

Министерство образования и науки Российской Федерации
КАБИНЕТ МИНИСТРОВ РЕСПУБЛИКИ ТАТАРСТАН
КАЗАНСКИЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК
АКАДЕМИЯ НАУК РЕСПУБЛИКИ ТАТАРСТАН
СЕВЕРО-ЗАПАДНЫЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
УНИВЕРСИТЕТ ПУАТЬЕ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«КАЗАНСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
им. А.Н. ТУПОЛЕВА-КАИ»

МЕЖДУНАРОДНЫЙ КОНГРЕСС

ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
НАУКОЕМКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ

МЕЖДУНАРОДНАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АВИАЦИИ,
НАЗЕМНОГО ТРАНСПОРТА И ЭНЕРГЕТИКИ

«АНТЭ-2013»

СБОРНИК ДОКЛАДОВ

Казань, 19 – 21 ноября 2013 г.

Казань 2013

Пр 68 **Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2013»:** международная научно-техническая конференция, 19 – 21 ноября 2013 г.: сборник докладов. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2013. – 584 с.

ISBN 987-5-7579-1927-0

Представлены материалы теоретических и экспериментальных исследований процессов в тепловых двигателях и энергетических установках. Рассмотрены вопросы повышения их эффективности, а также приведены результаты научных исследований, связанных с разработкой технологических процессов производства двигателей, совершенствованием авионики, электрооборудования и систем управления.

УДК 621.4+621.438.46

Оргкомитет конференции:

***Зарипов Р.Х.** – заместитель Премьер-министра Республики Татарстан, министр промышленности и торговли Республики Татарстан, председатель организационного комитета (по согласованию);*

***Шагиахметов М.Р.** – министр экономики Республики Татарстан, сопредседатель организационного комитета (по согласованию);*

***Фаттахов Э.Н.** – министр образования и науки Республики Татарстан, сопредседатель организационного комитета (по согласованию);*

***Гильмутдинов А.Х.** – ректор КНИТУ-КАИ, заместитель председателя организационного комитета;*

***Михайлов С.А.** – проректор по научной и инновационной деятельности КНИТУ-КАИ, заместитель председателя организационного комитета.*

Члены организационного комитета

***Лебеденко О.В.** – начальник управления подготовки и аттестации научно-педагогических кадров КНИТУ-КАИ;*

***Сабирова Д.К.** – заведующая кафедрой истории и связей с общественностью КНИТУ-КАИ;*

***Тарасевич С.Э.** – директор Института авиации, наземного транспорта и энергетики КНИТУ-КАИ;*

***Ференец А.В.** – директор Института автоматизации и электронного приборостроения КНИТУ-КАИ;*

***Хасанова А.Ш.** – директор Института экономики, управления и социальных технологий КНИТУ-КАИ;*

***Щербаков Г.И.** – директор Института радиоэлектроники и телекоммуникаций КНИТУ-КАИ.*

СЕКЦИЯ 1
АЭРОМЕХАНИКА, ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОЧНОСТЬ ИЗДЕЛИЙ
НАУКОЕМКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ

Руководитель секции – доктор технических наук, профессор **Гайнутдинов В.Г.**

УДК 629.7.085

ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ НАЗЕМНАЯ КАТАПУЛЬТА С МНОГОРАЗОВОЙ
СИСТЕМОЙ ПОДАЧИ РАБОЧЕГО ТЕЛА

*Амброжевич А.В.***, *Мигалин К.В.**, *Середа В.А.***
(*ООО Научно-производственная фирма «Ротор», Россия;
**Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина)

С целью минимизации массогабаритных характеристик беспилотного авиационного комплекса поставлена задача оптимизации динамических характеристик наземного пускового устройства по длине направляющей. Предложена схема пневматического пускового устройства с многоразовой подачей рабочего тела в цилиндр расширительной машины. На основании комплексно-сопряженной модели определены количество и дислокация воздушных донаторов.

Фаза старта критичным образом определяет облик транспортной составляющей комплекса с беспилотным летательным аппаратом (БЛА) и является одним из первостепенных факторов, влияющих на траекторные характеристики. Облик системы старта определяется условиями функционирования комплекса: способом базирования и нагрузкой на крыло БЛА. В зависимости от распределения располагаемых энергетических возможностей БЛА может стартовать самостоятельно либо с использованием внешних систем. Причем способ старта является выражением функциональной специфики комплекса с БЛА.

Условия применения внешних систем старта в классе аэродинамических БЛА диктуются масштабным фактором – в классе легких аппаратов с высокой нагрузкой на крыло обеспечение фазы старта за счет энергетике двигательной установки либо нецелесообразно, либо технически неосуществимо. В этих условиях применение наземных пусковых устройств (НПУ) различных типов старта БЛА выглядит безальтернативно. Как следует из анализа известных технических решений, наземным системам старта в составе беспилотных авиационных комплексов (БАК) до настоящего времени не придавалось приоритетного значения, а подходы к проектированию не имели системного характера. В целом это не способствует

общему совершенству БАК, так как в значительной мере отражается на характеристиках маршрутной дальности, тактического применения и т.д.

В рамках культивируемого авторами метода проектирования НПУ детерминированное принятие решений по выбору облика осуществляется, исходя из критериальных оценок энергетической эффективности процесса ввода в полет БЛА с использованием доступной информации о ТТХ известных аналогов на базе теории подобия и размерности [1]. Теория подобия может служить инструментом обобщения мирового опыта, накопленного в сфере специализированных аэрогазодинамических устройств на стадии формирования облика. Включение в цикл проектирования опережающих численных аэрогазодинамических исследований позволяет снизить технический риск и стоимость разработки, а также повысить ее качество.

Основанием для выбора способа ввода БЛА в полет и реализующего его устройства (т.е. - формирования облика НПУ), должны быть априорные оценки совершенства существующих аналогов с позиций поставленной задачи проектирования. Набор априорных оценок, применяемых для данной цели, должен включать в себя размерные и безразмерные величины. Необходимость размерных оценок продиктована тем обстоятельством, что масштабы в технике «упрямая» вещь, так как любое из известных устройств реализуется в определенных абсолютных параметрических диапазонах.

Использование критериальных комплексов (безразмерных величин) позволяет получить сравнительные оценки совершенства широкого множества аналогов, заданных массивом ТТХ. Критерии подобия также задают количественные ориентиры в задачах оптимизации с условными ограничениями. Из вышеприведенных предпосылок следует обоснование подхода к формированию облика НПУ, учитывая, что полезной функцией является необходимая скорость ввода в полет БЛА заданной взлетной массы, а остальные параметры – максимальная стартовая перегрузка и длина направляющей – представляют собой проектные ограничения.

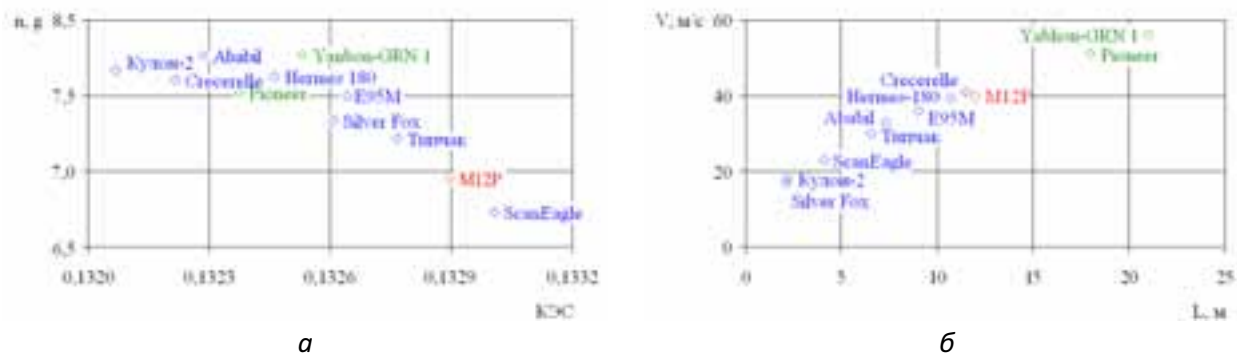


Рис. 1. Анализ функциональных свойств известных образцов пневматических НПУ:
 а – изменение стартовой перегрузки от критерия энергетического совершенства (аналога КПД);
 б – зависимость скорости ввода в полет БЛА от длины направляющей

Проведенный авторами критериальный анализ уровня технического совершенства представительного множества существующих образцов НПУ дает возможность произвести качественную сепарацию заложенных в них проектных решений. В наиболее широком диапазоне ТТХ реализуются пневматические НПУ, что свидетельствует об их высокой универсальности. Тем не менее, в абсолютном в большинстве известных образцов данной группы остается нерешенной проблема поддержания постоянства перегрузки, что влечет за собой ограничение по максимальному значению данного параметра по циклограмме за счет соответствующего увеличения длины направляющей (рис. 1 а, б). Полученный в результате массив критериальных оценок позволяет сделать вывод о преобладании бессистемного принятия

проектных решений и вытекающим из этого невысоким уровнем технического совершенства НПУ и посредственными ТТХ БАК в целом. На этом фоне выделяются лишь единичные высокоэффективные образцы, например – НПУ Super Wedge с направляющей длиной 3 м для запуска БЛА «Scan Eagle» против типичных в своем классе 21-метровых (ADLR-021 БЛА «Yabhon-GRN 1» и др.).

Для выявления доминирующих факторов эффективности рабочего процесса в состав указанного метода проектирования включена универсальная модель НПУ с приводом от тепловой расширительной машины [2]. Данная модель отображает нестационарный трехмерный процесс в рабочем цилиндре с учетом динамики механической трансмиссии. Пространственное течение (внутреннее и внешнее) в расширительной машине описывается 9-ю уравнениями. Решения эволюционной задачи получено конечно-разностным методом С.К. Годунова, реализованный на регулярной временной сетке и декартовой пространственной сетках. Для отображения различных физических факторов модели используется механизм источников-стоков массы импульса и энергии. Для определения параметров невозмущенного автономного течения используется решение задачи о распаде произвольного разрыва. Система уравнений в векторно-матричных терминах записывается

$$\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot \vec{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \bar{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \bar{\Delta}_{(n)}, \quad (1)$$

где $\bar{F} = \rho \left\{ 1, \bar{C}, \vec{w}, \varepsilon^0 \right\}$ – обобщенные потоковые вектор-матрицы; $\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \bar{\Phi}_k$ – вектор-матрица конвективных и волновых процессов; $\bar{\Phi}_k = \bar{F} w_k + p(0, 0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k)$ – проекции вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат; $\bar{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho \bar{C})}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial(\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)}$ – вектор-матрица «свободных» источников-стоков (ИС); $\vec{f} = \{f_1, f_2, f_3\}$ – вектор напряженности поля массовых сил; f_1, f_2, f_3 – проекции вектора напряженности; ρ – плотность; ε^0 – внутренняя энергия по полным параметрам; M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом; M_C – общее число групп «свободных» ИС; \vec{i}_k – орты прямоугольной системы координат; $(\dots)_k$ – индекс направления в пространстве; $(\dots)_n$ – индексы групп особенностей.

На непроницаемых стенках применяется решение задачи о взаимодействии однородного потока газа с преградой. В качестве модели турбулентности используется метод нормирования аппроксимационной вязкости. Для исследования нестационарных процессов критична подмодель подвижной поверхности, которая реализуется механизмом подвижной сетки. Граничными условиями для газотермодинамической модели служит механическая подмодель трансмиссии, которая записана на основании уравнения Лагранжа II рода. Серия численных экспериментов подтвердила импульсный характер работы устройства, который выражается в несовершенстве динамических характеристик НПУ.

По результатам серии численных экспериментов в группе НПУ с пневматическим приводом сделан вывод о причине низкой неэффективности рабочего процесса ввиду регрессивного характера изменения тягового усилия. При этом необходимость обеспечения минимальной скорости ввода в полет БЛА в условиях ограничения стартовой перегрузки приводит к увеличению длины направляющей, что негативно сказывается на характеристиках мобильности и компактности БАК.

Причина указанной проблемы заключается в том, что классические пневматические приводы линейного действия представляют собой однокаскадные системы, где под каскадом понимается однородный участок цилиндра с единственным дозатором рабочего тела, в котором выполняется работа по его расширению. Расширение рабочего тела в пределах объема каскада сопровождается падением давления и, как следствие, снижением тягового усилия на штоке. Таким образом, падение тяги трансмиссии НПУ прямо пропорционально длине каскада. Но сокращение длины каскада нерезонно в связи с уменьшением величины хода штока, поэтому возможен путь увеличения количества каскадов, т.е. мест дополнительной подачи газа в общий объем цилиндра.

Подобные схемы нашли свое применение в многокамерных артиллерийских орудиях «Tausendfuss» «Hochdruckspumpe» в которых обеспечение дополнительного газопритока рабочего тела осуществляется за счет воспламенения добавочных пороховых зарядов, расположенных вдоль ствола и срабатывающие при прохождении через них снаряда. Авторами предложена схема многоразового подвода рабочего тела в цилиндр расширительной машины с настройкой на волновой процесс, которая позволяет поддерживать постоянное тяговое усилие на протяжении всего рабочего цикла. Авторские права на способ компенсации падения тягового усилия и устройство его реализующее защищены патентом Российской Федерации на изобретение (приоритетная справка № 2012139750 от 17.09.2012).

Принцип действия устройства заключается в размещении дополнительных дозаторов газа вдоль образующей либо в крышке цилиндра и их последовательном срабатывании по мере прохождения поршнем дистанции. Тем самым обеспечивается постоянство тягового усилия катапульты, а, значит, возможность предания БЛА заданных стартовых параметров на укороченном разгонном участке направляющей. Таким образом, схема НПУ с многоразовым подводом рабочего тела содержит в себе возможность оптимизации работы НПУ за счет варьирования числом и расположением клапанов по длине цилиндра.

В основе типичной вариационной задачи лежит сведение к дифференциальным уравнениям Эйлера физической модели рассматриваемого явления. Но зачастую классический метод решения вариационных задач оказывается недостаточно эффективным, несмотря на его значительное теоретическое содержание. Разработан итерационный градиентный однопараметрический метод оптимизации динамических характеристик НПУ, который относится к прямым методам. Сформулирована задача оптимизации цикла НПУ, которая сводится к отысканию временных задержек t_i включения дополнительных клапанов подачи рабочего тела (или интервалов размещения по оси цилиндра), при которых доставляется минимум значению длины направляющей при условии поддержания постоянства давления расширения:

$$J(l_i) = \inf_{L \in D(J)} J(L). \quad (2)$$

Среди серии экспериментов оптимальная конфигурация катапульты определялась путем нормирования совершенной работы по перемещению груза вдоль направляющей с помощью коэффициента полноты циклограммы тяги. Коэффициент характеризует динамические качества процесса ввода в полет БЛА в интегральном выражении с учетом параметров баллоне, магистралей подвода газа, расположения дозаторов, волнового процесса и т.д. Таким образом, значению коэффициента полноты циклограммы тяги соответствует НПУ с постоянным законом тяги и минимальными колебаниями среды в цилиндре, достижение которого является решением задачи оптимизации.

$$\kappa = \frac{A_{\pm}}{A}. \quad (3)$$

где $\bar{A} = \bar{F}L$ – оптимальная площадь циклограммы тяги, которая соответствует постоянному закону усилия \bar{F} ; $A_{\pm} = F_{\pm}L$ – действительная площадь циклограммы тяги, которая соответствует регрессивному закону усилия F_{\pm} .

Критерием размещения очередного дозатора на образующей цилиндра являлось снижение коэффициента полноты тяги ниже ранее установленного значения. Результаты оптимизации НПУ свидетельствуют, что закономерность расположения дозаторов (при длине цилиндра 2 м) подчиняется арифметической прогрессии с разностью $d = 0,15$ м и первым членом $a_0 = 0,15$

$$a_i = a_0 + jd = 0,15 + 0,15j, \quad j = 0, 1, 2, 3, \quad (4)$$

где $n = j+1$ – количество дозаторов.

На рис. 2 и 3 представлены результаты применения метода оптимизации динамических характеристик на примере пневматического НПУ для легкого БЛА. Расчет подтверждает неэффективность однокаскадной схемы в связи с регрессивным законом перегрузки (рис. 2, поз. 1), вследствие чего невозможностью придания на заданной длине направляющей минимальной скорости ввода в полет (рис. 3, поз. 1). В свою очередь, схема с дополнительным подводом рабочего тела позволяет поддерживать постоянное значение перегрузки на уровне предельно допустимого значения (рис. 2, поз. 2). По этой причине закон набора скорости имеет прямолинейный характер (рис. 3, поз. 2), в результате чего необходимое значение скорости ввода в полет БЛА достигается при минимальной длине разгонного участка.

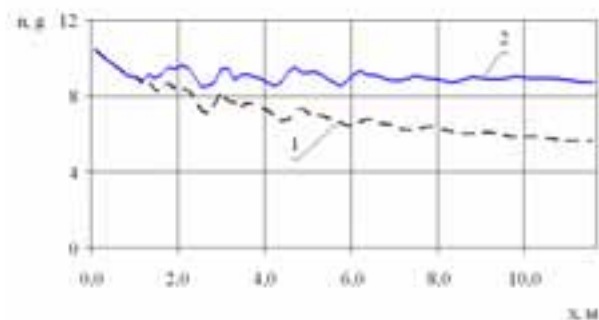


Рис. 2. Циклограмма перегрузки, действующей на БЛА

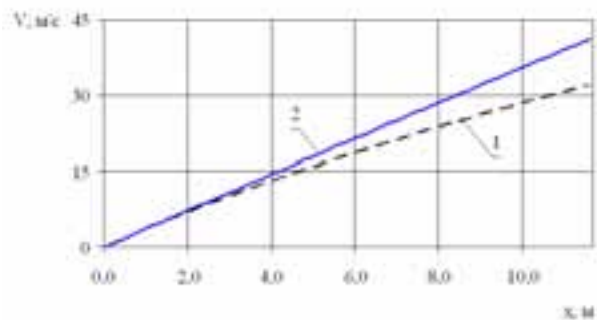


Рис. 3. Динамика набора скорости БЛА при движении по направляющей

По результатам исследования спроектирован и изготовлен натурный образец НПУ с многократным подводом рабочего тела (рис. 4). Подача газа в крышку цилиндра осуществлялась ступенчато из независимых баллонов с некоторой задержкой, которая определена в численном эксперименте. Вместо макета БЛА используется груз-макет, эквивалентный по массе, запускаемому БЛА, но отличающийся аэродинамическими характеристиками.



Рис. 4. Внешний вид НПУ с многократной системой подачи

Произведена серия баллистических пусков груза-макета с измерительным комплексом на борту. Верификация результатов численного эксперимента производилась по интегральным показателям, характеризующим решение задачи оптимизации: скорости схода, среднему значению перегрузки и коэффициенту полноты циклограммы тяги Испытания подтвердили работоспособность образца и позволили провести верификацию модели. При обработке полученных экспериментальных данных было установлено, что погрешности определения стартовой перегрузки и начальной скорости достигают 7,65 % и 3,85 % соответственно.

Основные причины рассогласования видятся, главным образом, в высокой инерционности срабатывания дозаторов подачи рабочего тела в крышку и относительно грубом отображении механической подмоделью работы полиспастной системы. Тем не менее, можно заключить, что разработанный метод расчета и оптимизации динамических характеристик НПУ с приемлемой для ранних стадий НИОКР точностью воспроизводит характеристики схода БЛА – скорость и перегрузку.

Предложенная технология проектирования НПУ и использование описанного устройства позволяют сократить длину направляющей на 30 % при сохранении необходимой начальной скорости ввода в полет БЛА и ограничении стартовой перегрузки предельно допустимым значением. Представленный метод оптимизации НПУ является универсальным и при незначительной доработке может быть распространен на катапульты с различным способом организации рабочего процесса и типом трансмиссии.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Амброжевич А.В.* Анализ функциональных свойств известных образцов наземных пусковых устройств беспилотных летательных аппаратов / А.В. Амброжевич, К.В. Мигалин, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 2 (89). – С. 39-43.

2. *Амброжевич А.В.* Комплексно-сопряженная модель катапульты с телескопическим приводом / А.В. Амброжевич, К.В. Мигалин, В.А. Середа // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2012. – Вып. 1 (69). – С. 61-69.

PNEUMATIC GROUND-BASED CATAPULT WITH REUSABLE SYSTEM OF WORKING FLUID SUPPLY

*A.V. Ambrozhevich***, *K.V. Migalin**, *and V.A. Sereda***

*(*OOO Scientific Production Company “Rotor”, Russia,*

*** N.E. Zhukovskii National Aerospace University “Kharkov Aviation Institute”, Ukraine)*

In order to minimize the mass-dimensional characteristics of unmanned aircraft systems, the problem of optimizing the dynamic characteristics of a ground-based launcher lengthwise the rail is assigned. A scheme of a catapult with reusable supply of the working fluid in the cylinder expansion engine is proposed. On the basis of the complex conjugate model, the order of placement and number of air dispensers are determined.

ТРАНСПОРТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ ГАЗОВЫХ СРЕД

Анисимова И.В., Игнатъев В.Н.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Предложен потенциал, описывающий взаимодействие молекул в многокомпонентной газовой среде, учитывающий геометрические параметры молекул, многокомпонентность и температурные поля на процесс их взаимодействия. Проведен численный анализ зависимости функции угла рассеивания от температуры и многокомпонентности газовой среды, который позволяет утверждать, что эти характеристики необходимо учитывать при определении транспортных свойств многокомпонентной газовой среды.

С целью упрощения столкновительного члена в уравнении Больцмана, состоящего из восьмикратного интеграла, используется понятие функции угла рассеивания взаимодействующих молекул в газовой среде [1-3]. Это позволяет в столкновительном члене уравнения Больцмана перейти от восьмикратного интеграла к трехкратному. В связи с этим для определения значения функции угла рассеивания вводится понятие обобщенного потенциала взаимодействующих молекул.

Отметим, что молекулы в газовой среде кроме поступательного движения обладают внутренними степенями свободы: вращениями, колебаниями. Поэтому при математическом описании динамики, как парных, так и непарных столкновений молекул будем учитывать не только поступательные, но и движения, обусловленные «внутренними» силами, и описывать их с помощью эффективного потенциала взаимодействия $\varphi_{eff}(r)$ [1-3]:

$$\varphi_{eff}(r) = 4\varepsilon \left[\left(\frac{g}{r} \right)^{2(n+2)} - \left(\frac{g}{r} \right)^n \right] + \frac{m_{ij}g^2 b^2}{2r^2} \quad (1)$$

В безразмерных переменных выражение (1) имеет вид:

$$\varphi_{eff}^*(r^*) = 4 \left[\left(\frac{Al}{r^*} \right)^{2(n+2)} - \left(\frac{Al}{r^*} \right)^n \right] + \left(\frac{g^* b^*}{r^*} \right)^2. \quad (2)$$

где $r^* = r/\sigma_{ij}$ – приведенное межмолекулярное расстояние, $b^* = b/\sigma_{ij}$ – приведенный прицельный параметр, $(g^*)^2 = \frac{m_{ij}g^2}{2\varepsilon}$ – приведенная кинетическая энергия, $\varphi^* = \varphi/\varepsilon$ – приведенная потенциальная энергия межмолекулярного взаимодействия, $Al = a/\sigma_{ij}$ – безразмерный параметр, характеризующий отношение расстояния от начала координат до точки, в которой $\varphi_{eff}^*(r^*) = 0$ к сумме расстояния между центрами взаимодействующих молекул сортов i и j , $\sigma_{ij} = (\sigma_i + \sigma_j)/2 \equiv \sigma_T$ – эффективный диаметр столкновения.

Для определения значения числа AL необходимо знать значения величин σ и σ_T . Значение параметра σ определяется условием $\varphi_{eff}^*(r^*)|_{r^*=\sigma} = 0$. Для определения величины σ_T можно использовать два подхода. В первом подходе можно попытаться записать математическую модель силового поля сталкивающихся молекул и, исходя из нее, определить параметр σ_T . Во втором подходе предлагается значение σ_T определять по одной из экспериментально измеренной транспортной характеристике среды (теплопроводности, вязкости и др.). Так, в кинетической теории газов установлена зависимость между коэффициентами сдвиговой вязкости и квадратом эффективного диаметра молекул столкновения вида [4]:

$$\eta = \frac{5}{16\sigma_T^2} \left(\frac{mKT}{\pi} \right)^{1/2}.$$

Откуда

$$\sigma_T^2 = \frac{5}{16\sqrt{\pi}} \cdot \frac{(mKT)^{1/2}}{\eta}, \quad (3)$$

где T – температура газовой среды, η – сдвиговая вязкость, K – постоянная Больцмана, m – масса молекул.

Для определения значений величины η в выражении (3) воспользуемся формулой Сазерленда [4-6]. Имеем [6]:

$$\sigma_T^2 = \sigma_{\infty}^2 \left(1 + \frac{\varphi_0}{RT} \right) \quad (4)$$

или

$$\sigma_T = \sigma_{\infty} \left(1 + \frac{\varphi_0}{RT} \right)^{1/2}. \quad (5)$$

Здесь σ_{∞} – эффективный диаметр молекул в газовой смеси при $T \gg 1$, φ_0 – постоянная, R – газовая постоянная. Значения этих постоянных для некоторых индивидуальных газов и газовых смесей приведены в [6]. С учетом (5) выражение (2) для φ_{eff}^* принимает вид:

$$\varphi_{eff}^*(r^*, b^*, g^*, \bar{AI}, T) = 4 \cdot \left(1 + \frac{\varphi_0}{RT} \right)^{-2} \cdot \left[\left(\frac{\bar{AI}}{r^*} \right)^{2(n+2)} \cdot \left(1 + \frac{\varphi_0}{RT} \right)^{-n} - \left(\frac{\bar{AI}}{r^*} \right)^6 \right] + \left(\frac{g^* b^*}{r^*} \right)^2, \quad (6)$$

где $\bar{AI} = \sigma / \sigma_{\infty}$.

Заметим, что при $T \gg 1$ выполняется $\sigma_T \cong \sigma_{\infty}$, $\bar{AI} \cong AI$ и (6) принимает вид (2).

Из анализа выражения (6) следует, что температурные поля в газовой среде, в основном, влияют на процесс отталкивания взаимодействующих молекул при малых и умеренных температурах и это влияние имеет нелинейный характер, а при $T \gg 1$ это влияние на φ_{eff}^* имеет линейный характер.

2. Рассмотрим теперь газовую среду, состоящую из K компонент. Поскольку в многокомпонентной газовой среде ($K \geq 2$) происходит взаимодействие молекул разных геометрических размеров, имеющих соответственно разные значения сил притяжения и отталкивания, введем обобщенное безразмерное число AI_{gener} , с помощью которого будем учитывать влияние, как многокомпонентности, так и геометрических характеристик молекул среды на значения этих сил:

$$AI_{gener} = \frac{\sigma}{\sum_{n=1}^K \sigma_n} = \frac{\sigma}{\sigma_T \left(1 + \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq T}}^K \frac{\sigma_j}{\sigma_T} \right)}, \quad (7)$$

где через $\sigma_T = \max_{1 \leq n \leq K} \{\sigma_n\}$ – обозначен эффективный диаметр молекул в многокомпонентной газовой среде.

Проведем анализ выражения (7).

А). Пусть $\sigma_T = \sigma_j \forall j = 1, 2, \dots, K$, т.е. многокомпонентная газовая среда состоит из молекул одинаковых или подобно близких геометрических размеров. Тогда (7) упрощается и принимает вид:

$$AI_{gener} = \frac{\sigma}{K\sigma_T} = \frac{AI}{K} = \alpha_1 \cdot AI, \quad 0 < \alpha_1 \leq 1. \quad (8)$$

Из выражения (8) следует, что в этом случае безразмерные числа AI и AI_{gener} связаны между собой коэффициентом пропорциональности $\alpha_1 = 1/K$.

В). Если газовая среда, состоящая из K компонент, имеет молекулы, геометрические размеры которых отличаются друг от друга по линейному закону, то выражение (7) можно записать так:

$$AI_{gener} = \frac{\sigma}{\sigma_T \left(1 + \sum_{j \neq T}^K l_j \right)} = \frac{AI}{1 + \sum_{j \neq T}^K l_j} = \alpha_2 \cdot AI, \quad (9)$$

где $\alpha_2 = \left(1 + \sum_{j \neq T}^K l_j \right)^{-1}$, l_j ($j = 1, 2, \dots, K; j \neq T$) – коэффициенты пропорциональности геометрически подобных молекул в газовой среде, состоящей из K компонент. Пусть

$l_1 = \min_{1 \leq n \leq K} \{\sigma_n\}$, $l_2 = \sigma_T = \max_{1 \leq n \leq K} \{\sigma_n\}$, тогда выражение (9) можно упростить и записать так

$$AI_{gener} = \frac{\sigma}{\sigma_T \left(1 + (K-1) \frac{l_1 + l_2}{2} \right)} = \frac{AI}{1 + (K-1) \frac{l_1 + l_2}{2}} = \alpha_3 \cdot AI. \quad (10)$$

Здесь $\alpha_3 = 1 / \left(1 + (K-1) \cdot \frac{l_1 + l_2}{2} \right)$.

С). Наиболее реалистичной является гипотеза о том, что геометрические параметры молекул в многокомпонентной газовой среде подчиняются тому или иному вероятностному закону, например, нормальному закону распределения. В этом случае безразмерное число AI_{gener} будет иметь вероятностный характер.

Итак, для описания процессов взаимодействия молекул в исходной газовой среде авторы предлагают использовать потенциал (6), учитывающий многокомпонентность, распределение температуры в газовой среде, а так же геометрические параметры молекул. Потенциал взаимодействия молекул (6) обобщает многие известные потенциалы [2,3], в частности, Леннарда-Джонса.

3. Перейдем к обсуждению вопроса определения значений функции угла рассеивания в многокомпонентной газовой среде, в которой для описания процесса взаимодействия молекул используется потенциал вида (6). Функция угла рассеивания выражается через несобственный интеграл вида [1-3]:

$$\chi(b^*, g^*) = \pi - 2b^* \int_{(r_0^*)_{min}}^{\infty} \frac{dr^* / (r^*)^2}{\sqrt{1 - \frac{\varphi_{eff}^*}{(g^*)^2}}}, \quad (11)$$

где нижний предел $(r_0^*)_{min}$ – это значение минимального положительного корня нелинейного алгебраического уравнения [1].

Проведем качественный анализ несобственного интеграла (11). Заметим, что несобственный интеграл (11) является сходящимся [7], если для подынтегральной функции выполняется условие:

$$(g^*)^2 > \varphi_{eff}^*, \quad (r^* \in [(r_0^*)_{min}, \infty)). \quad (12)$$

В этом случае, как было установлено в [7], функция $\chi(b^*, g^*)$ равномерно непрерывна по параметрам b^* и g^* .

Если же для некоторых значений $\varphi_{eff}^*(r_{crit}^*)$, $r_{crit}^* \in [(r_0^*)_{min}, \infty)$ и параметра g^* выполнено условие:

$$(g^*)^2 < \varphi_{eff}^*, \quad (13)$$

то подынтегральная функция в (11) имеет неустранимый разрыв. В этом случае интеграл (11) будет расходиться на множестве R . Однако при выполнении неравенства (13) выражение для угла рассеивания (11) описывает процесс взаимодействия молекул на множестве комплексных чисел C . Функция $\chi(b^*, g^*)$ в этом случае аналогична комплексному интегралу вероятности, таблица значений которого приведена в [8].

При диссоциации взаимодействующих молекул главные роли играют колебательная и вращательная энергии молекул, т.е. их внутренние силы. Из анализа поведения Φ_{eff}^* следует, что при выполнении условия $(g^*)^2 > \Phi_{eff}^*$ для $\forall r^* \in [(r_0^*)_{min}, \infty)$, кривые для Φ_{eff}^* имеют локальный экстремум (минимум). В этом случае взаимодействующие молекулы описывают устойчивую траекторию движения. Однако, при некотором критическом квантовом числе [9] кривая Φ_{eff}^* не имеет локальных экстремумов и описывается только процесс отталкивания, вызванный превалирующими «внутренними» силами (см. рис. 3). Таким образом, при определенных описанных выше условиях, вращательная в сумме с колебательной энергии взаимодействующих молекул могут оказывать существенное влияние на процесс взаимодействия молекул в многокомпонентной газовой среде. В случае $(g^*)^2 = \Phi_{eff}^*$ для математического описания процесса взаимодействия молекул в газовой среде необходимо привлечь теорию бифуркаций решений [10].

Отметим, что если рассматривать модель молекул как твердые шарики, то условие $(g^*)^2 \leq \Phi_{eff}^*$ описывает выход взаимодействующих молекул на замкнутую траекторию, которая является неустойчивой и для анализа схода молекул с нее необходимо использовать также теорию бифуркаций [10].

Для определения значений функции $\chi(g^*, b^*)$, которая выражается несобственным интегралом вида (11) в [1] предлагаются различные вычислительные технологии, основанные на адаптирующих квадратурах Ньютона-Котеса, квадратурах Гаусса и сплайн-квadrатурах. При этом для вычисления значений несобственного интеграла (11) авторы рассматривают два способа [11]. Первый способ основан на отображении полуинтервала $[r_0, \infty)$ в отрезок $[0, 1]$. После соответствующих преобразований подынтегрального выражения в (11) для нахождения значений $\chi(g^*, b^*)$ предлагается использовать одну из перечисленных выше квадратур. Во втором способе для нахождения значений несобственного интеграла (11) предлагается использовать критериально-оценочное условие:

$$\left| \int_{r_0}^b \frac{dr^*/r^{*2}}{\sqrt{1-\Phi_{eff}^*/g^{*2}}} - \int_{r_0}^{\infty} \frac{dr^*/r^{*2}}{\sqrt{1-\Phi_{eff}^*/g^{*2}}} \right| < \varepsilon, \quad (14)$$

где значение b определяется из условия (14) при $\varepsilon \ll 1$. На графиках 1-3 приведены значения функции угла рассеивания, вычисленные сплайн квадратурой.

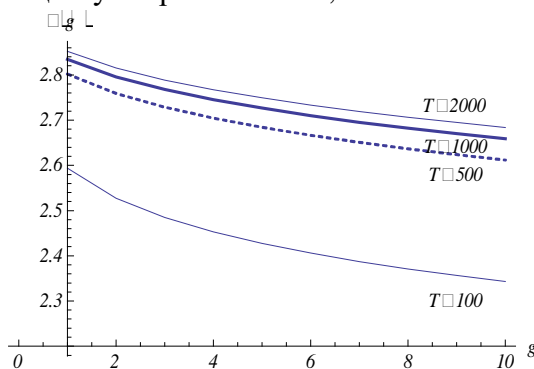


Рис. 1. Сравнение графиков $\chi(b^*, g^*)$ в зависимости от температурных полей при значениях параметров $n = 2, Al = 1, b^* = 0.28$

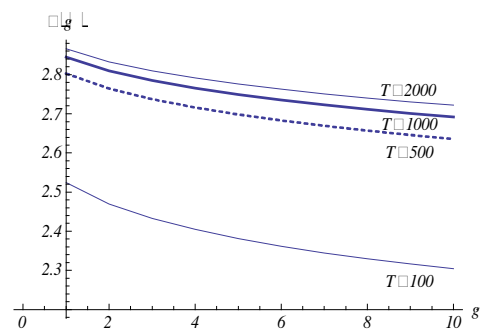


Рис. 2. Сравнение графиков $\chi(b^*, g^*)$ в зависимости от температурных полей при значениях параметров $n = 3, Al = 1, b^* = 0.26$

Анализ графиков позволяет сделать вывод, что с увеличением температуры T значения функции угла рассеивания увеличиваются, и при $T \gg 1$ асимптотически приближаются друг к другу.

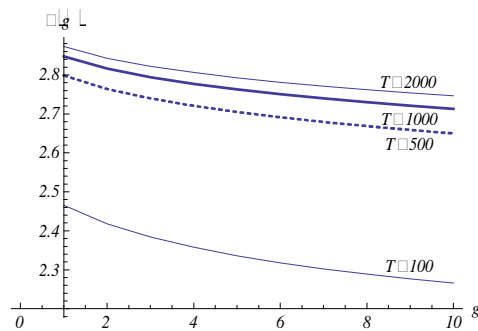


Рис. 3. Сравнение графиков $\chi(b^*, g^*)$ в зависимости от температурных полей при значениях параметров $n = 4, A1 = 1, b^* = 0.28$

В заключение отметим, что:

Впервые предложен потенциал, описывающий взаимодействие молекул в многокомпонентной газовой среде, учитывающий геометрические параметры молекул, многокомпонентность и температурные поля на процесс их взаимодействия.

Проведен численный анализ зависимости функции угла рассеивания от температуры и многокомпонентности газовой среды, который позволяет утверждать, что эти характеристики необходимо учитывать при определении транспортных свойств многокомпонентной газовой среды.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анисимова И.В., Игнатьев В.Н. Вычислительные технологии процессов переноса газов. Изд-во Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева (КНИТУ-КАИ). ISBN 987-5-7579-1781-8. 2012.
2. Ферцигер Дж., Канер Г. Математическая теория процессов переноса в газах. М.: Мир, 1976.

УДК 539.3

УМЕНЬШЕНИЕ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА МЕТОДОМ ДИНАМИЧЕСКОГО ГАШЕНИЯ КОЛЕБАНИЙ

Антошкина Е.Н., Николаев Е.И.

(ОАО «Казанский вертолетный завод»,

*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Представлены результаты разработки математической модели, описывающей движение взмаха и качания лопасти и ее кручения. В среде Maple выведены уравнения движения маятникового гасителя. Найдены колебания лопасти в плоскости взмаха методом разложения уравнений движения лопасти в ряд Фурье.

Лопастей воздушных винтов работают в сложных условиях совместного действия больших центробежных растягивающих сил, изгибающих и крутящих моментов. Особенно слож-

ны условия работы несущего винта вертолета при кривой обдувке, поскольку на его лопасти действуют переменные нагрузки.

Несущий винт в значительной степени определяет летные характеристики вертолета, его устойчивость и управляемость. Он является возбудителем вибраций и переменных нагрузок в основных силовых элементах вертолета. С несущим винтом связаны такие динамические явления, как флаттер и земной резонанс. Эти обстоятельства являются причиной того, что методом расчета воздушных винтов посвящено большое количество работ.

Для определения зависящих от времени коэффициентов деформации получены обыкновенные дифференциальные уравнения, решение которых выполняется путем разложения искомых функций в ряды Фурье [4].

1. Уравнения движения маятникового виброгасителя

Рассмотрим движение шаровидного груза гасителя, закрепленного на лопасти 4-х лопатного несущего винта. При его движении возникают нормальные и касательные ускорения. Нормальное (центростремительное) ускорение a_n направлено к центру вращения по прямой, соединяющий центр груза гасителя и центр вращения для данного движения. Тангенциальное (касательное) ускорение a_t направлено по касательной к траектории движения груза. Несущий винт вращается с постоянной угловой скоростью $\omega = const$.

Основные допущения: пренебрежем силой трения и положим угол взмаха лопасти β малыми ($\cos \beta = 1$, $\sin \beta = \beta$).

Уравнение моментов всех сил гасителя относительно оси вращения несущего винта запишется:

$$\sum mom O_i = m \frac{d^2 \beta}{dt^2} (h + l)^2 - m \omega^2 (h + l)(la - h\beta) - ml \frac{d^2 \alpha}{dt^2} (h + l) = 0. \quad (1.1)$$

Уравнение моментов всех сил гасителя относительно оси крепления гасителя будет:

$$\sum mom A_i = m \frac{d^2 \beta}{dt^2} l(l + h) - m \frac{d^2 \alpha}{dt^2} l^2 - m \omega^2 (h + l)la = 0. \quad (1.2)$$

2. Нелинейные уравнения колебаний лопасти под действием центробежных инерционных и аэродинамических сил и моментов

Разложим индуктивный поток V_x, V_y, V_z в ряд Фурье, получим следующие выражения

$$V_x = V_{0x} + \sum_{i=1}^n (v_{icx} \cos(i\psi) + v_{isx} \sin(i\psi));$$

$$V_y = V_{0y} + \sum_{i=1}^n (v_{icy} \cos(i\psi) + v_{isy} \sin(i\psi));$$

$$V_z = V_{0z} + \sum_{i=1}^n (v_{icz} \cos(i\psi) + v_{isz} \sin(i\psi)).$$

Уравнение деформации лопасти можно записать в виде:

$$A_1 + \ddot{B}_1 = F_1,$$

$$A_2 + \ddot{B}_2 = F_2,$$

$$A_3 + \ddot{B}_3 = F_3.$$

где A_i и B_i ($i = 1, 2, 3$) являются линейными интегро-дифференциальными операторами над функциями $x(r, t), y(r, t), \theta(r, t)$, которые с учетом членов первого порядка малости выражаются формулами.

Выражения для A_i не включают членов, не зависящих от деформации лопасти, т.е. от x, y и θ . Соответствующие члены условно отнесены к внешним нагрузкам и включены в выражения для F_i . Кроме того, в дополнение к аэродинамическим нагрузкам в выражения для F_i включены те инерционные нагрузки, выражения для которых содержат первые производные по времени от переменных x, y и θ , а также некоторые инерционные и упругие члены, квадратичные относительно деформаций, которые, как показал выполненный анализ, не являются пренебрежимо малыми.

Для облегчения выкладок и исключения ошибок при выводе уравнений применяется среда символьного вычисления Maple. Полученная система уравнений представляет собой систему линейных дифференциальных уравнений с периодическими коэффициентами возмущенного движения лопастей несущего винта относительно нелинейного установившегося движения. Но здесь приведена лишь система уравнений относительно нулевого установившегося движения. При сохранении нелинейного невозмущенного движения характер уравнений не изменяется, но существенно усложняются коэффициенты перед искомыми функциями. Вычисления коэффициентов при известном установившемся движении сложности не представляет.

Получены линеаризованные выражения относительно установившегося нелинейного движения лопастей несущего винта на упругой втулке для расчета критических скоростей флаттера и дивергенции. Отработана методика решения полученных уравнений разложением в ряд Фурье.

Получены колебания лопасти без гасителя и с гасителем (рис. 5-7).

Выводы. Разработана математическая модель, описывающая движение взмаха и качания лопасти и ее кручения. В среде Maple выведены уравнения движения маятникового гасителя. Найдены колебания лопасти в плоскости взмаха методом разложения уравнений движения лопасти в ряд Фурье. Написана программа, позволяющая подобрать параметры виброгасителя, при которых колебания лопасти будут минимальными. Выведены основные уравнения деформации лопасти. Программа позволяет увидеть характер колебания лопасти и гасителя, оценить влияние виброгасителя на амплитуду колебаний лопасти.

Все программы доступны в исходном коде всем желающим при обращении к авторам по электронной почте.

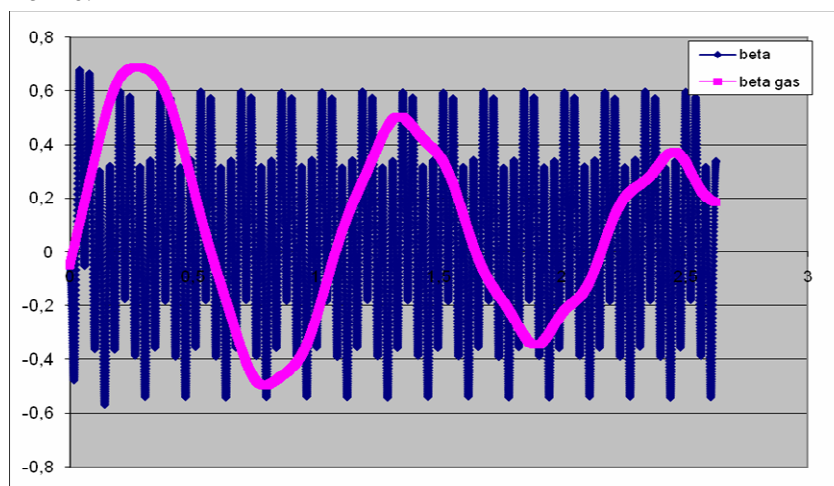


Рис. 1. Колебания лопасти

Статья подготовлена при поддержке гранта Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010 г. №11.G34.31.0038.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИНДУКТИВНОГО ПОЛЯ СКОРОСТЕЙ НА НДС ЛОПАСТЕЙ НА РАЗНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

Антошкина М.Н., Николаев Е.И.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева)*

На режимах малых скоростей поле индуктивных скоростей оказывается особенно неравномерным. Это приводит к возникновению значительных переменных аэродинамических сил, действующих на лопасти. Лопасти начинают колебаться с повышенными амплитудами.

На режимах малых скоростей поле индуктивных скоростей оказывается особенно неравномерным. Это приводит к возникновению значительных переменных аэродинамических сил, действующих на лопасти. Лопасти начинают колебаться с повышенными амплитудами. В них возникают значительные переменные напряжения. Силы, приходящие от лопастей на втулку, приводят к вибрации всего вертолета. Моделирование этого явления возможно только с применением вихревых теорий (дисковой, лопастной, теории несущих поверхностей).

В работе рассматривается метод дискретных вихревых цилиндров для расчета индуктивного поля скоростей, основанный на одном из методов В.И. Шайдакова для расчета индуктивных скоростей в любой точке пространства [1]. Используя формулу Био-Савара, были получены формулы дифференциалов проекций индуктивных скоростей на оси косоугольной системы координат $Ox_1y_1z_1$ в виде:

$$dv_{x1} = \frac{\gamma}{4\pi} \left[\frac{(\zeta - z_1)d\xi - (\xi - x_1)d\zeta}{\operatorname{tg} \delta} J_1 - \frac{d\zeta}{\sin \delta} J_2 \right]; \quad (1)$$

$$dv_{y1} = \frac{\gamma}{4\pi} \left[-\frac{(\zeta - z_1)d\xi - (\xi - x_1)d\zeta}{\sin \delta} J_1 + \frac{d\zeta}{\operatorname{tg} \delta} J_2 \right]; \quad (2)$$

$$dv_{z1} = \frac{\gamma}{4\pi} J_2 \sin \delta d\xi \quad (3)$$

$$J_1 = \frac{1}{(\zeta - z_1)^2 + (1 - \cos^2 \delta)(\xi - x_1)^2} \left(1 - \frac{h + \cos \delta (\xi - x_1)}{l_h} \right) \quad (4)$$

$$J_2 = \frac{1}{(\zeta - z_1)^2 + (1 - \cos^2 \delta)(\xi - x_1)^2} \left(\frac{(\xi - x_1)^2 + (\zeta - z_1)^2 + h \cos \delta (\xi - x_1)}{l_h} - \cos \delta (\xi - x_1) \right) \quad (5)$$

где $l_h = \sqrt{(\xi - x_1)^2 + (\zeta - z_1)^2 + h^2 + 2h \cos \delta \sqrt{(\xi - x_1)^2 + (\zeta - z_1)^2}}$

Для вычисления скорости от вихревого цилиндрического слоя ограниченной ширины необходимо взять контурный интеграл по проекции этого слоя на базовую плоскость Ox_1z_1 (интеграл по дуге s):

$$v_{x_1} = \int_s dv_{x_1}; v_{y_1} = \int_s dv_{y_1}; v_{z_1} = \int_s dv_{z_1}; v_0 = \int_s dv_0. \quad (6)$$

Для использования точного метода В.И. Шайдакова в численных методах, предлагается разбить вихревую колонну, опирающуюся на диск несущего винта, на n вихревых объемов. Принято, что циркуляция γ по контуру и вдоль образующей каждого вихревого цилиндра постоянна. Тогда из формул (1-3) можно вынести γ за знак интеграла и найти индуктивные скорости, интегрируя по четырем отрезкам контура.

Вихревую пелену, сходящуюся с лопастей несущего винта, представим в виде совокупности конечного числа вихревых цилиндров, опирающихся на плоскость диска несущего винта. Плоскость диска заполним замкнутыми контурами, образованными с двух сторон дугами окружностей и с двух других сторон радиальными отрезками (рис. 1, 2). При таком разбиении диска размеры контуров будут зависеть от количества расчетных точек по радиусу лопасти и азимуту несущего винта. При этом индуктивные скорости будем вычислять в точках, расположенных на оси получившихся вихревых цилиндров, а вне вихревой колонны в любой точке, кроме поверхности вихревых цилиндров. Это позволяет избежать особенностей при вычислении контурных интегралов вблизи цилиндрического слоя.

Для вычисления составляющих индуктивной скорости в точке A методом дискретных вихревых цилиндров будем использовать формулы В.И. Шайдакова (1-3), преобразованные под дискретную модель диска несущего винта.

$$v_{x1} = \frac{\gamma}{4\pi \sin \delta} \int_s [(l_z \cos \alpha - l_x \sin \alpha) J_1 \cos \delta - J_2 \sin \alpha] ds \quad (7)$$

$$v_{y1} = \frac{\gamma}{4\pi \sin \delta} \int_s [J_1 (l_z \cos \alpha - l_x \sin \alpha) - J_2 \sin \alpha \cos \delta] ds \quad (8)$$

$$v_{z1} = \frac{\gamma}{4\pi} \sin \delta \int_s J_2 \cos \alpha ds. \quad (9)$$

Для вычисления интегралов по контуру будем использовать интегрирующие матрицы [2]. Для удобства интеграл по замкнутому контуру будем вычислять как сумму интегралов $v = \int_{(ab)} dv + \int_{(bc)} dv + \int_{(cd)} dv + \int_{(da)} dv$ по четырем контурам. В этом случае для вычисления интегралов требуется лишь одна строка (последняя) общей для всех контуров интегрирующей матрицы.

На отрезках ab и cd угол α не изменяется и равен азимутальному углу ψ и $\psi+\pi$ соответственно. На отрезках bc и da угол α переменный по длине контура и равен углу наклона касательной в середине дуги ds к оси Ox_1 .

Для вычисления индуктивных скоростей в плоскости диска можно построить простой алгоритм, заключающийся в умножении матрицы влияния на столбец известных циркуляций в расчетных точках по диску несущего винта, которые пронумерованы от 1 до N . Для этого формируется матрица влияния $[A]$ размерности $N \times N$, элементы a_{ij} которой представляют собой индуктивные скорости, наведенные в i -й расчетной точке на оси i -го вихревого цилиндра j -м вихревым цилиндром единичной напряженности:

$$\begin{Bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \dots \\ v_N \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1N} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2N} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{N1} & a_{N2} & \dots & a_{NN} \end{bmatrix} \times \begin{Bmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \dots \\ \gamma_N \end{Bmatrix}$$

На режиме висения по диагонали матрицы влияния для плоскости диска ($i = j$) располагаются величины 0,5, а для матрицы влияния в плоскости достаточно далекой от плоскости диска – 1, что полностью соответствует положениям импульсной теории.

Количество точек на отрезках зависит от требуемой точности, но не более 20, при большем количестве точек точность не улучшается. Это можно проверить по диагональным элементам матрицы для режима висения.

По изложенному алгоритму можно построить матрицы влияния для любой совокупности точек. Например, матрицу влияния несущего винта на фюзеляж, матрицу влияния несущего винта на рулевой и наоборот, матрицы влияния несущего винта на стабилизатор. Для одной точки это будет строка влияния, умножая которую на столбец известных циркуляций получаем индуктивные скорости в данной точке.

Свойством матрицы влияния является то, что она постоянна для фиксированной точки, и матрица вычисляется в этом случае только один раз для определенного угла δ . В процессе вычислений уточняются значения погонных циркуляций и соответственно им индуктивные скорости. Матрицы влияния нужно построить заранее для диапазона углов δ , а в процессе расчета интерполировать между вычисленными матрицами по необходимым значениям δ .

Матрица влияния удобна еще тем, что если нам известен закон распределения погонной циркуляции по диску и угол δ , например, при постоянном распределении или распределении по типовому закону, то индуктивные скорости вычисляются сразу после умножения матрицы на столбец.

Для исследования работоспособности метода дискретных вихревых цилиндров, основанного на дисковой теории несущего винта вертолета В.И. Шайдакова, проведено несколько серий расчетов.

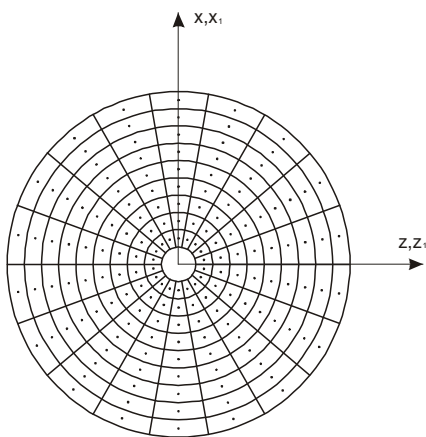


Рис. 1. Схема разбивки диска на дискретные вихревые цилиндры

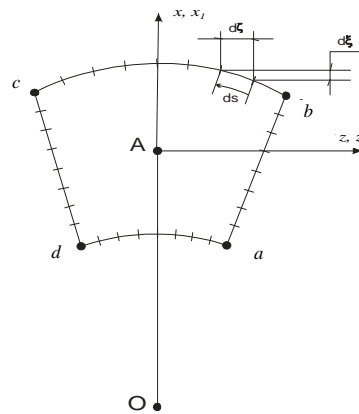


Рис. 2. Схема вычисления функции влияния от вихревого цилиндра единичной напряженности

Расчеты выполнены в программе балансировки вертолета «Ансат», в которую внедрен разработанный метод. Программа позволяет вычислять балансировочные характеристики вертолета, аэродинамические характеристики несущего винта, нагружение лопастей вертолета с «полужесткими» лопастями и с упругими лопастями в трехмерной геометрически нелинейной постановке.

На рис. 3 представлено распределение нормального компонента индуктивной скорости по радиусу на режиме висения в плоскости диска и в дальнем следе. На рис. 4-6 представлены результаты сравнения индуктивных скоростей, полученных методом дискретных вихревых цилиндров с экспериментом.

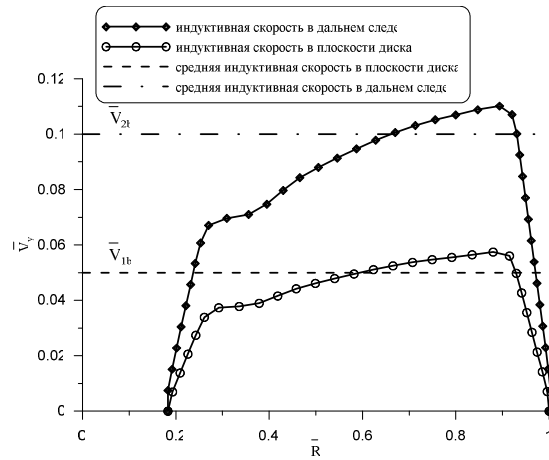


Рис. 3. Распределение нормального компонента индуктивной скорости по радиусу на режиме висения ($\alpha = 0^\circ, \mu = 0, C_t = 0.01$)

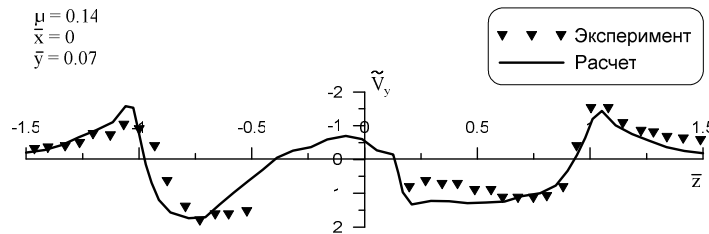


Рис. 4. Нормальный компонент индуктивной скорости на скорости полета 100 км/ч ($\mu = 0.14, \alpha = -1.1, C_t = 0.01$) в плоскости ZY

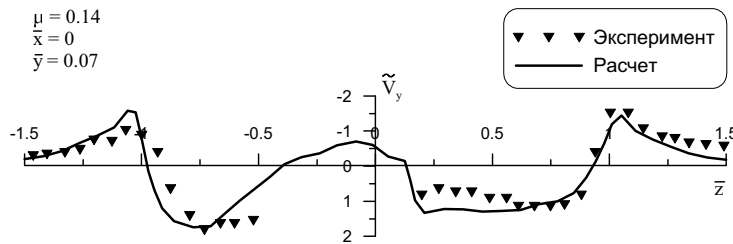


Рис. 5. Нормальный компонент индуктивной скорости на скорости полета 100 км/ч ($\mu = 0.14, \alpha = -1.1, C_t = 0.01$) в плоскости ZY

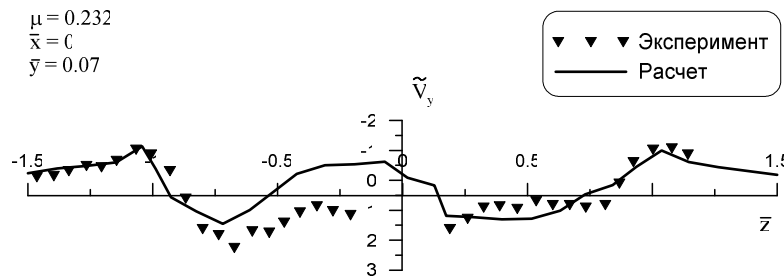


Рис. 6. Нормальный компонент индуктивной скорости на скорости полета 180 км/ч ($\mu = 0.232, \alpha = -9.5, C_t = 0.01$) в плоскости ZY

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шайдаков В.И. Свойства скошенного цилиндрического вихревого слоя. – В кн. Проектирование вертолетов, вып. 381, МАИ, 1976.
2. Вахитов М.Б., Сафариев М.С., Снугирев В.Ф. Расчет крыльевых устройств судов на прочность. Казань, Татарское книжное издательство, 1975.

INFLUENCE INDUCED VELOCITY TO DEFLECTED MODE OF BLADES FOR DIFFERENT REGIME OF FLIGHT

M.N. Antoshkina, E.I. Nikolaev

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The field of induced velocities is very irregular. Thereby start up large variable aerodynamic strengths going on the blade. Blades start to vibrate with heightened amplitudes. Then large variable strains appear. Strengths, gone from blade to hub, lead to amplitudes of all helicopter. One can to model this scene with help vortex theories (the disk theory, the blade theory, the bearing areas theory).

УДК 539.3:51

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРЕХСЛОЙНЫХ КОНСТРУКЦИЙ С ОПТИМАЛЬНЫМ СЕТЧАТЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ

Гайнутдинова А.В., Гайнутдинова Т.Ю.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева)*

Исследуются характеристики заполнителя, выполненного в виде стержневых структур. Выявлена зависимость относительной массы стержневого заполнителя от отношения строительной высоты и длины рациональной консольной изгибаемой трехслойной конструкции. Проведены расчеты относительных масс заполнителя рациональных консольных изгибаемых конструкций с различными типами стержневых заполнителей

Традиционно в качестве заполнителя трехслойных конструкций используются пористая пена, складчатые гофры и соты. Каждая из этих структур имеет сильные и слабые стороны. Общим для них является преобладание в структуре заполнителя сдвиговых и изгибных деформаций по отношению к деформациям растяжения-сжатия. В последнее время все большее внимание уделяется заполнителям, представляющим пространственную структуру [1 - 4], состоящую из повторяющихся элементов некоторой фермы, рис. 1а, стержни которой работают на растяжение-сжатие.

Элементарные структуры могут не удовлетворяют требованиям классической фермы, но они также могут быть использованы в качестве заполнителя в трехслойной конструкции.

Структура заполнителя должна отвечать следующим требованиям: (а) поддерживать расстояние между лицевыми поверхностями; (б) исключить скольжение лицевых поверхностей относительно друг друга; (в) сохранять форму лицевых поверхностей в процессе нагру-

жения трехслойной конструкции. Этим требованиям прежде других удовлетворяет ферма в виде повторяющихся тетраэдров. Относительная плотность такого заполнителя $\bar{\rho}$ определяется отношением объема стержней (квадратного или круглого сечения) к объему треугольной призмы. Для определения эквивалентных механических характеристик заполнителя рассчитываются условные деформации элемента ферменной структуры при действии соответствующих сил. Усилия в стержнях определяются из уравнений равновесия узла.

Далее по величине узловых перемещений можно рассчитать макроскопические деформации эквивалентной элементарной ячейки и соотнести их с напряжениями. Эквивалентные упругие характеристики элементарной ячейки E_{11} , G_{12} и G_{23} будут линейно зависеть от относительной плотности заполнителя $\bar{\rho}$ и модуля упругости материала стержней E_s . Не смотря на довольно упрощенный способ расчета эквивалентных механических характеристик, полученные значения хорошо согласуются с результатами экспериментов [1].

Предельные напряжения, при которых потеря несущей способности трехслойной конструкции будет происходить из-за разрушения структуры заполнителя, определяются напряжением текучести материала стержней σ_y или критическим напряжением потери устойчивости. Предельное напряжение сжатия ячейки σ_{11}^{PK} определяется напряжением текучести материала всех трех стержней ячейки фермы-заполнителя или критическим напряжением потери устойчивости σ_{cr} .

Можно определить значение плотности заполнителя $\bar{\rho}$, при котором потеря устойчивости произойдет при достижении напряжения текучести в стержне. В случае необходимости учета эффекта упрочнения при пластической деформации напряжение σ_y заменяют на σ_{cr} .

При поперечном сдвиге величина касательного напряжения τ зависит от направления, определяемом углом ψ по отношению к направлению расположения элементов ферменной структуры. Отмечаются направления минимальное значение напряжения σ_{12}^y и максимальное.

Тестовые испытания конструкций с заполнителем состоящим из повторяющихся тетраэдр-элементов из алюминиевых сплавов показывают: (а) сравнимые с традиционным сотовым заполнителем характеристики по жесткости и прочности при сжатии; (б) совпадающие с сотовым заполнителем характеристики жесткости при сдвиге в случае достижения предельных напряжений и превосходящие их в случаях потери устойчивости гибких сот [1, 3].

Жесткость поперечного сдвига заполнителя из тетра-элементов может быть выше, чем заполнителя из пирамидальных элементов при одинаковой плотности $\bar{\rho}$.

Понимание того, как лучше сформировать структуру элементарной ячейки для получения максимальных механических характеристик жесткости, является сегодня одной из основных задач создания легких и прочных конструкций. Рассмотрим пример проектировочного расчета структуры, изображенной на рис. 4 при действии чистого изгиба (пунктирными линиями показаны стержни, образующие заполнитель в виде тетраэдр-элементов).

Для определения рациональных параметров использован алгоритм проектировочного расчета, описанный в статье [5]. В процессе проектировочного расчета определялась также относительная масса заполнителя по отношению к массе всей трехслойной конструкции $\bar{m}_{зап}$.

Оказывается, что рационально спроектированная консольная трехслойная конструкция для поперечного изгиба характеризуется еще и конкретным значением относительной массы заполнителя $\bar{m}_{зап}$, и это значение определяется относительной толщиной конструкции отношением H/L . Отмечается, что с увеличением строительной высоты H по отношению к длине L консольной конструкции доля $\bar{m}_{зап}$ увеличивается.

Для оценки этого обстоятельства рассмотрены примеры проектировочного расчета рациональных консольных балок длиной $L = 1$ м, $L = 2$ м, $L = 3$ м, состоящих из поясов и стержневого заполнителя по углом $\pm 45^\circ$ с постоянным отношением $H/L = 0,1$ при поперечном изгибе силами на конце (вариант 1) и силами, распределенными по длине балки (вариант 2), табл. 1.

Таблица 1

Вариант нагружения 1			Вариант нагружения 2		
L, м	$\overline{m}_{здл}$	\overline{w}	L, м	$\overline{m}_{здл}$	\overline{w}
1	0,25	0,0135	1	0,31	0,054
2	0,28	0,014	2	0,33	0,058
3	0,28	0,014	3	0,34	0,058

Как известно в качестве оценки механических свойств конструкционного материала принимают отношение характеристику жесткости E , прочности σ_s к его плотности ρ : $\frac{E}{\rho}$ и $\frac{\sigma_s}{\rho}$. Но несущие свойства конструкции зависят еще и от ее геометрии. Подбирая отношение геометрических размеров H/L можно получить, что отношение изгибающего момента M к общей массе элемента балки m будет определяться удельной прочностью материала и не зависеть от геометрии конструкции.

Можно предположить, что применительно к изгибаемой поперечной нагрузкой трехслойной консольной конструкции с ферменным заполнителем для получения рациональных параметров необходимо придерживаться следующих правил: а) при проектировании элемента несущей конструкции определиться с рациональным отношением массы лицевых слоев и массы заполнителя; б) подобрать рациональные значения относительных геометрических размеров элементарной ячейки данной несущей конструкции.

Увеличение поперечной нагрузки без изменения ее характера распределения по длине консольной конструкции вообще не влияет на величину рационального значения $\overline{m}_{здл}$.

На основании вышеизложенного можно сделать следующие выводы:

1) при проектировании рациональной трехслойной консольной конструкции при поперечном изгибе относительные массы ферменного заполнителя и лицевых панелей можно определить по значению отношения ее строительной высоты к длине консоли H/L , значение $\overline{m}_{здл}$ слабо зависит от поперечной нагрузки;

2) увеличение жесткости поперечного сдвига заполнителя снижает потребное проектное значение $\overline{m}_{здл}$ изгибаемой рациональной трехслойной консольной конструкции;

3) в структуре ферменного заполнителя заложены большие возможности по регулированию жесткости поперечного сдвига по сравнению с сотовым или складчатым заполнителем;

4) можно рассматривать ферменные структуры в качестве заполнителя в трехслойных конструкциях как перспективную альтернативу традиционным сотовым или складчатым структурам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Deshpande V.S., Fleck N.A.* Collapse of truss core sandwich beams in 3-point bending // Int. J. Solids & Structures, 2001, vol. 38, p. 6275.

2. *Wicks N., Hutchinson J.W.* Optimal truss plates // Int. J. Solids & Structures, 2001, vol. 38, p. 5165.

3. *Wadley H.N.G., Fleck N.A., Evans A.* Fabrication and Structural Performance of Periodic Cellular Metal Sandwich Structures // Composite Science and Technology, 2003, vol.63, pp. 2331-2343.

4. *Queheillat D.T., Murty Y., Wadley H.N.G.* Mechanical properties of an extruded pyramidal lattice truss sandwich structure // Scripta Materialia, 2008, vol.58, pp.76-79.

5. Wang J., Evans A.G., Dharmasena K., Wadley H.N.G. On the performance of truss panels with Kagome cores // Int. J. Solids & Structures, 2003, vol. 40(25), p. 6981.

6. Гайнутдинов В.Г., Соркин Э.М. Проектирование тонкостенной конструкции максимальной жесткости с учетом потери устойчивости панелей // Известия вузов. Авиационная техника. 2004. №1. С. 3-5.

DESIGN CALCULATION OF SANDWICH STRUCTURE WITH OPTIMAL TRUSS CORE

A.V. Gaynutdinova, T.Ju. Gaynutdinova

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Characteristics of optimal truss core is analysed. Dependence between rational mass of truss core and relative thickness of cantilevered bending sandwich structure is revealed. Results of design calculation of bending sandwich structures with different type of truss core are discussed.

УДК 629.7.027.24

СИНТЕЗ ПОДВИЖНЫХ ШЕСТИЗВЕННЫХ МЕХАНИЗМОВ

Галиуллин И.А., Яруллин М.Г.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева)*

За основу исследования взят механизм, известный как механизм Брикарда. Данный механизм интересен тем, что обладает единичной подвижностью, что противоречит расчетам степени подвижности по известным формулам. В статье приводится расчет степени подвижности механизма Брикарда с использованием метода графов и по формуле Сомова Мальшева. Механизм Брикарда не является единственным подвижным шестизвенным механизмом, можно получить множество модификаций путем изменения параметров его звеньев. В статье выделяются основные параметры звеньев механизма и исследуется влияние их изменения на подвижность механизма. В результате исследования сформулирован новый метод получения подвижных шарнирных шестизвенных механизмов.

В статье рассматривается проблема синтеза подвижных пространственных шестизвенных механизмов с вращательными парами. Известно, что шарнирный пространственный механизм, состоящий из семи звеньев, имеет единичную подвижность. Механизм, состоящий только из шести звеньев, как правило, оказывается неподвижным.

Однако существуют и подвижные шестизвенные шарнирные механизмы. Один из таких механизмов был предложен Р. Брикардом в 1927 году в труде [1]. В литературе этот механизм называют парадоксальным. Уникальные особенности механизма Брикарда до сих пор не получили однозначного объяснения. Несмотря на это механизм Брикарда сейчас находит широкое применение на практике. Так, в работе [2] предлагается использовать механизм Брикарда в качестве линейного транслятора. Модифицируя механизм Брикарда изменением параметров его звеньев, можно построить множество подвижных шарнирных шестизвенных механизмов, которые также могут найти широкое применение на практике. Так, в работе [3]

предлагается новая модификация механизма Брикарда. В определенный момент такой механизм способен складываться в линию. В [3] также предлагается складывающаяся сеть, полученная соединением модификаций механизма Брикарда.

Таким образом, получение новых подвижных пространственных механизмов является актуальной задачей. До сих пор не существует четкого алгоритма синтеза подвижных пространственных шестизвенных механизмов.

Рассмотрим пространственный механизм 1, показанный на рис. 1. Этот механизм известен как механизм Брикарда.

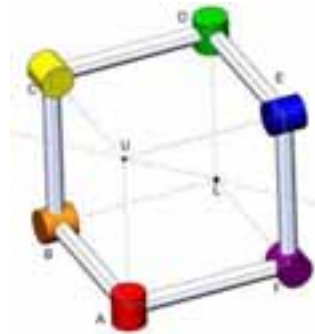


Рис. 1. Механизм Брикарда

Механизм состоит из шести одинаковых звеньев (AB, BC, CD, DE, EF, FA), соединенных между собой с помощью шарниров (A, B, C, D, E, F). В приложении способ соединения звеньев показан схематично. Для обеспечения подвижности звеньев реального механизма друг относительно друга можно использовать шарнирное соединение типа «Вилка».

Подвижность данного механизма может быть рассчитана по формуле Сомова-Малышева:

$$W = 6(m - 1) - 5p_1 - 4p_2 - 3p_3 - 2p_4 - 1p_5, \quad (1)$$

где m – число звеньев механизма, p_1, p_2, p_3, p_4, p_5 – число кинематических пар V, IV, III, II и I классов соответственно.

Механизм имеет только кинематические пары пятого класса. Поэтому формула Сомова-Малышева имеет вид:

$$W = 6(m - 1) - 5p_1. \quad (2)$$

Подставив значения в формулу 1, получим: $W = 6(6 - 1) - 5 \cdot 6 = 0$. Таким образом, механизм должен быть неподвижным.

Неподвижность механизма Брикарда подтверждается также расчетом методом графов [6].

Граф состоит из вершин и ребер, причем вершины графа соответствуют звеньям механизма, поэтому наименование вершины совпадает с наименованием звена. Ребра графа соответствуют кинематическим парам. Две вершины могут быть соединены более чем одним ребром, число ребер, соединяющих смежные вершины, совпадает с s – подвижностью кинематической пары.

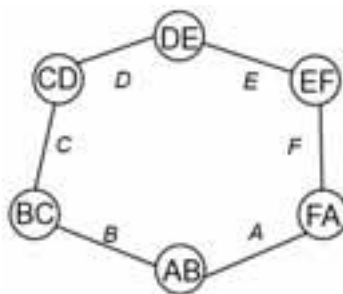


Рис. 2. Граф, построенный для механизма Брикарда

Звено АВ взято в качестве стойки, оно соединено с двумя другими звеньями ВС и FA с помощью кинематических пар А и В. Все кинематические пары одноподвижные, каждое звено соединено с двумя другими звеньями, поэтому каждая вершина графа соединена с двумя другими ребрами, причем каждая пара вершин соединяется только одним ребром.

По графу можно определить основные показатели механизма.

N – число вершин, соответствующих подвижным звеньям механизма. Из рис. 3 видно, что $N = 5$ для механизма Брикарда (звено АВ неподвижно).

P – число обобщенных ребер (число кинематических пар механизма, где p_s – число кинематических пар s -й подвижности). По рис. 2 видно, что механизм Брикарда имеет 6 кинематических пар, поэтому $P = 6$.

$$P = \sum_{s=1}^{\mu-1} p_s,$$

где S – число ребер графа (суммарное число подвижностей всех кинематических пар). По рисунку 2 очевидно, что $S = 6$.

$$S = \sum_{s=1}^{\mu-1} s \cdot p_s.$$

С помощью полученных числовых параметров N , P и S определяется число степеней подвижности механизма

$$w = S - \mu \cdot K$$

где $K = P - N$ – число независимых контуров графа – замкнутых цепей, отличающихся от других цепей хотя бы одним обобщенным ребром;

μ – количество степеней свободы того пространства, в пределах которого работает механизм (для пространственного движения $\mu = 6$, для плоского движения или движения по поверхности $\mu=3$).

Для механизма Брикарда находим:

$$K = 6 - 5 = 1.$$

Действительно, по рис. 2 видно, что в графе имеется лишь одна замкнутая цепь. Подвижность механизма: $W = 6 - 1 \cdot 6 = 0$

Таким образом, два разных метода расчета дали одинаковый результат – механизм неподвижен.

Однако на практике механизм оказывается подвижным. На рис. 3 показаны фрагменты анимации движения механизма при фиксации стойки АВ и вращении звена ВС.

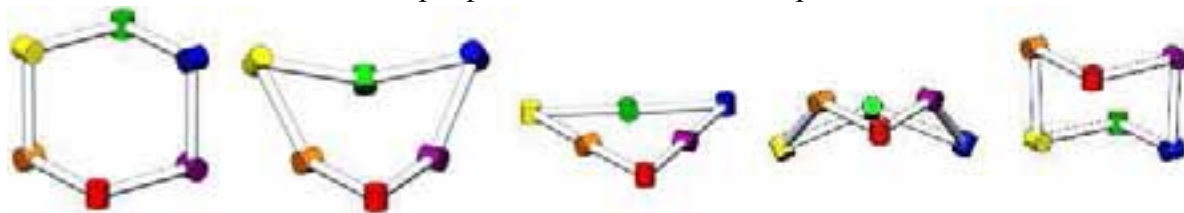


Рис. 3. Подвижность механизма Брикарда

То есть на практике механизм Брикарда оказывается подвижным, причем подвижность механизма равна одному, он не имеет кривошипа и может принимать плоский вид.

Согласно формулам, пространственный шарнирный шестизвенный механизм должен быть неподвижен. Следовательно, механизм Брикарда удовлетворяет некоторым особым условиям, обеспечивающим его парадоксальную подвижность. Причем эти условия на данный момент не учитываются ни в формуле Сомова - Малышева, ни в алгоритме расчета подвижности пространственных механизмов методом графов. Целью данной статьи является выяв-

ление этих особых условий, удовлетворение которым обеспечивает подвижность пространственного шарнирного шестизвенного механизма. Выявление таких условий позволит синтезировать новые механизмы. Для достижения поставленной цели необходимо решить ряд задач:

Исследовать механизм Брикарда с целью выявления всех особых условий, которым он удовлетворяет

Определить влияние каждого из выявленных на предыдущем этапе условий на подвижность пространственного шарнирного шестизвенного механизма

Пользуясь выявленными условиями, сформировать алгоритм синтеза подвижного пространственного шарнирного шестизвенного механизма

В процессе исследования возникнет необходимость проверки подвижности новых механизмов. Известны три пути проверки подвижности механизма: теоретический, практический, компьютерное моделирование. Рассмотрим и выберем оптимальный для данного исследования путь.

Практический метод очень трудоемок, так как к создаваемым должны быть предъявлены повышенные требования точности изготовления, иначе их работоспособность может быть объяснена дополнительными подвижностями, возникшими в результате неточностей изготовления и сборки. В рамках данного исследования необходимо проверить подвижность большого количества механизмов, данный метод займет большое количество времени. Таким образом, применение практического пути затруднительно для данного исследования.

Теоретический метод заключается в расчете степени подвижности механизма с помощью формул. Выше были показаны расчеты степени подвижности механизма Брикарда двумя различными методами – по формуле Сомова-Малышева и методом графов. Оба метода дали одинаковый результат – механизм Брикарда якобы неподвижен. Однако на практике механизм оказывается подвижным. П.Г. Мудров предложил ввести в формулу Сомова-Малышева дополнительный параметр – число избыточных связей (точнее число согласованных размеров). Поэтому формула определения подвижности пространственных механизмов с одними только вращательными парами имеет вид:

$$W = 6(m - 1) - 5p_1 + S. \quad (3)$$

Принято считать, что в четырехзвеннике Беннетта $S = 3$, а в шестизвеннике Брикарда $S = 1$.

К сожалению, формула (3) также позволяет определить подвижность механизмов лишь в общем, но не позволяет определить подвижность реального пространственного механизма с конкретными параметрами. Поэтому при синтезе конкретных механизмов, тем более при создании, проектировании и изготовлении их, определение подвижности шестизвенника теоретическим способом в существующем виде явно недостаточно. Необходимо учитывать выполнение дополнительных условий, соответствующих физическому смысл дополнительного параметра S .

Метод компьютерного моделирования позволяет определить подвижность механизма и провести его кинематический анализ. Рассмотрим алгоритм, позволяющий определить подвижность любого шарнирного механизма, не прибегая к формулам Сомова-Малышева и методу графов.



Рис. 4. Замыкание кинематической цепи

Траектория движения механизма – это совокупность его положений при различных углах поворота ведущего звена. Механизм подвижен, если для некоторого непрерывного диапазона угла поворота ведущего звена существуют такие положения других звеньев, при которых цепь замыкается. Рассмотрим механизм, показанный на рисунке 4 а. Это плоский шарнирный четырехзвенник.

Звено 0 является стойкой, а звено 1 - ведущим. Как видно из рисунка, механизм замкнут. Повернем ведущее звено на некоторый угол (рис. 4, б). Поворот ведущего звена привел к тому, что цепь разомкнулась. Теперь необходимо найти такие положения звеньев 2 и 3, при котором механизм вернется в замкнутое состояние. При этом положения стойки и ведущего звена должны оставаться неизменными. Положения звеньев, удовлетворяющие этому условию, показаны на рис. 4, д.

Задача алгоритма проверки работоспособности механизма сводится к поиску таких положений всех звеньев механизма (кроме стойки и ведущего звеньев), при котором механизм перейдет в замкнутое состояние.

Для нахождения таких положений звеньев предлагается следующий алгоритм: необходимо просмотреть всевозможные положения звеньев и выбрать только те из них, при котором механизм окажется замкнутым. Данную процедуру следует повторить для каждого угла поворота ведущего звена. Такой алгоритм имеет большую трудоемкость расчетов, что ограничивает его применение в рамках данного исследования. Для определения работоспособности четырехзвенного механизма с точностью 1 градус система должна выполнить 46 656 000 операций. При этом добавление нового звена приводит к росту операций в геометрической прогрессии с коэффициентом 360.

Был разработан алгоритм, существенно снижающий трудоемкость расчетов. Суть его заключается в постепенном приближении механизма к замыканию. Рассмотрим работу алгоритма на примере механизма, представленного на рис. 4, б. Сначала находится положение звена 3, при котором механизм наиболее близок к замкнутому состоянию (рис. 4, в). После нахождения оптимального положения звена 3, необходимо найти оптимальное положение для звена 2 (рис. 4, г). Эта операция приблизила механизм к замкнутому положению, но звено 3 теперь находится в неоптимальном положении. Необходимо снова найти такое положение звена 3, при котором механизм наиболее близок к замкнутому состоянию. То есть повторить первую операцию. Так, циклично находя оптимальные положения для каждого звена, алгоритм приближает механизм к замкнутому состоянию.

В исследовании будут рассмотрены различные модификации шестизвенников, полученных преобразованием механизма Брикарда и исследованы их подвижности путем компьютерного моделирования.

В данной статье предлагается рассмотреть особенности механизма, исходя из базовой фигуры, на которой он построен. Механизм Брикарда построен на кубе. Рассмотрим куб, показанный на рис. 5, а.

На приведенном кубе ABLFUCDE можно построить механизм Брикарда, соединив вершины ABCDEF. Такой механизм будет иметь шесть одинаковых звеньев AB, BC, CD, DE, EF, FA, шарниры будут расположены в вершинах A, B, C, D, E и F. Точку U будем называть верхней вершиной куба (Upper), точку L будем называть нижней вершиной куба (Lower). Через точки U и L проведем прямую бесконечной длины и будем называть ее главной диагональю (рис. 5, б). Главная диагональ не пересекает механизм Брикарда и является осью симметрии куба. Обозначим $AB = DE = L1$, $BC = EF = L2$, $CD = AF = L3$. На рис. 4, в показан механизм Брикарда и его главная диагональ.

Шарниры механизма Брикарда располагаются на вершинах полученной фигуры. Как видно из изображения механизма 1 в приложении А, оси шарниров A, C, E пересекают главную диагональ в точке U. Оси шарниров B, D, F пересекают главную диагональ в точке L. На рис. 5, г схематично показан механизм Брикарда с осями шарниров. На рисунке показано пересечение осей шарниров A, C, E в точке U.

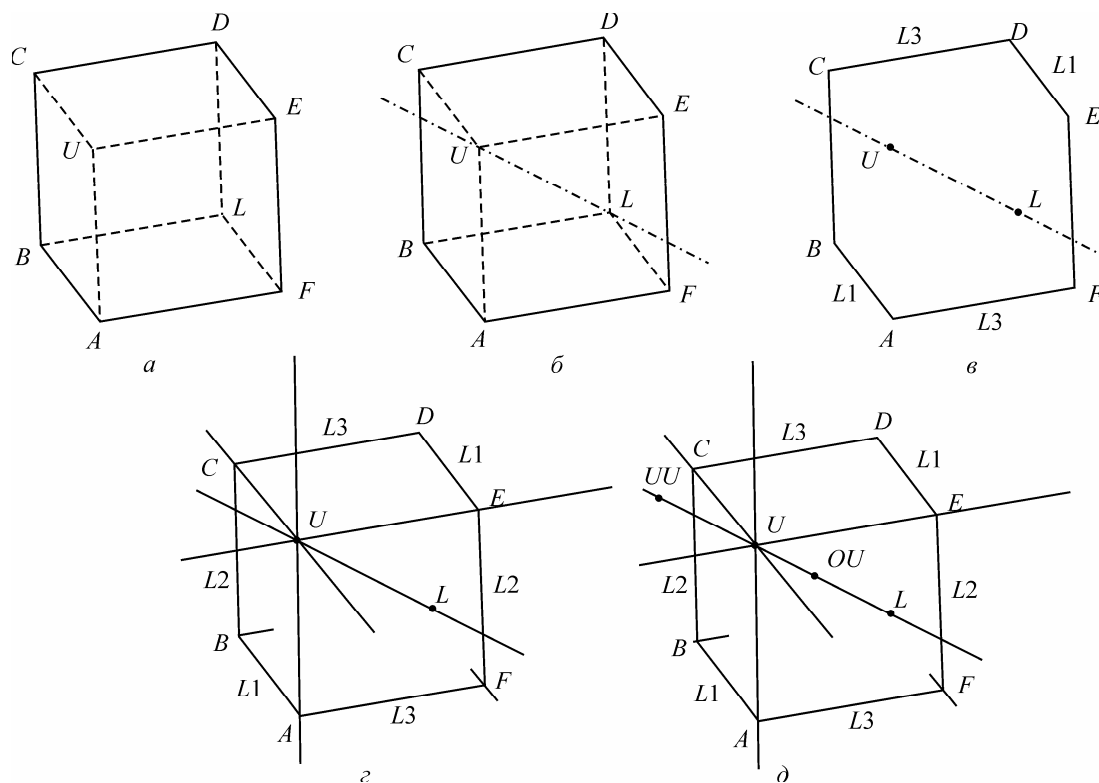


Рис. 5. Построение механизма Брикарда на основе куба

Таким образом, механизм Брикарда удовлетворяет следующим условиям:

$$AB = DE = L1, CB = EF = L2, CD = FA = L3;$$

$$L1 = L2 = L3.$$

Оси шарниров А, С и Е пересекаются в точке U главной диагонали

Оси шарниров В, D и F пересекаются в одной точке L главной диагонали

Указанные здесь условия можно конкретизировать. Например, условие «Оси шарниров АСЕ пересекаются в точке U главной диагонали» Можно разбить на следующие условия:

Ось шарнира А пересекает главную диагональ

Ось шарнира А пересекает главную диагональ именно в точке U

Ось шарнира А пересекает главную диагональ в точке, находящейся внутри куба

Оси шарниров АСЕ пересекаются в одной точке, необязательно лежащей на главной диагонали

Список таких условий может быть очень большим, поэтому исследование необходимости и достаточности выполнения условий будем выполнять в несколько этапов. На первой этапе убедимся, что условие пересечения оси шарниров А, С и Е в точке U главной диагонали действительно необходимо. После чего разобьем это условие на более конкретные условия и поочередно проверим их.

Рассмотрим модификацию механизма Брикарда, показанную на рисунке б. В этом механизме длина звена DE взята вдвое больше длины звена АВ, что привело к необходимости изменить длину звена EF. Полученный механизм потерял подвижность. Такой же результат получается при нарушении равенства длин звеньев СВ и EF, CD и FA. Таким образом, условие $AB = DE = L1, CB = EF = L2, CD = FA = L3$ является необходимым для обеспечения подвижности механизма.

В показанном на рис. 7 механизме выполняется условие $AB = DE = L1, CB = EF = L2, CD = FA = L3$, но при этом $L1 \neq L2 \neq L3$. Полученный механизм подвижен. Характер движе-

ния зависит от соотношения длин L_1 , L_2 и L_3 . Таким образом, условие $L_1 = L_2 = L_3$ не является необходимым для обеспечения подвижности пространственного шарнирного шестизвенного механизма.

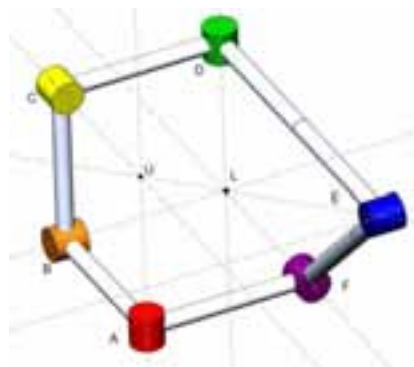


Рис. 6. Модификация механизма Брикарда

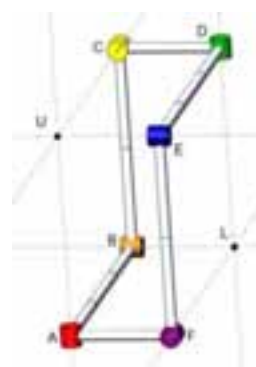


Рис. 6. Модификация механизма Брикарда

В механизме, показанном на рис. 7, а, шарниры ACE пересекаются в одной точке S. Отличие от механизма Брикарда заключается в том, что точка S не принадлежит главной диагонали. Механизм неподвижен. В силу симметричности куба, при нарушении условия «оси шарниров BDF пересекаются в одной точке L главной диагонали» механизм также окажется неподвижным. Таким образом, выполнение: Для обеспечения подвижности шарнирного шестизвенного необходимо, чтобы оси шарниров ACE пересекались в точке U главной диагонали, и оси шарниров BDF пересекались в одной точке L главной диагонали.

Выясним влияние расположения точек пересечения осей шарниров A, C, E и B, D, F на главной диагонали на подвижность механизма. На главной диагонали произвольно выберем точки OU и UU так, что UU находится вне куба, а OU внутри куба (рис. 4, д)

На рис. 7, б показан механизм, оси шарниров ACE пересекаются в точке UU, лежащей на главной диагонали вне куба, а оси шарниров BDF пересекаются в точке L. Механизм подвижен.

Расположение точки пересечения осей шарниров ACE на главной диагонали не влияет на подвижность механизма. Так, в случае модификации, показанной на рис. 7, в, точка пересечения осей шарниров находится внутри куба. Механизм при этом сохраняет подвижность. В силу симметричности куба, изменение положения точки пересечения осей шарниров BDF на главной диагонали также не влияет на подвижность механизма.

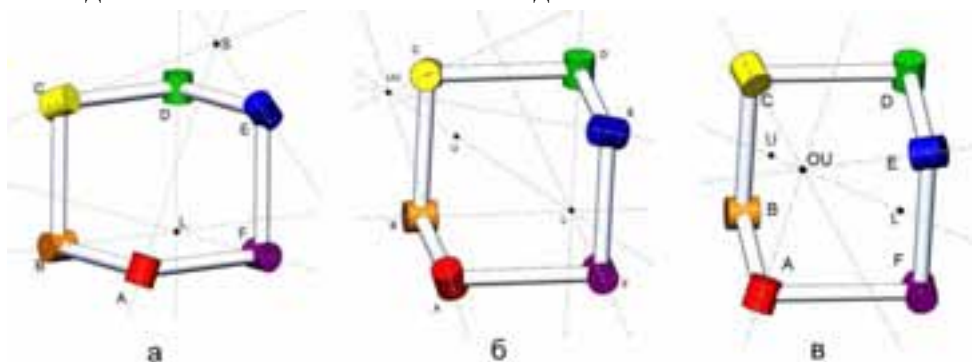


Рис. 7. Модификации механизмов Брикарда

С учетом полученных данных, можно уточнить условие пересечения осей шарниров:

Для обеспечения подвижности шарнирного шестизвенного необходимо, чтобы оси шарниров ACE пересекались в любой точке главной диагонали, и оси шарниров BDF пересекались в любой точке главной диагонали.

Проверим, обязательно ли пересечение всех трех осей шарниров ACE в одной точке для обеспечения подвижности механизма. В модификации механизма, показанном на рисунке 8 а, ось шарнира А расположена так, чтобы она не пересекала главную диагональ. Полученный механизм потерял подвижность.

В модификации, показанной на рис. 8, б, ось шарнира А пересекает главную диагональ. Он отличается от рассмотренного ранее только тем, что ось шарнира А пересекает главную диагональ в точке М. Такой механизм оказался подвижным. Таким образом, ось шарнира А должна пересекать главную диагональ, но эта точка пересечения не обязательно должна совпадать с точкой пересечения осей шарниров С и D.

Проверим, является ли обязательным условие пересечения осей шарниров С и Е. В модификации механизма, показанной на рис. 8, в оси шарниров А, С, Е пересекают главную диагональ в точках М, N и OU соответственно. Механизм оказался подвижным.

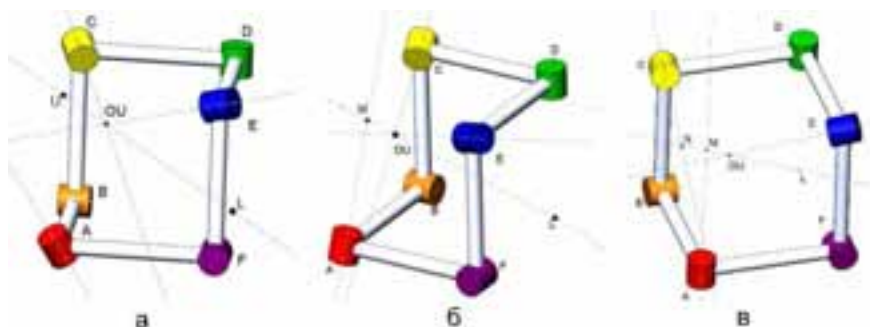


Рис. 8. Модификации механизмов Брикарда

Даже в случае, если BDF пересекаются не в точке L, а в любой другой точке главной диагонали, механизм не теряет подвижности. В модификации, показанной на рисунке 9а, оси шарниров BDF пересекаются в точке, принадлежащей главной диагонали, но лежащей вне куба. Механизм подвижен.

Однако в случае, когда оси всех шарниров пересекаются на главной диагонали, но не лежат в одной точке, механизм теряет подвижность. В модификации, показанной на рис. 9, б, оси шарниров А, В, С, D, Е, F пересекают главную диагональ в точках N, W, М, Р, К, Q соответственно. Механизм неподвижен.

В модификации механизма, показанной на рис. 9, в. Оси шарниров В и F пересекаются в одной точке W, механизм неподвижен.

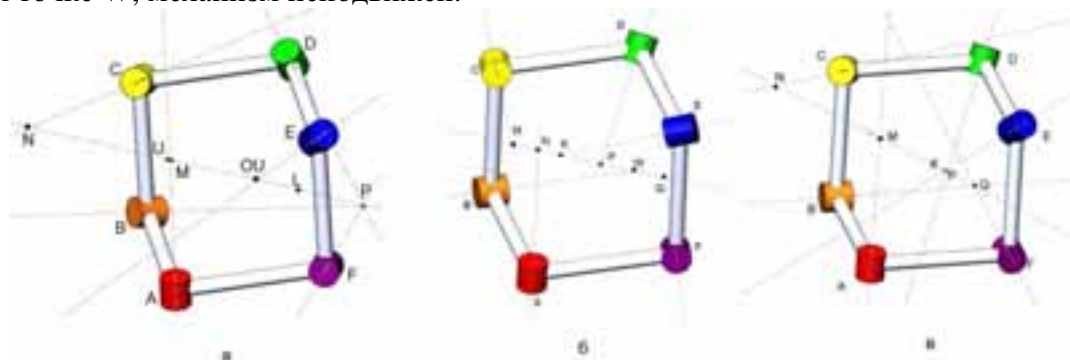


Рис. 9. Модификации механизмов Брикарда

В результате исследования выявлены особые условия, которым удовлетворяет механизм Брикарда. Выявлено, что для обеспечения подвижности модификации механизма Брикарда необходимо выполнение условий:

Оси трех через один шарниров пересекаются в одной точке, принадлежащей главной диагонали. Оси остальных шарниров также пересекают главную диагональ, но необязательно в одной точке.

Полученные рекомендации позволяют синтезировать новые подвижные пространственные механизмы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Bricard R.* Lecons decinematique. Vol. 2. Paris, 1927.
2. *Racila L., Dahan M.* Bricard Mechanism Usedas Translator. 12th IFToMM World Congress, Besancon, 2007.
3. *Chen Y.* Design of structural mechanisms. St Hug's College, 2003.

SYNTHESIS OF MOBILE MECHANISMS

I.A. Galiullin, M.G. Yarullin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The basis of this article is taken mechanism, known as a Bricard mechanism. This mechanism is interesting because it has a single mobility, but theoretical mobility of this mechanism is zero. The article provides a calculation of mobility of the Bricard mechanism, using known theoretical methods. Bricard mechanism is not the only 6R mechanism which has mobility. It is possible to get a lot of modifications by changing the parameters. The article highlights the unique parameters of mechanism and examines the impact of these parameters to the mobility of the mechanism.

УДК 621.004

ИНЖЕНЕРНЫЙ АНАЛИЗ В КОРПОРАТИВНОЙ СИСТЕМЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРЕДПРИЯТИЙ НАУКОЕМКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ

Гальперин Д.М., Ошмарин Д.Г.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

В составе корпоративной системы информационных технологий предприятий наукоемкого машиностроения PLM/ERP важным компонентом управления жизненным циклом изделий (PLM) является инженерный анализ с применением его программного обеспечения (ПО) CAE – Computer Aided Engineering. Квалифицированное применение ПО CAE в период разработки изделия существенно повышает достоверность проектирования. На этапах испытаний изделий и их агрегатов расчетный анализ и моделирование позволяют сократить объем затрат. В период эксплуатации, модернизации, ремонтных работ инженерный анализ важен для обеспечения надежности и ресурса. Большое значение имеет грамотный выбор программных продуктов CAE. Но всегда объективное заключение требует экспериментальной проверки.

Концепция «Simulation-Based Design» - компьютерное проектирование конкурентоспособной продукции, основанное на эффективном и всестороннем применении CAD систем мирового уровня и конечно-элементного моделирования (Finite Element Simulation; Simulation & Analysis) в рамках программных CAE систем - де-факто основополагающая парадигма современного наукоемкого машиностроения, в самом широком смысле этого термина, включая авиа-, ракето-, двигателе-, автомобиле-, судо-, приборостроение, электро-/энергомашиностроение и т.п. [1]. Концепция основана на современном универсальном методе ко-

нечных элементов (МКЭ) и численном анализе, опирающемся на передовые компьютерные технологии, использующие современные средства визуализации.

FEA, Finit Element Analysis – конечно-элементный анализ, в первую очередь, задач механики деформированного твердого тела, статики, колебаний, устойчивости динамики и прочности машин, конструкций, приборов, аппаратуры, установок и сооружений – всего спектра изделий различных отраслей промышленности. С помощью различных вариантов МКЭ решают задачи механики конструкций, теплообмена, электромагнетизма, строительной механики, технологической механики (в частности, пластической обработки металлов давлением), задачи механики разрушения, задачи механики композитов и композитных структур и т.д.

CAE – наукоемкий компьютерный инженерный анализ, основанный на применении мультидисциплинарных, надотраслевых CAE систем, опирающихся на FEA- и CFD (Computational Fluid Dynamics) – технологии, а также другие вычислительные методы. С помощью (в рамках) CAE систем разрабатывают и применяют рациональные математические методы, обладающие высоким уровнем адекватности реальным объектам и реальным физико-механическим процессам, выполняют решение многомерных исследовательских и промышленных задач, описываемых, как правило, нестационарными нелинейными дифференциальными уравнениями в частных производных в пространственных областях сложной формы.

Строительным материалом корпоративной системы информационных технологий наукоемких предприятий, научно-производственных объединений, сформированных на административной или на договорной (виртуальной) основе, является прикладное программное обеспечение (ПО) верхнего уровня, предлагаемое лидерами мирового рынка [2].

Построение корпоративной системы обеспечивается применением комплекса прикладного программного обеспечения для управления жизненным циклом продукции (Production Lifecycle Management – PLM) совместно с программным обеспечением управления ресурсами предприятия (Enterprise Resource Planning – ERP): PLM/ERP. Наряду с CAD (Computer Aided Design) системой проектирования/конструирования и CAM (Computer Aided Manufacturing) системой изготовления система CAE – безусловный компонент PLM. Основным инструментом PLM является управление данными продукции PDM (Product Data Management).

В настоящее время лидерами, поставляющими комплексное ПО CAD/CAM/CAE/PDM (high-end-пакеты), являются компании Siemens PLM Software (США/ФРГ), Dassault Systemes (Франция), Parametric Technology Corporation (США). При этом наблюдается тенденция поставщиков комплексного ПО рекомендовать пользователям преимущественное использование в задачах инженерного анализа ПО CAE того же «происхождения», что и пригодное для конструкторской и технологической документации в форме 3D моделей ПО CAD (Computer Aided Design – компьютеризованное проектирование/конструирование). Такая позиция объясняется «фирменным родством» пакетов CAE и CAD, методически облегчающим использование моделей, сформированных средствами системы CAD, при выполнении инженерного анализа или моделирования средствами системы CAE. В особенности, такая возможность привлекательна, если конструктор, создавший модель средствами CAD, в состоянии самостоятельно проверить работоспособность этой модели «родными» фирменными средствами CAE. Однако реклама достаточности возможностей «родных» средств CAE для всестороннего объективного анализа работоспособности создаваемой или совершенствуемой конструкции далеко не всегда обоснована.

В тройке лидирующих на мировом рынке систем CAE (ANSYS одноименной компании, ПО компании MSC Software, SIMULIA компании Dassault Systemes) первенствует система ANSYS, см. [1].

Во второй половине 2006 года КГТУ им. А.Н. Туполева – КАИ благодаря предложенной на конкурс инновационной позиции, обосновавшей приоритет информационных технологий в развитии наукоемкого машиностроения, вошел в состав сорока российских университетов — призеров конкурса на инновационную образовательную программу. Федеральный грант, дополненный финансовой поддержкой Республики Татарстан, позволил в течение двухлетнего контрольного срока существенно оснастить университет и выполнить ряд значительных мероприятий для повышения квалификации профессорско-преподавательского состава.

В начале 2007 года в Казани не был представлен лицензионный ANSYS, и, в целом, представление о возможностях этой системы было весьма туманным. Поэтому автором доклада, при поддержке ректората КАИ, была предпринята инициативная встреча в Москве с руководством и ведущими специалистами ЗАО «ЕМТ Р» (ныне КАДФЕМ Си-Ай-Эс), авторизованного делового и научно-технического партнера компании ANSYS в России. В развитие этой инициативы специалисты «ЕМТ Р» провели в КАИ семинар, вызвавший большой интерес и среди присутствовавших представителей научно-производственных предприятий Казани. В результате в КАИ был приобретен разносторонний конечно-элементный программный комплекс ANSYS. Тем самым было положено начало освоения передовых современных программных средств CAE на кафедрах «Аэрогидродинамика», «Строительная механика ЛА» (СМЛА), «Теоретические основы теплотехники» и др. Кроме того, ANSYS оказался востребован при выполнении научно-исследовательских работ по договорам с КАМАЗ'ом и Казанским вертолетным заводом.

В практике отечественного наукоемкого машиностроения программные продукты ANSYS использовались, в частности, в ОАО «Авиадвигатель» при исследовании напряженно-деформированного состояния крупного газотурбинного двигателя ПС-90 и его модификаций [3]. ПС-90 применяется в силовых установках самолетов Ту-204, Ту-214, Ил-96, модифицированного тяжелого транспортного самолета Ил-76МД-90А. Программный продукт Fluent, входящий в настоящее время в состав средств CFD (Computational Fluid Dynamics) ANSYS, позволил проводить исследования в широком диапазоне изменения скоростей полета, углов атаки и скольжения, в том числе с учетом вязкости, в проекте ближнемагистрального SSJ-100, выполненном в ЗАО «Гражданские самолеты Сухого» (ГСС). С применением Fluent отрабатывались геометрические параметры компоновки этого самолета на крейсерских и взлетно-посадочных режимах.

При идеологической поддержке кафедры СМЛА был приобретен и осваивается рядом кафедр КАИ академический комплекс компании MSC Software, являющийся пионером современного компьютеризованного инженерного анализа. Компанию MSC Software основали Мак Нил (Mac'Neal) и Швендлер (Shwendler), возглавлявшие группу специалистов, разработавшую в период с 1960 по 1970 годы, по заказу NASA, высокоэффективный программный продукт MSC.Nastran, ставший первенцем в разностороннем семействе программных средств CAE (MSC.Patran, MSC.Fatigue, MSC.Dytran и др.).

При анализе статической прочности самолета SSJ -100 (Суперджет) использовались MSC.Nastran, пре-процессор MSC. Patran. Применение MSC.Dytran позволило сократить

объем испытаний SSJ-100 на птицестойкость. Что касается конструкторской и технологической документации двигателя ПС-90 и самолета SSJ-100, формировавшейся средствами CAD/CAM, то базовой системой являлся программный пакет CAD/CAM/CAE Unigraphics – в современной редакции - NX компании Siemens PLM Software. Но в ряде случаев использовался программный пакет CAD/CAM/CAE CATIA компании Dassault Systemes. Очевидно, это объясняется взаимодействием ГСС с концерном Боинг (Boeing), для которого CATIA является базовой системой. В настоящее время SSJ-100 вышел на этап серийного производства и в период проведения МАКС-2013 был предложен для оформления заказов отечественным и зарубежным авиакомпаниям.

Генеральный конструктор (в недавнем прошлом) НПО «Сатурн», разработавшего совместно с французской компанией Snecma газотурбинный двигатель SaM-146 для самолета SSJ-100, М.Л. Кузменко, профессионально сформулировал оценку современной роли ведущих систем CAE: «Современный уровень развития систем инженерного анализа (CAE) позволяет свести к минимуму объем разного рода специспытаний, «численный эксперимент» постепенно становится основным инструментом при проектировании изделий. Использование твердотельной модели в CAE системах позволяет смоделировать поведение детали на любом этапе жизненного цикла изделия», см. [3].

Что касается позиции компании Dassault Systemes в составе лидеров мирового рынка CAE, в 2005 году ею была приобретена компания Abaqus, Inc. Abaqus – программный комплекс мирового уровня в области конечно-элементных прочностных расчетов, с помощью которых можно получить достоверные решения для сложных линейных и нелинейных инженерных проблем. Компанией Abaqus было анонсировано создание новой универсальной среды моделирования, SIMULIA, которая обобщает не только решения компаний Dassault Systemes и Abaqus в области прочностных расчетов, но и лучшие решения третьих фирм для многодисциплинарного анализа конструкций. Как следует из обзора, представленного С. Павловым в CAD/CAM/CAE Observer №4, 2010 г., в связи с поглощением в 2009 году компании MSC.Software частной компанией Symphony Technology Group, на второе место по ПО CAE вышла компания Dassault Systemes.

В 2010 году аналитическая компания Cyon Research провела опрос специалистов в области CAD/CAE из ведущих индустриальных государств: 57% респондентов используют ANSYS. В составе программных продуктов ANSYS представлены три основных направления: механика твердого деформируемого тела, вычислительная гидрогазодинамика, электромагнетизм. Рассмотрим результаты этого опроса более подробно.

Весьма востребована расчетная оболочка ANSYS Workbench для решения промышленных задач и выполнения сложных инженерных расчетов. Обеспечивает высокую степень интеграции как с «родными», так и с внешними приложениями: CAD системы, CFD системы (Fluent, CFX), генераторы сеток ICEM CFD и др.

В числе востребованных продуктов - ANSYS Multiphysics – наиболее полная комплектация программного комплекса ANSYS, позволяющая объединить задачи теплообмена, гидрогазодинамики, электромагнетизма, и механики твердого тела в одну комплексную многодисциплинарную задачу.

Пользуется большим спросом ANSYS Mechanics (Mechanical), позволяющий решать широкий спектр задач механики деформируемого твердого тела с учетом нелинейных свойств материалов, пластичности и контактного взаимодействия. Кроме того, с применением этого продукта возможно решение задач линейной/нелинейной динамики, теплообмена, акустики, а также выполнение связанного анализа.

Активно используются программные продукты из области CFD – ANSYS Fluent и ANSYS CFX, обладающие расширенным набором моделей турбулентности, решателями (Solvers), библиотекой материалов (жидкость/газ). Это позволяет моделировать течение жидкости в объектах с подвижными границами (клапаны, поршни и т. п.), а также в связке ANSYS Mechanical/Structural решать задачи взаимодействия жидкости и твердого тела.

Все более востребован ANSYS EKM (Engineering Knowledge Manager), представляющий собой информационную среду для управления данными инженерных расчетов и организации совместной работы специалистов над проектами инженерного анализа.

С учетом изложенного далее приведен разносторонний обзор компонентов системы ANSYS.

Важнейшим достижением компании ANSYS, Inc. является глобальная техническая поддержка пользователей (Global Support), разветвленная сеть дистрибьюторов и реселеров, разработка решений, ориентированных на запросы промышленности.

Система ANSYS развивается по двум важнейшим направлениям:

- лучшие в классе решатели и пре-пост-процессоры (Pre-Post), оптимизация, автоматизация и кастомизация (Customization), управление знаниями (Knowledge Management), современная архитектура решений – облачные вычисления, суперкомпьютерные вычисления и мобильные решения (Cloud, HPC, Mobile);

- узкоспециализированные дисциплинарные решения (Single Physics), связанные задачи и мульти-дисциплинарные решения (Coupled MultiPhysics), многомасштабный анализ структур и конструкций (Multi-Scale: from Parts to full Assembly), содержащих разные типы элементов конструкций (MultiFidelity: from 0-D to 3-D).

Будучи лидером рынка MCAE, компания ANSYS, Inc. стала участником рынка EDA (Electronic Design Automation) – с развитым набором продуктов от приобретенной компании Ansoft для инженерного анализа изделий, функционирование которых связано с высокочастотными электромагнитными полями. В 2011 году было расширено участие в EDA рынке путем приобретения американской компании Apache Design Solutions, специализирующейся на разработке систем электронного проектирования.

В основе программного комплекса ANSYS находится платформа Workbench, гибкая и универсальная среда для компьютерного моделирования, позволяющая пользователям настраивать, визуализировать и контролировать процесс расчета.

Расчетная платформа ANSYS Workbench. ANSYS Workbench является платформой для интеграции программных продуктов ANSYS, адаптации существующих программных комплексов и разработки. Позволяет объединить графический интерфейс приложений и обеспечить работу с базами данных этих программных продуктов в рамках одного проекта.

ANSYS Workbench включает несколько специализированных модулей для работы с геометрией, генерации расчетной сетки, решения задач оптимизации: ANSYS DesignModeler, ANSYS Meshing, ANSYS DesignXplorer.

ANSYS DesignModeler – специализированный модуль для работы с геометрией, импортированной из разносторонних CAD комплексов. Позволяет исправлять дефекты в геометрии, упрощать геометрическую модель или создавать расчетную модель с нуля.

ANSYS Meshing представляет собой многофункциональный сеточный препроцессор на основе платформы ANSYS Workbench. Позволяет генерировать в автоматическом режиме высококачественные расчетные сетки для различных приложений (расчетов напряженно-деформированного состояния - НДС, гидрогазодинамического анализа и прочего).

ANSYS DesignXplorer является модулем параметрической оптимизации, интегрированным в платформу ANSYS Workbench.

Программный комплекс ANSYS обеспечивает решение инженерных задач, охватывающих широкий ряд научно-технических дисциплин.

Механика деформируемого твердого тела. Одной из основных задач при проектировании наукоемких изделий является обеспечение их прочности и надежности при эксплуатационных нагрузках. Программный комплекс ANSYS предоставляет широкий спектр решений для расчета НДС конструкций, динамического анализа, оценки температурного состояния узлов и деталей, выполнения связанных расчетов. Эти возможности в разной мере представлены лицензиями ANSYS Multiphysics, ANSYS Mechanical, ANSYS Structural, ANSYS Professional NLS, ANSYS Professional NLT, ANSYS DesignSpace.

Электромагнетизм и проектирование электронных устройств. Решения ANSYS в области электромагнетизма представлены продуктами ANSYS Emag, ANSYS Multiphysics, Maxwell, HFSS. Каждый из продуктов ориентирован на тот или иной сегмент рынка электронных устройств и электротехнических изделий, от мощных трансформаторов до устройств типа микроэлектромеханических систем (МЭМС), относящихся к области мехатроники.

Кроме того, предлагается комплекс ANSYS Icepak для расчета температурного состояния электронных устройств и компонентов. В комплексе содержатся встроенный генератор гексаэдральных сеток со ступенчатой аппроксимацией и CFD решатель ANSYS Fluent. Комплекс позволяет импортировать геометрию из MCAD/ECAD через «электронные» форматы IDF, MCM, BRD, TCB и геометрические форматы STEP, IGES, DXF.

Вычислительная гидродинамика. Для решения задач вычислительной гидродинамики предлагаются два CFD пакета: ANSYS CFX и ANSYS Fluent. Оба содержат расширенный набор моделей турбулентности, решателей, библиотеку материалов (жидкость/газ). Комплексы позволяют моделировать течения жидкости в объемах с подвижными границами (клапаны, поршни), а также в связке с ANSYS Mechanical/Structural решать задачи взаимодействия жидкости и газа (FSI).

Пакет ANSYS CFD обеспечивает доступ ко всем функциональным возможностям CFD-кодов ANSYS. Предназначен для моделирования ламинарных и турбулентных потоков (с учетом и без учета сжимаемости среды), расчета процессов теплообмена (конвекцией, теплопроводностью, излучением), процессов горения, моделирования многофазных потоков и решения задач акустики.

ANSYS CFD-Post – унифицированный постпроцессор для CFD продуктов ANSYS.

Быстропротекающие высоконелинейные динамические процессы. Для моделирования быстропротекающих процессов и решения задач с большими деформациями и напряжениями с использованием явных методов предлагаются программные продукты ANSYS AUTODYN и ANSYS LS-DYNA.

ANSYS AUTODYN – один из лучших программных комплексов для решения задач динамики конструкций, нестационарных течений, моделирования поведения материалов и др. Комплекс успешно применяется при решении задач из области физики взрывов и ударов, а также для определения отклика конструкции на ударно-волновое воздействие.

ANSYS LS-DYNA – программный комплекс для анализа высоконелинейных динамических процессов, объединяющий возможности пре- и постпроцессоров APDL (ANSYS Parametric Design Language – параметрический язык программирования ANSYS) и решателя LS-DYNA, разработанного компанией Livermore Software Technology Corporation (LSTS, США).

ANSYS Explicit STR позволяет решать задачи нестационарной нелинейной динамики явными методами в расчетном модуле Workbench Mechanical среды ANSYS Workbench с использованием решателя ANSYS AUTODIN.

Препроцессинг. В составе продуктов ANSYS содержатся специализированные программные комплексы, дополняющие возможности ANSYS Meshing при генерации расчетной сетки, исправлении дефектов геометрии, или упрощении геометрии:

ANSYS ICEM CFD – многофункциональный сеточный генератор для построения тетраэдрических, декартовых и структурированных/неструктурированных гексаэдрических сеток;

TGrid - специализированный сеточный генератор для работы с комплексной геометрией и поверхностными сетками. Используются продвинутое технологии восстановления геометрии (Wrapping).

Специализированные приложения. Специализированные отраслевые приложения ориентированы на судостроение и строительство, радиоэлектронику, ОВК (отопление, вентиляцию, кондиционирование), турбомашиностроение, нефтегазовую отрасль. Список приложений постоянно расширяется, а существующие программные продукты дополняются новыми функциональными возможностями

ANSYS TurboGrid – создание высококачественной гексаэдральной расчетной сетки для проточной части лопаточных машин различных типов: центробежных и центростремительных, осевых, смешанных. ANSYS TurboGrid имеет одностороннюю связь с ANSYS BladeModeler.

ANSYS BladeModeler – создание геометрии лопаточных машин различного типа на основе готовой библиотеки шаблонов. Построенная твердотельная модель может быть передана в модуль ANSYS DesignModeler для редактирования.

ANSYS Vista TF – двумерный расчет течения в проточной части турбомшины. Состоит из четырех модулей, ориентированных на различные типы турбомашин.

ANSYS Airpak – расчет систем вентиляции, отопления и кондиционирования с применением решателя Fluent.

Семейство продуктов nCode DesignLife представляет собой профессиональный инструмент для расчета усталостной прочности, интегрированный в ANSYS Workbench.

Результаты и база данных по материалам, созданные расчетными средствами ANSYS Workbench, напрямую передаются в модуль ANSYS nCode DesignLife. В зависимости от уровня напряжений (stress-life) и деформаций (strain-life) возможно решать задачи по точечной и шовной сварке, анализу работы вибростендов и другого оборудования. Обеспечивается работа с конечно-элементными моделями большой размерности.

Семейство продуктов ANSYS nCode DesignLife

ANSYS nCode DesignLife Standart – основной продукт для решения задач усталостной долговечности. Включает методы оценки, в зависимости от напряжений, деформаций, и метод Dang Van (Критерий Dang Van- это метод предсказания предельного срока службы конструкции, испытывающей сложное, разноплановое нагружение).

ANSYS nCode DesignLife Vibration обеспечивает возможности для анализа усталостной долговечности при вибрационном нагружении конструкции. Моделирует синусоидальные и случайные (PSD – Power Spectral Density) нагрузки.

ANSYS nCode DesignLife Accelerated Testing – пакет обработки сигналов в дополнение к возможностям анализа вибрационного нагружения конструкции. Возможна обработка виртуальных и физических вибрационных экспериментов.

ANSYS nCode DesignLife Welds — анализ усталостной долговечности конструкций, содержащих шовные или точечные сварные элементы.

ANSYS nCode DesignLife Parallization – модуль для поддержки распределенных вычислений. В ANSYS nCode DesignLife лицензируется каждое отдельное ядро. Лицензия на одно ядро (процесс) включается в базовый модуль.

ANSYS Composite PrePost (ACP) – специализированный пре-/постпроцессор для создания расчетных моделей конструкций из композиционных материалов.

АСР, интегрированный в среду ANSYS Workbench, решает задачу создания адекватной расчетной модели композитной конструкции. Этот пре-/постпроцессор позволяет обмениваться с другими программными продуктами с помощью формата cdb. В объектно-ориентированном графическом интерфейсе обеспечивается управление расчетной моделью в структурированной древообразной схеме. Задаются свойства композиционных материалов: тип материала (угле-, стекло-, органопластики на основе смол, эпоксидные боропластики и т.д.), свойства материала в слоях и волокнах в различных направлениях, конфигурация слоев.

Модуль АСР удобен для определения и контроля задания направления в слоистых элементах в декартовой, цилиндрической и сферической системах координат. Системы координат задаются в соответствующем разделе.

Модуль содержит средства анализа результатов по слоям и отображение информации по элементам.

Оценка разрушения возможно по семи различным критериям. Реализована возможность комплексной оценки модели по нескольким критериям разрушения.

Модуль ANSYS Composite PrePost поддерживает прямую передачу армирующих укладок в программные продукты типа FiberSIM компании Vistagy (США), специализирующейся на разработках композиционных конструкций.

В интервью, опубликованном в апрельском 2013 года журнале «PLM эксперт» компании Siemens, ее вице-президент В.Беспалов сообщил об усилении проектных возможностей Siemens PLM Software в области композиционных конструкций в связи с приобретением фирмы Vistagy.

Высокопроизводительные вычисления – ANSYS HPC

В посвященном этой проблеме совместном проспекте ANSYS/KADFEM отмечается, что необходимость решения задач большой размерности в короткие сроки становится обычной практикой. ANSYS, Inc. предлагает высокопроизводительные решения, позволяющие быстро и эффективно выполнять многодисциплинарные задачи большой размерности. Для использования мощных вычислительных ресурсов нужны одиночные или пакетные лицензии на высокопроизводительные вычисления (High Performance Computing – HPC). Каждая одиночная ANSYS HPC – лицензия позволяет задействовать в процессе выполнения задачи одно дополнительное процессорное ядро. Пакетные ANSYS HPC Pack – лицензии. Упомянутые пакетные лицензии позволяют на выбор увеличивать количество задействованных для расчета ядер или увеличивать количество одновременных расчетов.

При наличии лицензий на высокопроизводительные вычисления возможно распараллеливание решателей ANSYS для выполнения задач механики в неявной и явной схемах интегрирования (ANSYS Mechanical/ MAPDL и ANSYS AUTODYN), гидрогазодинамики (ANSYS Fluent и ANSYS CFX), охлаждения электроники (ANSYS Icepack), литья и экструзии неметаллов (ANSYS POLIFLOW).

Для использования возможностей HPC при решении задач электромеханики и электроники (ANSYS HFSS, ANSYS Maxwell, ANSYS Q3D Extractor) необходимо приобретение отдельных лицензий.

HPC-лицензии позволяют выполнять многовариантные расчеты. Возможно использовать ANSYS DesignXplorer (оптимизация, 6 сигма) в связке с RCM (Remote Solve Manager) – удаленный запуск задачи для решения) или DSO (Distributed Solve Option) – режим для продуктов ANSYS, Inc., связанных с расчетами электромеханики или электроники. В этом случае в вычислительном ресурсе будет запущен одновременный расчет нескольких конфигура-

ций исследуемой системы, что позволит ускорить параметрические исследования и найти оптимальное решение. При возникновении еще большей потребности в высокопроизводительных вычислениях следует использовать лицензии ANSYS HPC Workgroup. Эти лицензии поставляются блоками по числу используемых ядер (128, 256, 512, 1024, 2048) и позволяют одновременно запускать в расчет любое количество задач любому количеству пользователей одного подразделения.

Распределенные решатели

Распределенные решатели ANSYS, Inc. позволяют решать задачи на кластерах под управлением операционных систем MS Windows HPC Server 2008 R2, Red Hat Enterprise Linux (RHEL), SUSE Linux Enterprise Server (SLES). Для организации связи между узлами кластера рекомендуется использование программных продуктов MS ANSYS HPC Pack (MS MPI) или HP MPI (включен в комплект поставки ANSYS).

Применение современных методов инженерного анализа на этапах жизненного цикла наукоемких изделий является важнейшим средством их совершенствования, повышения надежности и конкурентоспособности. В рамках корпоративной системы информационных технологий предприятий наукоемкого машиностроения оптимизируется взаимодействие специалистов, участвующих в разностороннем процессе создания, производства и обеспечения эксплуатационной надежности изделий с реализацией возможности их модернизации в процессе эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Боровков А.И., Бурдаков С.Ф., Клявин О.И., Мельникова М.П., Михайлов А.А., Немов А.С. Компьютерный инжиниринг: Учебное пособие /А.И. Боровков А.И. [и др.] - Спб: Изд. Политех. ун-та, 2013, 93 с.
2. Гальперин Д.М. Программное обеспечение корпоративной системы информационных технологий на основе CAD/CAM/CAE/PDM и ERP систем для предприятий наукоемкого машиностроения: Учебное пособие. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2008, 196 с.
3. Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / Гл. ред. А.Г. Братухин. М: ОАО «НИЦ АСК», 2008, 608 с

ENGINEERING ANALYSIS IN CORPORATE INFORMATION TECHNOLOGIES SYSTEM OF SCIENCE INTENSIVE ENGINEERING INDUSTRY ENTERPRISES

D.M. Galperin, D.G. Oshmarin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

As a part of corporate IT system of science intensive engineering industry enterprises based on PLM/ERP, the CAE (Computer Aided Engineering) software for engineering analysis is an important component of product life cycle management (PLM). Qualified approach in using the CAE software at the stage of product development enables to significantly increase design accuracy. At the stages of testing of products and their assemblies estimated analysis and modeling allow to reduce the volume of costs. The engineering analysis is important for ensuring reliability performance improvement during operation, modernization and repair works. Of great value is a competent approach in choosing the right CAE software. But in order to make an objective conclusion it is needed to perform experimental checks.

ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕШЕНИЯ НЕКОТОРЫХ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ПРОЧНОСТИ С ПОМОЩЬЮ ИНТЕГРИРУЮЩИХ МАТРИЦ И МКЭ

Гаскаров М.З., Костин В.А.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Проблема исследования жесткостных характеристик конструкций летательных аппаратов очень актуальна. Важными особенностями, требующими учета при проектировании и расчете на прочность конструкции, является неравномерный и нестационарный нагрев, вызывающий ползучесть материала, падение несущей способности и характеристик прочности, под влиянием переменных температурных полей.

В результате решения обратных задач происходит уточнение физико-механических параметров рассматриваемой конструкции, которые закладываются в математическую модель и входят в нее в качестве коэффициентов уравнений. Эти задачи относятся к задачам диагностики и являются обратными.

Целью данной работы, является анализ эффективности применения двух численных методов для расчета кессона: метода конечных сумм, на котором базируется теория интегрирующих матриц, и метода конечных элементов (МКЭ), реализация которого встречается во всех современных пакетах по инженерному и прочностному расчету конструкций

Задача идентификации жесткостных характеристик произвольно нагруженного кессона авиационной конструкции, находящейся в неравномерном температурном поле, рассматривается на основании математической модели Ю.Г. Одинокова. Параметры, которые нас интересуют, определяются в ходе непосредственного решения обратной задачи. При этом вычисляются переменные параметры упругости элементов конструкции: продольных ребер и панелей обшивки, находящихся в температурном поле с учетом пластических деформаций и ползучести.

Поставленная задача решается двумя методами: с помощью одношагового метода, основанного на интегрирующих матрицах, и реализованного в виде программного кода на языке C++ и с помощью МКЭ, реализованного в программном комплексе ANSYS. В результате решения делаются выводы об эффективности применяемых методов в зависимости от регулярности конструкции и нагрузки.

ОПТИМИЗАЦИЯ РАБОТЫ СТЕНДА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА РЕСУРС

Герасимов А.И., Костин В.И.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

При испытаниях на ресурс необходимо чтобы нагрузка, при которой испытывается агрегат, соответствовала условиям работы этого агрегата в полете. С другой стороны, если за-

вышать частоту, то повреждения накапливаемые в конструкции будут проявляться быстрее и тогда можно за меньшее время провести испытания.

Данная работа посвящена алгоритму поиска нагружения конструкции в стендовых испытаниях на ресурс. За объект исследования взят фюзеляж вертолета Ансат. Для поиска используется алгоритм оптимизации нагружения по следующим параметрам, которые будем называть вектором управляющих параметров:

- частота воздействия на конструкцию;
- величина силы нагружения;
- координата приложения силы;
- угол между вектором нагружения и поперечной осью Oz;
- масса агрегатов расположенных на конструкции.

В стендовых испытаниях иногда прибегают к многоточечному воздействию, но при этом возникает проблема синхронизации всех воздействий. Данную проблему не так просто решить, поэтом в данной работе будет рассматриваться только одноточечное воздействие.

Перемещение положения силы воздействия на хвостовую балку в условиях стенда тоже не всегда можно решить связано это с тем что на самой конструкции может не быть места к которой можно приложить воздействие не вызвав тем самым разрушение, усиление конструкции для прикладывания воздействия тоже не всегда возможно.

Ключевая проблема, которую решают при поиске вектора управляющих параметров, это то, что при изменении частоты воздействия могут проявиться колебания конструкции не свойственные работе агрегата в полете. Для этого используется МКЭ модель конструкции, построенная в программ-ном комплексе ANSYS. Использование МКЭ модели позволит контролировать большое количество точек конструкции и получать информацию о деформациях в обшивке и стрингерах. Для поиска искомого вектора управляющих параметров решается серия прямых задач гармонических колебаний конструкции, с корректировкой управляющих параметров.

В результате показано как изменилось деформирование конструкции в стенде и соответствии полученного деформирования заданному полученного из летного эксперимента.

УДК 621.822.1

РАСЧЕТНО-ГРАФИЧЕСКИЙ МЕТОД ОЦЕНКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СЛОЖНОНАГРУЖЕННЫХ ТРИБОСОПРЯЖЕНИЙ

Задорожная Е.А., Леванов И.Г.

(Южно-Уральский государственный университет)

В работе представлен расчетно-графический метод оценки работоспособности сложнагруженных трибосопряжений. Метод позволяет на основе полученных в ходе расчетов гидромеханических характеристик узла трения прогнозировать возможность его работы при различных сочетаниях основных геометрических параметров, не выполняя при этом дополнительных многовариантных вычислений. Показана возможность использования разработанного метода на примере расчета динамики шатунных подшипников коленчатого вала теплового двигателя.

Введение

Решение проблемы форсирования и повышения энергоэффективности и надежности дизелей неразрывно связано с совершенствованием конструкции трибосопряжений, поскольку увеличивается их теплонапряженность и нагруженность газовыми и инерционными силами. Методы расчета подшипников коленчатого вала, сопряжения «поршень-цилиндр», подшипников турбокомпрессора и других узлов гидродинамического режима трения непрерывно совершенствуются. При проектировании новых двигателей необходим комплексный подход, позволяющий учесть все наиболее значимые факторы, влияющие на работоспособность трибосопряжений.

Большинство узлов гидродинамического режима трения в двигателе относятся к сложнагруженным, то есть нагруженным силами переменными по величине и направлению. Поэтому в представленной работе используются подходы, базирующиеся на решении задач динамики и гидродинамической теории смазки трибосопряжений. Применяемые методы учитывают особенности геометрии трибосопряжений и коленчатого вала, неньютоновские свойства масел, режимные параметры.

Критерии оценки работоспособности трибосопряжений. На основе экспериментальных исследований и современных методов расчета разработаны критерии работоспособности гидродинамических трибосопряжений [1-4]:

наименьшая допустимая толщина смазочного слоя $h_{\text{доп}}$;

наибольшее допустимое гидродинамическое давление $P_{\text{доп}}$;

приведенная к диаметру шейки минимальная толщина смазочного слоя;

максимальная удельная нагрузка f_{max} .

Величина $h_{\text{доп}}$ выбирается из условия обеспечения гидродинамического режима трения в сложнагруженном сопряжении. Минимальная допустимая толщина масляного слоя должна быть больше средней суммы микронеровностей взаимодействующих поверхностей трения R_{z1}, R_{z2} :

$$h_{\text{доп}} > R_{z1} + R_{z2}. \quad (1)$$

Главное условие надежной работы трибосопряжений – увеличение минимальной толщины слоя смазки между поверхностями, при котором не наступает соприкосновение микронеровностей. Это достигается высокой точностью обработки поверхностей трения, соблюдением строгой цилиндричности вала и подшипника (для случая круглоцилиндрического узла трения), исключением перекосов и деформаций, а также тщательной очисткой масла.

Оценка работоспособности подшипников проводится на основе расчета гидромеханических характеристик (ГМХ) трибосопряжений, а также по расчетным величинам относительных суммарных за цикл нагружения протяженности областей $\alpha_{h_{\text{доп}}}$ и $\alpha_{p_{\text{доп}}}$, где значения $\inf h_{\text{min}}$ меньше, а $\sup p_{\text{max}}$ больше допустимых величин. Если на какой-то части работы двигателя $\inf h_{\text{min}} < h_{\text{доп}}$, то это означает, что на этом участке имеет место нарушение режима жидкостной смазки, и подшипник какую-то часть угла поворота коленчатого вала работает в условиях смешанной смазки. Опыт свидетельствует [1, 3], что предельная продолжительность зоны смешанной смазки не должна превышать 15-20%. В случае превышения этого значения резко повышается вероятность возникновения задира в подшипнике. При этом начинают работать высоковязкие граничные слоя адсорбированной смазки на поверхностях трения, воспринимающие внешнюю нагрузку.

Наряду с минимальной толщиной смазочного слоя необходимо принимать во внимание величину максимальных гидродинамических давлений, которые определяют не только несущую способность подшипников, но и усталостную долговечность вкладышей трибосопряжения.

Методика расчета. Расчет ГМХ основан на решении трех взаимосвязанных задач.

Расчет динамики подвижных элементов трибосопряжения. Определение сил гидродинамических давлений смазочных слоев. Оценка теплового состояния трибосопряжений

Задача расчета динамики сложнагруженного трибосопряжения сводится к построению траектории движения центра масс каждого подвижного элемента (например, шатунной шейки) под действием внешней периодической нагрузки. Траектория строится по координатам, получаемым в результате решения уравнений движения, интегрирование которых осуществляется, например, различными модификациями метода, основанного на формулах дифференцирования назад и описанного в работах В.Н. Прокопьева, Ю.В. Рождественского, К.В. Гаврилова и др. [5].

Поле гидродинамических давлений, необходимое для вычисления реакции смазочного слоя, определяется интегрированием уравнения Рейнольдса при граничных условиях Свифта-Штибера с учетом наличия на поверхностях трения источников подачи смазки (отверстий, канавок) [4]. При этом принимаются во внимание реологические свойства смазочного материала. Уравнения Рейнольдса решаются с помощью разработанного авторами адаптивного многосеточного алгоритма, который позволяет получить распределение давлений в смазочном слое с точностью до 10^{-4} .

Для оценки теплового состояния трибосопряжений используется изотермический подход, основанный на решении уравнения теплового баланса, отражающего равенство средних за цикл значений теплоты, рассеянной в смазочном слое, и теплоты, отведенной смазкой, вытекающей в торцы. Тепловое состояние элементов трибосопряжения и смазочного материала может быть скорректировано на каждом временном шаге расчета, либо один раз за цикл нагружения. При этом вычисления продолжаются до тех пор, пока в двух соседних циклах разница среднеинтегральных температур не достигнет заданной величины, например, 1.

В практике проектирования гидродинамических трибосопряжений широко используется параметр, представляющий собой отношение ширины подшипника к его диаметру – относительная ширина подшипника $a = B/D$. Как показано в работе [1] значения параметра a могут быть изменены за счет ширины подшипника B и за счет его диаметра D . В первом случае изменяется расход масла, вытекающего в торцы подшипника, и гидродинамическая реакция смазочного слоя. Во втором случае вместе с незначительным изменением расхода, происходит изменение линейной скорости поверхности вала. При этом увеличение относительной ширины подшипника за счет B приводит к заметному увеличению h_{\min} , однако, увеличение a за счет уменьшения диаметра шейки вала приводит к некоторому снижению h_{\min} . Авторы работы [1] показали, что зависимость h_{\min} от a носит линейный характер. Однако, наш опыт по расчету сложнагруженных трибосопряжений показал, что эта зависимость имеет нелинейный характер. И если построить ряд таких зависимостей для различных сочетаний геометрических параметров подшипника при определенных условиях нагружения, то полученное поле можно использовать для анализа работоспособности трибосопряжений при всех возможных вариантах его диаметра и ширины.

Результаты расчета. Объектом исследований были выбраны трибосопряжения высокофорсированного двигателя типа ЧН 13/15 производства «ЧТЗ-Уралтрак». В качестве исходных данных использовались также индикаторные диаграммы, рассчитанные для режимов номинальной мощности ($\omega = 2500$ об/мин) и максимального крутящего момента ($\omega = 1500$ об/мин), а также вязкостно-температурная характеристика моторного масла класса SAE 5W-50

($\mu_{40} = 0.074$ Па·с, $\mu_{80} = 0.0237$ Па·с, $\mu_{100} = 0,0154$ Па·с). Основные исходные данные для расчета ГМХ шатунных подшипников представлены в работе [6]. В качестве критериев работоспособности вкладышей, согласно [1], использовались наименьшая допустимая толщина смазочного слоя $h_{\text{доп}} = 1,9$ мкм, наибольшее допустимое гидродинамическое давление $P_{\text{доп}} = 448$ МПа, а также $\alpha_{h_{\text{доп}}}$.

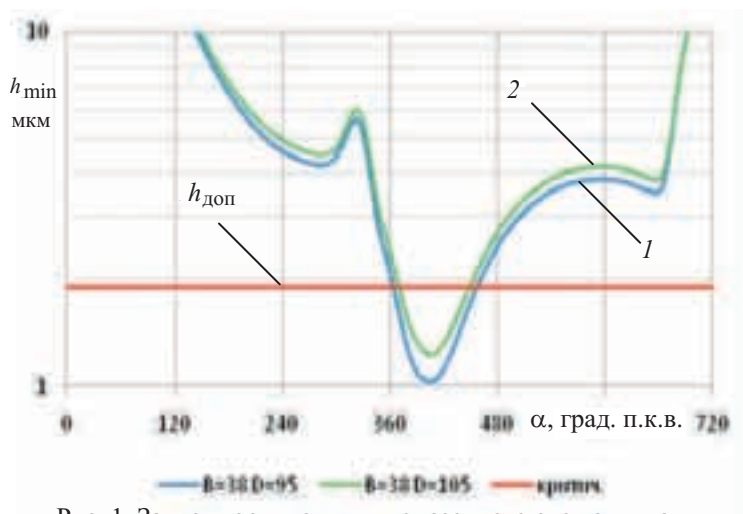


Рис. 1. Зависимость толщины смазочного слоя от угла поворота коленчатого вала

Результаты расчета ГМХ шатунного подшипника на режиме максимального крутящего момента M_{max} представлены на рис. 1 – 4. Цифры на графиках соответствуют следующим вариантам расчета: 1 – $D = 95$ мм, $B = 38$ мм; 2 – $D = 105$ мм, $B = 38$ мм.

Из рис. 1 следует, что на протяжении всего цикла работы (720 град.) наименьшая толщина смазочного слоя ($\inf h_{\text{min}}$) принимает значения, превышающие допустимые ($h_{\text{доп}} = 1,9$ мкм). Однако, при значениях угла поворота коленчатого вала, лежащих в диапазоне 360–400 град. значения $\inf h_{\text{min}}$ уменьшаются до 1–1,5 мкм. Это приводит к возможности нарушения сплошности масляной пленки, разделяющей поверхности трения, что, в свою очередь может вызвать повышенный износ этих поверхностей.

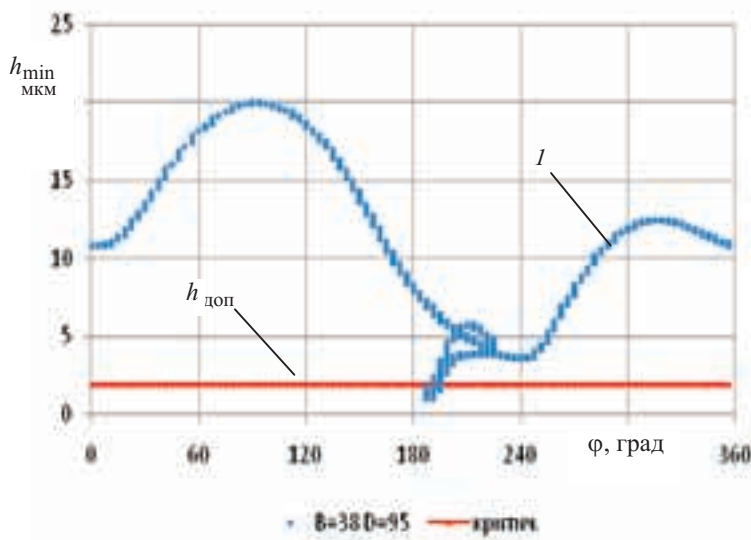


Рис. 2

Протяженность этого интервала (где $\inf h_{\text{min}} < h_{\text{доп}}$) по угловой координате подшипника составляет 10–12 град. (см. рис. 2). Численными исследованиями установлено, что выполне-

ние в этой части вкладыша дополнительной канавки, выемки и пр. не приводит к увеличению толщины смазочного слоя, а, напротив, способствует еще большему падению значения $\inf h_{\min}$.

В работах [1, 4–7] было показано, что кратковременное до 15-20% от продолжительности цикла нагружения уменьшение $\inf h_{\min}$ ниже допустимых значений является допустимым для трибосопряжения в целом.

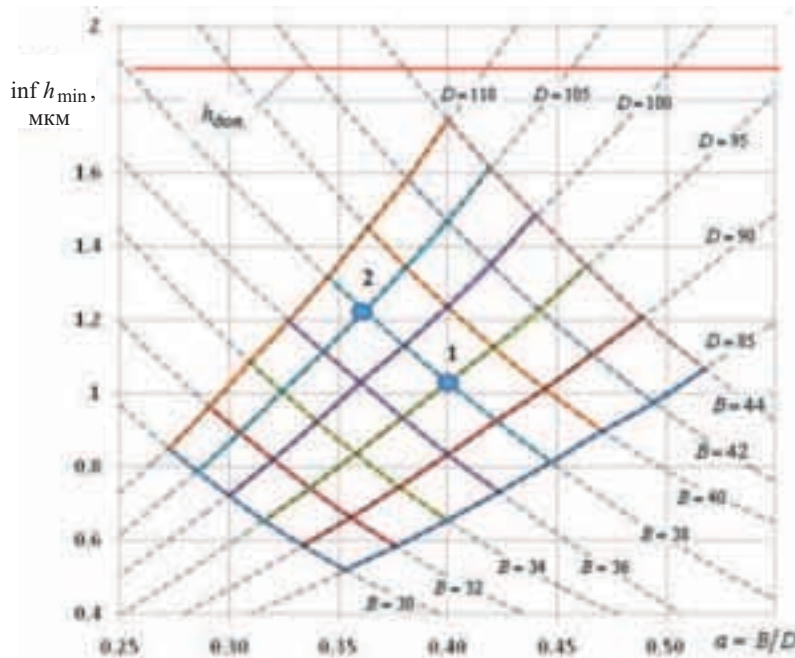


Рис. 3 Диаграмма зависимости минимальной толщины смазочного слоя от относительной ширины подшипника

При расчетах в расширенном диапазоне варьировались геометрические параметры подшипника: диаметр шейки D ; ширина подшипника B . По результатам построена диаграмма (рис. 3). Все размеры на кривых указаны в миллиметрах. Эта диаграмма является удобным инструментом для конструктора и позволяет анализировать влияние геометрических параметров подшипника на минимальную толщину смазочного слоя. При этом значения $a = B/D$ было получено варьированием отдельно ширины B или диаметра D подшипника. Варианты конструкций 1 и 2 обозначены на диаграмме на пересечении соответствующих параметров B и D .

Аналогичная диаграмма была построена для параметра $\alpha_{h_{\text{доп}}}$ (рис. 4). Совместно анализируя представленные диаграммы можно оценить работоспособность сложнонагруженного трибосопряжения в соответствии с принятыми критериями.

На основе выполненных расчетов для рассмотренного подшипника были сделаны выводы, что никакие конструктивно возможные изменения значений диаметра подшипника и его ширины не приведут к существенному увеличению минимальной толщины смазочного слоя. Однако учитывая параметр $\alpha_{h_{\text{доп}}}$, можно считать конструкцию шатунного подшипника работоспособной при $D = 95$ мм и $B \geq 38$ мкм.

Определение ресурса сложнонагруженного трибосопряжения. Набор ГМХ, полученных в ходе параметрических исследований сложнонагруженных трибосопряжений, дает возможность лишь косвенно оценивать их долговечность, ориентируясь лишь на условие (1), расчетное значение среднеинтегральной температуры и уровень максимальных гидродинамических давлений. Однако, в настоящее время существует несколько методик, позволяющих приближенно оценить ресурс трибосопряжений.

Необходимо отметить, что величину ресурса трибосопряжения в значительной мере определяет предельно допустимое увеличение радиального зазора. В связи с этим под предельно допустимым износом подшипника будем понимать увеличение радиального зазора между поверхностями трения, при котором не обеспечивается преимущественно гидродинамический режим трения. Иными словами, в качестве предельной величины радиального зазора принято значение, при котором расчетная продолжительность зоны граничного трения $\alpha_{h_{\text{дон}}}$ превышает 15-20 % от продолжительности цикла нагружения подшипника.

В работе [8] предложена расчетно-экспериментальная методика оценки скорости износа радиальных подшипников скольжения коленчатых валов ДВС. Эта методика разработана в соответствии с молекулярно-механической теорией трения и усталостной теорией износа (по И.В. Крагельскому).

С ее помощью можно определить значения безразмерных линейных интенсивностей изнашивания поверхностей трибосопряжения (шатунного подшипника), что в свою очередь дает возможность определить величину скорости изнашивания поверхностей трения, толщину изношенного слоя шейки вала и вкладыша, а затем и ресурс трибосопряжения. Результаты расчетной оценки ГМХ, интенсивности изнашивания и времени работы шатунного подшипника (для двух температур подачи масла) до предельного износа в режиме номинальной мощности двигателя типа ДМ, с использованием методики [8], представлены в таблице 1.

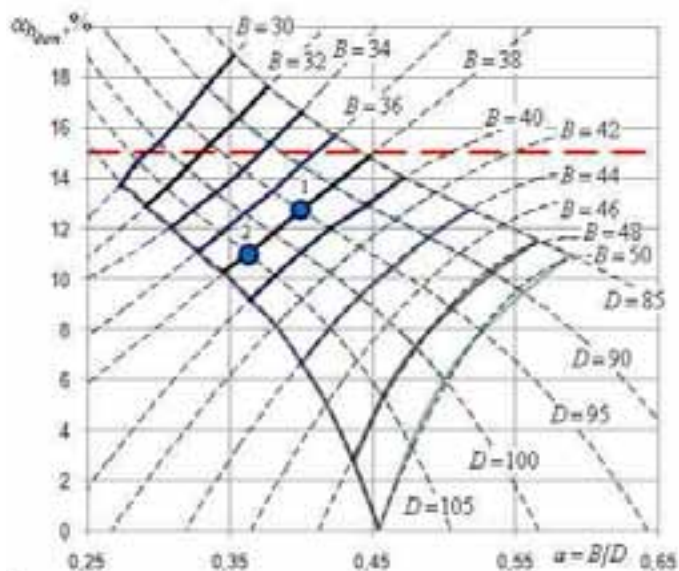


Рис. 4. Диаграмма зависимости протяженности областей для минимальной толщины смазочного слоя от относительной ширины подшипника

Таблица 1

Результаты расчета ГМХ шатунного подшипника двигателя ДМ на режиме номинальной мощности в обозначениях работы [7, 8]

Температура масла на входе в подшипник	Характеристика								
	$\inf h_{\min}^*$, мкм	$\sup p_{\max}^*$, МПа	N^* , Вт	h_{\min}^* , мкм	p_{\max}^* , МПа	Q_B^* , 10^{-1} л/с	T_{Σ} , °С	$\alpha_{h_{\text{дон}}}$, %	f_{\max}^* , МПа
$T_{\text{вх}} = 95 \text{ } ^\circ\text{C}$	1,466	222,3	2346	4,75	105,9	0,3286	133,6	15,4	58,23
$T_{\text{вх}} = 200 \text{ } ^\circ\text{C}$	0,8213	324,6	1452	2,63	139,8	0,4141	221,4	54,7	58,23
–	$\Delta \bar{H}_n$, мкм	$\Delta \bar{H}_B$, мкм	$\bar{I}_{\text{лн}} \cdot 10^{-11}$	$\bar{I}_{\text{лн}} \cdot 10^{-13}$	Δp^* , мкм	τ_d , ч		–	
$T_{\text{вх}} = 95 \text{ } ^\circ\text{C}$	71,6	0,74	3,12	3,26	113,8	292,2		–	
$T_{\text{вх}} = 200 \text{ } ^\circ\text{C}$	66,3	0,69	6,03	6,30	108,5	39,5		–	

Из табл. 1 видно, что износ в шатунном подшипнике Δ_p^τ близкий к предельно допустимому (115 мкм) достигается за 292,2 и за 39,5 часа при соответствующей доли контактного взаимодействия и температуре подачи смазки на входе в подшипник.

Существенное влияние на ресурс шатунного подшипника до достижения предельного износа оказывают механические свойства материалов элементов трибосопряжения. Увеличение твердости и предела прочности материала подшипника, а также повышение качества обработки шейки вала (снижение безразмерного параметра шероховатости приработанной поверхности) способствует изменению характера контактирования, основных контактных параметров, интенсивности изнашивания и увеличению ресурса трибосопряжения.

Для проверки данного предположения выполнена сравнительная расчетная оценка времени работы шатунного подшипника ДМ до достижения предельного износа для «штатного» материала вкладыша (Бронза Бр ОС1-22 с пределом прочности на разрыв материала вкладыша 330 МПа) и материала вкладыша с повышенным значением предела прочности на разрыв до 550 МПа. Результаты сравнительной оценки ресурса представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты сравнительной оценки расчетного ресурса вкладышей

Предел прочности материала вкладыша на разрыв, МПа	$\Delta\bar{H}_n$, мкм	$\Delta\bar{H}_в$, мкм	\bar{I}_{ln} , м/м	\bar{I}_{lv} , м/м	Δ_p^τ , мкм	τ_d , ч
330	71,6	0,74	$3,12 \cdot 10^{-11}$	$3,26 \cdot 10^{-13}$	113,8	292,2
500	70,0	0,73	$9,44 \cdot 10^{-13}$	$9,86 \cdot 10^{-15}$	112,3	9455,9
550	65,6	0,68	$4,23 \cdot 10^{-13}$	$4,42 \cdot 10^{-15}$	107,8	19770,1

Другой способ оценки ресурса трибосопряжения основан на применении зависимостей Румба В.К. [9], согласно которым ресурс трибосопряжения определяется по расчетным минимальным или среднеинтегральным значениям толщины смазочного слоя.

Ресурс определяли из выражения

$$R_h = (I_{pr} / A_I)^{1/\beta_I}, \quad (2)$$

где I_{pr} – предельный износ трибосопряжения, м; A_I – скорость изнашивания, м/с; показатель степени β_I .

Показатель степени β_I считают детерминированной величиной и его значение можно задавать в функции от отношения критической толщины смазочного слоя к минимальной, например по формуле:

$$\beta_I = 1 + (h_{\min} / h_{\text{доп}})^{n_I}. \quad (3)$$

Для исследуемых трибосопряжений двигателей серии ЧН13/15 предельный износ I_{pr} шатунного подшипника составляет $30 \cdot 10^{-6}$ м. Для подшипников скольжения при обеспечении жидкостного трения скорость изнашивания A_I была определена опытным путем и составляет 10-13 м/с [3].

Значение степени n_I в формуле (3) определяли путем обратного расчета, исходя из известного ресурса двигателя, заявленного заводом – изготовителем, который составляет ~10000 часов.

Принятое допущение: при достижении величины предельного износа подшипника его ресурс полностью исчерпывается. Результаты расчета ресурса шатунного подшипника двигателя ЧН 13/15 при различных вариантах конструкций приведены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчета ресурса шатунного подшипника двигателя ЧН 13/15

B, мм	Характеристики долговечности			
	h_{\min}^* мкм	β	$\alpha_{h_{\min}}$, %	Rh, ч
<i>D</i> = 85мм				
33	5,317	1,1276	17,083	3449,9
38	6,107	1,0967	14,861	5466,1
43	6,822	1,0775	13,055	7376,0
48	7,497	1,0642	11,527	9138,5
<i>D</i> = 95мм				
33	5,739	1,1096	14,861	4502,2
38	6,606	1,0827	12,777	6799,4
43	7,350	1,0668	10,883	8761,7
48	8,090	1,0551	8,888	10604,7
<i>D</i> = 105мм				
33	6,103	1,0969	13,194	5455,5
38	7,012	1,0734	10,972	7879,5
43	7,861	1,0584	8,611	10049,4
48	8,597	1,0488	5,416	11779,8

Полученные результаты расчета характеризуют ресурс сложнонагруженных трибосопряжений (шатунных подшипников) при работе двигателя на режиме номинальной мощности. В реальных условиях эксплуатации двигатель работает в таком режиме лишь часть рабочего времени. Переходные режимы являются для шатунных подшипников менее нагруженными. Поэтому расчет ресурса необходимо корректировать с учетом реальных условий эксплуатации.

Некоторые выводы. Представленный в работе расчетно-графический метод дает возможность оценить работоспособность сложнонагруженных трибосопряжений, к которым относятся подшипники скольжения коленчатых валов ДВС, и ориентировочно ценить их ресурс. Предлагаемая диаграмма является удобным инструментом для конструктора и позволяет анализировать влияние макро-геометрии подшипника на параметры, характеризующие его работоспособность. Результаты расчета подтверждают, что увеличение ресурса подшипника и его работоспособности является комплексной задачей, основанной на оптимизации геометрических параметров трибосопряжения и подборе современных смазочных и конструкционных материалов.

Представленные результаты получены в рамках научно-исследовательской работы, выполняемой по государственному заданию Министерства образования и науки РФ (Регистрационный номер 7.2813.2011) и при поддержке РФФИ (проект НК-13-08-00875\13).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Захаров С.М. Трибологические критерии оценки работоспособности подшипников скольжения коленчатых валов двигателей внутреннего сгорания / С.М. Захаров, И.А. Жаров // Трение и износ. – 1996. – Т.17, №5. – С.606 – 615.
2. Современная трибология: Итоги и перспективы. Отв.ред. К.В. Фролов. – М. Издательство ЛКИ, 2008. – 480 с.

3. Трение, износ и смазка (трибология и триботехника) / А.В. Чичинадзе, Э.М. Берлинер, Э.Д. Браун и др.; Под общ. ред. А.В. Чичинадзе. – М.: Машиностроение, 2003. – 576 с.
4. *Прокопьев, В. Н.* Динамика сложноподшипникового подшипника, смазываемого неньютоновской жидкостью / В. Н. Прокопьев, А.К. Бояршинова, Е.А. Задорожная // Проблемы машиностроения и надежности машин. – 2005. – №6. – С. 108–114.
5. *Прокопьев, В.Н.* Гидромеханические характеристики коренных подшипников коленчатого вала двигателя 4Т371 / В.Н. Прокопьев, Ю.В. Рождественский, К.В. Гаврилов // Двигателестроение. – 2008. – №2 (232). – С. 27–30.
6. *Задорожная, Е.А.* Исследование работоспособности шатунных подшипников высокофорсированных дизелей / Е.А. Задорожная, М.А. Жиличкина // Проблемы и перспективы развития евроазиатских транспортных систем // Материалы пятой Международной научно-практической конференции. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2013. – С. 119–125.
7. *Прокопьев, В.Н.* Динамика и смазка трибосопряжений поршневых и роторных машин: монография. / В.Н. Прокопьев, Ю.В. Рождественский и др. // Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2011. – Ч. 2. – 221 с.
8. *Черепанов, Д.А.* Расчетно-экспериментальная модель изнашивания опор скольжения коленчатых валов поршневых ДВС: дис. ... к-та.техн.наук / Д.А. Черепанов. – Санкт-Петербург, СПбГПУ, 2004. – 168 с.
9. *Румб В.К.* Прогнозирование долговечности подшипников коленчатых валов судовых дизелей / В.К. Румб // Двигателестроение. – 2009 - №1. – С. 15 – 17.

THE COMPUTATIONAL-GRAPHICAL METHOD FOR ASSESSMENT OF WORKING CAPACITY OF COMPLEX-LOADED TRIBOPOINTS

E.A. Zadorozhnaya, I.G. Levanov

(National Research South Ural State University, Chelyabinsk)

This paper presents a computational-graphical method for assessing working capacity of complex-loaded tribopoints. The method allows on the basis of the calculations the hydro-mechanical characteristics of the tribopoints to predict the possibility of working with different combinations of basic geometric parameters without performing any additional multivariate calculations. The possibility of using the developed method was shown by the example of calculating the dynamics of connecting rod bearings of the crankshaft of the engine.

УДК 621.315

СВЯЗЬ ЖЕСТКОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИИ И ЕЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ

Костин В.А., Иванов Я.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Определение действительного технического состояния конструкции очень важно для безопасной эксплуатации авиационной техники. С появлением композитных материалов, которые в большей степени, чем металлы подвержены старению, эта задача стала еще более

актуальной. При эксплуатации из композитных материалов возможны возникновения различных дефектов, самым распространенным из которых, является расслоение. При появлении дефектов в конструкции изменяются ее жесткость в разных направлениях и собственная частота.

Цель данной работы – установить соответствие изменения жесткости конструкции наличию дефекта в ней, а так же его размеров. В качестве объекта был выбран торсион втулки несущего винта вертолета «Ансат». Для проведения экспериментальных испытаний, в модель торсиона было внедрено расслоение определенных размеров. До и периодически во время испытаний измерялись размеры расслоения и жесткостные параметры образца.

По результатам испытаний можно утверждать, что в процессе проведения усталостных испытаний, с увеличением наработки:

- расслоение увеличивается в размерах нелинейно
- жесткость объекта уменьшается и напрямую зависит от размера расслоения.

В связи вышеописанным можно утверждать, что имеет место зависимость жесткостных характеристик объекта от его технического состояния. Это позволяет контролировать действительное техническое состояние элементов авиационной техники в процессе эксплуатации, а, следовательно, позволяет перейти на эксплуатацию по состоянию, что положительно сказывается на надежности техники и безопасности полетов.

УДК 533.6

АЭРОДИНАМИКА ЛЕГКОВОГО АВТОМОБИЛЯ КАК ПЛОХООБТЕКАЕМОГО ТЕЛА

Королев Е.В., Жамалов Р.Р.

(Нижегородский государственный инженерно-экономический институт)

Проведены экспериментальные исследования аэродинамических характеристик масштабных моделей легковых автомобилей в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью. Получены аэродинамические характеристики моделей при изменении габаритных размеров – ширины, длины. Модели автомобилей имели разные режимы обтекания.

Легковые автомобили относят к плохообтекаемым телам, так как основную долю их аэродинамического сопротивления составляет сопротивление давления. Обтекание автомобиля происходит с образованием отрывных воздушных течений. Авиационная аэродинамика имеет хорошо развитую теоретическую базу. Аэродинамические характеристики легкового автомобиля получают исключительно эмпирическим путем в результате проведения трубного эксперимента. Применение дорожного эксперимента имеет ряд существенных недостатков, таких как дороговизна оборудования, непостоянство условий, сложность, зависимость от погодных факторов и др. Аэродинамические трубы являются дорогостоящим оборудованием, но автомобильные фирмы продолжают их строительство.

Аэродинамическое сопротивление простейших геометрических тел, относящихся к плохообтекаемым, известно из технической литературы. Для параллелепипеда, расположенного вблизи опорной поверхности, величина коэффициента аэродинамического сопротивления составляет по разным источникам от 0,8 до 1,0 в зависимости от соотношения габаритных раз-

меров. Параллелепипед с передним обтекателем имеет коэффициент аэродинамического сопротивления равный 0,361. Установка к нему дополнительно заднего обтекателя снижает величину коэффициента до значения 0,255. Приведенные значения аэродинамического коэффициента C_x практически тождественны величинам для современных легковых автомобилей.

В авиационной аэродинамике коэффициент полного лобового сопротивления крыла конечного размаха представляют в виде суммы коэффициентов профильного и индуктивного (вихревого) сопротивлений [3]. Профильное сопротивление обусловлено вязкостью потока и понимается как сопротивление профиля бесконечного размаха. Индуктивное сопротивление является сопротивлением давления, и оно не связано с трением. Индуктивное сопротивление обусловлено наличием скоса воздушного потока вблизи объекта из-за разности давлений, что вызывает отклонение вектора подъемной силы. Составляющая подъемной силы вдоль потока и представляет силу индуктивного сопротивления. У крыла индуктивное сопротивление возникает благодаря наличию сбегающих свободных вихрей.

Такие же вихри, назовем их вихревыми жгутами, существуют и в задней части движущегося автомобиля.

Изучению составляющих аэродинамического сопротивления легкового автомобиля до настоящего времени уделялось мало внимания. Существующие методики определения профильного сопротивления разработаны для хорошо обтекаемых тел, таких, например как крылья летательных аппаратов. Применение этих методик для плохообтекаемых тел сомнительно в силу ряда причин, например, более сложной внешней формы профильного сечения автомобиля. Для определения индуктивного сопротивления крыла существует метод приближенного расчета.

Методик определения индуктивного сопротивления разработанных для плохообтекаемых тел вообще не существовало до недавнего времени. Метод последовательного приближения был опробован одним из авторов данной статьи в 80-х годах прошлого столетия [2].

В ходе проведения аэродинамического эксперимента с масштабными моделями автомобилей они изменяли линейные размеры ширины. Величина аэродинамического сопротивления с увеличением ширины модели уменьшалась, асимптотически приближаясь к пределу – профильному сопротивлению. Вычитанием из общего аэродинамического сопротивления величины профильного определялось значение индуктивного.

На основе данных этого аэродинамического эксперимента была предложена методика определения составляющих аэродинамического сопротивления с использованием поляр, полученных при несимметричном обтекании моделей [2].

Индуктивное сопротивление возникает из-за наличия скоса воздушного потока вблизи модели. Скос воздушного потока по нашему убеждению возникает по ряду причин:

- наличия сбегающих в задней части модели вихревых жгутов, индуцирующих вертикальные скорости;
- наличия отрывной зоны в изломе задней части крыши при определенных значениях угла наклона плоскости заднего стекла;
- наличия пониженного давления в ближнем следе спутной струи;
- наличия опорной поверхности, имитирующей дорогу.

Природа возникновения сбегающих вихревых жгутов в задней части модели автомобиля та же что и у авиационных крыльев.

Величина индуктивного сопротивления для крыла конечного размаха зависит во-первых от величины подъемной силы и во-вторых от его удлинения. Автомобильные аэродинамики пока не находят прямой связи индуктивного сопротивления с величиной подъем-

ной силы. Для автомобиля вертикальная аэродинамическая сила нередко является прижимающей. Но, безусловно, такая связь существует. Связь величины индуктивного сопротивления с изменением удлинения масштабных моделей автомобиля уже обнаружена [2]. И эта связь совпадает с авиационной теорией.

В результате отрыва воздушного потока в месте перехода крыши к плоскости заднего стекла образуется зона пониженного давления. Это пониженное давление вызывает усиление вихревых жгутов, изменение величины подъемной силы.

Пониженное давление в ближнем следе за донным срезом модели также влияет на скос воздушного потока.

Все перечисленные факторы, влияющие на скос потока, мало изучены. Не определены их доли в общем аэродинамическом сопротивлении. Так как скос потока определяет индуктивное сопротивление, то, следовательно, имеет смысл говорить о его составляющих – индуктивном сопротивлении от наличия сбегających вихревых жгутов, индуктивном сопротивлении от наличия отрывных зон, индуктивном сопротивлении от пониженного давления в ближнем следе спутной струи за автомобилем.

Доли составляющих индуктивного сопротивления, несомненно, не являются постоянными величинами, но зависят, в том числе и от габаритных размеров.

Масштабные модели автомобилей, участвовавшие в аэродинамическом эксперименте в разное время, имели одну базу – форму автомобиля ВАЗ-2108. А именно тождественными были: форма передней части, габаритные размеры, величина дорожного просвета. Все модели имели плоские боковые поверхности.

Модель с индексом «К» имела внешнюю форму профильного сечения автомобиля ВАЗ-2108. Модель с индексом «К-15» отличалась величиной угла наклона задней скошенной поверхности, а именно не 30 градусов, а 15 градусов. Модель «ПШ» имела понтонную форму кузова, т.е. форму кузова автомобиля ВАЗ-21099. Все эти модели в ходе проведения эксперимента дискретно изменяли свою габаритную ширину. Форма моделей выбрана осознано. Каждая модель имела свой режим обтекания. Модель К имела критический режим обтекания задней части – нестационарный. Модель К-15 имела режим близкий к двумерному, с точкой отрыва верхнего воздушного потока на нижней грани наклонной поверхности. Модель ПШ имела стационарный режим обтекания, соответствующий трехмерному. Таким образом, были определены составляющие аэродинамического сопротивления для всех режимов обтекания. Аэродинамический эксперимент с этими масштабными моделями был недавно дополнен тремя моделями конфигурации К с меньшими габаритными размерами по ширине. В аэродинамике крыла принято аэродинамические характеристики представлять в функции от показателя λ характеризующего размах крыла, его удлинение. Удлинение крыла λ равно отношению размаха крыла l к его хорде b . По аналогии с этим приемом за удлинение модели автомобиля отношение ширины к ее длине. Дополненные модели имели диапазон изменения λ равный от 0,010 до 0,058. Практически самая узкая модель представляла собой пластинку с профилем автомобиля ВАЗ-2108. Модели К и К-15 изменяли удлинение λ в пределах от 0,125 до 0,750. Модель ПШ имела интервал изменения λ от 0,095 до 1,280.

Результаты эксперимента с моделями переменной ширины представлены в графическом виде на рис. 1 и рис. 2.

Аэродинамическое сопротивление масштабных моделей уменьшается с увеличением их ширины (λ) асимптотически приближаясь к пределу – профильному сопротивлению. Такая зависимость наблюдается со значения λ равным 0,05. Менее этой величины лобовое со-

противление уменьшается с уменьшением λ , приближаясь к величине сопротивления трения пластинки, установленной вдоль потока.

Изменение лобового сопротивления с увеличением ширины моделей является функцией изменения индуктивного сопротивления от наличия сбегающих вихревых жгутов. Доля этой составляющей индуктивного сопротивления с изменением ширины моделей стремится к бесконечно малой величине, в то время когда две остальные составляющие – индуктивное сопротивление от наличия отрывного течения и индуктивного сопротивления, вызванного ближним следом спутной струи, изменяются пропорционально коэффициенту λ . Отрывная зона пониженного давления на изломе крыши и зона пониженного давления в ближнем следе спутной струи за модель действуют на всей ширине модели. Распределение индуцированных вихревыми жгутами вертикальных скоростей по ширине модели не равномерно и при больших значениях λ их действие вблизи центральной продольной оси отсутствует.

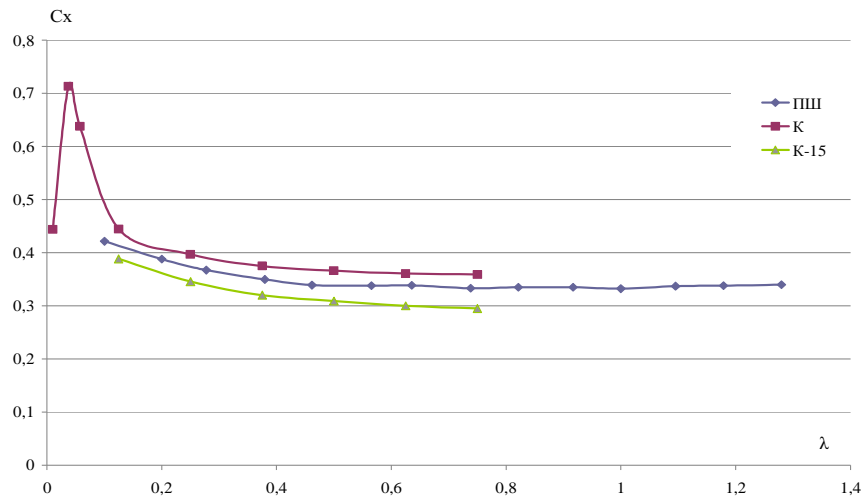


Рис. 1. Зависимость аэродинамического коэффициента C_x от изменения ширины модели (λ = ширина /длина)

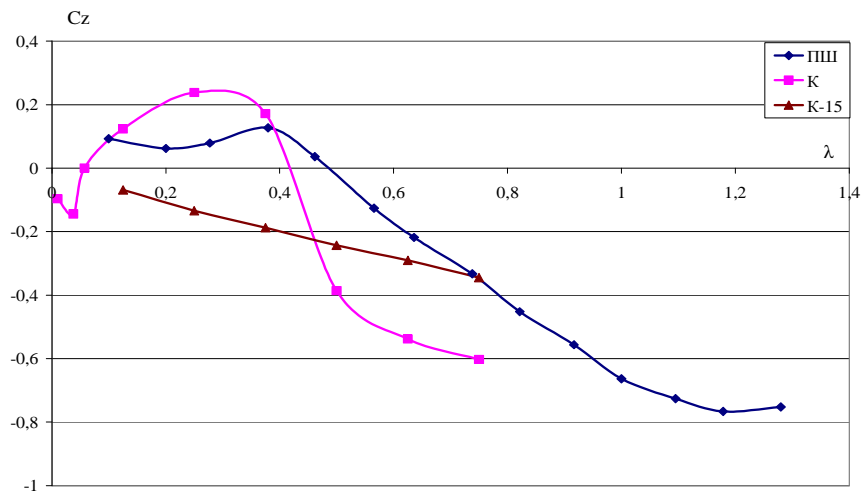


Рис. 2. Зависимость аэродинамического коэффициента подъемной силы C_z от изменения ширины модели (λ =ширина /длина)

Влияние изменения параметра λ на коэффициент подъемной силы C_z представлено на рис 3. При определении коэффициента подъемной силы C_z за характерную площадь взята площадь плановой проекции модели для возможности сравнения аэродинамических характеристик моделей переменной ширины и моделей переменной длины.

Характер изменения подъемной силы имеет сложный, неоднозначный вид. Можно выделить три интервала изменения коэффициента подъемной силы.

В первом интервале подъемная сила изменяется практически по линейному закону. Верхним пределом интервала для моделей К-15 и ПШ является значение λ равное 0,375. Обе модели имеют стационарные режимы обтекания задней части с положением точки отрыва на крайней нижней грани багажника.

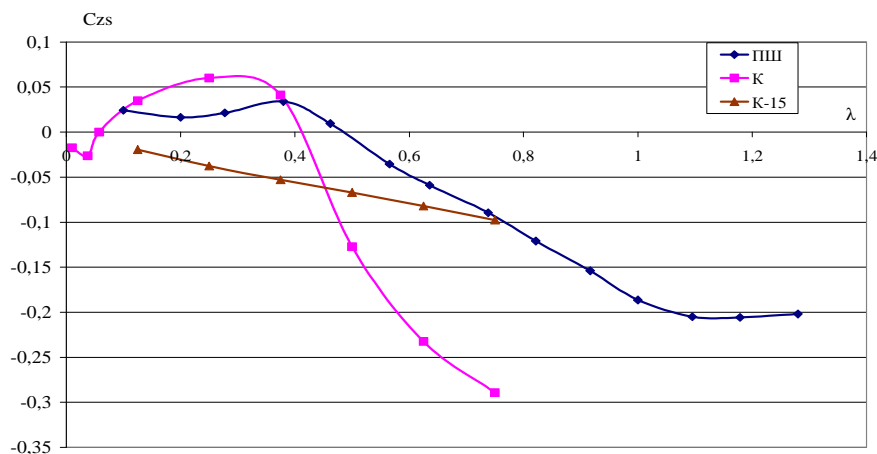


Рис. 3. Зависимость аэродинамического коэффициента подъемной силы C_{zs} от изменения ширины модели (λ =ширина /длина)

Для модели К с нестационарным режимом верхним пределом линейного интервала является λ равное 0,25.

Второй интервал определяет нелинейное изменение подъемной силы с экстремумами. Причем экстремумы смещены – чем меньше возмущение воздушного потока в задней части модели, тем он дальше. Но чем больше возмущение, тем величина экстремума больше и в дальнейшем, в третьем линейном интервале угловой коэффициент подъемной силы больше.

Анализ весовых нагрузок указывает на то, что нагрузка в передней части определяет характер изменения подъемной силы, действующей на модель.

Вертикальная нагрузка в задней части моделей в интервале изменения параметра λ от 0,100 до 0,375 растет линейно. Градиент изменения вертикальной нагрузки у модели К-15 меньший.

В диапазоне действительных значений параметра λ для легковых автомобилей величина вертикальных нагрузок в задней части моделей примерно равна, но противоположна по направлению нагрузке, действующей на переднюю часть. Этим объясняется малая величина коэффициента подъемной силы и тот факт, что порой невозможно предугадать его знак. И это касается масштабных моделей автомобилей имеющих разные режимы обтекания.

Для изучения влияния длины масштабной модели на аэродинамические характеристики проведен эксперимент с моделью R. Модель имела сменные передние и задние элементы. Форма одного из передних элементов тождественна опять же форме автомобиля ВАЗ-2108 для того чтобы увязать полученные результаты с результатами эксперимента с моделями переменной ширины. Другие передние элементы имели внешнюю форму с изменением перераспределительной функции для набегающего на модель воздушного потока. Сменные задние элементы имели разные углы наклона скошенной поверхности ($\alpha = 10^\circ, 14^\circ, 18^\circ, 22^\circ, 26^\circ$) и изменяли длину модели вплоть до максимальной, когда отсутствовал донный срез.

Эксперименты проведены в аэродинамической трубе малых скоростей замкнутого типа с открытой рабочей частью и круглым сечением сопла кафедры «Аэрогидродинамики» Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. Максимальное

загромождение трубы не превысила 7%. Дорожное полотно имитировалось неподвижным экраном. Величина просвета между экраном и моделью была постоянной во всех экспериментах. Модели переменной ширины не имели колес. Модель переменной длины продувалась как с колесами, так и без них.

Результаты эксперимента с моделью R переменной длины позволили определить не только зависимость аэродинамических характеристик от изменения ее длины, но и долю донного сопротивления. Доля величины донного сопротивления составляет 22 %.

Влияние изменения длины модели на подъемную силу тождественно приведенной зависимости выше для моделей переменной ширины. В этом случае за функциональный параметр следует брать величину обратную λ , а именно - $1/\lambda$.

На рис. 4 представлены в графическом виде зависимости коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы от изменения длины масштабной модели автомобиля R.

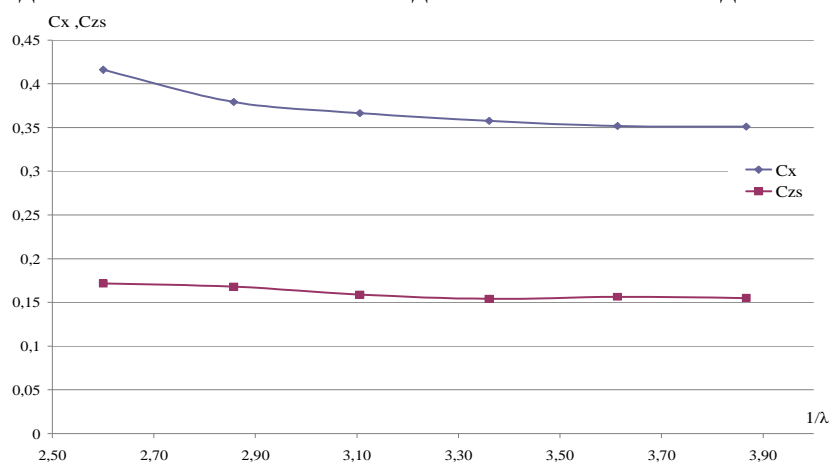


Рис. 4. Зависимость аэродинамических коэффициентов C_x и C_{zs} от изменения длины модели (λ =ширина /длина)

По мере увеличения длины масштабной модели легкового автомобиля аэродинамическое сопротивление уменьшается. Зависимость нелинейная, но степенная и обусловлена в основном изменением донного сопротивления. Можно с большой долей уверенности предполагать, что при этом зона пониженного давления в месте отрыва верхнего воздушного потока в задней части крыши не меняет свои характеристики. Предполагаем, что и характеристика вихревых жгутов является постоянной.

При максимальной длине модели, когда отсутствует донный срез, определенная экспериментом величина лобового сопротивления не включает донное.

Вертикальная весовая нагрузка в задней части и подъемная сила с изменением длины модели R имеют характер подобный для моделей автомобилей с переменной шириной.

Доля индуктивного сопротивления для моделей переменной ширины составляет 6...10 %.

Доля индуктивного сопротивления в эксперименте с моделью R изменялась, в зависимости от угла наклона задней части, 18...28%.

Определено, что зависимость коэффициента подъемной силы C_{zs} от угла наклона задней части для моделей R во всем диапазоне изменения длины является линейной функцией.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Королев, Е.В. Аэродинамическое сопротивление плохобтекаемых тел / Е.В.Королев, Р.Р.Жамалов // Вестник НГИЭИ. Серия технические науки. Выпуск 1(2). – Княгинино: НГИЭИ, 2011. – 164 с.

2. *Королев, Е.В.* оценка и прогнозирование аэродинамических качеств легковых автомобилей на основе испытаний их масштабных моделей в аэродинамических трубах. Дисс...канд.техн.наук. – Горький, 1988. 176 с.

3. *Мхитарян, А.М.* Аэродинамика / А.М. Мхитарян. – М.: «Машиностроение», 1976. - 448 с.

УДК 629.7.035.5

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВИНТОВ ПОВЫШЕННОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДЛЯ ВЫСОТНЫХ САМОЛЕТОВ

Левшонков Н.В.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Представлена методика расчета проектных параметров воздушного винта повышенной эффективности (воздушного винта с оптимальной геометрической круткой). Приводятся результаты сравнительных расчетов с учетом плотности и сжимаемости воздуха проектных параметров воздушного винта высотного самолета. Рассматривается возможность полетов на высотах до 24 000 м., где плотность воздуха составляет около 3,6% от плотности на уровне моря (на высоте полетов пассажирских самолетов 12 000 м. относительная плотность воздуха составляет 25%). Рассматриваются вопросы совершенствования аэродинамических характеристик высотных БЛА. Проводится анализ взаимного влияния самолета воздушного винта.

Преимуществом высотных самолетов является возможность достижения большей полетной скорости при определенном значении мощности двигателя. Это достигается за счет уменьшения плотности воздуха с увеличением высоты полета. В стратосфере плотность воздуха меньше плотности у поверхности земли. Для сравнения (по данным ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная): на уровне моря (или на высоте 0 м) плотность воздуха равна 1,225 кг/м³, на высоте 22 000 м – 0,064 кг/м³; таким образом, изменение плотности составляет, примерно, в 19 раз. Следовательно, в стратосфере высотный самолет встретит во столько же раз меньшее вредное сопротивление. Это позволит ему развивать скорость гораздо больше той, которая является пределом при полете у поверхности земли. Чем выше высотный самолет будет забираться в стратосферу, тем большей может быть его скорость. Стоит отметить, что лобовое сопротивление воздуха возрастает пропорционально квадрату скорости, а мощность мотора, необходимая для преодоления этого сопротивления, – кубу скорости.

Вместе с увеличением полетной скорости возникают две проблемы. Первая проблема – выбор двигателя. При работе двигатель затрачивает значительное количество кислорода, который черпается из окружающего воздуха. В стратосфере, где воздух очень разрежен, работа обычного мотора становится затруднительной – он «задыхается», там он теряет свою мощность. Поэтому на больших высотах питание мотора кислородом нужно усиливать. Эта задача разрешается с помощью мощных вентиляторов – турбонасосов, нагнетающих воздух в мотор. Моторы с турбокомпрессорами сохраняют свою мощность и на больших высотах.

Вторая проблема – воздушный винт. Воздушный винт обычного типа с высотой теряет свою производительность. Высотный воздушный винт должен иметь большой шаг, в отли-

чий от воздушного винта, предназначенного для полетов на небольшой высоте. Эта задача разрешается конструкцией винтов с переменным шагом. Лопастей таких винтов можно ставить под различными углами к оси во время полета. Кроме того высотным винтам предаются большие размеры.

Подобрать воздушный винт, который обеспечивал бы наилучшие летные качества при всех условиях полета, невозможно, так как число факторов, оказывающих влияние на характеристики воздушного винта, настолько велико, что учесть их все в отдельности не представляется возможным [1, 2]. При создании высотных БЛА разработчики вообще вынуждены перейти от процедуры подбора воздушного винта к его проектированию под конкретный летательный аппарат и условия полета. В последнее время за рубежом появилось большое количество работ, посвященных подобным разработкам.

Для проекторочного расчета воздушного винта используются уравнения классической импульсной теории воздушных винтов и теории элемента лопасти. На рис.1 представлена картина обтекания цилиндрического сечения лопасти в обращенном движении. Показаны характерные углы и компоненты скоростей.

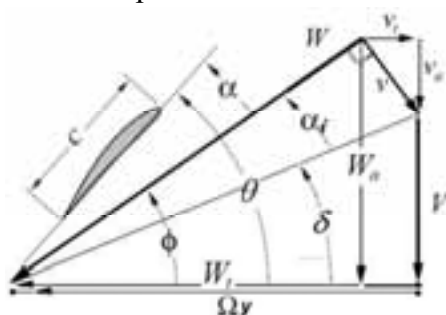


Рис. 1

Принято: y – размерная величина радиуса цилиндрического сечения, $r = y/R$ – относительный радиус, V – поступательная скорость винта, Ωy – скорость вращения, v_a и v_t – осевая и тангенциальная составляющие индуктивной скорости v , W – скорость притекания (W_a и W_t – ее составляющие), c – хорда сечения лопасти, α – угол атаки, α_i – угол индуктивного скола потока, θ – угол установки сечения, δ – угол притекания невозмущенного потока, ϕ – угол притекания возмущенного потока. Индуктивная скорость v перпендикулярна результирующей скорости W .

Отношение индуктивной скорости v к поступательной скорости V обозначим символом $\zeta = v/V$. Тогда из рисунка можно получить следующее соотношение

$$\cos \phi + \zeta = x \sin \phi, \quad (1)$$

где $x = \frac{\Omega y}{V} = \frac{\Omega R}{V} \cdot \frac{y}{R} = \frac{1}{\lambda_v} r$, с помощью которого будем вычислять угол ϕ при заданных остальных значениях величин, входящих в формулу. Если задаться проектным значением угла атаки каждого сечения лопасти $\alpha(r)$, то можно вычислить угол установки $\theta(r)$ (геометрическую крутку) $\theta(r) = \phi(r) + \alpha(r)$.

Сравнивая выражения подъемной силы dY на элементе лопасти cdy

$$dY = C_y \frac{1}{2} \rho W^2 c dy \quad (2)$$

и для сечения кольцевой струйки

$$dY = 4\pi r \nu F (V + v \cos \phi) dy \quad (3)$$

получим следующее соотношение

$$N_b c C_Y W^2 = 8\pi r F (\zeta + \zeta^2 \cos \phi), \quad (4)$$

которое в безразмерной форме имеет вид

$$N_b \bar{c} C_Y \bar{W}^2 = 8\pi r F (\zeta + \zeta^2 \cos \phi), \quad (5)$$

где N_b – число лопастей винта, $\bar{c} = c/R$ – относительная хорда лопасти, $\bar{W}^2 = 3\zeta^2 + x^2 + 1$; F – функция потерь Прандтля, которая вычисляется по формуле

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-f}), \quad f = \frac{N_b (1-r)}{2 \sin \phi_T}, \quad (6)$$

где ϕ_T – значение угла ϕ на конце лопасти. Формула (5) в дальнейшем будет служить для вычисления относительной хорды сечений лопасти \bar{c} .

Далее необходимо привязать задаваемые и получаемые в результате расчетов величины либо к потребной тяге T , рассчитанной для выполнения полета на заданной скорости V и высоте (плотности), либо располагаемой мощности на валу P . Для этого используются уравнения (7) или (8) и поясняющий их рис.2: на рис. 2, а. показан треугольник скоростей W , W_a , W_t и аэродинамические силы dX и dY , на рис. 2, б показан переход от аэродинамических сил dX и dY к тяге dT и осевому моменту dQ .

$$dT = dY \cos \phi - dX \sin \phi = dY \cos \phi (1 - \varepsilon \tan \phi). \quad (7)$$

$$\frac{dQ}{y} = (dY \sin \phi + dX \cos \phi) y = dY \sin \phi \left(1 + \frac{\varepsilon}{\tan \phi}\right) \quad (8)$$

где $\varepsilon = \frac{dX}{dY} = \frac{C_x}{C_y}$; dQ – осевой момент, создаваемый аэродинамическими силами элемента лопасти.

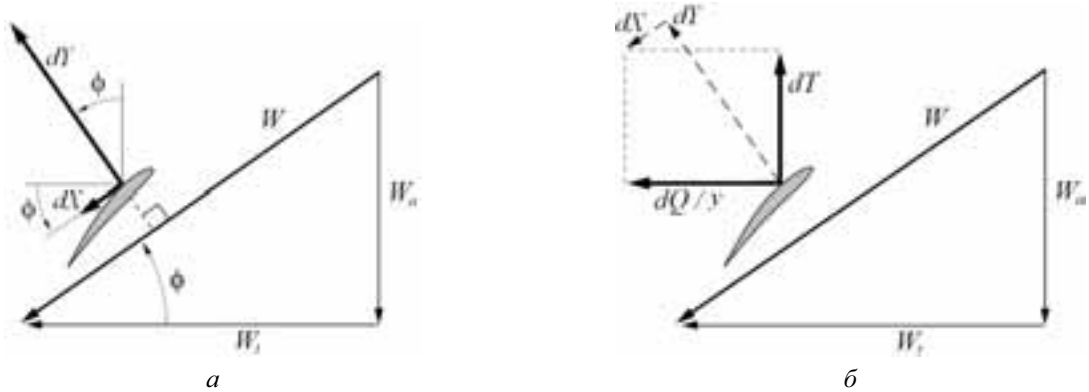


Рис.2

После подстановки в уравнение (7) или (8) соотношений (2) и (5) и интегрирования по радиусу лопасти

$$T - \int_0^R dT = 0 \quad \text{или} \quad P - \int_0^R \Omega dQ = 0 \quad (9)$$

получаем квадратное уравнение вида

$$A\zeta^2 + B\zeta + C = 0, \quad (10)$$

решение которого даст некоторое значение ζ .

Полученное значение ζ не будет совпадать с заданным в начале вычислений. Поэтому проводим серию итерационных расчетов ζ , пока задаваемая и получаемая из уравнения (10) величины ζ не окажутся равными.

Заметим, что по условию оптимальности винта величина ζ должна быть постоянной по радиусу лопасти.

Описанный выше алгоритм позволяет определить параметры оптимального винта: хорду \bar{c} и геометрическую крутку $\theta(r)$.

Описанная методика дает возможность проведения проектирования оптимальных воздушных винтов для беспилотных самолетов с поршневыми двигателями и может быть полезна разработчикам высотных самолетов.

Программа проектировочного расчета составлена на языках Visual-Fortran и Си.

Эффект сжимаемости воздуха может оказывать большое влияние на характеристики воздушного винта. Локальное число Маха вдоль лопасти воздушного винта может меняться значительно и этим фактом нельзя пренебречь, рискуя потерять в точности проектных вычислений. Если аэродинамические характеристики профилей включают зависимости от числа Маха, то их необходимо интерполировать по длине лопасти (как и характеристики по числу Рейнольдса). Если исходные данные имеются только для малых чисел Маха, то можно использовать их для уточнения коэффициентов C_Y и C_X с учетом сжимаемости.

Проектировочный расчет базируется на определении локального критического числа Маха M_{cr} и числа Маха резкого увеличения сопротивления M_{DR} . Критическое число M_{cr} связано с минимальным коэффициентом давления профиля $c_{p, \min}$ для несжимаемого потока соотношением:

$$c_{p, \min} = \frac{2\sqrt{1-M_{cr}^2}}{\frac{1,4M_{cr}^2}{\left(\frac{1+0,2M_{cr}^2}{1,2}\right)^{3,5}} + \sqrt{1-M_{cr}^2} - 1}} \quad (11, a)$$

При угле нулевой подъемной силы для профилей могут быть составлены эмпирические зависимости коэффициента $c_{p, \min 0}$ от относительной их толщины t . Например для профилей серии NASA 0006 - 0018 имеется следующая зависимость:

$$c_{p, \min 0} = 4,764t^2 - 2,266t - 0,070. \quad (11, б)$$

При наличии подъемной силы окончательное уравнение для определения M_{cr} представляется в следующем виде

$$-4,764t^2 - 2,266t - 0,070 - 0,75 \frac{C_Y^2}{t} = \frac{2\sqrt{1-M_{cr}^2}}{\frac{1,4M_{cr}^2}{\left(\frac{1+0,2M_{cr}^2}{1,2}\right)^{3,5}} + \sqrt{1-M_{cr}^2} - 1}}. \quad (12)$$

Во многих случаях M_{cr} определяет порог, за которым влиянием сжимаемости нельзя пренебречь. Но когда отношение M/M_{cr} находится в пределах 1.04 – 1.20, сопротивление нарастает весьма значительно. Величина M для которого $dC_D/dM = 0,1$ является числом Маха резкого роста сопротивления M_{DR} и определяет границу, за которой аэродинамические характеристики значительно ухудшаются. Между M_{cr} и M_{DR} существует эмпирическая зависимость

$$M_{DR} = M_{cr} (1,04 + 0,4C_Y - 0,25C_Y^2). \quad (13)$$

Когда $M < M_{DR}$, коэффициент подъемной силы растет с увеличением числа Маха за счет сжимаемости воздуха

$$\frac{C_{Y_сж}}{C_Y} = \frac{1}{\sqrt{1-M^2}} = \beta_{PG}. \quad (14)$$

Для $M > M_{DR}$ коэффициент подъемной силы уменьшается с увеличением числа Маха и имеет минимум при $M \cong 0,9$. Корректирующий фактор определяется выражением

$$C_{Y_сж} = C_Y \beta_{KA} \frac{1-M^2}{1-M_{DR}^2}, \quad (15)$$

где $\beta_{KA} = \beta_{PG} + \frac{t}{1+t} \left[\beta_{PG} (\beta_{PG} - 1) + \frac{1}{4} (\kappa + 1) (\beta_{PG}^2 - 1)^2 \right]$; κ – показатель адиабаты ($\kappa \approx 1,4$).

Коэффициент сопротивления C_x не зависит от числа Маха при $M < M_{DR}$, но для $M > M_{DR}$ дополнительное сопротивление, вызванное образованием ударных волн определяется выражением:

$$C_{X_сж} = C_x + 1,1 \left(\frac{M - M_{DR}}{1 - M_{DR}} \right)^3. \quad (16)$$

Расчеты по приведенным зависимостям в сравнении с экспериментальными данными для симметричных профилей NASA 0006 - 0018 при числах Маха $M = 0,3 - 0,8$ дают хорошее совпадение. Получение и верификация подобных зависимостей для выбираемых профилей лопастей значительно упрощает проектирование воздушного винта с учетом сжимаемости воздуха. Число Рейнольдса практически не влияет на геометрические характеристики оптимального воздушного винта при значениях $Re = 3 \times 10^6$. Только в зонах малых чисел Re его уменьшение приводит к увеличению хорды.

На рис. 5 пунктиром показано критическое число M_{DR} и изменение числа Маха вдоль размаха для нескольких значения радиуса лопасти. Видно, что при увеличении зоны лопасти с превышением числа Маха над M_{DR} эффективность воздушного винта резко снижается.

Картина взаимного влияния воздушного винта и самолета описывается следующим образом: давление p_2 непосредственно за винтом больше давления p_0 , и результирующая сила давления R направлена назад как сила сопротивления. Следует добавить, что струя, отбрасываемая винтом, наталкивается на препятствие (самолет), вследствие чего происходит уменьшение (торможение) скорости потока и соответственное увеличение давления вблизи винта. Это значительно увеличивает отрицательную силу R .

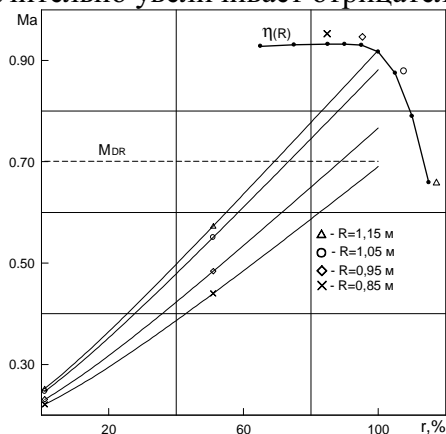


Рис. 5

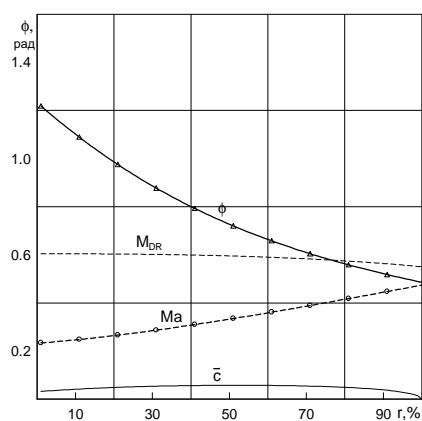


Рис. 6

В теории для оценки взаимного влияния самолета и винта вводятся два коэффициента: коэффициент торможения ε и коэффициент обдувки c . При этом эффективный КПД записывается через КПД для изолированного воздушного винта:

$$\eta_{\varepsilon} = \eta_{\text{из}} (1 - c)(1 + \varepsilon) \quad (17)$$

Результатом расчета является определение коэффициентов ε и c , основываясь на полученных выражениях для классической импульсной теории.

Составлена программа для расчета параметров воздушного винта на языке Си++, включающая подпрограммы расчета учета сжимаемости и взаимного влияния воздушного винта и самолета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Александров В.Л. Воздушные винты. – М.:Гос. Изд. оборон. пром., 1951. – 475 с.
2. Кравец А.С. Характеристики воздушных винтов.– М.: Оборонгиз, 1941. – 263 с.

COMPUTER-AIDED DESIGN PROPELLERS FOR INCREASED EFFICIENCY OF HIGH-ALTITUDE AIRCRAFT

N.V. Levshonkov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The technique of calculating the design parameters of the propeller increased efficiency (perhaps propeller with optimal geometric twist). The results of comparative calculations based on density and compressibility of the air propeller design parameters of high-altitude aircraft. The possibility of flying at an altitude of 24 000 m., Where the air density is about 3.6% of the density at sea level (at an altitude of passenger jets flying 12,000 m relative density of the air is 25%). The issues of improving the aerodynamic characteristics of high-altitude UAVs. The analysis of co-operation of the aircraft and propeller.

УДК 534.1

О КАТАСТРОФАХ КРЫЛА И ПРОБЛЕМЕ БАЛАНСИРОВКИ РУЛЕЙ

Павлов В.А., Павлов В.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ)

Новые колебания и их амплитуда зависят от балансировки руля. Балансировка придумана как средство, ликвидирующее колебания изгибно-рулевого флаттера. Рули и элероны самолетов возят большие балансировочные грузы вместо соответствующей полезной нагрузки и это всем кажется нормой. Но вот появляются колебания катастрофического изменения формы крыла, для борьбы с которыми балансировочные грузы необходимо убирать.

Изгибно-рулевой флаттер

С появлением представления о физике изгибно-крутильного флаттера крыла были построены математические модели многих других видов флаттера, в которых участвовали силы упругости крыла, фюзеляжа, оперения вместе с инерционными и аэродинамическими силами рулей, и элеронов. Наиболее простым и понятным можно считать флаттер изгиба крыла с элероном или оперения с рулем. Физика такого вида флаттера была построена в 30-е годы и с тех пор, на наш взгляд, не претерпела каких-либо существенных изменений, хотя конструктивные и силовые схемы крыла и оперения достаточно сильно изменились [1].

На рис. 1 показано сечение крыла с элероном в равновесном положении 0-0 и отклоненном в результате случайного импульса 1-1. Для простоты считаем крыло абсолютно жестким на кручение. Точка B - ось вращения элерона, точка C - центр тяжести элерона. Легко заметить, что из положения 2-2 крыло под действием упругих сил устремится к своему равновесному состоянию и увлечет за собой элерон. Ускорение j , направленное в сторону действующих упругих сил, вызовет в элероне силы инерции, равнодействующая которых P_j будет направлена в сторону, обратную ускорению, и отклонит элерон вверх. Считаем, что такое отклонение оказывается возможным ввиду упругости проводки управления от штурвала летчика до элерона и возможных люфтов в ее соединениях. Подъемная сила, вследствие такого отклонения элерона, направлена вниз, в сторону движения, то есть будет возбуждающей. Скорость U и в этом виде флаттера будет фактором демпфирующим (рис. 1).

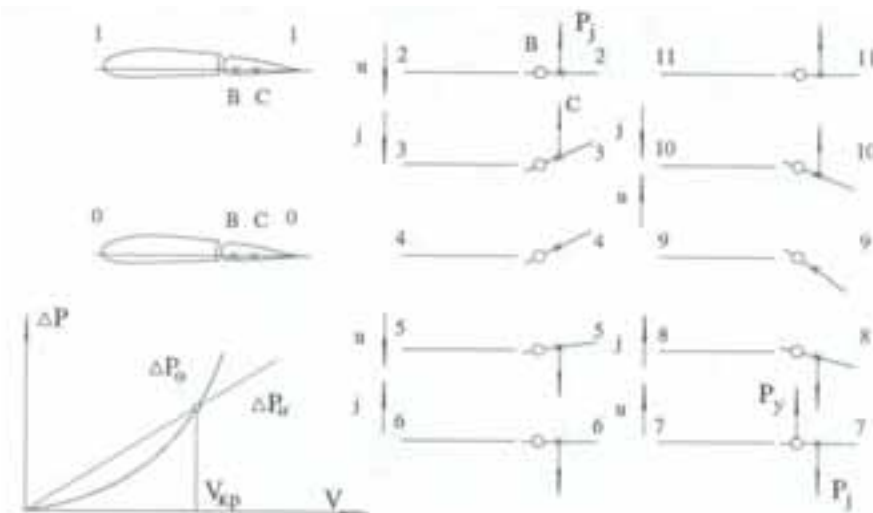


Рис. 1. Физика изгибно-рулевого флаттера

Обратное движение крыла из положения 7-7 вверх, под действием упругих сил, вызовет отклонение элерона вниз и, следовательно, возбуждающую силу, направленную вверх.

Таким образом, в этом случае возможен флаттер, критическая скорость которого $V_{кр}$ определится превышением возбуждающих сил $\Delta P_в$ над демпфирующими $\Delta P_и$ (кривые на рис. 1).

Основным способом повышения критической скорости изгибно-элеронного (рулевого) флаттера избрана балансировка рулей. Центр тяжести C необходимо сместить так, чтобы он оказался впереди оси шарниров руля B (рис. 1). Это выполняется постановкой в носовой части руля дополнительных грузов-балансиров (рис. 2, в). В реальных конструкциях вес балансиров превышает половину веса непосредственно конструкции рулей и элеронов.

Физика изгибно-рулевого флаттера была описана в тридцатые годы, когда рули выполнялись с полотняной обшивкой и отношение максимальной изгибной жесткости к минимальной

$$K = EJ_{\eta} [EJ_{\xi}]^{-1}$$

незначительно отличалось от единицы. Следует заметить, что соотношение K никого не интересовало до появления работ первого автора. Изгибная жесткость рулей в плоскости хорд EJ_{η} просто не вычислялась. С появлением металлической обшивки это соотношение выросло и достигает 50-100 и более. Рули современных самолетов из соображений живучести стали многоопорными, то есть навешенными не на двух шарнирах, а на трех и более. Изгиб крыла в таких конструкциях сопровождается изгибом руля. Появление угла θ при колебани-

ях (рис. 2, *b*) вызывает прогибы руля в своей плоскости (лобовые прогибы) и чем больше θ и Y , тем больше эти прогибы.

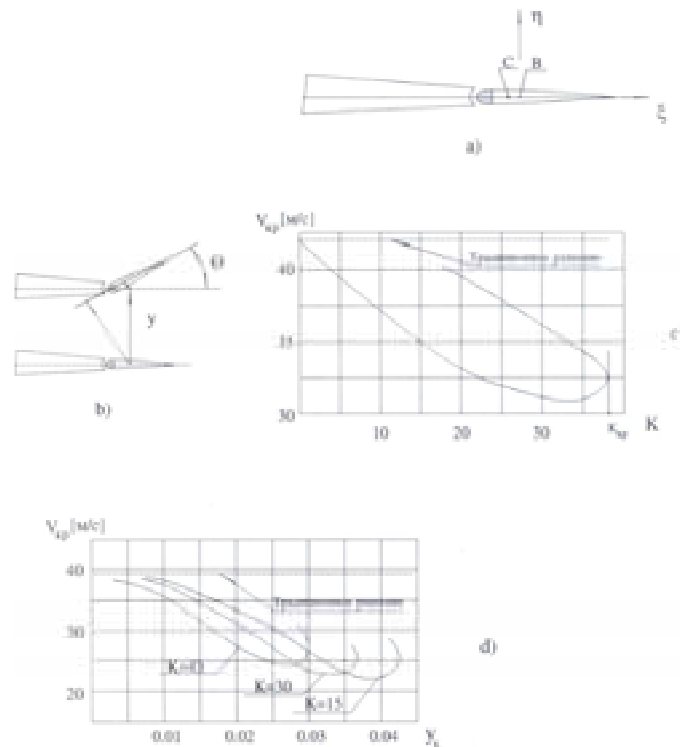


Рис. 2. Балансировка. Влияние лобовой жесткости руля и прогиба на критическую скорость флаттера

На изгиб руля в своей плоскости при большом K уходит большое количество энергии и это препятствует безграничному увеличению амплитуд колебаний. Этот факт был обнаружен первым автором и развит в работах его учеников. Кривая на рис. 2, *c* подтверждена экспериментально на модели в аэродинамической трубе. Испытывалось оперение с рулем, соотношение жесткостей которого K изменялось в процессе эксперимента за счет сменных лонжеронов. Обнаружено, что каждому значению K соответствуют две точки на кривой $V_{кр}(k)$ (рис. 2с). Нижняя - $V_{кр}$, соответствующая началу флаттера, верхняя – выше которой колебания прекращаются, то есть зона флаттера ограничена и связано это с изгибом отклоненного руля при колебаниях в своей плоскости

При больших $K > K_{кр}$ колебания флаттера не наступают вообще. И это для оперения, руль которого не сбалансирован, то есть нет в его конструкции паразитных балансировочных грузов. При конкретном K появление такого рода бесфлаттерной зоны связано со статическим прогибом оперения Y_k (рис. 2, *d*).

Далее можно рассуждать так: колебания изгибно-рулевого флаттера наступают при достаточно больших скоростях и, следовательно, нагрузки на оперение могут вызвать соответствующие прогибы оперения и предотвратят флаттер, то есть флаттер не наступит вообще и нет необходимости в балансировочных грузах!

Может быть мы просто зря на наших самолетах (а это делается во всем мире) возим громадные балансировочные грузы? Но ведь модели самолетов испытываются в аэродинамических трубах, скажете Вы... Да испытываются, но основной законодательный документ об испытаниях «Нормы прочности» не требует моделирования рулей по величине K и по количеству шарниров навески и поэтому эффект, о котором мы пишем, не может быть выявлен на модели самолета в аэродинамической трубе.

Физика колебаний катастрофического изменения формы крыла (оперения)

Говоря о флаттере крыла в начале лекции, мы отметили, что рождение представлений о физике флаттера произошло после того, как явление это обнаружило себя и натворило много бед, унесло много жизней способнейших людей. И как было бы хорошо, если бы явление это кто-то описал несколько раньше, и конструкторы заблаговременно учли это при проектировании новых самолетов. Может быть, в этом больше повезет явлению, обнаруженному первым автором и названному явлением катастрофического изменения формы крыла.

Материал, изложенный в предыдущем параграфе, относится к исследованиям 80-х годов и представляет собой работу, связанную с уточнением уже известного явления, уточнением на базе новых представлений, вызванных эволюцией конструкции крыла и оперения самолета. В основу этого уточнения положено влияние отклонения рулей (элеронов) при колебаниях не только на аэродинамику, но и на жесткость крыла (оперения).

Так сложилось, что в 60-е годы изменение жесткости системы крыло-элерон или оперение-руль при отклонении рулей никого не волновало [2]. Считалось, что отклонение это влияет лишь на изменение воздушной нагрузки крыла или оперения. Появление металлической обшивки сильно изменило силовое взаимодействие руля и оперения, однако «Нормы прочности» по-прежнему не требовали учитывать отклонение рулей при испытаниях самолета на земле и в расчетах на прочность. В настоящее время этот вопрос выправляется. Созданы новые «Нормы», в которых требуется теоретическая и экспериментальная проверка влияния углов отклонения рулей при наземных испытаниях, имитирующих нагрузки полета.

А теперь расскажем о новом явлении аэроупругости, обнаруженном первым автором в 60-е годы и опубликованном в начале 70-х. Это явление, как можно видеть из обзора работ [3], в первых публикациях 70-х годов было названо «прощелкивание оперения» и «колебания защелкивания оперения». Два указанных названия определяют две формы одного и того же явления катастрофического изменения формы крыла или оперения, которые проявляются в виде отдельных разовых переходов от одной равновесной формы к другой, или представляют собой последовательные переходы в виде периодических колебаний.

На рис. 3 изображена составная поверхность. Это может быть оперение с рулем, или крыло с элероном. Ниже будем называть это крылом с рулем, так как элерон - это тоже рулевая поверхность.

Современный руль (элерон) напоминает собой пластину, прикрепленную к крылу тремя или более шарнирами. Жесткость его на изгиб в своей плоскости EJ_{η} очень высока по сравнению с жесткостью на изгиб по нормали к срединной плоскости EJ_{ξ} . Представьте себе, что вы хотите изогнуть отдельно взятый руль в своей плоскости, то есть в направлении ξ (рис. 2, в). Этого вам не удастся сделать, руль не прогнется в этом направлении, он будет, если можно так сказать, «выкручиваться», то есть изгибаться в направлении η и закручиваться, как это происходит с металлической линейкой, если вы хотите изогнуть ее в своей плоскости. В механике есть такое представление, что конструкция деформируется всегда так, чтобы энергия, необходимая для этого деформирования, была минимальной.

Вот и в данном случае для изгиба руля в своей плоскости нужна большая энергия и он находит такие формы деформирования, при которых энергия меньше, то есть изгибается в направлении η и закручивается от той нагрузки, которую создает ему крыло. Нагрузка руля в своей плоскости появляется лишь с отклонением его на угол α и крыло, как более мощный элемент, «навязывает» рулю свои прогибы и, следовательно, нагрузки. Но руль реализует эти прогибы в зависимости от его конструкции в соответствии с минимумом энергии.

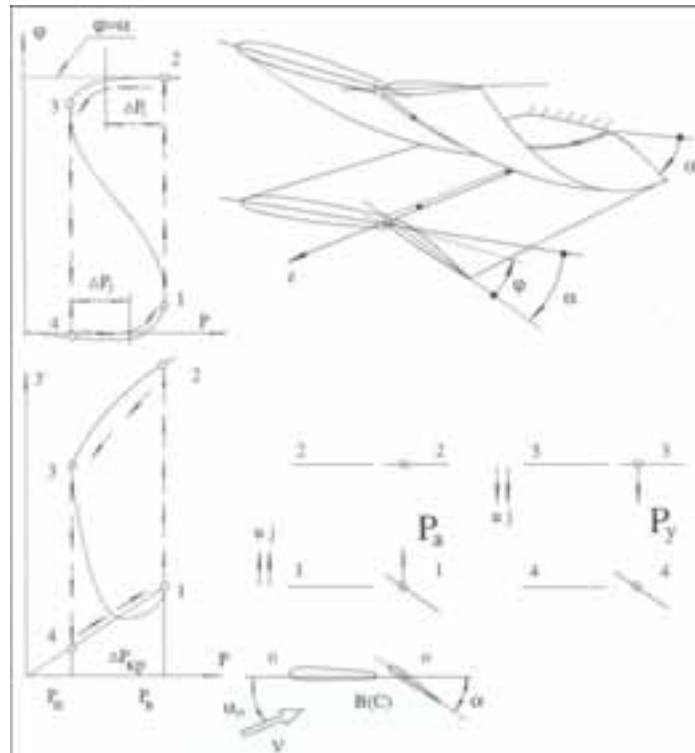


Рис. 3. Физика колебаний катастрофического изменения формы крыла

Руль и элерон имеют, как правило, одну качалку управления, расположенную в корневом сечении, наиболее близком к плоскости симметрии самолета. При деформировании, описанном выше, угол α в этом сечении не изменится, в то время как в других сечениях появятся углы закручивания φ , величина которых может достигать значений $\varphi \approx \alpha$. Т.е. произойдет переход к новой равновесной форме, которая изображена на рис. 3. Эти формы в задачах о катастрофических переходах называют «несмежными», то есть расположенными на достаточном удалении друг от друга.

Нагружение крыла, находящегося в равновесном состоянии 0-0 (рис. 3) происходит за счет имеющегося угла атаки крыла α_0 и угла отклонения рулевой поверхности на угол α . Аэродинамические нагрузки, определяемые этими углами, приведут к деформированию крыла. Кривая $Y(P)$ определяет изменение прогиба крыла, $\varphi(P)$ – угла закручивания руля в концевом сечении. Если α_0 и α таковы, что Y и φ достигнут точек 1 на соответствующих кривых, то начнется резкий, скачкообразный переход в точки 2 под действием аэродинамических сил P_a . В момент перехода 1-2, указанный стрелками на кривых $\varphi(P)$ и $Y(P)$, произойдет деформирование конструкции. Руль закрутится, угол отклонения руля, влияющий на величину подъемной силы, уменьшится, устремляясь к нулю. Аэродинамическая нагрузка, с переходом к точке 2, уменьшится на величину ΔP_1 . Далее, если $\Delta P_1 < \Delta P_{кр}$, то система остановится в равновесном состоянии на участке 2-3, в точке, соответствующей ΔP_1 . Сечение крыла при этом перейдет из положения 1-1 в положение 2-2. Произойдет катастрофическое изменение формы (прошелкивание).

Если же, то система не останавливаясь под действием упругих сил P_y пройдет через точку 3 и направится обратно, к точке 4, к своему исходному положению. Восстанавливается форма руля, который увеличивает подъемную силу на величину ΔP_2 . Если $\Delta P_1 < \Delta P_{кр}$, то произойдет остановка соответствующая ΔP_2 на участке кривой 4-1 - обратная катастрофа в область исходного равновесного состояния. Если же $\Delta P_1 > \Delta P_{кр}$, то система не остановится на участке 4-1, а свернет с направления 3-4, пройдет через точку 1 и вновь направится к точ-

ке 2, то есть крыло с рулем дойдет до положения 4-4 и цикл повторится вновь. Начнутся последовательные переходы из области одного равновесного состояния в другое и обратно – периодические колебания, которые названы колебаниями катастрофического изменения формы крыла [4].

Интересно заметить, что колебания эти, в отличие от флаттера, могут происходить и без инерционных сил, поэтому все рассуждения велись для руля, центр тяжести которого C совпадает с осью шарниров B (рис. 3).

Исследования колебаний катастрофического изменения формы крыла (оперения)

Описания обнаруженных колебаний, аналогичные приведенным выше, и тем более статьи, где это доказывалось на основе предложенных математических моделей [3], были убедительными не для всех. Хотя уже в начале 70-х годов были построены не только демонстрационные модели, на которых можно было увидеть явление катастрофического изменения формы, но и проведены экспериментальные исследования в аэродинамической трубе Казанского авиационного института, которые подтвердили возможность появления колебаний «прощелкивания», впоследствии [4] названных колебаниями катастрофического изменения формы крыла.

Вся сложность доказательства, что получены именно те колебания, о которых мы говорили, заключалась в том, что даже для посвященного человека они могут показаться колебаниями изгибно-рулевого флаттера. Именно так было на первом сообщении в КБ у Андрея Николаевича Туполева, где был показан снятый в КАИ фильм. Часть ученых, а в КБ Туполева было много докторов наук, считали, что это обычный изгибно-рулевой флаттер. А.Н. Туполев так не считал и поддержал автора. Но доказать необходимо было всем, а больше всего, развеять собственные сомнения.

Модель оперения, каждая половина которого навешена на пяти шарнирах, изготовленная по принципу отсечно-балочных (иногда их называют шашлычными), устанавливалась в аэродинамической трубе. При определенных углах α_0 и α (рис. 3) постепенно увеличивалась скорость потока, и на скорости 29 м/с начинались периодические колебания, амплитуда которых при дальнейшем увеличении скорости оставалась постоянной, а на скоростях более 35 м/с колебания прекращались, и оперение принимало вторую форму равновесия при больших перемещениях, то есть φ и Y принимали значения, соответствующие ΔP_1 (рис. 3). Производилась запись с осциллографа нормальной кривизны руля, в районе среднего кронштейна, зависящей от реакций R , и лобовой кривизны, определяемой реакциями H (рис.4, а), при колебаниях в указанном диапазоне скоростей.

На рис. 4, в изображена осциллограмма, из которой видно (рис. 4, с), что за один период изменения нормальной кривизны, равной примерно $\frac{\partial^2 y}{\partial z^2}$ (Z - ось шарниров руля), а точнее

$\frac{\partial^2 \eta}{\partial z^2}$, лобовая кривизна $\frac{\partial^2 \xi}{\partial z^2}$ имеет два максимума, что вполне соответствует теоретическому изменению $H(P)$, изображенному на рис. 4, d. При колебаниях, когда $\Delta P_1 > \Delta P_{кр}$, не происходит перехода в точку 2, а через точку 3, не останавливаясь к точке 4. Переход этот из точки 1 в направлении точки 3 реализуется по двум участкам $H(P)$: сначала по 1-2, а после чего по 2-3. Вот здесь и получается провал лобовой кривизны, наблюдаемый на осциллограмме, а затем система перемещается в район точки 4 к глобальному минимуму.

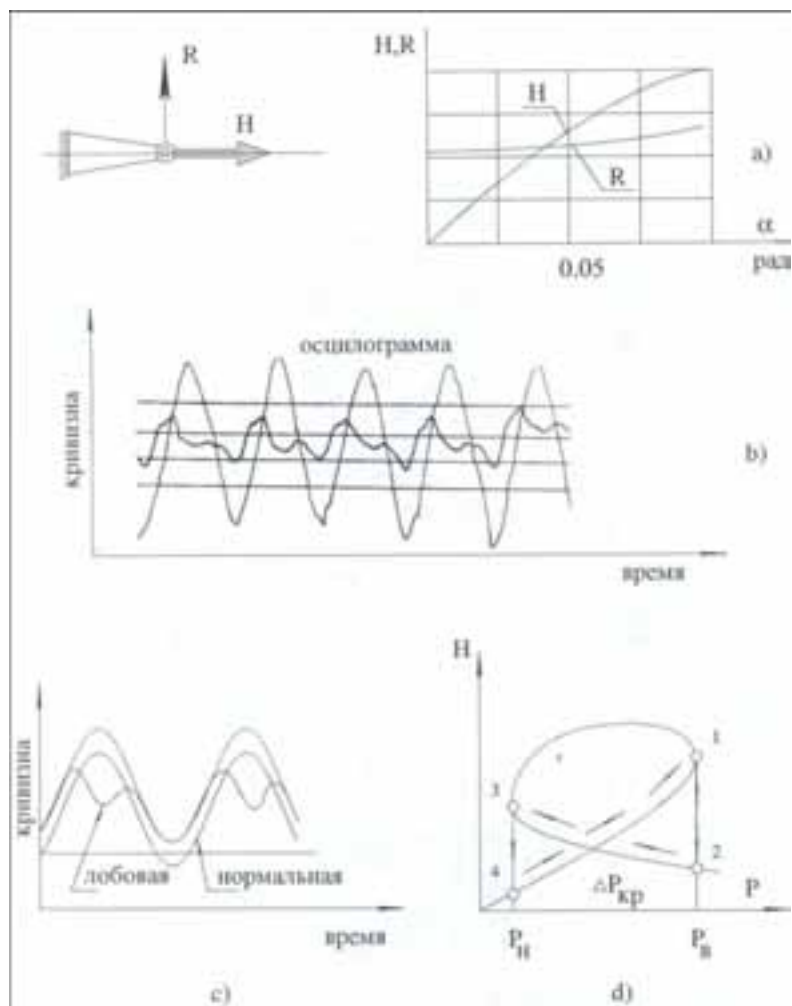


Рис. 4. Исследования катастрофических колебаний

Для того, чтобы обособиться от других видов колебаний, а их много, кронштейны навески были выполнены так, чтобы при необходимости можно было осуществить податливость точек навески руля в направлении H и, следовательно, превратить H в ноль при любом α (рис. 4, *a*). Так вот в таком оперении никаких колебаний не возникало при всех возможных скоростях (до 60 м/сек) аэродинамической трубы КАИ. Естественно была выполнена правильная балансировка руля, то есть статическая балансировка практически во всех сечениях.

Это говорит о многом. По крайней мере, о том, что эти колебания не были предметом рассмотрения других исследователей.

Обратный эффект балансировки рулей

Построение модели изгибно-рулевого флаттера, простейшее представление которой описано выше, привело к появлению основного способа его устранения - балансировке. Этот способ получил всемирное признание и успокоил конструкторов и эксплуатационников авиационной техники. Поэтому, проводя эксперименты для обнаружения и доказательства катастрофических колебаний, мы в первую очередь думали о балансировке, чтобы исключить возможность появления каких-то других колебаний, кроме тех, которые нам предстояло исследовать.

И вот однажды студент-дипломник, проводивший эксперимент в аэродинамической трубе, установил на модель несбалансированный руль и колебания в ранее обнаруженном

диапазоне скоростей были вялыми и не выразительными. Я даже отменил намеченную съемку фильма, демонстрирующего новые колебания, – какое же это будет подтверждение обнаруженного явления.

После проведения балансировки вновь появились колебания, которые не стыдно было показать и мы сняли фильм. Выяснилось, что причиной вчерашней неудачи были балансировочные грузы. Далее мы многократно снимали их и ставили вновь, проводили эксперименты и радовались обнаруженному эффекту. Далее радость от обнаруженного сменилась пониманием того, что есть колебания, которые балансировка не только не устраняет, но и усугубляет, и провоцирует.

Рассмотрим катастрофические колебания на примере, приведенном на рис.3, только руль считаем несбалансированным, то есть точка C расположена на некотором расстоянии от B (на рис. 5 она справа от B).

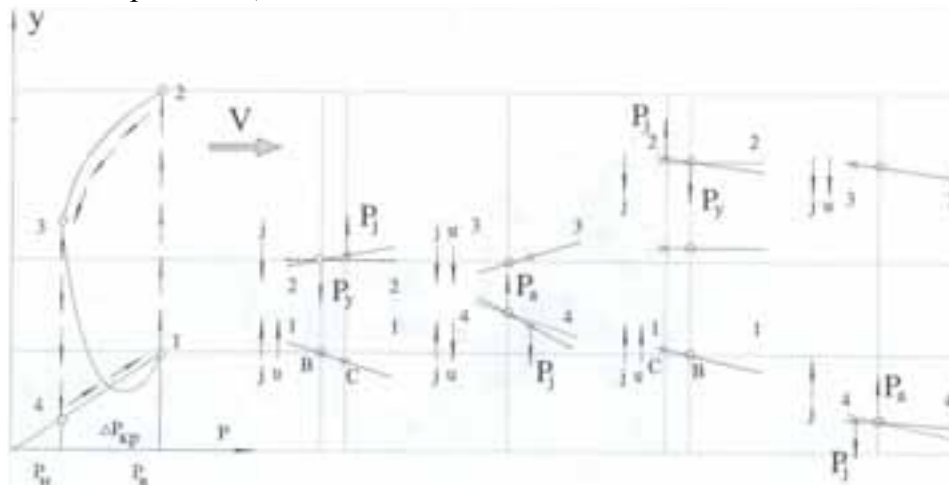


Рис. 5. Обратный эффект балансировки рулей

В этом случае сечение руля после катастрофы, произошедшей в точке 1 кривой $Y(P)$, устремится к положению 2-2, при подходе к которому затормозится виду уменьшения аэродинамической нагрузки, изгибающей крыло, и упругих сил. Если появившаяся при этом инерционная сила P_j создаст момент относительно оси шарниров, то руль не займет положения, изображенного в 2-2 пунктиром, а закрутится и увеличит отрицательный угол отклонения ($\alpha - \varphi$). В результате сечение крыла не дойдет до положения, соответствующего точке 3 на кривой $Y(P)$, как это было на рис. 3, а остановится раньше и из положения 3-3 будет перемещаться в положение 4-4, при подходе к которому (рис. 4) также испытает ускорение, направленное противоположно движению, в связи с возвращением руля к исходному состоянию и резкому увеличению угла ($\alpha - \varphi$). Как видно, в нижнем положении сечение также не дойдет до значений $Y(P)$, соответствующих токе 1 и изображенных на рис. 3. Таким образом, амплитуда колебаний уменьшится, если убрать балансировочные грузы руля.

Аналогичные рассуждения можно провести для случая, когда центр тяжести руля впереди оси шарниров, то есть точка C слева от B . Следует заметить, что именно так требуют балансировать руль «Нормы прочности», то есть руль в реальных конструкциях перебалансирован. На рис. 5 изображен и этот случай. Видно, что центр тяжести C , расположенный впереди оси вращения руля B , постоянно создает момент инерционных сил, который так изменяет ($\alpha - \varphi$), что определяемые им добавки аэродинамических сил действуют всегда в сторону движения и раскачивают систему, увеличивая амплитуду колебаний.

Заключение

Новые колебания, описанные выше, и их амплитуда зависят от балансировки руля. Балансировка придумана как средство, ликвидирующее колебания изгибно-рулевого флаттера.

Рули и элероны самолетов возят большие балансировочные грузы вместо соответствующей полезной нагрузки и это всем кажется нормой. Но вот появляются колебания катастрофического изменения формы крыла, для борьбы с которыми балансировочные грузы необходимо убирать. Так что же делать? Может быть до конца осмыслить влияние лобовой жесткости и прогибов руля без балансировки на критическую скорость флаттера...

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гроссман Е.П. Курс вибраций частей самолета. М.: Оборонгиз, 1940. 311 с.
2. Павлов В.А. Расчет многошарнирного оперения с учетом отклонения руля. // Изв. вузов. Авиационная техника. 1974. N1. С. 72-76.
3. Павлов В.А. Явление катастрофического изменения формы несущих поверхностей летательных аппаратов. // Изв. вузов Авиационная техника. 1995. N 1. С. 14-19.
4. Павлов В.А. Открытие. Диплом №270. Явление образования колебаний изменения формы составных тел в потоке газа или жидкости. // Сб. «Научные открытия», вып. 2. Москва: МААНОИ, 2005, с. 35-37.

ABOUT CATASTROPHES OF THE WING AND THE PROBLEM OF BALANCING CONTROL SURFACES

V.A. Pavlov, V.V. Pavlov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

New fluctuations and amplitude depend on the balancing rudder. Balancing invented as a means of liquidating fluctuation of the flexural rudder flutter. Rudders and ailerons aircraft carry a large balance weights instead of the corresponding payload and it all seems to be the norm. But here there are fluctuations of a catastrophic change in the shape of the wing, to deal with the balancing weights which should be removed.

УДК 531.37

О ПАРАМЕТРАХ ПОЛЕТА ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ДИСКА

Павлов В.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ)

В данной работе предлагается решение задачи установившегося полета диска, основанное на наблюдениях и в предположении, что полет происходит по траектории строго в вертикальной плоскости без сил трения о воздух от вращения диска.

Уникальные возможности движения вращающегося осесимметричного диска издавна привлекали внимание людей. Ранее это было особенно заметно в связи со спортивными форумами (рис. 1). В 20 веке появился интерес к диску, как агрегату авиационных конструкций: это и круглое крыло и вращающиеся антенны и обтекатели несущих винтов, и, наконец, крыло диско-лета, совмещающее диск-крыло с несущим винтом [1].

Нас завораживает полет диска, который умело брошен атлетом и устойчиво летит вращаясь до какого-то момента, после которого эта устойчивость вдруг нарушается. Особенно наглядно это видно при полете диска «Frisbee» [2], который с удовольствием бросают дети, придавая диску сильное вращение, пытаясь затянуть момент начала неустойчивого полета.



Рис. 1

В данной работе предлагается решение задачи установившегося полета диска, основанное на наблюдениях и в предположении, что полет происходит по траектории строго в вертикальной плоскости без сил трения о воздух от вращения диска.

На каждом временном интервале скорость полета V , угловая скорость вращения диска ω принимаются постоянными и заданными, как и угол атаки диска α_0 в земных осях, а его приращение α является искомым параметром (рис. 2).

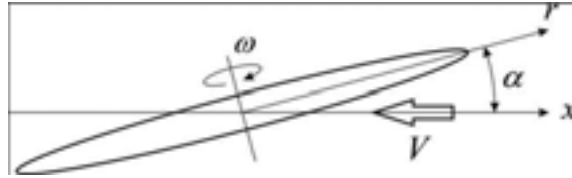


Рис. 2

Задавая угол атаки α , которым определяется аэродинамическая нагрузка, можем записать подъемную силу и силу лобового сопротивления диска на основе выполненных для этой цели продувок.

$$P_y^a = C_y S \frac{\rho V^2}{2}, \quad P_x^a = C_x S \frac{\rho V^2}{2} \quad (1)$$

где C_y и C_x – коэффициенты подъемной силы и силы лобового сопротивления, зависящие от α ;

S – площадь диска;

ρ – плотность воздушной среды.

Известно, что невращающийся диск под действием этих нагрузок не будет лететь устойчиво, проще говоря, не полетит. Это связано с тем, что в таком полете диск загружен только силой веса G , проходящей через центр тяжести, или геометрический центр диска, и аэродинамическими силами (1), равнодействующая которых в дозвуковом полете приложена не в центре, а на некотором расстоянии a , которое можно определить продувками, и создает относительно центра диска момент, меняющий положение диска в пространстве. (рис. 3, а)

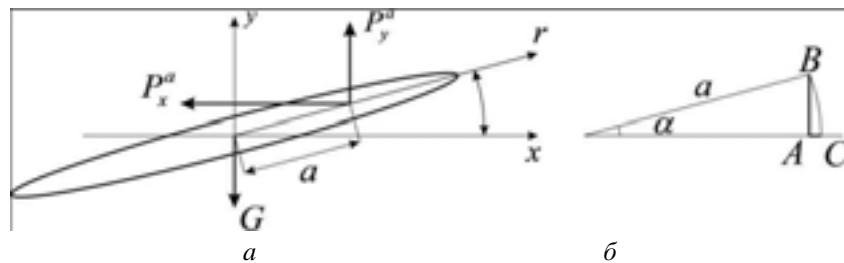


Рис. 3

Перемещение точки приложения равнодействующей аэродинамических сил за счет малого поворота диска на угол α относительно оси z (рис. 3, б) можно представить в виде отрезка \overline{AB} в направлении компоненты P_y^a и отрезка \overline{AC} в направлении P_x^a

$$\overline{AB} = a \cdot \sin \alpha, \quad \overline{AC} = a(1 - \cos \alpha).$$

Если же диск вращается, т.е. $\omega \neq 0$, то его движение устойчиво, видимо, до тех пор, пока с изменением скорости полета V и угловой скорости ω , угол атаки α не достигнет критических значений коэффициента подъемной силы $C_{y\max}$.

В осесимметричном вращающемся диске появляются инерционные силы, величина которых пропорциональна расстоянию от центра диска.

Таким образом, на основе принятых допущений у нас остаются две группы сил: внешние аэродинамические и внутренние инерционные (в том числе и силы веса, момент которых относительно оси z взаимноуравновешен). Для определения положения диска в пространстве используем принцип возможных перемещений. За возможные перемещения примем бесконечно малые приращения угла атаки $\delta\alpha$. Далее, принимая за возможные перемещения, перемещения действительные, т.е. α (полагая, что они тоже малые), запишем сумму работ внешних и внутренних сил на этих перемещениях

$$\delta A - \delta W = 0; \quad (2)$$

$$\delta A = P_y^a a \sin \alpha + P_x^a a (1 - \cos \alpha),$$

а в горизонтальном полете, когда $G = P_y^a$,

$$\delta A = P_y^a \alpha \cdot a \cos \alpha. \quad (3)$$

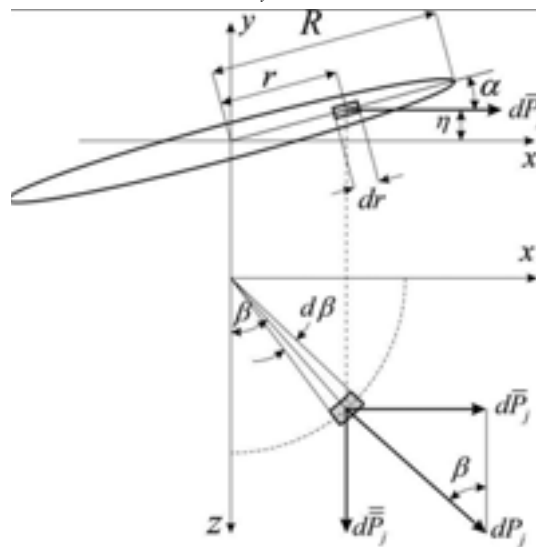


Рис. 4

Для определения работы инерционных сил запишем момент M_z от сил $d\bar{P}_j$ (рис. 4). Учтем, что на возможных перемещениях внешние нагрузки и инерционные силы не изменяются. Если ускорение удельной массы m , расположенной на расстоянии r от центра вращения, $j = \omega^2 r$, то элементарная инерционная сила:

$$dP_j = m \cdot r \cdot d\beta \cdot dr \cdot \omega^2 r. \quad (4)$$

Компоненты инерционных сил $d\bar{P}_j$ взаимноуравновешенны и работа их равна нулю и, более того, ранее мы приняли, что возможные перемещения симметричны относительно вертикальной плоскости (траектории полета) и крен относительно оси x отсутствует.

Силы $d\bar{P}_j = dP_j \sin \beta \cos \alpha$ образуют элементарный момент относительно оси z на плече $\eta = r \sin \beta \sin \alpha$, т.е.:

если

$$d\bar{P}_j = \omega^2 m r^2 dr \cdot d\beta \sin \beta \cos \alpha,$$

то

$$dM_z = \omega^2 m r^3 \sin^2 \beta \cos \alpha \sin \alpha dr d\beta$$

и

$$M_z = \omega^2 \sin \alpha \cos \alpha \int_0^{2\pi} \int_0^R m r^3 \sin^2 \beta dr d\beta$$

Считаем, что m постоянна по β , т.е.

$$M_z = \omega^2 \sin \alpha \cos \alpha \int_0^R m r^3 \int_0^{2\pi} \sin^2 \beta dr d\beta = \pi \omega^2 \sin \alpha \cos \alpha \int_0^R m r^3 dr. \quad (5)$$

где учтено, что

$$\int_0^{2\pi} \sin^2 \beta d\beta = \left(-\frac{1}{4} \sin 2\beta + \frac{1}{2} \beta \right)_0^{2\pi} = \pi$$

Работа момента M_z на возможных перемещениях

$$\delta W = \pi \omega^2 \alpha \sin \alpha \cos \alpha \int_0^R m r^3 dr \quad (6)$$

и далее, понимая, что аэродинамические силы уравнивают силы веса G , работа внешних сил $\delta A = G \alpha a \cos \alpha$ и, подставляя (3) и (6) в (2), получим

$$G \alpha a \cos \alpha = \pi \omega^2 \alpha \sin \alpha \cos \alpha \int_0^R m r^3 dr,$$

или

$$Ga = \pi \omega^2 \sin \alpha \int_0^R m r^3 dr,$$

и

$$\sin \alpha = Ga \left[\pi \omega^2 \int_0^R m r^3 dr \right]^{-1} \quad (7)$$

Уравнение (7) включает параметры движения диска: угловую скорость вращения ω и угол атаки α , а также скорость V , которая включена в

$$G = P_y^a = C_y S \frac{\rho V^2}{2}. \quad (8)$$

При малых α

$$\alpha = Ga \left[\pi \omega^2 \int_0^R m r^3 dr \right]^{-1} \quad (9)$$

Для частного случая, когда удельная масса диска m постоянна по радиусу r ,

$$\int_0^R m r^3 dr = m \int_0^R r^3 dr = m \frac{r^4}{4} \Big|_0^R = \frac{1}{4} m R^4$$

и

$$\alpha = \frac{4Ga}{\pi \omega^2 m R^4} \quad (10)$$

Для того, чтобы выяснить влияние на остальные параметры скорости полета V , подставим в формулу (7) вместо G выражение для P_y^a (8) и получим

$$C_y S \frac{\rho V^2}{2} a = \frac{1}{4} \pi \omega^2 m R^4 \sin \alpha,$$

а после подстановки $S = \pi R^2$

$$\frac{\sin \alpha}{C_y} \omega^2 = \frac{2\rho a}{m r^2} V^2 \quad (11)$$

Формула (11) дает зависимость между скоростью полета диска V и угловой скоростью его вращения ω при угле атаки α , зависящем от V через выражение (8).

Предлагаемый подход не дает зависимости типа (11) на всем пространстве полета свободно летящего диска, но может быть модифицирован для работы на больших углах атаки. Однако в варианте (11) он может использоваться при проектировании самолетов вертикального взлета и посадки с дисковым крылом на режиме горизонтального полета, когда углы атаки диска невелики, а несогласованность параметров ω , V и α потребует постоянного отклонения рулей и, следовательно, уменьшит скорость полета и увеличит его энергетические затраты.

Преобразуем выражение (11), учитывая малость α , и введем обозначение

$$k^2 = \frac{2\rho a}{mR^2},$$

тогда

$$\frac{\alpha}{C_y} \omega^2 = k^2 V^2,$$

а понимая, что на участке линейной зависимости $C_y = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \alpha$ и традиционно обозначая

$$C_y^\alpha = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}, \text{ получим}$$

$$\omega = k \sqrt{C_y^\alpha V} \quad (12)$$

Для случая осесимметричного диска с переменной по радиусу массой можно использовать зависимость (12), но коэффициент k вычислять по формуле

$$k^2 = R^2 \rho a \left[2 \int_0^R m r^3 dr \right]^{-1}$$

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Павлов В.В. Способ преобразования дискового крыла. // Патент РФ 2385267. ФИПС, 2010.
2. Potts J.R., Crowther W.J. Frisbee™ Aerodynamics. // 20th AIAA Applied Aerodynamics Conference & Exhibit 24 – 26 June 2002 St. Louis, Missouri.

FLIGHT PARAMETERS OF ROTATING DISK

V. V. Pavlov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In this paper we propose a solution to the problem of steady flight disk, based on the observations and the assumption that the flight path is strictly in the vertical plane without friction of the air from the rotation of the disk.

УДК 629.7/621.01

ОБ ОДНОМ ИЗ НАПРАВЛЕНИЙ ОПТИМИЗАЦИИ СТРУКТУРЫ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ САМОЛЕТОВ

Фурманова Е.А., Бойко О.Г.

(Сибирский государственный аэрокосмический университет
имени академика М.Ф. Решетнева)

Традиционный метод расчета безотказности сложных функциональных систем, основанный на использовании теоремы умножения вероятностей, не учитывает дискретность отказов элементов, и, в связи с этим, не обеспечивает возможность оценки их надежности с учетом восстановления. В работе обосновано применение нового метода расчета безотказности систем, который вскрыл принципиальные возможности формирования структуры систем, обеспечивающие получение требуемой надежности, при минимальном числе резервирующих элементов и подсистем

Для обеспечения надежности, функциональные системы самолетов гражданской авиации выполняются резервированными. В авиации широко используется общее, раздельное, и оба вида резервирования совместно. Структуры функциональных систем различного назначения и разных разработчиков существенно отличаются друг от друга. Отсутствие упорядоченности структур указывает на то, что методы их оптимизации с точки зрения обеспечения надежности при минимальном числе агрегатов недостаточно разработаны.

Традиционные методы расчета схемной надежности функциональных систем самолетов, основываются на использовании теоремы умножения вероятностей. Этот же подход использован и в документах регламентирующих расчет надежности систем при проектировании самолетов и вертолетов как в России [1], так и в США [2]. В соответствии с ним, при последовательном соединении элементов в системе, перемножаются вероятности их безотказной работы, а при параллельном соединении вероятности их отказов. При этом, в расчетах используют математические модели отказов элементов, в виде функций распределения вероятности времени до отказа, где время является непрерывной случайной величиной.

В теории вероятностей [3] показано, что применение теоремы умножения вероятностей допустимо только к вероятностям случайных событий и недопустимо к вероятностям случайных величин. В работах [4, 5] дан подробный анализ несоответствий получаемых результатов расчета надежности систем, к которым приводит подмена в решении вероятностей событий вероятностями случайных величин. Показано, что в функции распределения вероятности отказа систем не учитывается дискретность отказов элементов, а для систем с раздельным резервированием, и для сложных систем, расчет которых не сводится к схеме последовательно-параллельного соединения, не рассматриваются вероятности развития отказов по различным путям (сценариям). Эти ограничения традиционных методов расчета безотказности систем не обеспечивают возможность оптимизации структуры систем с точки зрения достижения требуемой надежности при минимуме элементов. Очевидно, что именно с этим связан тот факт, что многие функциональные системы самолетов имеют структуру, в которой отказы могут реализоваться по трем и даже по тринадцати сценариям. Это в частности, относится к системам кондиционирования воздуха, и к основным генерирующим системам электроснабжения, как переменным, так и постоянным током.

В работах [6, 7] предложен подход к оценке безотказности функциональных систем, не использующий теорему умножения вероятностей. Этот подход дает возможность по новому ставить и решать вопросы оптимизации структуры функциональных систем самолетов гражданской авиации. В работе коротко рассмотрен метод расчета математических ожиданий времен отказов в системе и вероятностей ее отказа на 1 час полета, показаны его возможности применительно к оптимизации структуры функциональных систем.

Для иллюстрации предлагаемого подхода рассмотрим систему раздельного резервирования из трех последовательно соединенных блока ($n = 3$), каждый из которых включает по

два параллельно соединенных элемента ($m = 2$) (рис. 1). Примем параметры потоков отказов всех элементов одинаковыми и равными $\omega = 1 \cdot 10^{-5} \text{ ч}^{-1}$.

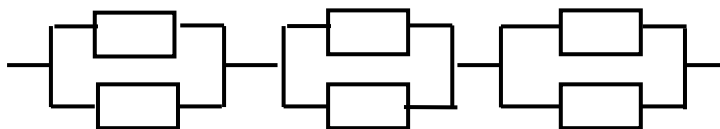


Рис. 1. Схема системы раздельного резервирования ($n = 3, m = 2$)

Система, представленная на рис. 1, может отказать при реализации одного из трех сценариев (путей) развития отказов. Первый сценарий реализуется, если два отказа произойдут в одном блоке. Второй сценарий при отказе трех элементов, когда последний отказ произойдет в одном из блоков, где один элемент уже отказал. И третий при реализации четырех отказов.

При расчете вероятностей отказа такой системы следует обязательно учитывать условные вероятности реализации сценариев отказа. Так, например, условная вероятность отказа системы в результате выхода из строя двух элементов будет равна $Q_2 = \frac{2}{4} = 0,5$, трех элементов $Q_3 = \frac{3}{4} = 0,75$, при отказе четырех элементов $Q_4 = \frac{4}{4} = 1$.

Поскольку в работе рассматриваются восстанавливаемые высоконадежные авиационные системы со стационарным процессом эксплуатации, то в соответствии с ОСТ [1], для моделирования вероятности отказа элементов используется распределение равномерной плотности вида

$$q(t) = \begin{cases} \omega \cdot t & \text{при } 0 \leq t \leq \frac{1}{\omega}, \\ 1 & \text{при } t \geq \frac{1}{\omega}, \end{cases} \quad (1)$$

где ω – параметр потока отказов элемента.

У восстанавливаемой системы, параметр потока отказов любого элемента определяется как величина обратная средней наработке на один отказ \bar{T} .

По статистическим материалам парка однотипных самолетов или вертолетов, определяется средняя наработка на отказ для отдельных типов элементов, элементов в системах, и для элементов на летательном аппарате в целом. Размер таких статистик обеспечивает возможность воспринимать значения средних наработок на отказ, как их математические ожидания [8]. Это дает возможность определить параметр потока отказов j -го ($1 \leq j \leq N$), элемента как его математическое ожидание в виде

$$\langle \omega_j \rangle = \frac{1}{\langle \bar{T}_j \rangle}.$$

Метод основан на представлении о том, что суммарный параметр потока отказов ω_Σ , элементов составляющих систему, значительно плотнее потока отказов одного элемента, и его математическое ожидание может быть определено в виде

$$\langle \omega_\Sigma \rangle = \sum_{j=1}^N \langle \omega_j \rangle, \quad (2)$$

где N – число элементов в системе.

Именно $\langle \omega_{\Sigma} \rangle$, при стационарном процессе эксплуатации, определяет вероятность отказа первого элемента в системе.

В соответствии с предлагаемым методом, расчет вероятности отказа на час полета для функциональных систем с учетом восстановления выполняется в два этапа. Первый этап содержит расчет математических ожиданий времен отказов элементов в системе без учета ее восстановления. На втором этапе, с использованием результатов первого этапа, рассчитываются математические ожидания времен отказов элементов и вероятностей отказов системы на 1 час полета с учетом ее восстановления.

1. Расчет времен реализации отказов в системе без учета восстановления.

Вероятность отказа первого элемента в системе, приведенной на рис. 1, с учетом (1) и (2) определится в виде

$$q_1(t) = \langle \omega_{\Sigma} \rangle \cdot t = n \cdot m \cdot \langle \omega \rangle \cdot t. \quad (3)$$

Поскольку параметры потоков отказов элементов определяются их наработками на отказ, то отказы элементов являются установленными фактами, и, естественно, вероятность первого реализовавшегося отказа в расчетах следует принимать равной единице. В связи с этим, положив $q_1(t) = 1$, выразим из (3) математическое ожидание времени отказа первого элемента в системе в виде

$$\langle t_1 \rangle = \frac{1}{n \cdot m \cdot \langle \omega \rangle}. \quad (4)$$

Вероятность отказа второго элемента в системе с учетом того, что в ней после первого отказа стало на один элемент меньше, а элементы отработали время t_1 , будет согласно (3) выражена как

$$q_2(t) = (n \cdot m - 1) \cdot \langle \omega \rangle \cdot (\langle t_1 \rangle + \Delta t_2). \quad (5)$$

где Δt_2 приращение времени между моментами отказов первого и второго элементов в системе. Положив в (5) вероятность второго отказа $q_2(t) = 1$, определим математическое ожидание приращения времени как

$$\langle \Delta t_2 \rangle = \frac{1 - (n \cdot m - 1) \cdot \langle \omega \rangle \cdot \langle t_1 \rangle}{(n \cdot m - 1) \cdot \langle \omega \rangle}, \quad (6)$$

и математическое ожидание времени реализации второго отказа в виде

$$\langle t_2 \rangle = \langle t_1 \rangle + \langle \Delta t_2 \rangle. \quad (7)$$

Продолжая процедуру подобным образом, определим значения $\langle \Delta t_3 \rangle$, $\langle t_3 \rangle$, $\langle \Delta t_4 \rangle$, и $\langle t_4 \rangle$. Для рассматриваемой системы математические ожидания времен составили: $\langle t_1 \rangle = 16666,6$ ч; $\langle t_2 \rangle = 3333,4$ ч; $\langle t_3 \rangle = 24999,9$ ч и $\langle t_4 \rangle = 101666,6$ ч.

2. Расчет времен отказов элементов и вероятностей отказов системы на 1 час полета с учетом восстановления.

Исходными данными для расчета являются ранее определенные значения математических ожиданий времен $\langle t_1 \rangle$, $\langle \Delta t_2 \rangle$, $\langle \Delta t_3 \rangle$ и $\langle \Delta t_4 \rangle$.

Математическое ожидание времени отказа первого элемента в системе $\langle t_1 \rangle$ остается таким же, как и при расчете без учета восстановления. Далее следует учесть, что отказавший

элемент заменяют на исправный после посадки самолета. Время восстановления элемента включает время полета с отказавшим элементом T_{no} и время восстановления на земле. Поскольку время восстановления системы на земле на безопасность полета не влияет, то в работе, в качестве времени восстановления, рассматривается только T_{no} . За время T_{no} , в системе возможна реализация отказа второго и третьего элемента. Процедура определения для восстанавливаемой системы математических ожиданий времен $\langle t_2^{Boc} \rangle$, $\langle t_3^{Boc} \rangle$ и $\langle t_4^{Boc} \rangle$, реализации за время T_{no} двух, трех либо четырех отказов элементов, приведена ниже.

Сумма времени $\langle t_1 \rangle$ и T_{no} представляет собой один цикл налета «отказа-восстановления» для второго отказа в системе (рис. 2).

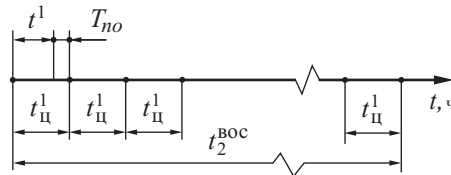


Рис. 2. Циклограмма отказов-восстановлений для реализации второго отказа в системе

Число таких циклов должно быть таковым, чтобы сумма времен T_{no} каждого цикла стала равной математическому ожиданию приращения времени $\langle \Delta t_2 \rangle = k_2 \cdot T_{no}$.

Тогда число циклов k_2 выразим в виде

$$k_2 = \frac{\langle \Delta t_2 \rangle}{T_{no}}. \quad (8)$$

Математическое ожидание времени второго отказа в восстанавливаемой системе определится по выражению

$$\langle t_2^{Boc} \rangle = (\langle t_1 \rangle + T_{no}) \frac{\langle \Delta t_2 \rangle}{T_{no}}. \quad (9)$$

Подобным же образом сумма времени t_2^{Boc} и T_{no} представляет собой один цикл налета самолета до реализации в системе отказов трех элементов за один полет и их последующего восстановления. Число k_3 таких циклов должно быть таковым, чтобы математическое ожидание приращения времени между вторым и третьим отказами в системе за один полет составило $\langle \Delta t_3 \rangle = k_3 \cdot T_{no}$.

Тогда число циклов k_3 выразится как

$$k_3 = \frac{\langle \Delta t_3 \rangle}{T_{no}}, \quad (10)$$

и математическое ожидание времени возникновения отказа третьего элемента в системе за один полет выразится в виде

$$\langle t_3^{Boc} \rangle = \left(\langle t_2^{Boc} \rangle + T_{no} \right) \frac{\langle \Delta t_3 \rangle}{T_{no}}, \quad (11)$$

или в развернутом виде

$$\langle t_3^{\text{Boc}} \rangle = \left[(\langle t_1 \rangle + T_{no}) \frac{\langle \Delta t_2 \rangle}{T_{no}} + T_{no} \right] \frac{\langle \Delta t_3 \rangle}{T_{no}}. \quad (12)$$

Подобным же образом определяется $\langle t_4^{\text{Boc}} \rangle$.

В рассматриваемой системе, рассчитанные значения математических ожиданий времени до отказа двух, трех, и четырех элементов, с учетом восстановлений системы, составили: $\langle t_2^{\text{Boc}} \rangle = 2,724 \cdot 10^7$ ч, $\langle t_3^{\text{Boc}} \rangle = 6,96 \cdot 10^{10}$ ч, $\langle t_4^{\text{Boc}} \rangle = 2,9 \cdot 10^{14}$ ч.

Математическое ожидание времени $\langle t_i^{\text{Boc}} \rangle$ отказа i -го элемента (где $2 \leq i \leq 4$), приводящего систему к отказу, обеспечивает возможность определения математического ожидания вероятности отказа системы за 1 час полета с учетом условных вероятностей развития сценария как

$$\langle Q(1) \rangle = \frac{1}{\langle t_i^{\text{Boc}} \rangle} \cdot Q_i. \quad (13)$$

Значения времен $\langle t_2^{\text{Boc}} \rangle$, $\langle t_3^{\text{Boc}} \rangle$ и $\langle t_4^{\text{Boc}} \rangle$ с учетом условных вероятностей обеспечили возможность расчета математических ожиданий вероятностей отказа системы за 1 час полета:

для отказа вследствие отказа двух агрегатов $\langle Q_2(1) \rangle = \frac{Q_2}{\langle t_2^{\text{Boc}} \rangle} = 1,79 \cdot 10^{-8}$ ч⁻¹; трех агрегатов

$\langle Q_3(1) \rangle = \frac{Q_3}{\langle t_3^{\text{Boc}} \rangle} = 1,07 \cdot 10^{-11}$ ч⁻¹; и четырех агрегатов $\langle Q_4(1) \rangle = \frac{Q_4}{\langle t_4^{\text{Boc}} \rangle} = 3,45 \cdot 10^{-15}$ ч⁻¹.

Следует отметить, что при стационарном процессе эксплуатации (стационарном потоке отказов и восстановлений элементов систем) отказы в системе за полет одного, двух, трех либо четырех элементов могут реализоваться в любой момент времени, но со своими вероятностями. В связи с этим, математическое ожидание отказа за 1 час полета является единственной состоятельной оценкой безотказности восстанавливаемых систем самолетов и вертолетов.

Математическое ожидание времени до отказа восстанавливаемой системы при ее отказе вследствие отказа двух элементов на три порядка меньше чем вследствие отказа трех элементов и на семь порядков меньше чем вследствие отказа четырех элементов. При этом, вероятность отказа за 1 час полета, по сценарию отказа системы при отказе двух элементов, на четыре порядка больше чем по сценарию с отказом трех элементов, и на семь порядков больше чем при отказе четырех.

Из приведенного следует крайне важный вывод о том, что при нескольких возможных сценариях отказов системы, он реализуется по сценарию с минимальным числом отказывающих элементов, приводящих систему к отказу. Следовательно, при проектировании функциональных систем, необходимо такое построение структуры, которое обеспечит единственный сценарий развития отказов элементов. При этом возможно достижение требуемой надежности при минимальном числе элементов в системе.

Следует отметить, что системы с общим резервированием отказывают только по одному сценарию, и, с этих позиций, они предпочтительнее систем с отдельным резервированием.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ОСТ 1 00132-97. Надежность изделий авиационной техники. Методы количественного анализа безотказности функциональных систем при проектировании самолетов и вертолетов. – 70 с.
2. Руководство № 4761 по методам оценки безопасности систем и бортового оборудования самолетов гражданской авиации.(перевод с англ. SAE ARP 4761 "Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment". МАК, 2007 г. 269 с.
3. Венцель, Е.С. Теория вероятностей. Государственное изд. Ф-М. литературы – М.: 1962, – 563 с.
4. Бойко, О.Г. Надежность функциональных систем самолетов гражданской авиации// монография. РАН. – М., 2009. – 119 с. – (Избранные труды Российской школы по проблемам науки и технологий).
5. Бойко, О.Г., Шаймарданов Л.Г. Проблемы и перспективы методов расчета надежности сложных функциональных систем (пленарный доклад и статья)/ Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2011»: Материалы VI маждунар. научно-техн. конф. Т1. Казань, Каз.ГТУ-КАИ, 2011. – С. 24-30.
6. Бойко, О.Г., Шаймарданов Л.Г. Новый подход в оценке надежности функциональных систем самолетов гражданской авиации. // Международный Российско-Американский научный журнал "Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем", Казань-Дайтона Бич, Вып. №2(35), т.17, 2012, – С. 21–27.
7. Бойко, О.Г., Шаймарданов Л.Г. Совершенствование методов расчета надежности сложных функциональных систем самолетов гражданской авиации // ПОЛЕТ. Общероссийский научно-технический журнал. – М.: Машиностроение, 2011, №10 – С. 81–87
8. ГОСТ Р 53480–2009 Надежность в технике. Термины и определения. Введен 01.01.2011. –М.: Стандартинформ, 2010, 28с.

THE ARTICLE IS ABOUT ONE OF THE AIRPLANES FUNCTIONAL SYSTEMS STRUCTURE OPTIMIZATION DIRECTIONS

E.A. Furmanova, O.G. Boyko

(Siberian state aerospace university named after academician M.F. Reshetnev)

The traditional complicated functional systems infallibility calculation method does not provide the possibility of systems reliability estimation considering recovery, because this method is based upon the probabilities multiplying theorem, and does not consider discrete component failure. The new systems infallibility calculation method usage is justified in the article. This method opens the principal possibilities of systems structure forming. These possibilities provide the required reliability obtaining during minimal reserving elements and subsystems amount.

УДК 629.735.45

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИХРЕВОЙ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ОКРЕСТНОСТИ ЗАДНЕЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА ВЕРТОЛЕТА

Батраков А.С.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Исследования аэродинамических характеристик фюзеляжа вертолета показывают, что задняя часть фюзеляжа вносит значительный вклад в общее сопротивление фюзеляжа ($\approx 40\%$). Высокое значение сопротивления связано с отрывным характером потока в окрестности задней части фюзеляжа. В данной работе проводится анализ вихревой структуры в окрестности задней части фюзеляжа вертолета.

Введение

Одной из задач проектирования вертолетной техники является снижение аэродинамического сопротивления вертолета. По данным, приводимым в литературе, основной вклад в общее сопротивление вертолета вносит фюзеляж ($\approx 40\%$). Снижение сопротивления фюзеляжа вертолета позволяет снизить затраты топлива или увеличить дальность полета, а также улучшить его маневренные характеристики.

В литературе встречаются как численные, так и экспериментальные работы [2, 3] по исследованию потока позади фюзеляжа. В частности, по оценкам CFD моделирования обтекания изолированного фюзеляжа прототипа вертолета АНСАТ [1] установлено, что вклад задней части в общее сопротивление изолированного фюзеляжа составляет около 50%. Такое высокое сопротивление задней части фюзеляжа связано с наличием отрывных течений. Поэтому исследование потока в данной области является важной и актуальной задачей.

Численное моделирование

В данной работе проводится численное исследование отрывных течений при обтекании изолированных моделей фюзеляжей прототипа легкого вертолета АНСАТ (производства Казанского Вертолетного Завода). Рассматриваются две модели: АНСАТ 2.1 – более ранняя версия фюзеляжа; АНСАТ Р – более поздняя версия фюзеляжа (рис.1). Рассматриваемые модели обладают многими чертами, характерными для реальных вертолетов.

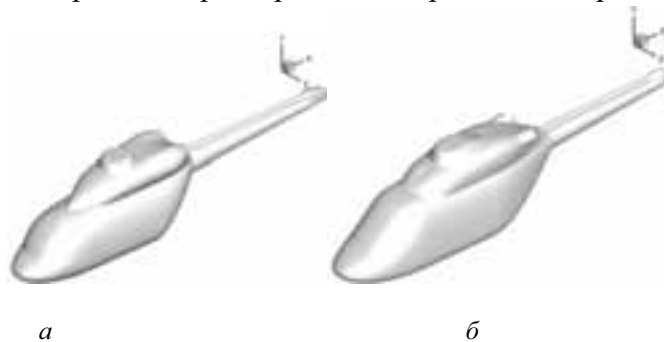


Рис.1. CAD модели фюзеляжей: *a* – Ансат 2.1; *б* – Ансат Р

CFD моделирование производится в пакете HMB (Helicopter Multi-Block), разработанным в университете г. Ливерпуль. Численная схема основана на осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье-Стокса (RANS) с применением $k-\omega$ модели турбулентности.

Для реализации численной схемы применялась многоблочная расчетная гекса-сетка. Для построения расчетной сетки использовался сеточный генератор ICEM CFD. Расчетная гекса-сетка состоит из 764 блоков и содержит 14 миллионов ячеек. Возле фюзеляжей использовалась топология блоков О-типа. Фрагмент «блокинга» с поверхностной сеткой представлены на рис.2.

Расчеты были проведены при числе Маха 0.1 и числе Рейнольдса $3.2 \cdot 10^6$. Эти условия соответствуют условиям проведения физического эксперимента в аэродинамической трубе.

Эксперимент был проведен в аэродинамической трубе Т1-К КНИТУ-КАИ кафедры аэрогидродинамики [4]. На рис.3. представлено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными. Из сравнения следует, что численное моделирование хорошо согласуется с экспериментом.



Рис.2. Элементы расчетной сетки

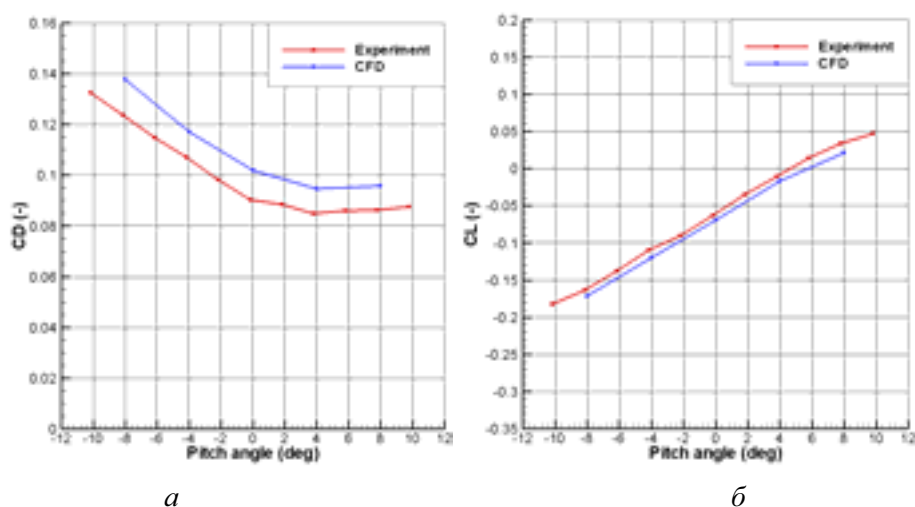


Рис.3. Зависимость коэффициента сопротивления (CD) (а) и коэффициента подъемной силы (CL) (б) от угла атаки (Pitch angle)

Анализ вихревой структуры

Из рис. 2 следует, что коэффициент сопротивления на отрицательных углах атаки значительно выше, чем на положительных углах. В литературе [5] подобная зависимость коэффициента сопротивления от угла атаки объясняется, в частности, наличием двух типов вихрей (рис.4.):

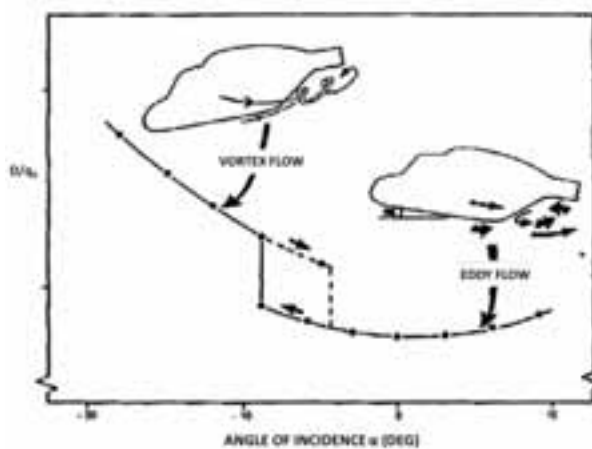


Рис. 4. Типичная зависимость сопротивления фюзеляжа от угла атаки [5]: «eddy flow» – вихревая структура, определяемая поперечным вихрем; «vortex flow» – вихревые структуры, характеризующиеся продольными вихрями

Вихревые образования первого типа (eddy flow) преобладают в области положительных углов атаки, а вихревые структуры второго типа (vortex flow) - в области отрицательных.

Для визуализации структуры потока в пакете используются изоповерхности компонент вектора нормированной угловой скорости, определяемые выражениями:

$$\bar{\omega}_x = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{V}}{\partial \bar{z}} - \frac{\partial \bar{W}}{\partial \bar{y}} \right), \quad \bar{\omega}_y = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{U}}{\partial \bar{z}} - \frac{\partial \bar{W}}{\partial \bar{x}} \right), \quad \bar{\omega}_z = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{U}}{\partial \bar{y}} - \frac{\partial \bar{V}}{\partial \bar{x}} \right),$$

где $\bar{U}, \bar{V}, \bar{W}$ – компоненты вектора скорости потока, приведенные к скорости набегающего потока, а $\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}$ – пространственные координаты нормированные к длине фюзеляжа.

Вихревым структурам типа «eddy flow» соответствует компонента $\bar{\omega}_z$, а вихревым структурам типа «vortex flow» - компонента $\bar{\omega}_x$.

На рис.5. представлены изоповерхности компонент $\bar{\omega}_x$ и $\bar{\omega}_z$ для фюзеляжей Ансат 2.1 и Ансат Р для угла атаки 0° . На рисунке синим цветом отображена изоповерхность для компоненты $\bar{\omega}_x$ с вращением по часовой стрелке, а зеленым – против часовой стрелки. Желтый цвет соответствует изоповерхности для компоненты $\bar{\omega}_z$. Из представленного рисунка следует, что для данного угла атаки существуют одновременно вихревые структуры обоих типов (eddy и vortex). При этом вихревая структура типа vortex определяется двумя симметрично расположенными продольными вихревыми образованиями с противоположными направлениями вращения. Вихревая структура типа ихревая структура типа eddy определяется одним поперечным вихрем. Из сравнения рисунков следует, что для фюзеляжа Ансат Р уровень завихренности ниже, чем для фюзеляжа Ансат 2.1. Это связано с тем, что фюзеляж типа Ансат Р является более обтекаемым, особенно в задней части фюзеляжа.

Для количественной оценки степени завихренности продольных вихрей будем использовать уровень максимального значения $\bar{\omega}_x$. Максимальное значение завихренности определяется исходя из условий существования изоповерхности для различных заданных значений $\bar{\omega}_x$. Зависимость максимальных значений $\bar{\omega}_{x\max}$ от угла атаки для обоих видов фюзеляжей представлена на рис. 6 (а).

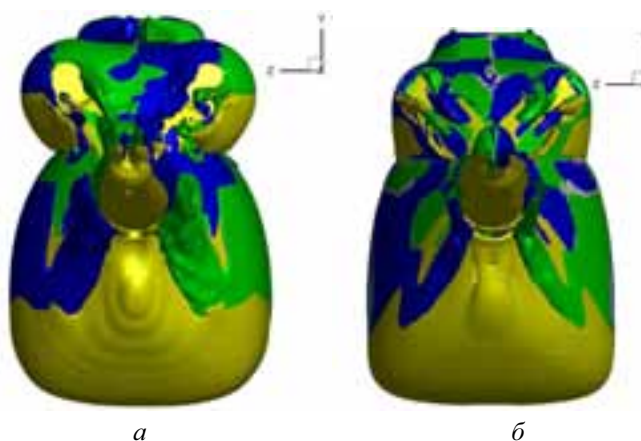


Рис. 5. Изоповерхности компонент $\bar{\omega}_x = 15$ и $\bar{\omega}_z = 15$ для фюзеляжей: а – Ансат 2.1; б – Ансат Р

Из представленного рисунка следует, что интенсивность продольных вихрей монотонно уменьшается с увеличением угла атаки. Для фюзеляжа Ансат Р интенсивность вихрей

существенно ниже по сравнению с фюзеляжем Ансат 2.1. Качественно аналогичная зависимость наблюдается для коэффициента сопротивления рис. 6(б). Таким образом, можно сделать вывод, что сопротивление фюзеляжа пропорционально интенсивности вихревой структуры потока в окрестности задней части фюзеляжа.

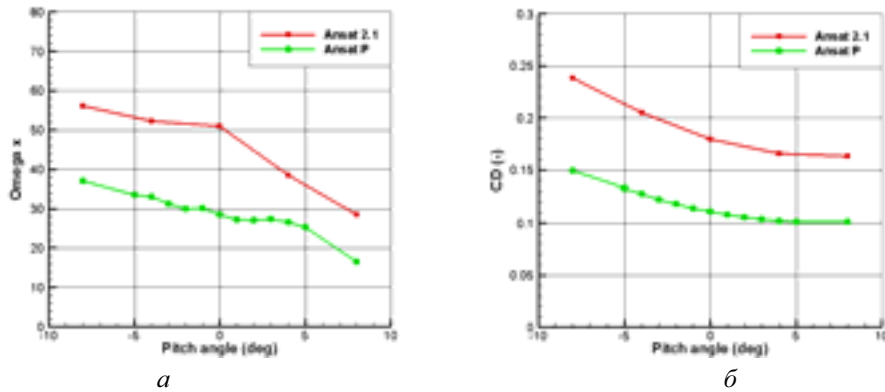


Рис. 6. Зависимость максимального значения $\bar{\omega}_{x \max}$ (а) и коэффициента сопротивления (CD) (б) от угла атаки (Pitch angle)

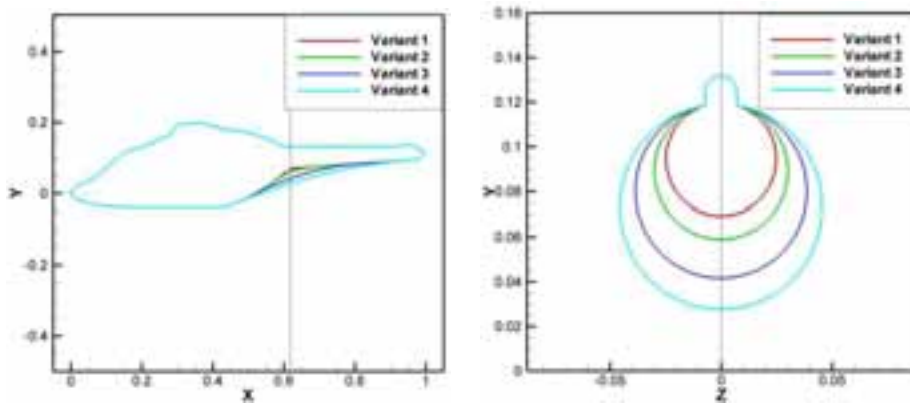


Рис. 7. Варианты формы задней части фюзеляжа Ансат Р

Для снижения аэродинамического сопротивления фюзеляжа Ансат Р рассмотрим несколько вариантов формы задней части фюзеляжа (рис. 7). Результаты численного моделирования показали, что наиболее обтекаемый вариант (вариант 4) формы задней части фюзеляжа обладает наименьшей степенью завихренности (рис. 8, а) и наименьшим сопротивлением (рис. 8, б).

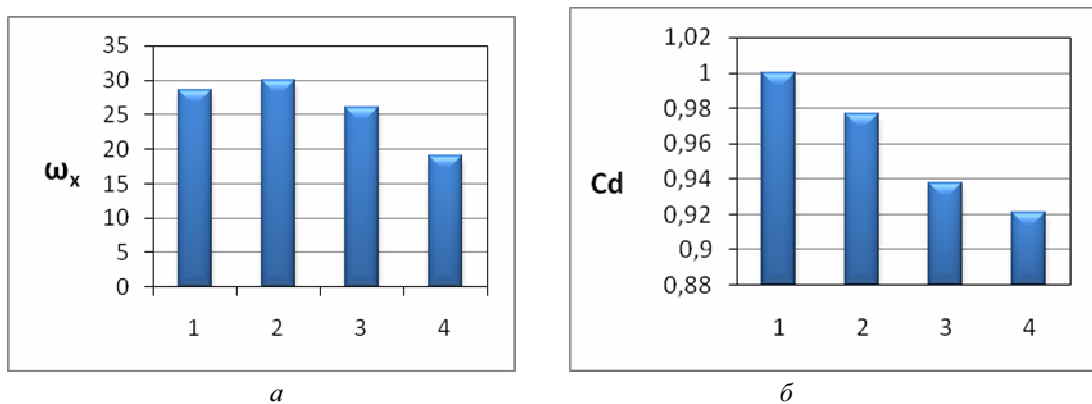


Рис. 8. Интенсивность вихря (а) и коэффициент сопротивления (б) для фюзеляжей с различной формой задней части при нулевом угле атаки

Таким образом, форма задней части фюзеляжа существенно влияет на вихревую структуру потока и, следовательно, на аэродинамическое сопротивление.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010 г. №11.G34.31.0038.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Кусюмов А.Н., Михайлов С.А., Николаев Е.И., Гаринов А.О., Баракос Дж.* Моделирование течения около изолированного фюзеляжа вертолета // Труды Академэнерго. – 2012. №4 – С.97-110.
2. Vogel F., Breitsamter C., Adams N.A. «Unsteady effects of the separated flow at the tail section of a helicopter fuselage»: 35th European Rotorcraft Forum 2009.
3. *Lienard C., Le Pape A. and Verbeke C.* ONERA, «Numerical and Experimental Investigation of Helicopter Fuselage Drag Reduction Using Active Flow Control»: American Helicopter Society 68th Annual Forum, May 1–3, 2012.
4. *Batnikov A.S., Kusyumov A.N., Mikhailov S.A., Pakhov V.V., Sungatullin A.R., Zherekhov V.V. and Barakos G.N.* A study in helicopter fuselage drag, 39th European rotorcraft forum, Moscow, 3-6 September, 2013.
5. *Seddon, J.* Aerodynamics of the Helicopter Rear Fuselage Upsweep, 8th European Rotorcraft Forum Proceedings, Aix-en-Provence, France, 1982.

SIMULATION OF VORTEX FLOW STRUCTURE NEAR REAR PART OF FUSELAGE

A.S. Batnikov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Investigation of aerodynamic characteristics of helicopter fuselage shows that rear part of fuselage contributes significant value to the total fuselage drag ($\approx 40\%$). Higher value of drag relates to separated flow character near rear part of fuselage. There are analyze of vortex structure near helicopter fuselage rear. This work is about vortex analysis near helicopter fuselage rear.

УДК 629.735.45

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

**Гаринова Л.И., *Батников А.С., *Кусюмов А.Н., ** Баракос Дж.*

*(*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)*

*(**PhD, prof., School of Engineering University of Liverpool)*

Проводится моделирование обтекания модели несущего винта вертолета. На режиме осевого обтекания моделирование проводилось для одной лопасти с учетом условия периодичности течения. Исследованы интегральные аэродинамические характеристики винта, пространственная структура течения около винта. Проведен анализ влияния параметров расчетной сетки на результаты моделирования.

Введение

Исследования аэродинамики вертолетной компоновки с учетом работы несущего винта является сложной и актуальной задачей. Для решения подобных задач используется численное и (или) экспериментальное моделирование [1].

В целом задача численного моделирования обтекания вертолетной компоновки с учетом влияния несущего и рулевого винтов требует пространственной и нестационарной формулировки. На расчетных сетках в десятки миллионов узлов время решения задачи может составлять от нескольких суток до месяцев в зависимости от вычислительных мощностей. В тоже время моделирование обтекания отдельных элементов вертолетной компоновки может быть проведено в стационарном режиме при значительно меньших вычислительных ресурсах. На предварительном этапе моделирования взаимного влияния винта и фюзеляжа необходимо исследовать аэродинамические характеристики отдельных элементов вертолетной компоновки и, в частности, изолированного несущего винта вертолета.

В данной работе проводится определение аэродинамических характеристик модели несущего винта вертолета в режиме осевого обтекания с помощью средств вычислительной аэродинамики. В качестве объекта моделирования был выбран несущий винт ROTOR-G экспериментальной вертолетной компоновки лаборатории №1 КНИТУ-КАИ.

Постановка задачи

Для качественного согласования численного моделирования с экспериментом, необходимо соблюсти ряд критериев подобия. Основными критериями подобия являются геометрическое, кинематическое и динамическое подобия. Геометрические параметры и параметры работы модели 4-х лопастного несущего винта ROTOR-G представлены в таблице №1. Особенности данного винта являются наличие несимметричности аэродинамического профиля и закругленная параболическая законцовка (рис.1). CAD модель поверхности винта ROTOR-G получена с использованием лазерного 3D сканера. На основе сканированной законцовки была построена лопасть модели винта в программе ICEMCFD. Для определения границ моделирования была построена геометрия расчетной области. Расчетная область (рис. 2, а) строилась только для одной лопасти ввиду наличия осевой симметрии потока на режиме осевого обтекания. Геометрия расчетной области представляет собой цилиндрический сектор с углом раскрытия 90° .

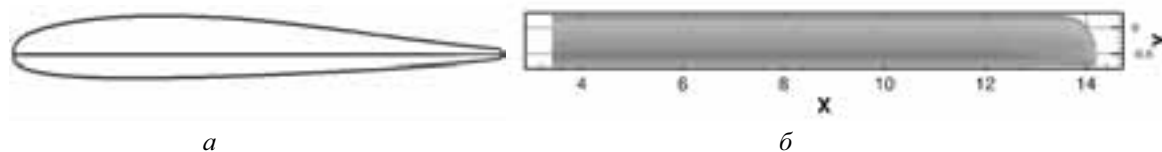


Рис. 1. CAD-модель лопасти винта (а), аэродинамический профиль лопасти (б)

Таблица 1

Геометрические параметры винта

Геометрические параметры винта	
Количество лопастей, N	4
Диаметр винта, D (м)	1.5
Хорда лопасти, с (мм)	52.8
Тип законцовки	параболическая
Тип аэродинамического профиля	несимметричный
Относительный радиус неоперенной части, гн.ч.	0.25

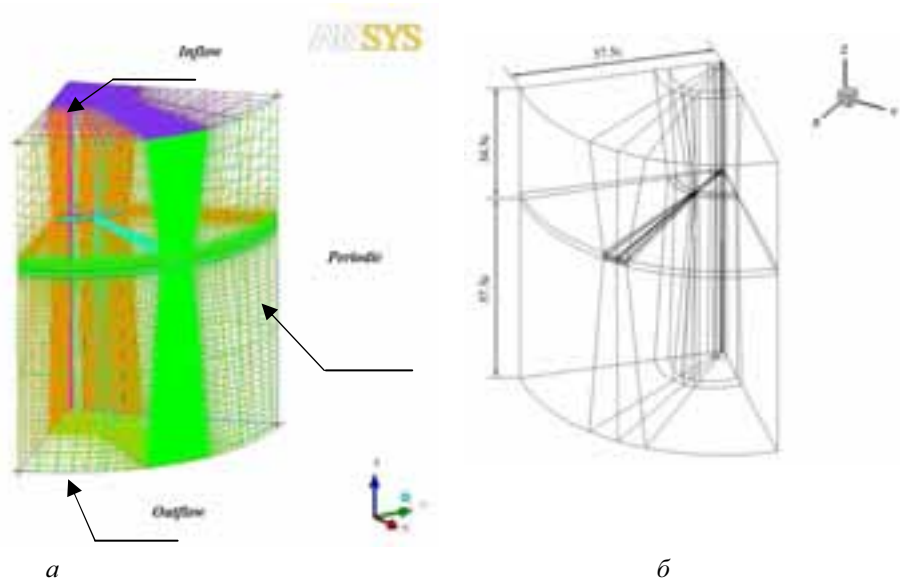


Рис. 2. Граничные условия (а) и геометрия расчетной области (б)

В целях исключения влияния граничных условий на аэродинамические характеристики винта границы удалены от лопасти вверх на $34.5c$, вниз и по радиусу на $57.5c$ (рис 2, б), где c – хорда лопасти.

На границах расчетной области использовались граничные условия типа inflow, outflow и periodic (рис.2а). Граничное условие periodic обеспечивает периодичность обтекания лопасти (расчетные значения параметров потока за лопастью используются в качестве входных параметров перед лопастью). Граничное условие inflow обеспечивает приток воздуха, а условие outflow – выход потока. Направление потока воздуха схематично представлено на рис.3.

Скорость притока W_{in} на границе inflow определяется по уравнению:

$$W_{in} = -\frac{M_{tip}}{4} \sqrt{\frac{C_T}{4}} \left(\frac{R}{r}\right)^2,$$

где M_{tip} – концевое число Маха, C_T – коэффициент тяги винта, r – расстояние от границы до центра винта, R – радиус винта.

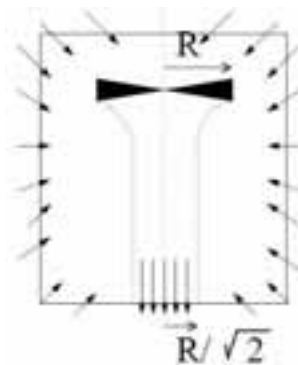


Рис. 3. Схематичное направление потока

На границе outflow находится особенность типа сток. Сток обеспечивает выход потока в соответствии с течением в дальнем следе по импульсной теории [2]. Скорость выхода потока W_{out} определяется уравнением:

$$W_{out} = -2M_{tip} \sqrt{\frac{C_T}{2}}$$

Радиус области с особенностью типа сток:

$$R_{out} = \frac{R}{\sqrt{2}}$$

Для реализации численной схемы в ICEMCFD построена многоблочная (88 блоков) структурированная гекса-сетка. Топология блоков возле лопасти представляет О-тип, в остальной области – Н-тип. Топология О-типа позволяет построить качественную сетку вокруг контура профиля с учетом увеличения разрешения расчетной сетки в области пограничного слоя. Для разрешения пограничного слоя размер первой ячейки выбран равным $1 \cdot 10^{-5}$ от хорды лопасти.

Для улучшения качества построения сетки была проведена характерная разбивка блоков в нескольких сечениях, например, в сечениях с относительными радиусами $r = 0.75$, $r = 1$ и $r = 1.2$. Данная область является важной с точки зрения качественного описания структуры вихревого следа. Были сделаны также сгущения в области передней и задней кромок профиля, а также около комлевой и концевой частей лопасти. В целом расчетная сетка содержит около 8,4 млн. ячеек.

Задавались следующие параметры работы винта: частота вращения винта составила $\omega = 1500$ об/мин, концевое число Маха $M = 0,3465$, число Рейнольдса в концевой части лопасти $Re = 4,3 \cdot 10^5$.

Результаты численного моделирования

Численное моделирование проводилось в программе HMB (HelicopterMultiBlock) с применением модели турбулентности k- ω SST. Моделирование проводилось на базе использования осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса в стационарной (RANS) постановке. Количество итераций для каждого расчетного случая составляло порядка 50 тысяч итераций. Процесс сходимости решения представлен на рис. 4.

Для построения поляры проведены расчеты для серии углов общего шага винта: 0° , 3° , 5° , 7° , 10° . Зависимость коэффициента тяги от коэффициента крутящего момента винта представлена на рис.5.

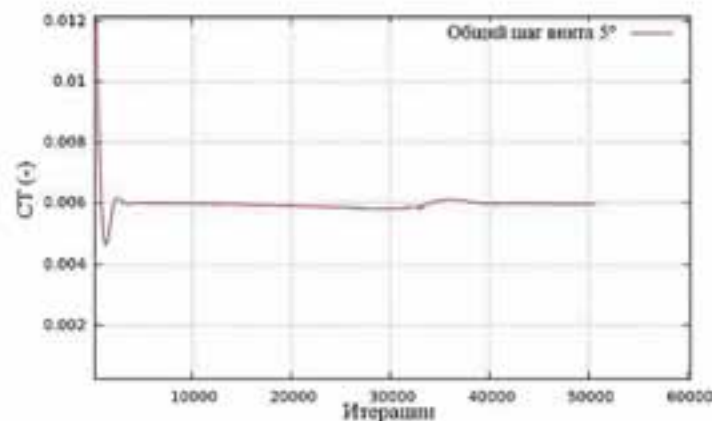


Рис. 4. Изменение коэффициента тяги винта в ходе итерационного процесса

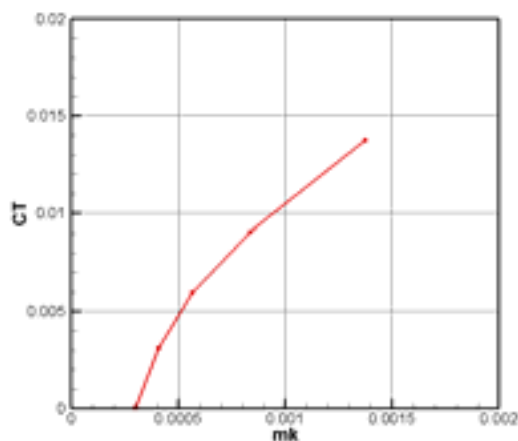


Рис. 5. Зависимость коэффициента тяги (СТ) от коэффициента крутящего момента винта (mk)

Для изучения сеточной независимости проведено исследование влияния параметров расчетной сетки на результаты численного моделирования. Рассматривалось влияние количества ячеек в разных областях расчетной сетки: 1) в верхней и нижней части внешней области; 2) по нормали к профилю; 3) вдоль профиля и лопасти. Общее количество ячеек варьировалось от 3.2 до 9 миллионов.

Во всех вариантах интегральные характеристики винта изменялись не более чем на 6%. Определено, что наибольшее влияние на результаты моделирования оказывает степень разрешения вихревого следа. В таблице №2 представлены контуры завихренностей по Q критерию [3] в сечении 30° позади лопасти. Видно, что во всех вариантах хорошо прослеживается вихревой след от первой (ближайшей) лопасти ($\psi = 30^\circ$). Вихревой след от впереди идущей лопасти ($\psi = 120^\circ$) так же имеет высокую степень интенсивности, но имеет более размытый характер для бедных сеток. Вихревой след последующей лопасти ($\psi = 210^\circ$) наблюдается только для сеток, состоящих из более 7 млн. ячеек.

Из рис. 6 следует, что увеличение ячеек в нижней части расчетной области приводит к лучшему описанию вихревого следа винта. Количество ячеек в направлениях по нормали к профилю, вдоль профиля и вдоль лопасти не оказывают существенного влияния на разрешение вихревого следа.

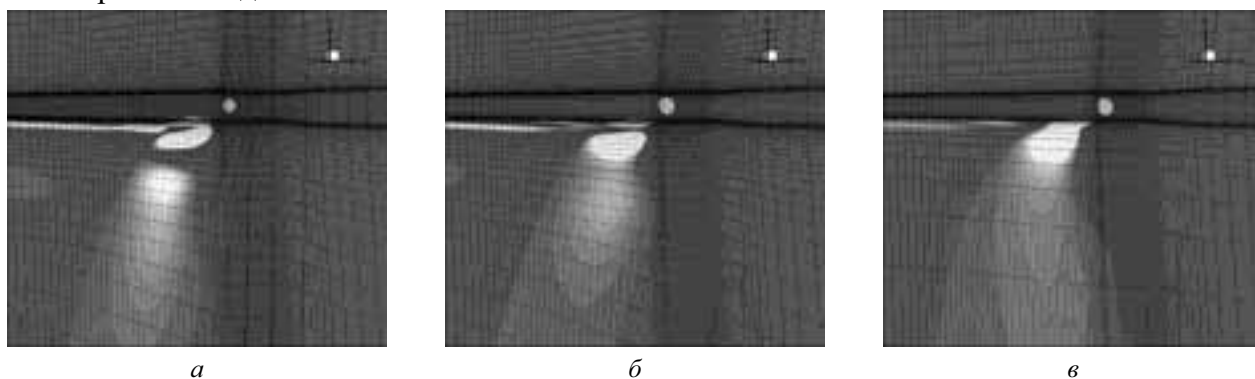


Рис. 6. Образование вихревого следа за винтом (по Q критерию) для сетки:
a – с большим разрешением (9 млн. ячеек); *б* – со средним разрешением (4,3 млн. ячеек);
в – с низким разрешением (3,2 млн. ячеек)

Степень разрешения вихревого следа влияет также на распределение давления по поверхности лопасти. В таблице 2 представлены минимальные значения коэффициента давле-

ния на поверхности всей лопасти в зависимости от числа элементов расчетной сетки. Для более бедной сетки ($\approx 3,2$ млн. ячеек) характерно увеличение минимального (область разряжения) значения коэффициента давления.

Таблица 2

Размер расчетной сетки	Ср min
9.0млн	-1,44548
4.3 млн	-1,38076
3.2 млн	-1,28753

Влияние числа элементов расчетной сетки и качество моделирования вихревого следа сказываются на интегральных характеристиках лопасти. В частности, для сеток с более низким разрешением коэффициент тяги ниже, а коэффициент крутящего момента выше по сравнению с сетками с более высоким разрешением.

Таким образом, из проведенного анализа следует, что можно перераспределять ячейки так, чтобы улучшить качество моделирования при сохранении числа узлов расчетной сетки. В одном из вариантов перераспределения ячеек проводилась с помощью модификации блокинга: были добавлены блоки в области, находящейся под плоскостью вращения винта (рис. 7, б). Общее количество ячеек увеличилось на 0,4 млн. В данном варианте вихревой след ($\psi = 210^\circ$) моделируется чуть лучше по сравнению с сеткой в 4,3 млн. Таким образом, при незначительном увеличении ячеек был получен лучший «захват» вихрей. Существенная разница также получилась в сходимости решения (рис. 8).

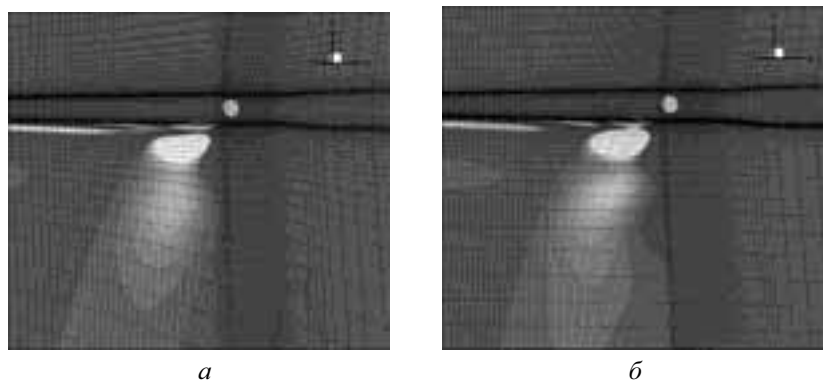


Рис. 7. Образование вихревого следа за винтом (по Q критерию) для сетки: а – с увеличением ячеек в нижнюю область полностью (4,3 млн. ячеек); б – с добавлением блока в области под винтом (4,7 млн. ячеек)

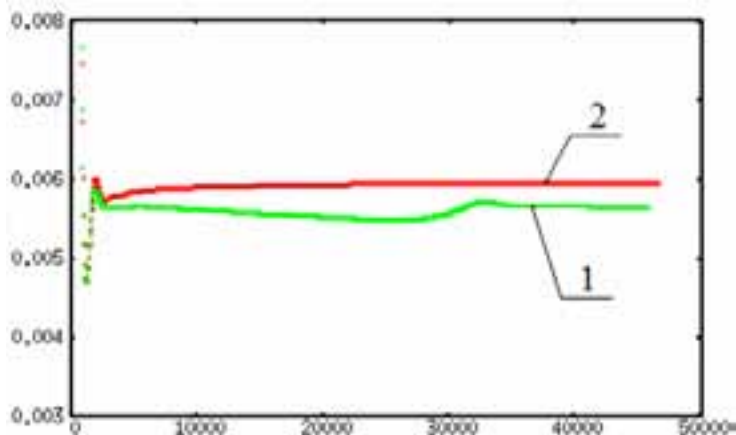


Рис. 8. Зависимость коэффициента тяги (СТ) от количества итераций:
1 – для сетки 4,3 млн. ячеек; 2 – для сетки 4,7 млн. ячеек

Более экономичный подход заключается в использовании расчетных сеток типа «Химера». При использовании метода Химера, сетки являются составными и можно выделить область, в которой необходимо увеличить разрешение. При этом увеличение ячеек в данной области не приводит к существенному увеличению размеров всей сетки.

На рис. 9 представлены изоповерхности, полученные по Q – критерию для многоблочной сетки и сетки типа Химера. Из сравнения результатов моделирования следует, что сетки типа Химера позволяют значительно лучше моделировать структуру вихревого следа винта.

Недостатком сеток Химера является несогласованность элементов расчетной сетки в области сопряжения сеток с различным разрешением. При этом в области сопряжения сеток могут наблюдаться нефизичные возмущения параметров расчета.

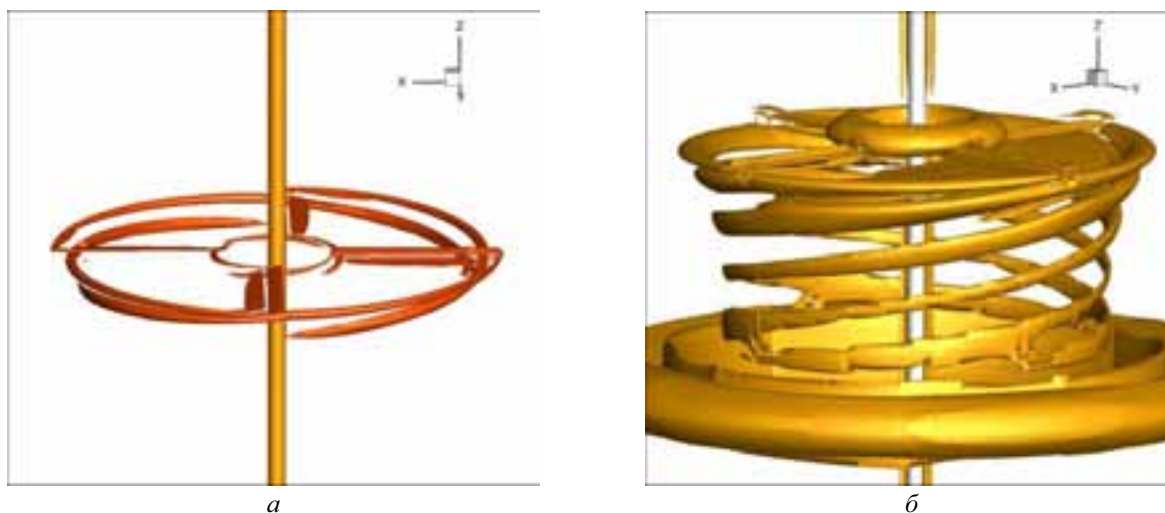


Рис. 9. Изоповерхности по Q -критерию: a – многоблочная сетка ($Q = 0,005$); b – химера сетка ($Q = 0,0003$)

Заключение

В данной работе проводилось численное моделирование винта ROTOR-G лаборатории № 1 КНИТУ-КАИ. Рассматривалось влияние числа и распределение элементов расчетной сетки на результаты моделирования. По результатам моделирования обтекания несущего винта было установлено, что на интегральные характеристики влияет степень разрешения вихревого следа. Исследовано влияние параметров расчетной сетки, выработана методика построения сеток, которая обеспечивает более адекватное решение при наименьшем количестве ячеек. В частности, увеличение количества ячеек, а, следовательно, более равномерный характер распределения ячеек расчетной сетки обеспечивает более быструю сходимость итерационного процесса построения решения и лучшее разрешение вихревой структуры течения.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010 г. №11.G34.31.0038.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *NikMohd N.A.R., Barakos G.N.* Computational aerodynamics of hovering helicopter rotors. *Jurnal Mekanikal*. – June, 2012. -No 34. –p. 16-46.
2. *Джонсон У.* Теория вертолета: В 2-х книгах. Пер. с англ. – М.:Мир, 1983. – Авиационная и ракетно-космическая техника. Кн. 1. 502 с., ил.
3. *Haller G.* An objective definition of a vortex // *J. Fluid Mech.* - 2005. – Vol. 525. – p. 1-26.

СЕКЦИЯ 2
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ НАУКОЕМКОГО
МАШИНОСТРОЕНИЯ

Руководитель секции – доктор технических наук, профессор **Лунев А.Н.**

УДК 621.9.048

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ И КАЧЕСТВА
ВИБРОАБРАЗИВНОЙ ОБРАБОТКИ КОМПРЕССОРНЫХ ЛОПАТОК
АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Зыков В.Ю.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Приводятся конструктивные характеристики технологического оборудования и режимы обработки компрессорных лопаток ГТД в контейнере вибрационного станка. Рабочей средой являются формованные абразивные гранулы ПТ-15. Исследование производилось путем оптимизации режимов виброобработки, при которых физико-механические свойства и показатели качества поверхностного слоя пера обеспечивают высокие эксплуатационные свойства лопаток, минимальную высоту микронеровностей аэродинамических поверхностей пера и высокую производительность обработки. Полученные результаты позволяют управлять производительностью процесса виброобработки и получить стабильные характеристики качества поверхностного слоя лопаток.

Лопатки ГТД имеют сложнофасонные аэродинамические поверхности и геометрическую закрутку. Поэтому при виброобработке таких деталей на вибромашинах с плоской траекторией колебаний не всегда обеспечивается стабильность показателей качества поверхностей этих деталей. Объясняется это наличием «затененных» участков поверхностей, ориентированных за направлением циркуляционного потока частиц. Вследствие этого суммарное динамическое воздействие абразивных частиц на эти затененные зоны ниже, чем на участки поверхности, ориентированные к потоку абразивных частиц, что приводит к короблению и поводке мало жестких участков профиля лопаток.

Виброабразивная обработка лопаток производилась на трехкоординатном + вибрационном станке с объемным колебательным движением контейнера от инерционного вибровозбудителя. Колебания по третьей координате достигались за счет разноса масс неуравновешенных грузов по различным плоскостям дебаланса.

Использование данного оборудования позволило получать стабильные показатели производительности и качества обработки лопаток без вращения их в потоке абразива.

Оптимизация процесса заключалась в получении оптимальных режимов виброобработки, при которых физико-механические свойства и показатели качества поверхностного слоя обеспечивают высокие эксплуатационные свойства деталей (надежность, долговечность), минимальную высоту микронеровностей аэродинамических поверхностей деталей наряду с высокой производительностью обработки.

В качестве параметров оптимизации выбраны характеристики, определяющие качество поверхностного слоя и производительность обработки: съем металла в единицу времени ΔQ , величина и глубина залегания остаточных напряжений σ , среднеарифметическое отклонение профиля микронеровностей поверхности Ra (шероховатость).

В качестве основных факторов, влияющих на параметры оптимизации, приняты следующие варьируемые факторы: время обработки t , суммарная угловая неуравновешенность маховика дебалансного вибровозбудителя α_c , амплитуда поперечных колебаний A_{II} , частота колебаний f .

Планирование экспериментальных работ составлялось с учетом выбранных технологических факторов. Производилась оценка влияния каждого технологического фактора на производительность процесса и качество поверхности. Выбор интервалов варьирования факторов основывался на априорной информации, предварительно проведенных экспериментах, опыте промышленности, возможностях вибромашины и технологических критериях. Частота колебаний контейнера устанавливалась $f = 18, 24, 30$ Гц. Амплитуда поперечных колебаний $A_{II} = 2, 3, 4$ мм, угол смещения маховика дебалансного вибровозбудителя $\alpha_c = 0, 5, 10, 15, 20^\circ$.

Экспериментальные работы проводились формованным абразивом ПТ – 15, который наряду с высокими режущими свойствами обладает также высокой стойкостью. Изучение влияния выбранных технологических факторов процесса на производительность и показатели качества поверхностного слоя производилось на образцах из титанового сплава ВТ – 8.

За оценку производительности процесса принят весовой съем металла с образцом $\Delta Q = Q_1 - Q_2$, где Q_1 – вес образца до обработки, Q_2 – вес обработанного образца.

Зависимости съема металла с поверхностей образцов от амплитуды колебаний при угловых смещениях маховика дебаланса $\alpha_c = 0, 10, 15^\circ$ показывают, что увеличением амплитуды колебаний величина съема металла увеличивается. При угловых смещениях маховика вибровозбудителя $\alpha_c \neq 0$, т.е. при появлении дополнительных угловых колебаний, интенсивность съема металла возрастает.

Максимальная величина съема металла достигается при обработке с угловым смещением $\alpha_c = 10^\circ$. При частоте $f = 24$ Гц, амплитуде $A_{II} = 3$ мм и смещении $\alpha_c = 10^\circ$ съем металла с образца из сплава Д16Т в 1,18 раза больше, чем при $\alpha_c = 0^\circ$, а при $A_{II} = 4$ мм и прочих равных условиях разность съема металла в 1,14 раза больше, чем при $\alpha_c = 0^\circ$. При $f = 24$ Гц и $A_{II} = 2$ мм разность значений съема составляет 0,03 г, а при $f = 24$ Гц и $A_{II} = 3$ мм она увеличивается до 0,045 г. при обработке образцов из титанового сплава ВТ – 20 разность съема металла увеличивается в 1,78 раза при рассматриваемых условиях.

Влияние частоты на производительность процесса виброабразивной обработки выявило увеличение производительности обработки с увеличением частоты колебаний. При этом наибольшая интенсивность роста производительности наблюдается при частоте колебаний 20 ... 30 Гц. Это объясняется тем, что с увеличением частоты увеличивается число микроударов по поверхностям образцов, суммарное число которых и определяет производитель-

ность обработки. Кроме того, с увеличением частоты колебаний увеличиваются скорости и ускорения относительного скольжения частиц по поверхностям образцов.

Необходимо отметить, что при увеличении частоты колебаний происходит увеличение производительности в 1,3 ... 1,5 раза. Эта тенденция постоянна на всех диапазонах изменения частоты.

Влияние продолжительности обработки на изменение съема металла показывает, что с увеличением времени обработки съем металла возрастает и наиболее интенсивно происходит в первые 3600 секунд. При увеличении частоты f , амплитуды поперечных колебаний A_{\perp} съем металла возрастает с увеличением времени обработки.

Согласно разработанному плану экспериментов исследовалось влияние технологических факторов на шероховатость поверхности образцов.

Шероховатость поверхности замерялась в строго определенных участках, так как высота микронеровностей на различных участках может меняться в широких пределах. Нерегулярный характер микронеровностей исследуемой поверхности может привести к искажению результатов эксперимента.

Увеличение амплитуды колебаний вызывает неодинаковое снижение величин микронеровностей поверхностей образцов. Это объясняется тем, что при виброобработке материалов с высокой твердостью поверхности удаление микронеровностей происходит при меньших значениях кинетической энергии частиц абразивной массы. С увеличением кинетической энергии частиц абразивного наполнителя происходит образование глубоких рисок и царапин на поверхности образцов, вследствие этого шероховатость поверхности увеличивается. Следует заметить, что наибольшее снижение шероховатости на малых амплитудах имеет место при $\alpha_c = 10...15^\circ$, так как в этом случае величина амплитуды угловых колебаний одного порядка с амплитудой A_{\perp} поперечных колебаний, т.е. при этом происходит максимальное искривление траектории единичных резов по поверхностям образцов. Следовательно, происходит заглаживание поверхностей образцов.

Зависимости изменения шероховатости поверхностей образцов от частоты колебаний показывают, что при обработке образцов происходит сначала увеличение высоты микронеровностей, а затем с увеличением частоты колебаний контейнера происходит снижение шероховатости поверхностей образцов. Это объясняется тем, что при малой частоте колебаний контейнера скорость циркуляционного движения частиц мала, поэтому основным силовым фактором, воздействующим на поверхности образцов, будет статическое давление вышележащих слоев частиц абразивной массы. Следовательно, в этом случае будет происходить срезание наиболее высоких микронеровностей и образование кратерообразных лунок, что приводит к увеличению шероховатости поверхности.

На шероховатость поверхности также большое влияние оказывает время обработки. Анализ приведенных зависимостей показывает, что в начальный период времени происходит небольшое увеличение шероховатости поверхности образцов. Это объясняется тем, что при сравнительно низкой исходной шероховатости поверхности образцов в начальный период времени происходит образование отдельных глубоких кратеров и рисок. С течением времени риска и кратеры накладываются друг на друга, особенно интенсивно при $\alpha_c \neq 0$, и пересекаются между собой в различных направлениях. В результате этого образуется характерная для виброобработки поверхность, высота микронеровностей уменьшается.

Следует отметить, что изменение высоты микронеровностей для данных условий обработки происходит в определенный период времени, после чего высота микронеровностей

стабилизируется и дальнейшая обработка существенного влияния на шероховатость не оказывает.

Нанесение множества микроударов частиц рабочей среды в процессе виброабразивной обработки создает возможность для изменения физико-механических свойств в поверхностных слоях деталей. Это приводит к пластическому деформированию поверхностного слоя металла и перераспределению остаточных напряжений. При этом величина и характер распределения остаточных напряжений в поверхностном слое металла определяется режимами процесса и материалом обрабатываемых деталей.

Зависимости, характеризующие распределение остаточных напряжений после виброабразивной обработки при изменении амплитуды колебаний контейнера показывают, что изменение амплитуды A_{II} от 2 до 4 мм вызывает увеличение остаточных напряжений от 200 до 400 МПа на глубине 25 мкм от поверхности.

На характер и величину распределения остаточных напряжений оказывает также влияние частота колебаний контейнера. Увеличение частоты колебаний с 18 до 30 Гц вызывает увеличение глубины залегания остаточных напряжений с 50 до 130 мкм. Наблюдается увеличение остаточных напряжений сжатия с 350 до 470 МПа на глубине 25 мкм. Это объясняется тем, что с увеличением частоты колебаний увеличивается кинетическая энергия соударения и число этих соударений.

Результаты исследования позволили разработать режимы обработки лопаток шестой ступени компрессора из титанового сплава ВТ – 8. заготовки лопаток предварительно прошли весь технологический цикл шлифования пера и проверка специальными шаблонами аэродинамического профиля пера. Исходная шероховатость спинки и корыта пера составляла $RZ = 20$ мкм.

Параметры режима виброабразивной обработки лопаток имеют следующие значения:

- амплитуда колебаний $A_{II} = 3,5$ мм;
- линейная амплитуда крутильных (угловых) колебаний на расстоянии 400 мм от источника $A_{кр} = 2$ мм;
- частота колебаний $f = 24$ Гц;
- максимальные углы смещения дебаланса от нулевого положения $\alpha_c = \pm 20^\circ$;
- время обработки $t = 3600$ с.

RESEARCH OF PRODUCTIVITY AND QUALITY VIBRO-ABRASIVE PROCESSING OF COMPRESSOR VANES OF AIRCRAFT ENGINES

V.Y. Zykov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Constructive characteristics of the process equipment and modes of processing of compressor vanes of gas-turbine engine in the container of the vibrating machine tool was result. A working environment was the form abrasive granules PT-15. Research were produce by optimization of modes of vibro-processing at which physicomachanical properties and indicators of quality of a blanket of a feather provided high operational properties of shovels, the minimum height of microroughnesses of aerodynamic surfaces of a feather and high efficiency of processing. The receive results allowed to operate productivity of process of vibro-processing and to receive stable characteristics of quality of a blanket of vanes.

ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РЕЖИМАМИ МНОГОКОНТУРНОЙ ОБРАБОТКИ НА СТАНКАХ С ЧПУ

Коровин Е.М.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

В докладе приводятся результаты исследований по оптимальному управлению режимами при многоконтурной обработке на многошпиндельных станках с ЧПУ. Раскрыты математическая модель критерия трудоемкости и метод поиска управления по оптимальной стойкости инструмента. Работоспособность модели и метода иллюстрируется примером оптимизации конкретной операции.

В работах [1,2] исследовано оптимальное управление режимами резания по критериям трудоемкости и себестоимости при одноконтурной обработке различных деталей. В настоящем исследовании решается задача оптимального управления режимами при одновременной обработке на станке нескольких контуров произвольной конфигурации.

Рассматриваем параллельную обработку заготовок произвольного контура в левой и правой позициях 2-х шпиндельного станка с ЧПУ модели TRAUB TNX 65 (рис. 1).

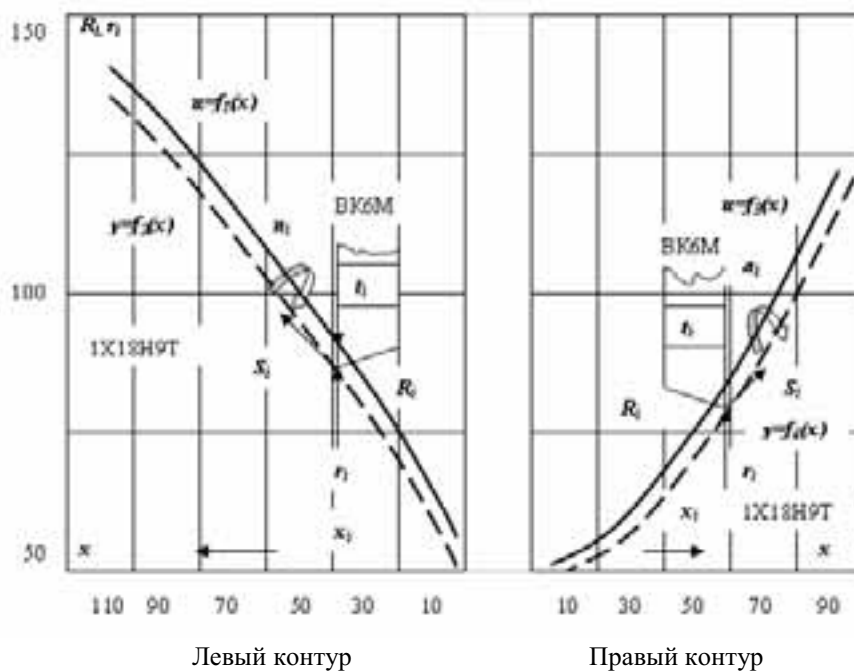


Рис. 1. Точение произвольных контуров в позициях станка

Контуров левой заготовки $u = f_1(x)$ и детали $y = f_2(x)$, а также контуров правой заготовки $u = f_3(x)$ и детали $y = f_4(x)$ описываются соответствующими полиномами 4-го порядка (позиции 1 и 2 табл.1) с погрешностью, не превышающей 2 %.

Для поиска оптимального управления режимами разобьем левый контур на u_1 равных участков ($u_1 = 6$), а правый контур на u_2 равных участков ($u_2 = 5$). Практика [1, 2] показала, что дискретизация контуров на большее число участков ($u > 5$) незначительно повышает

качество оптимизации. Будем полагать, что внутри каждого участка переменные параметры (диаметр заготовки D_i , диаметр детали d_i , глубина резания t_i , углы в плане (ϕ , и ϕ_1) и остаются постоянными. Дискретные значения параметров для середин этих участков приведены соответственно в позициях 1 – 6 табл. 2.

Постановка задачи: для заданных контуров заготовок $u = f_1(x)$, $u = f_3(x)$ и деталей $y = f_2(x)$, $y = f_4(x)$ найти соответствующие управления подачами $S = f_5(x)$, $S = f_6(x)$ и частотами $n = f_7(x)$, $n = f_8(x)$, обеспечивающие минимальную трудоемкость операции τ и гарантирующие требуемое качество обработки. Считаем, что выполняется обработка жесткой детали по 12 качеству с уровнем шероховатости $R_z \leq 63$ мкм.

Практика оптимизации [1,2] показала, что экономические критерии (трудоемкость, себестоимость) достигают экстремума при максимально-допустимых технологических подачах и оптимальных частотах. Поэтому значения подач для условий каждого участка рабочей траектории инструмента рассчитаем по нормативной зависимости [3], (табл.2, позиция 7). Коэффициенты аппроксимирующих полиномов для глубины резания и управления подачей приведены соответственно в позициях 3 и 4 табл. 1.

В работе [2] показано, что оптимальное управление режимами выполняется при постоянной оптимальной стойкости (экономической стойкости управления)

$$T = \frac{K(1-m)}{mC_1}, \quad (1)$$

где K - постоянная, руб.; C_1 - стоимость стакоминуты, руб./мин.; m - постоянная стойкостной зависимости.

При $K = \tau_1$ и $C = 1$ получаем зависимость для стойкости минимальной трудоемкости (максимальной производительности)

$$T_o = \tau_1 \frac{(1-m)}{m}, \quad (2)$$

здесь τ_1 - время на одну замену затупившегося инструмента, мин.

Согласно (2) T_o не зависит от варьирования D_i , S_i , t_i .

Для рассматриваемой операции (рис. 1) стойкость оптимального управления по критерию трудоемкости составит

$$T_o = \frac{5(1-0.15)}{0.15} = 28.33 \text{ мин.}$$

Значения оптимальных частот n_i , рассчитанных через T_o , приведены в позиции 9 табл. 2 и аппроксимированы полиномом 4-й степени (позиция 5 табл. 1).

Значения оптимальных скоростей резания V_i , рассчитанных через частоты n_i , приведены в позиции 10 табл. 2. Можно заметить, что при значительных изменениях глубины резания $t_i = 1.64 - 6.1$, подачи $S_i = 0.096 - 0.134$ и радиуса заготовки $R_i = 47.9 - 132.85$ оптимальная скорость резания изменяется незначительно

$$\Delta V = \frac{(114.27 - 107.13)}{107.13} 100 = 6.66 \%$$

Выполним преобразование формулы в позиции 9 табл. 2

$$V_o = \frac{C_v}{t_i^{0.11} S_i^{0.24} T_o^{0.15}} \quad (3)$$

Согласно (3) уровень оптимальной скорости при постоянной стойкости незначительно изменяется при варьировании глубины резания и подачи. Поэтому можно заключить, что оптимальное управление режимами по критерию трудоемкости выполняется при постоянной стойкости управления и квазипостоянной скорости резания

Таблица 1

Аппроксимирующие полиномы $y(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 + a_4x^4$

№ пп	Объект	Левый контур					Правый контур				
		Коэффициенты полиномов									
		a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4
1	Контур заготовки $(\frac{D_i}{2})$, мм	0.168	6.423	-0.167	1.933×10^{-3}	-7.655×10^{-6}	0.148	6.527	-0.236	3.538×10^{-3}	-1.733×10^{-5}
2	Контур детали $(\frac{d_i}{2})$, мм.	0.177	6.216	-0.162	1.888×10^{-3}	-7.504×10^{-6}	0.163	6.275	-0.228	3.432×10^{-3}	-1.683×10^{-5}
3	Глубина резания, t_i , мм.	-6.20×10^{-3}	0.207	-4.403×10^{-3}	4.396×10^{-5}	-1.497×10^{-7}	-0.015	0.252	-7.55×10^{-3}	1.062×10^{-4}	-5×10^{-7}
4	Подача S_i , мм/об.	0.163	-3.622×10^{-3}	8.214×10^{-5}	8.125×10^{-7}	2.865×10^{-9}	0.168	-4.071×10^{-3}	1.035×10^{-4}	-1.292×10^{-6}	5.729×10^{-9}
5	Частота n_i , 1/мин.	562. 558	-24.937	0.956	-6.182×10^{-3}	2.267×10^{-5}	606. 551	-29.317	0.941	-0.013	6.237×10^{-5}
6	Скорректированная частота для правого контура, 1/мин.						398. 609	-19.443	0.62	-8.573×10^{-3}	4.073×10^{-5}

Таблица 2

Алгоритм и пример поиска оптимального управления режимами 2-х контурной обработки

№ пп	Наименование	Расчетная зависимость	Левый контур					Правый контур					
			10	30	50	70	90	110	10	30	50	70	90
1	Координата середины участка, мм.	$L_i, i = 1 - u$	10	30	50	70	90	110	10	30	50	70	90
2	Радиус контура детали, мм.	$r_i = \frac{d_i}{2}$	47.9	85.34	93.95	106.75	127.92	132.85	43.37	62.16	67.47	94.78	114.95
3	Радиус контура заготовки, мм	$R_i = \frac{D_i}{2}$	49.57	88.65	97.87	111.15	133.13	138.94	45.22	65.37	71.33	99.84	121.1
4	Глубина резания, мм.	$t_i = R_i - r_i$	1.64	3.31	3.92	4.4	5.21	6.1	1.85	3.21	3.86	5.16	6.15
5	Угол град.	ϕ	55	60	65	70	75	80	80	70	60	50	45
6	Угол град.	ϕ_1	60	55	50	45	40	35	35	45	55	65	70
7	Подача по шероховатости, мм/об.	$S_i = \frac{0.008 R_z^{1.4} R_u^{0.7}}{t_i^{0.3} \phi_i^{0.35} \phi_{1i}^{0.35}}$	0.134	0.108	0.104	0.101	0.098	0.096	0.137	0.111	0.103	0.095	0.091
8	Оптимальная стойкость, мин.		28.33										
9	Оптимальная частота, 1/мин.	$n_i = \frac{10^3 C_v}{\pi D_i^{0.11} S_i^{0.24} T_o^{0.15}}$	367.29	200.1	179.52	157.17	129.74	122.78	394.98	270.48	247.3	174.31	142.56

№ пп	Наименование	Расчетная зависимость	Левый контур						Правый контур				
			10	Скорость резания, м/мин.	$V_i = \frac{\pi D_i n_i}{10^3}$	114.27	111.4	110.34	109.7	108.5	107.13	112.17	111.04
11	Основное время, мин.	$\tau_{oi} = \frac{L_i}{S_i n_i}$	0.558	0.925	1.071	1.26	1.573	1.697	0.37	0.666	0.785	1.208	1.592
12	Осн. время, перехода, мин.	$\tau_{oj} = \sum_{i=1}^{n_j} \tau_{oi}$	7.084						4.621				
13	Осн. время операции, мин.	$\tau_o = \sum_{j=1}^p \tau_{oj}$	$\tau_o = 2 + 7.087 + 4.621 = 11.75$										
14	Минималн. трудоемкость, мин.	$\tau = \tau_v + \tau_{oj, \max} + \tau_1 \frac{\tau_o}{T_o}$	$\tau = 2 + 7.084 + 5 \frac{11.75}{28.33} = 11.15$										
15	Календарная стойкость, мин.	$T_k = T_o \frac{\tau}{\tau_{oj, \max}}$	$T_k = 28.33 \frac{11.15}{7.084} = 44.6$										

В позиции 11 табл. 2 рассчитаны основное время τ_{oi} для каждого участка, в позиции 12 основное время τ_{oj} для каждого перехода, а в позиции 13 основное время τ_o операции.

Расчет минимальной трудоемкости операции с параллельно выполняемыми переходами (рис. 1) выполняется по формуле

$$\tau = \tau_v + \tau_{oj, \max} + \tau_1 \frac{\tau_o}{T_o}, \quad (4)$$

где τ_v - вспомогательное время на операцию, мин; $\tau_{oj, \max}$ - основное время лимитирующего перехода, мин.

Согласно позиции 14 табл. 2 минимальная трудоемкость операции составила 11.15 мин.

В позиции 15 табл. 2 рассчитана календарная стойкость инструмента [1,2] для выполняемой операции.

Динамика нагрузки $t(x)$ и оптимального управления режимами резания $S(x)$ и $n(x)$ для обрабатываемых контуров приведены на рис. 2.

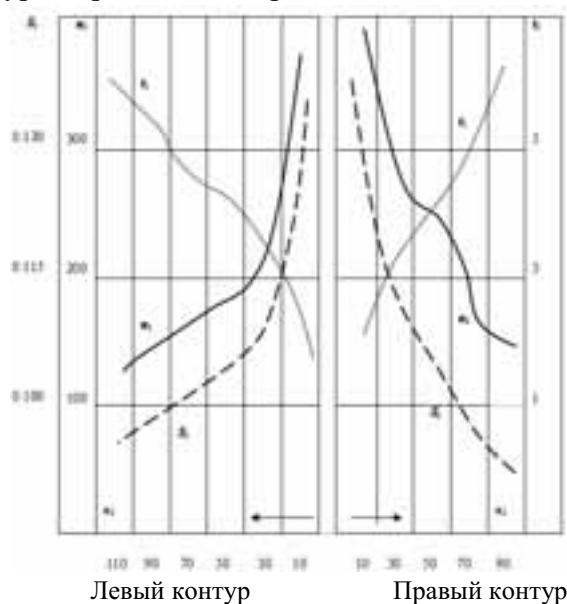


Рис. 2. Оптимальное управление режимами резания при параллельной двухконтурной обработке

Третье слагаемое в зависимости (4) представляет собой затраты времени на смену затупившегося инструмента, отнесенные к одной обработанной детали. Качество оптимизации можно повысить за счет снижения этих затрат, путем приближения основного времени обработки правого контура к лимитирующему основному времени обработки левого контура $\tau_{o2} = 4.621 \Rightarrow \tau_{o1} = 7.084$. Алгоритм и пример повышения качества оптимального управления режимами приведен в табл. 3.

Таблица 3

Алгоритм и пример повышения качества оптимального управления режимами

№ пп	Наименование	Расчетная зависимость	Правый контур				
1	Координата середины участка, мм.	$x_i, i = 1 - u$	10	30	50	70	90
2	Постоянная	$a_i = \frac{\pi D_i L_i t_i^{0.11} S_i^{0.24-1}}{10^3 C_V}$	0.224	0.403	0.475	0.731	0.934
3	Сумма постоянных	$A = \sum_{i=1}^u a_i$	2.76				
4	Стойкость управления, мин.	$T_2 = \frac{\tau_{o1}}{A}$	576 \Rightarrow 400				
5	Частоты 1/мин.	$n_i = \frac{10^3 C_V}{\pi D_i t_i^{0.11} S_i^{0.24} T_2^{0.15}}$	258	174.7	159	112.2	92
6	Основное время, мин.	$\tau_{o2} = A T_2^{0.15}$	6.797				
7	Инструментальное время 2-го шп., мин.	$\tau_{u2} = A \tau_1 T_2^{0.15-1}$	0.0847				
8	Инструментальное время 1-го шп., мин	$\tau_{u1} = \tau_1 \frac{\tau_{o1}}{T_{o1}}$	1.25				
9	Инструментальное. время операции, мин.	$\tau_u = \tau_{u1} + \tau_{u2}$	1.335				
10	Трудоемкость операции, мин.	$\tau_m = \tau_v + \tau_o + \tau_u$	10.419 < 11.15				
11	Дополнительное снижение трудоемкости	$\Delta\tau = \frac{\tau - \tau_m}{\tau_m} 100$	7.016 %				

Запишем модель трудоемкости (4) в функции от стойкостей для каждого участка рабочей траектории инструмента

$$\tau = \tau_v + \sum_{i=1}^u a_i T_i^m + \tau_1 \sum_{i=1}^u a_i T_i^{m-1} \quad (5)$$

Значения постоянных a_i приведены в позиции 2 табл. 3, а их сумма в позиции 3. В позиции 4 рассчитана постоянная стойкость управления, значение которой 576 мин. ограничено физическим пределом стойкости для твердого сплава 400 мин. при обработке легированных материалов на низких режимах [3].

Значения частот, рассчитанных для стойкости $T_2 = 400$ мин., проведены в позиции 5 табл. 3 и аппроксимированы полиномом (позиция 6 табл. 1).

Согласно табл. 3 смягчение режимов резания нелимитирующего перехода позволило уменьшить суммарные затраты на смену режущего инструмента, что обеспечило дополнительное снижение трудоемкости на 7 %.

Разработанный метод оптимального управления режимами справедлив и для оборудования с числом позиций более двух.

На основе выполненного исследования можно сделать следующие выводы:

1. Разработана и апробирована математическая модель трудоемкости для параллельной многопозиционной обработки произвольных контуров.

2. Разработан и апробирован метод поиска оптимального управления режимами резания при параллельной многоконтурной обработке и способ дополнительного повышения качества оптимизации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Коровин Е.М.* Оптимальное управление режимами на станках с ЧПУ. Научно-технический журнал. Известия вузов. Авиационная техника. 2012. № 3. с. 77-80.

2. *Коровин Е.М., Ибрахим М.Х.* Управление режимами течения по экономическому критерию. Научно-технический журнал. Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева. 2012. № 3, с. 53-57.

3. Прогрессивные режущие инструменты и режимы резания металлов: Справочник / Под ред. В. И. Баранчикова. М.: Машиностроение, 1990. 400 с

OPTIMUM CONTROL OF MODES OF MULTICIRCUIT PROCESSING ON MACHINES WITH CHPU

E.M. Korovin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Results of the executed researches on optimum control of modes are given in the report at multicircuit processing on mnogoshpindelny machines with ChPU. The mathematical model of criterion of labor input and method of search of management on optimum firmness of the tool are opened. Operability of model and method is illustrated on optimization of concrete operation

УДК 621.95.02

МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ СПИРАЛЬНЫХ СВЕРЛ С ПЕРЕМЕННЫМ УГЛОМ ПОДЪЕМА ВИНТОВОЙ КАНАВКИ

Иевлев В.О., Кочкин И.Ю., Ильин С.А.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Представлен метод получения модели спирального сверла с переменным углом наклона винтовой канавки и расчет основных его характеристик. Модель получена в CAD/CAM/CAE системе Unigraphics NX 8. Модель позволяет рассчитать сверло с любым законом изменения угла наклона спирали. В модели учитывалась возможность возникновения вибраций, приводящих к изменению формы отверстия. Расчет производится по двум основным критериям: стабильности процесса резания и получения отверстия с необходимыми техническими параметрами.

Спиральные сверла, получившие наибольшее распространение, обладают рядом существенных недостатков, снижающих эффективность их применения. Передние углы переменны по длине режущей кромки и уменьшаются с уменьшением диаметра до отрицательных значений на перемычке. Кроме того, профиль поперечного сечения сверла неудачен, поскольку большая часть его расположена на периферии, что снижает момент сопротивления, следствием чего является низкая жесткость на кручение.

Указанные недостатки можно частично исправить за счет варьирования угла наклона винтовой канавки ω . Передний угол γ определяется углом ω . Приблизительно:

$$\text{tg}\gamma_x = \text{tg}\omega_x / \sin\varphi,$$

где φ – угол при вершине резца; ω – угол наклона винтовой канавки в данном сечении

Поэтому с увеличением угла ω облегчается процесс резания, так как γ увеличивается. С ростом ω также повышается жесткость сверла на кручение. Наблюдается также уменьшение крутящего момента и отвод силы. Отвод стливной стружки также улучшается, однако при этом стружка сильнее деформируется, наблюдается увеличение усадки стружки. Осевая сила и крутящий момент уменьшаются до $\omega = 25 \dots 35$, а при дальнейшем движении практически не меняются. Однако увеличение угла ω имеет ряд отрицательных сторон:

1. Ухудшается подвод СОЖ
2. Снижается жесткость в осевом направлении
3. Ослабляется прочность лезвия у периферии сверла
4. Ухудшается отвод тепла из-за уменьшения угла заострения

Таким образом, выбор угла ω представляется довольно сложной задачей. Международная организация по стандартизации рекомендует выбирать угол ω в зависимости от обрабатываемых материалов. Для материалов, дающих элементную и суставчатую стружку, предлагается $\omega = 25 \dots 35$, а для вязких материалов, дающих стливную стружку, $\omega = 35 \dots 45$.

В определенной степени решить указанные противоречия позволяют спиральные сверла с переменным углом ω по длине сверла. Очевидно, что большие значения угла ω необходимы главным образом в работе режущей части. Далее в силу указанных причин этот угол предпочтительно уменьшать. Если угол ω вначале следует выбирать в соответствии с рекомендациями ISO $\omega = 35$, то конечное значение ω и закон его изменения следует выбирать на основании реальных или модельных экспериментов по прочности сверла. Этому вопросу и посвящена данная работа. Однако реально эксперимент достаточно трудоемок, поэтому проведены эксперименты модельные. С этой целью в системе проектирования NX была создана модель сверла с переменным углом ω .

Первым этапом являлось получение универсальной модели с управляемыми начальным и конечным углами ω , которая в дальнейшем будет анализироваться при моделировании процесса резания. Основной сложностью являлось получение уравнения винтовой линии с переменным шагом. На основе квадратичного уравнения вида $y(x) = ax^2 + bx + c$ была получена зависимость, описывающая кривую, представляющую собой ветвь параболы, конечная точка которой есть точка ординаты равная длине рабочей части сверла. Закон изменения угла может быть в принципе любым. Выбор оптимального закона является задачей дальнейших исследований, поскольку он зависит от условий резания, конструкции и прочности полученного сверла. Исходными данными для зависимостей (рис. 1) являются начальный и конечный углы ω , диаметр инструмента и длина его рабочей части.

dt	l
H	70
l	$(2 \cdot H) / (\tan(w1) + \tan(w2))$
rk	$6 \cdot 8.66 / 10$
t (Сплайн заданный по закону(9) law_func_pa...	0
w1	90-40
w2	90-18
yt (Сплайн заданный по закону(9) law_func_e...	t*dt
zt (Сплайн заданный по закону(9) law_func_e...	$((\tan(w2))^2 - (\tan(w1))^2) / (4 \cdot H) \cdot (t \cdot dt)^2 + (\tan(w1)) \cdot (t \cdot dt)$

Рис. 1. Математическая зависимость

В результате была получена развертка винтовой линии на плоскость (рис. 2)

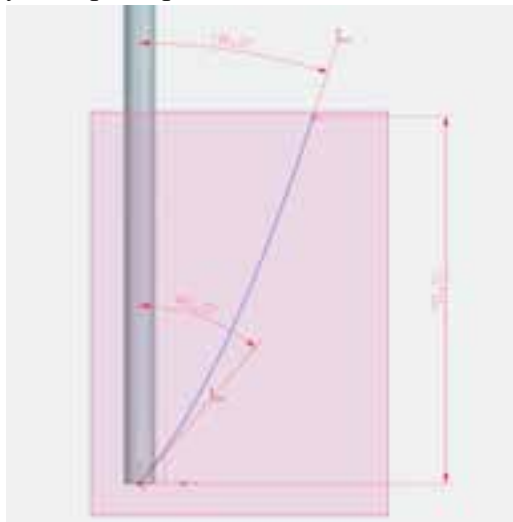


Рис. 2. Кривая из выражений

Далее сверткой кривой на цилиндр был получен сплайн, описывающий траекторию винтовой канавки. Последующие элементы строились по аналогии с построением сверла с постоянным шагом. Конечная модель представлена на рис. 3.



Рис. 3. Модель сверла с переменным углом винтовой канавки

Таким образом, получена полноуправляемая модель сверла с переменным шагом винтовой канавки, что позволяет провести модельный эксперимент с варьированием основных параметров в широком диапазоне до достижения оптимальных для каждого случая обработки.

Расчет на стабильность резания может осуществляться в соответствии с методикой, описанной в учебнике В. А. Гречишникова «Формообразующие инструменты машиностроительных производств» [1], а расчет на прочность с учетом всех сил, воздействующих на сверло в процессе обработки, можно провести в виде модельного эксперимента в САЕ-модуле NX Nastran.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Гречишников В.А.* Формообразующие инструменты машиностроительных производств. Инструменты общего назначения: учебник // Старый Оскол: ТНТ, 2009. С. 275-325.

SIMULATION AND CALCULATION OF HELICALLY-FLUTED BORERS WITH VARIABLE-HELIX SPIRAL GROOVES

V.O. Ievlev, I.U. Kochkin, S.A. Ilin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Presented a method to provide a model of a spiral drill with a variable angle screw grooves and calculation of its basic characteristics. The model obtained from the CAD / CAM / CAE system Uni-graphics NX8. This model permits to drill any law changes the angle of the spiral. The model took into account the possibility of vibrations that change the shape of the hole. The calculation is performed in two main criteria: the stability of the cutting process and to obtain the hole with the necessary technical parameters.

УДК 681.2.083

ПРИМЕНЕНИЕ СКАНИРУЮЩИХ СИСТЕМ ДЛЯ КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНЫХ ПРОИЗВОДСТВ

Печенкин М.В., Кротов О.В., Кротов А.О., Кочкин И.Ю.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

В данной статье рассказывается о современных высокоэффективных способах контроля сложно-профильных деталей машиностроения, позволяющих обнаружить такие несоответствия геометрии контролируемой детали, не выявляемые ранее при использовании плазово-шаблонного метода, а также о месте и роли данных методов контроля в технологической подготовке производства.

Большинство деталей современного авиационного производства имеют достаточно сложную пространственную форму. К ним относятся элементы силовой конструкции самолета (лонжероны, стрингеры, нервюры, панели), которые задают сложные аэродинамические обводы самолета (так называемые обводообразующие элементы).

Контроль обводообразующих элементов детали заключается в определении координат отдельных точек поверхности или контура и последующем сравнении полученных значений с заданными [1].

Точность повторения обводов зависит от количества измеренных точек. Всего несколько лет назад считалось достаточным измерять геометрическую фигуру только по нескольким точкам на поверхности изделия.

Как правило, внешний цилиндр измерялся лишь по 4 – 8 точкам, причем допускались большие интервалы между точками. Это приводило к большому числу погрешностей (рис. 1).

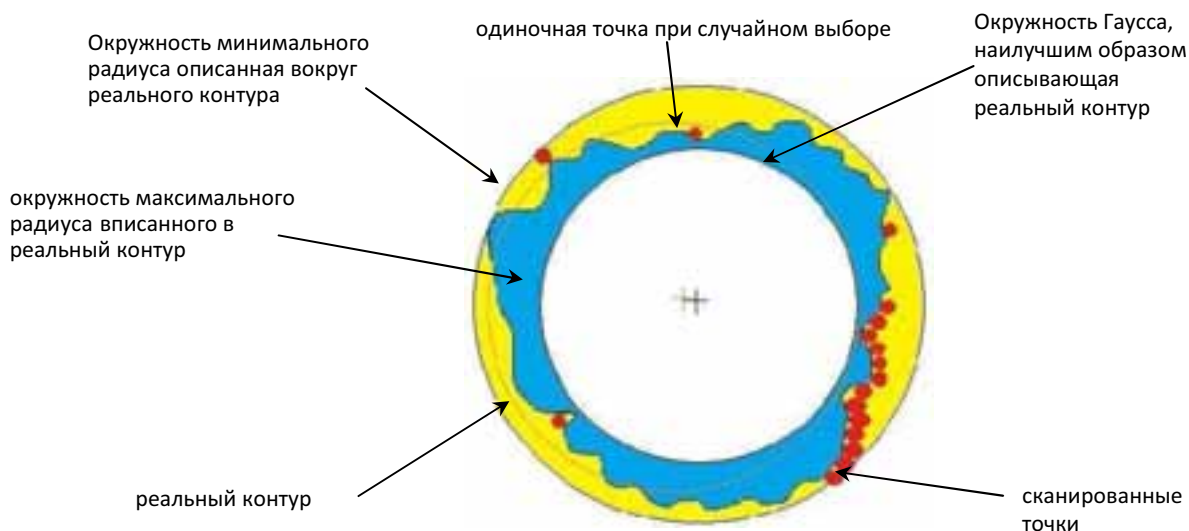


Рис. 1. Погрешности, возникающие при измерениях

Выборочно найденные четыре точки на внешнем контуре не могут дать верную информацию о размере детали. Детали с отклонением в размере не могут точно соответствовать фактическому шаблону. Определенную точность может гарантировать измерение по принципу контактного сканирования.

Сегодня технология сканирования сложно-профильных деталей позволяет за один раз захватывать 1000 и более точек. При многоточечном измерении можно получить более подробную информацию об отклонениях (рис. 2).

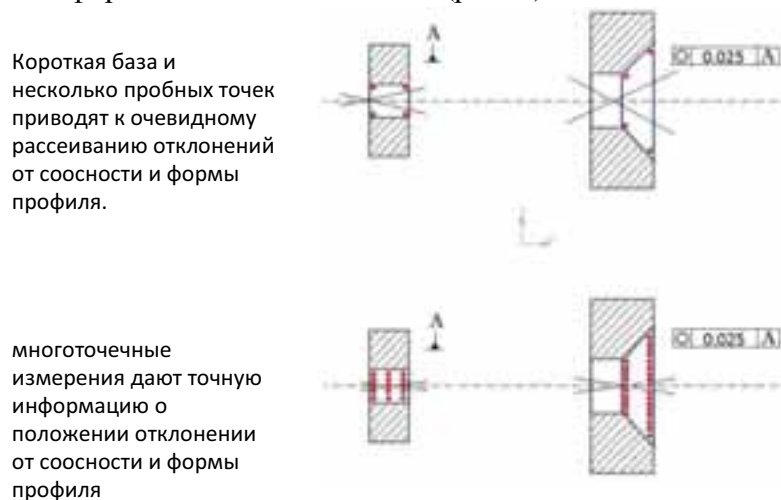


Рис. 2. Измерительные данные отверстий цилиндра, ясно показывающие необходимость многоточечного измерения

Во многих случаях измерение всех деталей, включая определение отклонения формы, могут производиться автоматически одной координатно-измерительной машиной. Это позволяет уменьшать цены, экономить время и получать лучшие результаты.

На сегодняшний день большое распространение получили объемные сканеры, которые позволяют по реальным объемным моделям создавать их трехмерные аналоги в формате стереолитографии (распыл точек в формате STL). На основе данного формата можно с помощью функций экспорта и импорта создавать 3D-модели в любой из существующих CAD-систем в любом формате, например XMT_XT (ядро PARASOLID в системе Unigraphics).

Их несомненное преимущество:

- простота использования;
- высокая скорость работы и обработки трехмерных моделей;
- современное программное обеспечение.

Принцип работы современных лазерных сканирующих измерительных систем основан на использовании лазерной измерительной головки с круговой триангуляцией.

Эта головка представляет собой электронно-оптическое устройство, которое может прикрепляться к рабочей головке станка. Опорный лазерный луч точно проецируется на поверхность сканируемой модели.

Измерительная головка с круговой триангуляцией оснащена кольцевым оптическим сенсором. Отраженный поверхностью свет собирается на поверхности сенсора в виде окружности, радиус которой увеличивается при увеличении расстояния до сканируемой поверхности.

Триангуляционный расчет по усредненному радиусу окружности позволяет определить расстояние до измеряемой точки и, в конечном итоге, оцифровать сканируемую поверхность.

Достоинства круговой триангуляции заключаются в следующем:

- обеспечивается более высокая достоверность измерений;
- уменьшается шум считывания, поскольку при измерениях производится усреднение по большому числу значений, формируемых множеством ячеек сенсора;
- увеличивается диапазон рабочих углов уклона;
- имеется возможность установки дополнительной фокусирующей системы для повышения пространственного разрешения в меньшем рабочем поле.

Достоинства лазерных измерительных систем с круговой триангуляцией, как и у лазерных систем других типов, по сравнению с механическими системами базируются на самом принципе бесконтактных измерений.

Они также обеспечивают более высокую скорость сканирования и не повреждают поверхность сканируемых моделей.

В соответствии со своими требованиями, пользователь может выбрать любую из нескольких моделей измерительных головок, отличающихся глубиной рабочего поля, лежащей в пределах от 10 до 50 мм, и рабочим отрезком (расстоянием от головки до поверхности) в пределах от 43 до 140 мм.

Современное программное обеспечение позволяет не только обрабатывать 3D-модель после объемного лазерного сканирования, но и сравнивать ее с базовой моделью, созданной конструктором при помощи CAD, решая, таким образом, проблему контроля качества на производстве. Оно может быстро просчитать отклонения по всем точкам поверхности, а не по нескольким точкам как ранее. Отклонения точек поверхности визуализируются с помощью трехмерной цветной карты отклонений, либо отображением пиков.

В настоящее время одним из перспективных направлений обеспечения конкурентоспособности предприятия является повышение эффективности технологической подготовки производства (ТПП) выпускаемых изделий.

Если рассматривать цикл ТПП с точки зрения применения CALS-технологий в производстве, то применение 3D-сканеров и созданных с помощью них моделей можно отобразить в виде схемы, показанной на рис. 4

Очевидно, что применение вышеназванных систем позволит повысить эффективность работы на участках с использованием CAD/CAM-технологий.

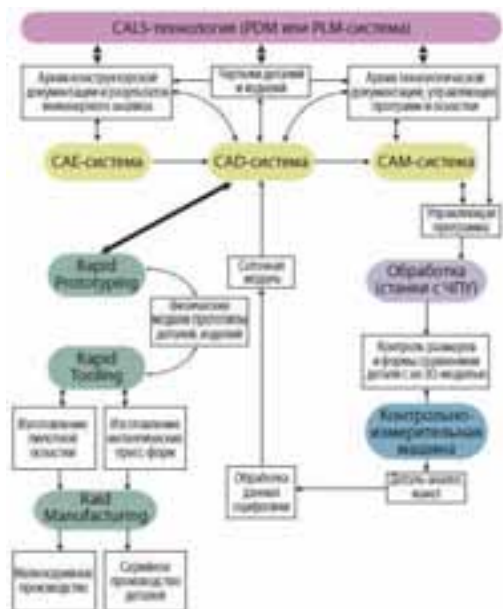


Рис. 3. Применение 3D сканеров в ТПП

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Контроль обводообразующих элементов заготовительно-штамповочной и стапельно-сборочной оснастки // ТР 4.099-76. М.: НИАТ, 1977. 44 с.
2. Феоктистов С.И. Современные методы и средства автоматизации контроля оснастки и изделий в самолетостроении: Учеб. пособие / С.И. Феоктистов, С.Б. Марьин, Е.А. Макарова. Комсомольск-на-Амуре: ГОУВПО «КнАГТУ», 2003. 79 с.

APPLICATION OF SCANNING SYSTEMS FOR DESIGN-TECHNOLOGICAL SUPPORT OF CONTEMPORARY MECHANICAL ENGINEERING PRODUCTION

M.V. Pechyonkin, O.V. Krotov, A.O. Krotov, I.Y. Kochkin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The article deals with modern high-performance check methods of figurine-engineering shaped detection. Those methods allowed locating to out-geometry detail during it working. As well as this article was about role of those methods in check control of process engineering.

УДК 621.74 (07)

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Шестакова Е.А., Ямбаев Р.М., Ямбаев Ф.М., Шайхутдинова Е.Ф.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

В статье рассматриваются возможности применения аддитивных технологий для производства деталей летательных аппаратов. Рассмотрены современные методы послойного построения изделий и проведен анализ их применимости для получения высокоточной отливки.

Темпы развития разработки современных технологий получения высокоточных деталей для авиастроения наращиваются с каждым годом все быстрее и быстрее. Цикл внедрения в производство новых деталей сокращается. Это сокращение стало возможным за счет появления и активного распространения аддитивных технологий, в частности технологий быстрого прототипирования. Для получения прототипов в настоящее время используются «выращивание» с использованием технологий послойного синтеза.

Сегодня о технологиях быстрого прототипирования (RP) имеется много информации, однако выявить преимущества и недостатки каждой из них и выбрать для себя оптимальную в отсутствие практического опыта весьма непросто. Только наличие практики применения той или иной технологии может и должно стать определяющим фактором при выборе эффективного средства для решения конкретных задач.

Rapid prototyping (быстрое прототипирование) или RP – устоявшийся и принятый в технической лексике термин, обозначающий аддитивный, т.е. метод получения детали посредством «добавления» (additive) материала, способ получения изделия, в противоположность «удалению» (subtractive) материала при обычных, «традиционных» технологиях механической обработки.

Суть RP-технологий заключается в синтезировании, послойном построении изделия на основе, так называемой CAD-модели – модели, трехмерная геометрия которой полностью описана в цифровом виде с помощью, так называемых CAD – «софтов» или программах твердотельного моделирования – SolidWorks, CATIA, ProE, UG, AutoCAD и т.д. [1].

Рассмотрим изготовление моделей и прототипов деталей и узлов с применением SLA, SLS, DLP, MJM, PSL, PolyJet и FDM технологий.

SLA- Stereo Lithography Apparatus, стереолитография

Лазерная стереолитография - одна из первых технологий быстрого прототипирования, впервые появилась в США в восьмидесятих годах прошлого столетия [6].

Суть лазерной стереолитографии (рисунок 1) состоит в послойном изготовлении трехмерных объектов из отверждаемой лазерным излучением жидкой олигомерной фотополимеризующейся композиции (ФПК). Олигомерное вещество по химической структуре отличается от полимерного (пластик, резина) тем, что его молекулы-цепочки не бесконечно большие, а относительно короткие, состоящие из ограниченного количества звеньев-мономеров. Под воздействием специального реагента молекулы могут соединяться между собой и быстро создавать полимерные цепочки - вещество из вязкой жидкости становится твердым, полимеризуется. В качестве бытового примера часто приводят эпоксидную смолу. Это двухкомпонентный клей, содержащий олигомерную "основу" и реагирующий с ней "отвердитель". При реакции состав полимеризуется по всему объему, приклеиваясь к пропитанной поверхности [6].

Таким образом может быть сформулирован прототип любой геометрической формы. После окончания процесса модель извлекается из установки, очищается от остатков жидкой смолы и дополнительно полимеризуется [6].

Стереолитография технология позволяет получать прототипы, гораздо более прочные, по сравнению, например, с лазерным спеканием полистирола или иными RP-технологиями [6].

Поскольку выращивание производится слоями по 100мкм, максимальная шероховатость - это "лесенка" со ступеньками в 100мкм. Отвержденный материал легко поддается шлифованию и полированию. Вообще, по свойствам, материал похож на отвержденную эпоксидную смолу: твердый на ощупь, нескользкий, желтоватый полупрозрачный. Выдерживает нагрев до 100 С без изменений формы и размеров, при нагреве до 500 градусов меняет

структуру - становится черным, с лаковым смолистым блеском и теряет прочность. При поджигании открытым пламенем свечи горит. При температуре свыше 1000 градусов выгорает в зольный остаток [6].

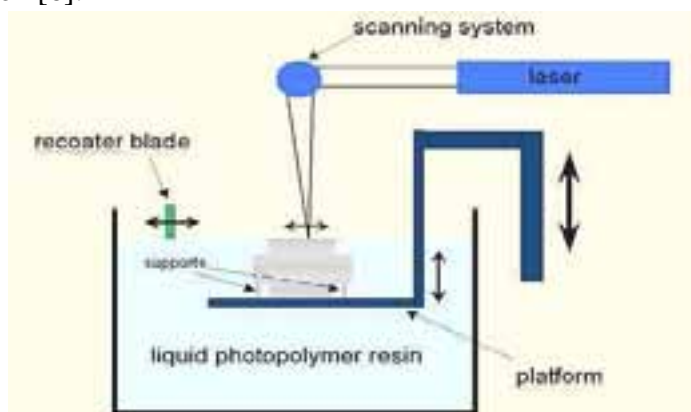


Рис. 1. Принципиальная схема технологии лазерной стереолитографии

Несмотря на то, что предел прочности на сжатие у данного материала (таблица 1) достаточно высок, прочность на изгиб его очень невелика. Это обусловлено явлением усадки. Конечно же прочностные свойства зависят от вида полимера. Для различных составов они немного различаются [6].

Таблица 1

Параметры отвержденной смолы	Без агрессивных воздействий	После 60-минутного кипячения
Ударная вязкость, кДж/см ²	2,6	2,2
Предел прочности, кг/см ²	890	290
Твердость НВ, МПа	140	110

Если же говорить о изотропности материала, то здесь дела обстоят гораздо лучше, чем, например, в LOM-технологии. Нарращиваемые слои очень плотно приклеиваются друг к другу, и свойства материала вдоль и поперек слоев отличаются не сильно (в пределах одного порядка), т.е. материал ни при каких условиях не расслаивается, а появляющиеся трещины могут пройти вдоль слоев, поперек или же по диагонали, что свидетельствует о достаточной изотропности материала. Таким образом, для прочности не имеет значения, в каком направлении будет выращена та или иная деталь. Только не надо забывать об усадке - поскольку внутренние напряжения могут быть распределены по-разному, желательно выбирать направление выращивания такое, при котором они будут минимальны. Это предотвратит коробление или разрушение при значительных нагрузках на недостаточно прочные элементы геометрии [6].

SLS (Selective Laser Sintering - лазерное спекание порошковых материалов)

В SLS технологии в качестве рабочего материала используются порошковый пластик, металл или керамика, близкие по свойствам к конструкционным маркам. На поверхность наносится тонкий слой порошка, который затем спекается лазерным лучом, формируя твердую массу, соответствующую сечению 3D-модели и определяющую геометрию детали (рисунок 2). SLS это единственная технология, которая может быть применена для изготовления металлических деталей и формообразующих для пластмассового и металлического литья. Прототипы из пластмасс обладают хорошими механическими свойствами, могут быть использованы для создания полнофункциональных изделий [4].

В процессах SLA и MJM при построении нависающих элементов детали используются специальные поддержки, предохраняющие свежестроенные тонкие слои модели от обру-

шения. В SLS-процессе в таких подержках нет необходимости, поскольку построение ведется в однородной массе порошка. После построения модель извлекается из массива порошка и очищается [4].

Модели из полистирола предназначены для получения отливок методом "выжигаемых моделей".

Наиболее популярным модельным материалом является порошковый полиамид. Он применяется для создания макетов, масштабных копий, функциональных моделей, т.е. моделей способных выполнить свою функцию, как деталь машины или устройства, например, детали облицовки салона автомобиля или декоративные элементы кузова. В некоторых случаях полиамид пригоден для исследовательских работ по определению конфигурации какой-нибудь ненагруженной детали, например, впускного трубопровода автомобильного двигателя. Этот материал также удобен для изготовления моделей с целью проверки собираемости сложного узла или для проведения испытаний изделия. Например, модель детали самолета или головки цилиндров ДВС, изготовленные из полиамида, могут быть использованы при проведении газодинамических исследований методами продувки [4].

Ведущими фирмами-производителями SLS-машин являются компании 3D Systems (США) и EOS GmbH (Германия) [4].

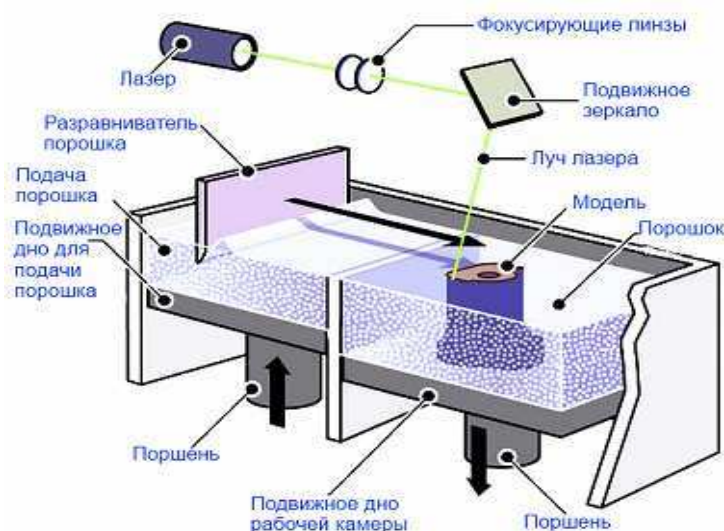


Рис. 2. Принципиальная схема технологии лазерного спекания металлургических порошков

Технология DLP

Разработчиком данной технологии является международная компания Envisiontec, которую можно отнести к новичкам AF-рынка, свои первые машины она выпустила в 2003 г. В машинах Envisiontec семейства Perfactory применяется оригинальная технология DLP - Digital Light Procession. Суть ее заключается в формировании так называемой «маски» каждого текущего сечения модели, проецируемой на рабочую платформу через специальную систему зеркал очень малого размера с помощью прожектора с высокой яркостью света. Формирование и засветка видимым светом каждого слоя происходит относительно быстро – 3 ... 5 секунд. Таким образом, если в SLA-машинах применяется «точечный» принцип засветки, то в машинах Envisiontec – «поверхностный», т.е. осуществляется засветка всей поверхности слоя. Этим объясняется весьма высокая скорость построения моделей – в среднем 25 мм в час по высоте при толщине слоя построения 0,05 мм. Материал поддержек – тот же, что и основной материал – акриловый фотополимер [5].

Качество моделей весьма высокое, однако уступает SLA-моделям по точности. В основном это связано с применением не малоусадочных эпоксидных фотополимеров, как у

машин 3D Systems, а акриловых, имеющих существенно больший, почти на порядок – 0,6 %, коэффициент усадки при полимеризации. Тем не менее, преимуществом являются достаточно высокая точность и чистота поверхности, прочность, удобство в обращении при весьма умеренной (по сравнению со стереолитографией) стоимости. Несомненным преимуществом технологии Envisiontec является высокая скорость построения моделей и, следовательно, производительность RP-машины [5].

MJM – Multi Jet Modelling, построение модели путем нанесения расплавленного материала с помощью многоструйных головок (по типу струйных принтеров)

Модели строятся на 3D-принтерах с использованием специального модельного материала, в состав которого входит светочувствительная смола – фотополимер на акриловой основе, и литейный воск (более 50 % по массе). Фотополимер является связующим элементом. Материал посредством многоструйной головки послойно наносится на рабочую платформу, отверждение каждого слоя производится за счет облучения ультрафиолетовой лампой. Особенностью данной технологии является наличие так называемых поддерживающих структур – поддержек. Эти поддержки строятся для удержания нависающих элементов модели в процессе построения. В качестве материала для поддержек используется восковой полимер с низкой температурой плавления, который после построения модели удаляется струей горячей воды. В «стандартном» режиме толщина слоя построения 36 мкм, «высокоточном» режиме - 16 мкм. Точность построения (в зависимости от конфигурации, ориентации и размеров модели) 0,025-0,05 мм на длине один дюйм. Принтер позволяет надежно строить модели с толщиной стенок до 1 мм, в отдельных случаях до 0,8 мм. Крупные модели могут быть построены частями и затем склеены. Недостатком технологии является относительно высокая стоимость расходных материалов – более 300\$/кг. Тем не менее, эта технология имеет и неоспоримые преимущества – скорость получения модели и, не менее важное, высокое качество модельного материала с точки зрения собственно технологии литья по выплавляемым моделям (формовки, вытапливания модели) [5].

PSL - Plastic Sheet Lamination, построение модели путем послойного склеивания ПВХ-пленки

Компания Solido (Израиль) выпускает 3D-принтеры, работающие по технологии PSL - Plastic Sheet Lamination. Такие машины иногда называются LOM-машинами, от Laminated Object Manufacturing – послойное склеивание пленочных материалов, например, полимерной пленки или ламинированной бумаги с последующим формированием («вырезанием») модели с помощью лазерного луча или режущего инструмента. 3D-принтер Solido SD 300 относится к категории самых дешевых RP-машин. До 2007 года принтер продавался под брендом 3D Systems (модель Invision LD). Модельным материалом служит полихлорвиниловая пленка толщиной 0,15 мм пяти цветов: полупрозрачная (янтарная), красная, синяя, кремовая, черная. Формирование модели производится путем последовательного склеивания слоев пленки и вырезания контура модели с помощью лезвия, закрепленного на подвижной головке. Модель строится на специальной магнитной подложке, устанавливаемой на подвижной (вверх-вниз) платформе. Клеевой состав наносится на всю поверхность слоя пленки, а в те места, где после построения необходимо обеспечить легкое удаление пленки, наносится «анти-клей». т.е. тело модели формируется за счет последовательного склеивания пленки, а «пустоты» остаются не склеенными, чтобы обеспечить легкое удаление «лишней» пленки из этих «пустот» в процессе пост-обработки. Анти-клей наносится с помощью специальных «карандашей» или «фломастеров» с различным диаметром стержня 1, 3 и 6 мм. В зависимости от размеров полости модели, которую необходимо сформировать, используется соответствующего размера фломастер [4].

В связи с невысокой ценой, как самих машин, так и расходных материалов, 3D принтеры нашли применение в учебных заведениях, в макетных и архитектурных мастерских и дизайн-студиях. Модели из ПВХ-пленки могут использоваться в качестве мастер-моделей при литье в силиконовые формы полиуретановых смол, а также восковых моделей для последующего литья металлов по выплавляемым моделям. Точность построения на 3D-принтере Solido SD 300 в пределах 0,1..0,12 мм на длине 150 мм по всем осям [4].

Пионер технологии Polyjet

Objet Geometries является первой компанией, которая успешно применила использование фотополимера в струйной технологии печати. Запатентованная Objet технология струйной печати PolyJet разработана и основана на распылении фотополимерных материалов FullCure®, слой за слоем в области построения до полного завершения построения требуемой модели. Процесс построения завершается полностью отвердевшей моделью, которую можно взять в руки и использовать по дальнейшему назначению сразу после окончания построения.

Принцип построения в технологии PolyJet

Печатающий блок 3D принтера одновременно, тонкими слоями в 16 или 30 мкм, распыляет материал модели и поддержки, согласно данным математической 3D модели (рисунок 3). Каждый слой полимеризуется светом ультрафиолетовой лампы сразу же после нанесения. В итоге получается модель, не требующая какой-либо дополнительной обработки поверхности. Модель, отпечатанную по технологии PolyJet, можно использовать сразу же после завершения процесса печати [3].

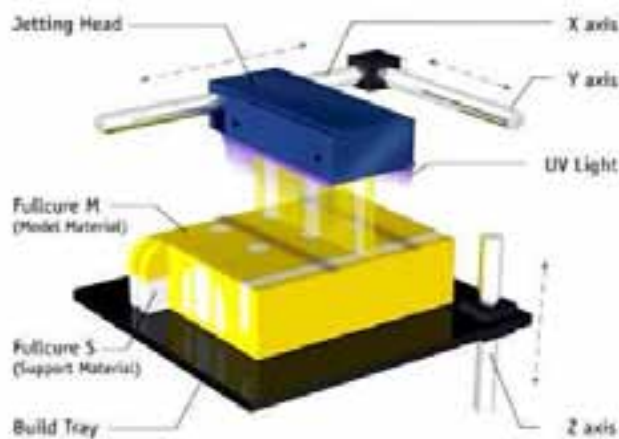


Рис. 3. Принципиальная схема технологии: построение модели путем послойного склеивания ПВХ-пленки

Свойства прототипов

Детали, выращенные по технологии PolyJet обладают различными свойствами в зависимости от используемого материала. Материалы различаются между собой по механическим, термическим, электрическим и химическим характеристикам [3].

Точность

Технология PolyJet обеспечивает высокую точность построения в 0,02 – 0,085 мм для объектов размером до 50 мм. Для объектов более 50 мм точность построения варьируется в пределах от 0,1 до 0,2 мм. Точность построения зависит от геометрии модели, параметров ее построения и ориентации, а также используемого материала [3].

Принципы технологии FDM (Fused Deposition Modeling - моделирование методом осаждения расплавленной нити)

Эта технология, разработанная компанией Stratasys, позволяет быстро изготавливать прототипы методом послойной укладки полурасплавленной полимерной нити в соответст-

вии с геометрией математической модели детали, разработанной в системе CAD. Математическая модель передается в формате STL в специальное программное обеспечение (ПО) Insight, под управлением которого работают установки FDM. Программа оптимально ориентирует модель, разбивает ее на горизонтальные сечения (слои) и рассчитывает пути перемещения головки, укладывающей нить. Слои наращиваются один за другим, вплоть до завершения построения модели (рисунок 4). При необходимости автоматически генерируются опорные элементы (поддержка) для нависающих фрагментов модели. Возможно параллельное изготовление нескольких деталей, если они вписываются в рабочую зону установки. Технология FDM нашла свое применение для изготовления быстрых прототипов с целью визуализации концептуальных изделий, проверки их формы, собираемости и функционирования [2].

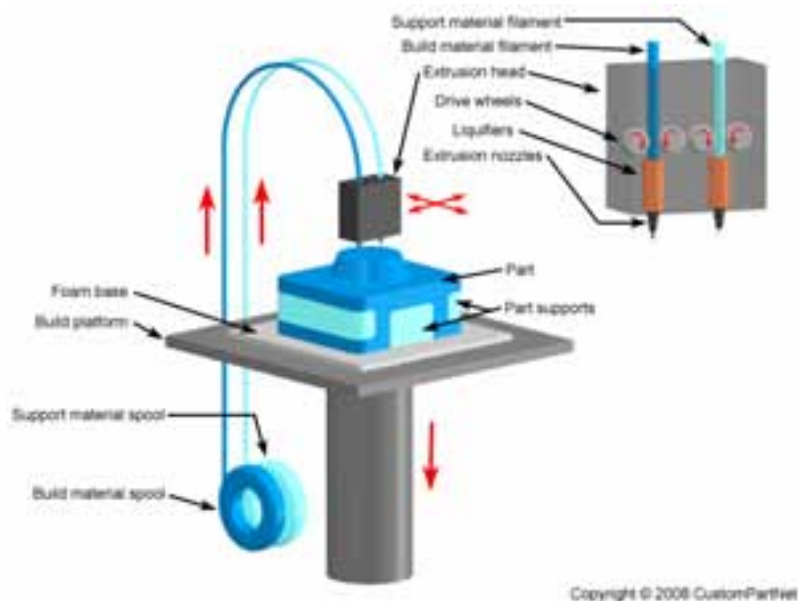


Рис. 4. Принципиальная схема технологии: моделирования методом осаждения расплавленной нити

Моделирующие материалы

ABS-пластик Моделирующий материал ABS-пластик используется на всех установках Stratasys, причем из него производится около 90 % всех прототипов FDM. По мнению пользователей, модели из ABS обладают 60-80 % прочности деталей из того же материала, но полученных в пресс-формах. Остальные же свойства, такие как температурная и химическая стойкость, близки или одинаковы. Этот факт делает ABS весьма привлекательным моделирующим материалом в плане проверки функциональных качеств прототипов. А то, что ABS используется в производстве конечных продуктов, несомненно, является важным преимуществом для инженерного прототипирования [2].

Поликарбонат (PC) – это новый для быстрого прототипирования материал, впервые он был применен компанией Stratasys на установке Titan. Поликарбонат имеет более высокий предел прочности на растяжение, лучшую жесткость и гибкость по сравнению с ABS. Кроме того, модели из PC характеризуются большей стабильностью формы, более высоким порогом тепловой деформации и долговечностью. Некоторые пользователи убеждены, что прототип из этого материала несет в себе прочностные характеристики деталей из ABS, полученных в пресс-форме [2].

Другие материалы

В установках Stratasys также применяются и другие моделирующие материалы. Используются так называемый медицинский ABSi-пластик, эластомер и воск. ABSi может при-

меняться в медицинской промышленности благодаря способности к стерилизации рентгеновским облучением (в настоящее время ABSi используется в установке Maxum). Эластомер предназначен для создания функциональных прототипов, которые можно охарактеризовать как «резиновые детали с повышенной твердостью», а воск – для создания восковых литейных моделей для традиционной технологии литья по выплавляемым моделям [2].

Стабильность свойств

В отличие от материалов, используемых в других технологиях RP (например, SLA и PolyJet), свойства ABS, PC и PPSF не меняются под воздействием внешних факторов или с течением времени. Как и детали, полученные в пресс-формах, модели из этих материалов сохраняют прочность, жесткость и цвет практически в любой окружающей среде [2].

Свойства моделирующих материалов FDM сходны со свойствами термопластиков, включая сопротивляемость воздействию окружающей среды и химических веществ (в том числе кислот, бензина и масел). Прототипы из ABS сохраняют прочность при нагреве до 93 С, из PC – до 125 С, а из PPSF – до 189 С [2].

Точность изготовления прототипов

Как и в других RP-технологиях, точность FDM зависит от нескольких факторов: от калибровки машины, навыков оператора, позиционирования детали в рабочем пространстве установки (иначе говоря, от оси, по которой проверяется точность) и т.д. [2].

Рассмотрев технологии быстрого прототипирования для изготовления деталей и узлов летательных аппаратов отметим, что все выше перечисленные технологии являются перспективными. Однако для производственных задач получения высокоточной сложнопрофильной продукции наиболее эффективно будет применять SLS технологию. Так как она позволяет существенно сократить производственный цикл изделия, а следовательно повысить производительность труда и экономическую эффективность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лаборатория аддитивных технологий [электронный ресурс] < URL: [http:// p219.ssau.ru/ru/units/94-labat](http://p219.ssau.ru/ru/units/94-labat) >. Дата обращения 06.11.2013г. - Развитие и совершенствование инновационной инфраструктуры СГАУ.
2. *Тод Гримм*. Вся правда о быстром прототипировании. Достоинства и недостатки технологии FDM глазами независимого эксперта [электронный ресурс] < URL: <http://www.sapr.ru/article.aspx?id=8311> >. Дата обращения 05.11.2013г. - журнал САПР и графика.
3. Globaltek.3D [электронный ресурс] < URL: [http:// 3d.globatek.ru/3d-printers/polyjet/](http://3d.globatek.ru/3d-printers/polyjet/) >. Дата обращения 05.11.2013г.
4. RP-SALON [электронный ресурс] < URL: [http:// rp-salon.ru/main/proto.html#sls](http://rp-salon.ru/main/proto.html#sls) >. Дата обращения 06.11.2013г.
5. *Зленко М., Забеднов П.* Аддитивные технологии в опытном литейном производстве. Технологии литья металлов и пластмасс с использованием синтез-моделей и синтез-форм [электронный ресурс] < URL: [http:// http:// www.foundrymag.ru/mm_2013_02.html](http://www.foundrymag.ru/mm_2013_02.html) >. Дата обращения 06.11.2013г.
6. Центр инновационных производственных технологий Самарский Государственный Аэрокосмический университет им. академика С.П.Королева [электронный ресурс] < URL: [http:// mlbp.narod.ru/sla.htm](http://mlbp.narod.ru/sla.htm) > Дата обращения 05.11.2013г.

APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGIES IN MANUFACTURE OF AIRCRAFT PARTS AND UNITS

*E.A. Shestakova, R.M. Yanbaev, F.M. Yanbaev, E.F. Shaikhutdinova
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)*

The article deals with additive manufacturing technology for manufacture of aircraft details. Considered modern methods of layered building and analyzed of them application for investment cast production.

УДК 621.74 (07)

ВНЕДРЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ В СЕРИЙНОЕ АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНОЕ ПРОИЗВОДСТВО

Смирнов В.В.^{}, Шайхутдинова Е.Ф.^{**}*

*(*Уфимский государственный авиационный технический университет; **Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)*

В статье рассматриваются аддитивные технологии изготовления деталей для авиадвигателестроения, приведены принципиальная схема процесса, примеры применения и апробация и внедрение технологии послойного синтеза для изготовления отливки «рабочее колесо» на ОАО «Гидравлика».

Повышение эксплуатационных характеристик силовой установки является важным ресурсом обеспечения конкурентоспособности авиационной техники, как на внутреннем, так и на международном рынках. Традиционно эта проблема решается как за счет совершенствования конструкции двигателя, так и использования в его узлах современных, более легких материалов, не уступающих и даже превосходящих существующие материалы по термомеханическим свойствам. Кроме того, разработка новых конструкторских подходов к созданию отдельных узлов и элементов позволяет повысить эксплуатационные свойства изделий, с одновременно снижением их массы и габаритов.

Главной проблемой освоения выпуска деталей из современных сталей и сплавов специального назначения остаются их низкие технологические свойства, прежде всего, низкая пластичность/вязкость разрушения в широком интервале температур и недостаточная механическая обрабатываемость. Помимо этого, низкая плотность таких сплавов и большое сродство к кислороду вынуждает использовать специальные способы литья, например, центробежный способ, который по существу и является единственным применимым. Однако, отливки, получаемые центробежным литьем, содержат большой процент брака по таким показателям как пористость и трещинообразуемость.

Решением проблемы получения качественных изделий из специальных сталей и сплавов, а также возможность изготовления деталей в соответствии с современными подходами к конструированию узлов и деталей силовых установок, сокращение времени проектных работ и изготовление опытных образцов изделий в кратчайшие сроки может быть применение в технологическом процессе так называемых аддитивных технологий.

Аддитивные технологии (Additive Manufacturing), или технологии послойного синтеза позволяют на порядок ускорить НИОКР и решение задач подготовки производства, а в ряде

случаев являются единственно применимыми для решение конструкторских и технологических задач [1].

Основные принципы и возможности аддитивных технологий для производства сложнопрофильных деталей авиационных двигателей можно рассмотреть на примере изготовления лопаток компрессора и турбины из металлического порошка сплавлением с помощью лазерного сплавления. Лазерное сплавление – это один из видов технологии послойного синтеза (смотрите рисунок 1).

Любой трехмерный объект может быть построен эффективно и быстро без какой-либо оснастки и сложной подготовки управляющих программ. Необходимо только наличие трехмерного файла CAD. Во время построения, трехмерная модель разбивается на слои. Затем технология лазерного сплавления воспроизводит требуемую геометрию деталей по слоям. С помощью энергии лазера происходит построение твердотельных металлических из порошковых материалов [1]. Технология лазерного сплавления позволяет производить несколько разных объектов за один запуск.

Изготовление деталей с помощью лазерного сплавления порошков имеет ряд преимуществ для авиационной промышленности:

- отсутствует необходимость в оснастке;
- повышается рентабельность производства малой серии и эксклюзивных вариантов;
- увеличивается продолжительность жизненного цикла деталей;
- появляется возможность воспроизвести деталь в любой момент;
- отсутствуют ограничения по сложности деталей;
- снижается вес детали за счет уменьшения толщины стенок, элементов, создания сотовых и иных структур;
- возможность создания комплексных, интегрированных деталей;
- отсутствие в деталях пористости, характерной для литейных технологий;
- отсутствие в деталях литейных напряжений.



Рис. 1. Схема процесса лазерного спекания

Примеры функциональных деталей, изготовленных с помощью технологии селективного лазерного сплавления представлены на рисунке 2 и 3.

С помощью аддитивных технологий появляется возможность осуществлять комплексные проекты разработки газотурбинных авиационных двигателей в сжатые сроки. Например, для задачи изготовления рабочего колеса турбины из материала NickelAlloy IN718 с толщиной слоя спекания 20 мкм удалось сократить время изготовления с 12 недель до 2-3 дней, что снижает стоимость готовой детали на 80 % [2].

В настоящее время аддитивные технологии переходят из разряда опытных и единичных работ в разряд учебных и промышленных участков. Так, в апреле 2013 года производитель реактивных двигателей компания Pratt & Whitney совместно с Университетом Коннектикута (США) объявила об открытии в Технологическом Парке университета одного из наиболее продвинутых центров аддитивного производства в стране [2]. Представители компании сообщили, что с их стороны в проект лаборатории уже были инвестированы более 4,5 миллионов долларов, а в течение следующих пяти лет планируется потратить еще 3,5 миллиона.

Другим примером внедрения аддитивных технологий в аэрокосмическую промышленность является опыт авиационного отделения GE, одного из крупнейшего в мире поставщика реактивных двигателей, который использует технологии 3D-печати например для производства топливных форсунок в реактивных двигателях. Впервые 3D печать используется для массового производства различных деталей, необходимых для тысячи реактивных двигателей [2] (рисунок 4).

Следует отметить, что принципы организации промышленного участка аддитивных технологий достаточно сильно отличается от исследовательских и лабораторных участков. Это связано, прежде всего с необходимостью одновременной работы нескольких десятков установок, наличия собственного атомайзера - устройства получения тонкодисперсных порошков сплавов различного состава, комплекса лабораторий для контроля свойств как порошков, так и получаемых деталей и т.п.



Задача: Завихритель
Материал: In718
Время подготовки управляющей программы: 30 мин
Время изготовления: 3 часа
Размер: Ø45 x 25 мм
Расход материала: 20гр
Время постобработки: 1 часа

Рис. 2. Пример функциональных деталей, изготовленных с помощью технологии селективного лазерного сплавления



Задача: Получение образца лопатки
Материал: Ti64
Время подготовки управляющей программы: 1 час
Время изготовления: 27 часов 44 мин.
Размер: 142 x 79 x 86 мм
Расход материала: 530гр
Время постобработки: 3 часа

Рис. 3. Пример функциональных деталей, изготовленных с помощью технологии селективного лазерного сплавления

Несмотря на техническую сложность и достаточно ощутимые первоначальные затраты, аддитивные технологии получения деталей авиационных двигателей, получают все большее распространение. Применение данных технологий позволяет решить множество проблем связанных как с быстрым освоением перспективных изделий, так и применением для изго-

товлением деталей сплавов особенно из сплавов, обладающих сравнительно низкими литейными свойствами.



Рис. 4. Детали авиационного двигателя, полученные промышленным методом с помощью технологии селективного лазерного сплавления

В этой связи представляется интересным опыт взаимодействия лаборатории быстрых методов прототипирования кафедры МиТЛП ФГБОУ ВПО УГАТУ и ОАО «Гидравлика», в ходе которой разрабатывалась технология быстрого получения опытной отливки для перспективного изделия [3].

Работа выполнялась в несколько этапов, на первом была создана САД-модель детали, определены необходимые конструктивные элементы (рисунок 5а).

На втором была разработана САД модель отливки с учетом необходимых припусков на механическую обработку и особенностей предлагаемой технологии.

На третьем этапе изготавливалась модель (рисунок 5б) методом лазерной стереолитографии на установке Viper Si2 из фотополимерной композиции Assuga 60 в режиме Quick Cast. При этом была учтена величина усадки металла. Точность построения модели составила величину 0,1 мм по высоте и 0,05 мм по координатам, расположенных в плоскости. Модель была изготовлена с учетом получения необрабатываемых рабочих поверхностей лопаток изделия, с припусками на кромках лопаток и посадочных фланцах.

Quick-Cast-модели, т.е. модели для «быстрого литья» находят все большее применение для целей литейного производства. Это модели, по которым по аналогии с восковыми моделями могут быть быстро получены металлические отливки. Иными словами это модели для литья по тем же технологиям, что и восковые и полистирольные модели. Однако, модели Quick-Cast имеют сотовую структуру массива стенок: внешние и внутренние поверхности стенок выполняются сплошными, а само тело стенки формируют в виде набора сот. Это имеет большое преимущество: во-первых, существенно, на 70 % снижается общая масса модели, а, следовательно, меньше материала нужно будет выжигать при подготовке формы к заливке металлом. Во-вторых, в процессе выжигания любой модельный материал расширяется и оказывает давление на стенки формы, при этом форма с тонкостенными элементами может быть разрушена. Сотовая же структура позволяет модели при расширении «складываться» внутрь, не напрягая и не деформируя стенки формы. Это важнейшее преимущество Quick-Cast-технологии.

На четвертом этапе разработаны режимы нанесения керамической оболочки и определены режимы выжигания модели. Важным параметром при разработке режима выжигания является температура загрузки форм в печь, где с одной стороны необходимо обеспечить тепловой удар для оплавления и «схлопывания» сот Quick-Cast модели с целью исключения растрескивания керамической формы при расширении модели и газообразования в процессе ее горения, а с другой стороны обеспечить постоянство прочностных характеристик керамики при резком повышении температуры.

На пятом этапе полученную керамическую оболочковую форму заливали жаропрочным сплавом по стандартной технологии в вакууме без опорного наполнителя. Отбивка керамики и контрольные операции проводились по стандартной технологии. На рисунке 5в приведена фотография готовой обработанной отливки «рабочее колесо».

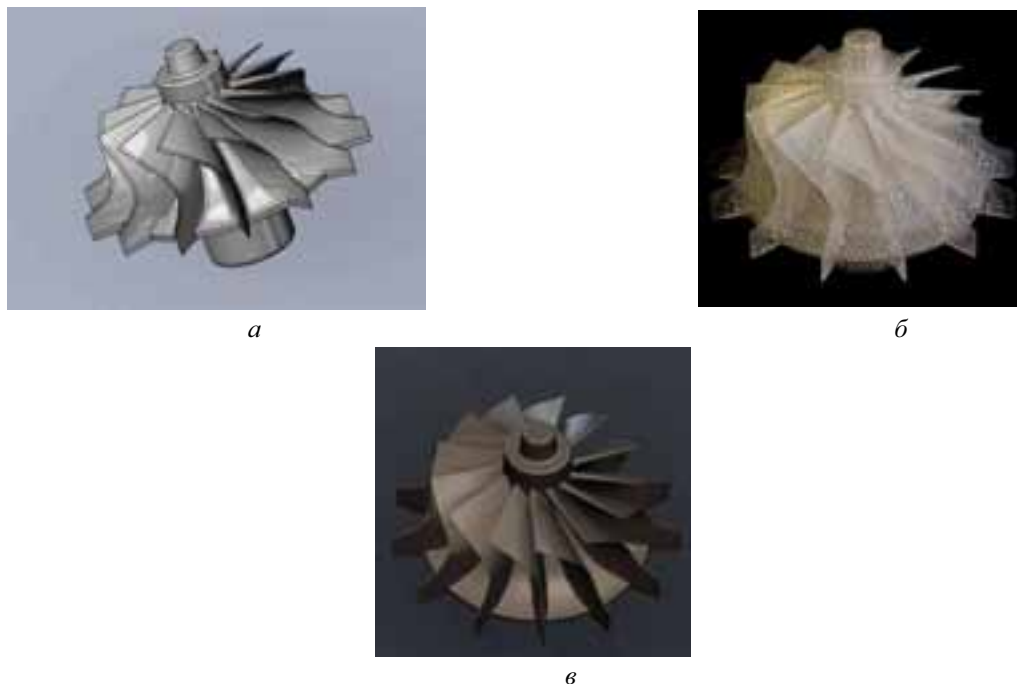


Рис. 5. Этапы изготовления отливки «рабочее колесо»: *а* - CAD модель отливки; *б* - выжигаемая модель, полученная методом стереолитографии в режиме Quick Cast; *в* - отливка

На этапе изготовления выжигаемой модели производился на установке ATOS II методом трехмерного контроля геометрии с помощью программного комплекса Geomagic Qualify 10. Geomagic Qualify представляет собой метрологическое программное обеспечение, позволяющее сделать процесс проверки качества изготовления продукции на современном производстве более детальным и быстрым. Пакет отличается от других простотой работы и обучения, интуитивно понятный интерфейс и высокая скорость работы, что позволило проводить операции контроля практически в режиме реального времени.

В программе удобно и понятно реализована возможность контроля линейных и угловых размеров как на плоскости, так и в пространстве, а также отклонений формы и взаимного расположения поверхностей в соответствии с требованиями чертежа. Программа имеет большое количество инструментов для работы с облаками точек и САД-моделями, для их совмещения и графического сравнения в виде цветовой палитры отклонений.

В результате проведенных работ общее технологическое время от момента разработки САД чертежа детали до получения готовой отливки составило в этом случае около двух недель.

Таким образом, применение аддитивных технологий позволило в несколько десятков раз сократить промежуток между конструкторской идеей и ее реальным воплощением, при несопоставимых по величине затратах на подготовку производства.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Казмирчук К., Довбыш В. Аддитивные технологии в российской промышленности [Электронный ресурс] < URL: <http://konstruktor.net/podrobnee-det/items/additivnye-texnologii->

v-rossijskoj-promyshlennosti.html > Дата обращения 01.10.2013 г. - Конструктор-машиностроитель, Российская Федерация.

2. Компания-производитель реактивных двигателей Pratt инвестирует 8 миллионов долларов в цифровую лабораторию Университета Коннектикута [Электронный ресурс] < URL: [http:// 3dbay.ru/2013/04/08/компания-производитель-реактивных-д/](http://3dbay.ru/2013/04/08/компания-производитель-реактивных-д/) >. Дата обращения 01.10.2013 г. - 3Dbay.ru, Российская Федерация.

3. *Смирнов В.В., Ганеев А.А., Шайхутдинова Е.Ф.* Применение аддитивных технологий для изготовления деталей из интерметаллидных сплавов на основе титана // Ползуновский альманах. - № 2.- 2013 г. – С. 78-81.

INTRODUCTION OF ADDITIVE FABRICATION TECHNOLOGIES TO BATCH AERO-ENGINE PRODUCTION

V.V.Smirnov, E.F. Shaikhutdinova

(Ufa state aviation technical university;

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The article deals with additive manufacturing technology components for aircraft engine building a schematic diagram of the process, and examples of application testing and implementation of technologies for the production of synthesis of layered casting "impeller" to OJSC "Hydraulics".

УДК 621.74 (07)

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СВОЙСТВ ЛИТЕЙНЫХ СПЛАВОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕЙРОСЕТЕВЫХ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ АНАЛИЗА

Шайхутдинова Е.Ф.^{}, Мезенцева А.И.^{**}, Янбаев Р.М.^{***}, Янбаев Ф.М.^{***}, Шестакова Е.А.^{***}*

*(*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ; **Уфимский государственный авиационный технический университет; ***Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Предлагаемый метод позволяет разработать литейный сплав с оптимальным комплексом эксплуатационных свойств. Разработана тематическая база данных, классификация легирующих элементов по их влиянию на свойства, математические модели и метод их селекции. Проведена проверка эффективности предлагаемого метода автоматизированного проектирования литейных сплавов.

Разработка и создание новых литейных сплавов сопряжена с большими материальными расходами, так как необходимо проведение ряда натуральных дорогостоящих экспериментов. В связи с дороговизной некоторых необходимых легирующих элементов и в условиях рыночной экономики необходима разработка и применение более экономных методик разработки новых сплавов. В настоящее время наряду с традиционными методами, необходимым инструментом становятся формальные методы автоматизированного проектирования.

Разработка и развитие формальных методов прогнозирования свойств литейных сплавов (ЛС), опирающихся на использование методов классического металловедения и математического моделирования, относятся к наиболее приоритетным и актуальным научно-техническим задачам.

Поэтому целью данной работы является разработка нового ЛС на основе метода автоматизированного проектирования, который бы минимизировал временные и материальные затраты.

Для этого были поставлены и решены следующие задачи:

1. Разработка базы данных (БД) по современным ЛС.
2. Разработка методики оценки оптимальных диапазонов концентраций легирующих элементов (ЛЭ) в ЛС на основе обобщения статистической информации из БД.
3. Разработка математической модели влияния ЛЭ на наиболее значимое физико-механическое свойство ЛС и программная реализация алгоритмов данного расчета.
4. Разработка алгоритмов и программная реализация проектных процедур, связанных с определением концентраций ЛЭ, обеспечивающих максимум физико-механического свойства ЛС.
5. Разработка системы автоматизированного проектирования ЛС.
6. Экспериментальная оценка эффективности разработанной методики разработки ЛС на основе исследования физико-механических и литейных свойств синтезированного сплава.

Анализ рассмотренных методов математического моделирования показал, что для решения задач синтеза ЛС могут применяться интеллектуальные методы (искусственные нейронные сети (ИНС) и метод группового учета аргументов (МГУА)). Методы МГУА и ИНС, при осуществлении некоторых модификаций и адаптаций, позволяют строить математические модели, оптимальные по критерию краткосрочного прогноза значений физико-механических свойств для новых ЛС. Переборный характер МГУА, а также сложная система селекции полученных этим методом математических моделей не позволяет использовать данный метод в рамках исследования влияния химического состава на физико-механические свойства ЛС. Таким образом, метод ИНС оптимально соответствует задаче проектирования ЛС.

Схема методики синтеза ЛС представлена на рисунке 1.

Для информационного обеспечения синтеза ЛС необходимо создание тематической БД. На ее основе была разработана информационно-поисковая система (ИПС), которая предоставляет систематизированные сведения о ЛС по основным физико-механическим, технологическим и эксплуатационным характеристикам. На разработанную БД по ЛС получено свидетельство Роспатента.

На основе анализа статистической информации, содержащейся в БД была разработана классификация ЛЭ по их влиянию на свойства ЛС в зависимости от их положения в периодической системе Д.И. Менделеева. Были выделены 3 группы ЛЭ: положительно влияющие на физико-механические свойства (IIA-VIIA подгруппа), положительно влияющие на коррозионную стойкость (IIA-VIIA подгруппа), положительно влияющие на литейные свойства (IIA-IIIА, IV подгруппа).

На основе проведенного анализа произведен выбор основных ЛЭ, определяющих свойства ЛС, а также определены диапазоны концентраций, при которых ЛС будут обладать комплексом максимальных свойств.

Далее была разработана методика синтеза новых ЛС, основанная на комплексном использовании метода ИНС для расчета математической модели влияния ЛЭ на предел текучести ЛС и методе сопряженных градиентов, для нахождения экстремума свойств. На основе

предложенной математической методики разработана система автоматизированного проектирования ЛС, на которую получено свидетельство РосПатента.



Рис. 1. Схема методики синтеза литейных сплавов

С использованием разработанной методики и на основе анализа статистической информации о составах и свойствах ЛС построены 24 математические модели, описывающие влияние концентраций основных ЛЭ на предел текучести ЛС.

Была разработана методика селекции математических моделей, которая позволяет достоверно оценить адекватность и прогностические свойства модели. Методика основана на сравнении 4 показателей адекватности и прогнозировании математических моделей: параметр Бокса-Ветца, дисперсия адекватности, коэффициент детерминации и средняя относительная ошибка аппроксимации.

На основе разработанной методики селекции была выбрана наиболее адекватная математическая модель (1) влияния концентрации ЛЭ на предел текучести ЛС. С использованием выбранной математической модели методом сопряженных градиентов по поверхности отклика определен состав ЛС, имеющего прогнозируемый предел текучести $\sigma_{0,2} = 941,144$ МПа.

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \left\{ \begin{array}{l}
 \text{Синдром}_{11} = \text{Сигмоида}_1 \left(\begin{array}{l}
 -0,197 \cdot x_{Cr} - 0,393 \cdot x_{Co} - 0,777 \cdot x_W + 0,800 \cdot x_{Mo} + 0,039 \cdot x_{Ti} + 0,077 \cdot x_{Al} - 0,118 \cdot x_C - \\
 -0,133 \cdot x_{Ta} + 0,139 \cdot x_{Nb} + 0,999 \cdot x_{Si} + 0,081 \cdot x_{Mn} + 0,167 \cdot x_{Fe} - 0,342 \cdot x_{P3M} - \\
 -0,315 \cdot x_B + 0,329 \cdot x_{Группа} - 0,026
 \end{array} \right) \\
 \\
 \text{Синдром}_{12} = \text{Сигмоида}_1 \left(\begin{array}{l}
 0,132 \cdot x_{Cr} - 0,185 \cdot x_{Co} - 0,080 \cdot x_W + 0,272 \cdot x_{Mo} + 0,031 \cdot x_{Ti} + 0,028 \cdot x_{Al} - 0,056 \cdot x_C + \\
 +0,015 \cdot x_{Ta} - 0,018 \cdot x_{Nb} + 0,056 \cdot x_{Si} + 0,094 \cdot x_{Mn} - 0,038 \cdot x_{Fe} - 0,106 \cdot x_{P3M} + \\
 +0,542 \cdot x_B + 0,027 \cdot x_{Группа} + 0,056
 \end{array} \right) \\
 \\
 \text{Синдром}_{13} = \text{Сигмоида}_1 \left(\begin{array}{l}
 0,870 \cdot x_{Cr} - 0,397 \cdot x_{Co} - 0,223 \cdot x_W + 0,999 \cdot x_{Mo} + 0,830 \cdot x_{Ti} + 0,309 \cdot x_{Al} - 0,332 \cdot x_C - \\
 -0,196 \cdot x_{Ta} - 0,212 \cdot x_{Nb} - 0,247 \cdot x_{Si} + 0,007 \cdot x_{Mn} - 0,523 \cdot x_{Fe} - 0,147 \cdot x_{P3M} - \\
 -0,008 \cdot x_B + 0,073 \cdot x_{Группа} + 0,091
 \end{array} \right) \\
 \\
 \text{Синдром}_{21} = \text{Сигмоида}_2 (-0,371 \cdot \text{Синдром}_{11} + 0,999 \cdot \text{Синдром}_{12} - 0,708 \cdot \text{Синдром}_{13} + 0,130) \\
 \text{Синдром}_{22} = \text{Сигмоида}_2 (-0,177 \cdot \text{Синдром}_{11} + 0,419 \cdot \text{Синдром}_{12} - 0,676 \cdot \text{Синдром}_{13} - 0,482) \\
 \\
 \check{\sigma}_{0,2} = 0,999 \cdot \text{Синдром}_{21} - 0,917 \cdot \text{Синдром}_{22} - 0,738 \\
 \\
 \sigma_{0,2} = \frac{903 \cdot \check{\sigma}_{0,2} + 1121}{2} .
 \end{array} \right. \quad (1)$$

Свойства разработанного сплава сравнивались с аналогичными характеристиками серийного ЛС. Химический состав разработанного и серийного сплава приведен в таблице 1.

Для возможности сравнения свойств разработанного и серийного сплава были отлиты методом литья по выплавляемым моделям образцы для испытаний на физико-механические свойства:

1. Предел прочности для разработанного сплава составляет 716 ... 738 МПа, предел текучести – 602 ... 618 МПа и относительное удлинение - 19 ... 26 %, против соответственно 610 ... 630 МПа, 395 ... 420 МПа и 30 ... 41 % для серийного сплава.

2. Твердость для разработанного сплава составляет 351 ... 360 НV, против соответственно 281 ... 290 НV для серийного сплава.

3. Коэффициент термического расширения в интервале температур от 20 С до 600 С разработанного сплава - $13,21 \dots 13,40 \cdot 10^{-6} \text{К}^{-1}$, против соответственно $13,51 \dots 13,60 \cdot 10^{-6} \text{К}^{-1}$ для серийного сплава.

4. Коррозионная стойкость по суммарной потере массы разработанного сплава - 1,48 ... 1,57 мг/см², против суммарной потери серийного сплава - 2,64 ... 3,15 мг/см².

Таблица 1

Химический состав разработанного и серийного ЛС (никель основа)

Сплав	Содержание ЛЭ, вес.														
	Cr	Mo	W	C	Al	Ta	Nb	B	Cu	Ce	Fe	Si	Mn	S	P
Разработанный сплав	24,09-26,34	3,84-4,20	1,465-1,524	0,107-0,119	0,048-0,051	0,699-0,719	0	0,019-0,021	< 0,01	0,448-0,496	0,048-0,052	0,142-0,147	1,071-1,172	< 0,0052	< 0,0053
Серийный сплав	23,54-25,63	8,53-10,04	0	0,011-0,025	0	0	0,962-1,618	0,007-0,020	< 0,028	0,015-0,019	0,116-0,336	0,941-1,557	0,319-0,732	< 0,0093	< 0,0095

Определение критических температур разработанного и серийного сплавов проводили по кривым охлаждения расплавленного металла в тигле плавильной печи. Разработанный сплав имеет интервал кристаллизации 36 °С, а серийный сплав - 48 °С.

Сравнительное исследование литейных свойств разработанного и серийного сплава проводили на оболочковых формах-пробах, аналогичных по конфигурации малой комплексной пробе для испытания цветных металлов (проба Купцова-Нехендзи). Проба позволяет одновременно определить жидкотекучесть, степень поражения трещинами, объем усадочных пороков и литейную усадку. Оболочковые формы пробы изготавливали по выплавляемым моделям (см. табл. 2).

Таблица 2

Результаты испытаний на литейные свойства разработанного и серийного сплавов

	Разработанный сплав	Серийный сплав
Жидкотекучесть, мм	376	369
Сумма длин трещин, мм	2,66	3,11
Склонность к образованию усадочных пороков:		
- концентрированная усадочная раковина, %	1,54	1,69
- объем усадочных пор, %	2,79	2,86
Линейная усадка, %	2,13	2,17

Сопоставление разработанного ЛС и его серийного аналога показало, что разработанный сплав имеет более высокие физико-механические показатели с одновременным сохранением хороших литейных свойств. Кроме того, разработанный сплав по сравнению с серийным имеет упорядоченную структуру без явно выраженной дендритной структуры.

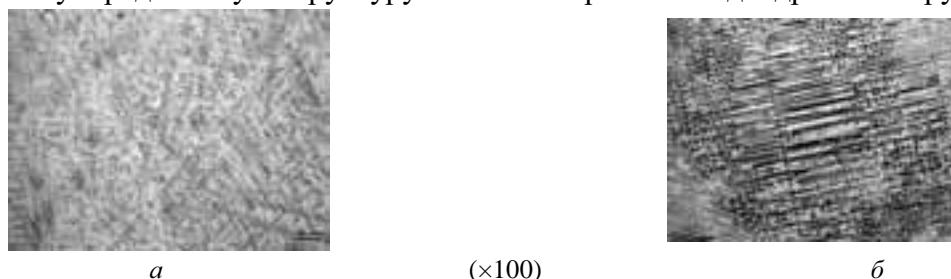


Рис. 3. Микроструктура разработанного (а) и серийного (б) сплавов (×100)

Таким образом, разработанная методика синтеза сплавов с применением интеллектуальных математических методов позволяет помимо гарантированного достижения результатов, в 4-5 раз сократить сроки разработки новых сплавов, снизить в 40-50 раз трудозатраты на разработку новых материалов и сэкономить в 10-20 раз дефицитные и дорогостоящие материалы.

PREDICTION OF CAST ALLOY PROPERTIES USING NEURAL NETWORK MATHEMATICAL ANALYSIS TECHNIQUES

*E.F. Shaikhutdinova**, *A.I. Mezencheva***, *R.M. Yanbaev****, *F.M. Yanbaev****,
*E.A. Shestakova****

(* *Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI*;
** *Ufa state aviation technical university*; *** *Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI*)

The proposed scientific method helps develop the casting alloy with optimal complex of running ability. A theme-related database, a classification of alloying elements by their effect upon the properties, mathematical models and a method of their selection have been developed. The efficiency of the proposed method of computer-based design of cast alloys has been tested.

УДК 678.743.22

ВЛИЯНИЕ ДИСПЕРСНЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ НА ДИЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ПВХ КОМПОЗИЦИЙ

*Мухин А.М.**, *Галимов Э.Р.**, *Макарова Н.А.***

(* *Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ*; ** *Казанский национальный исследовательский технологический университет*)

Проведены исследования диэлектрических свойств композиционных материалов на основе суспензионного поливинилхлорида, модифицированного различными по природе дисперсными наполнителями.

Актуальность. Достижения в области создания новых полимерных композиционных материалов на основе поливинилхлорида (ПВХ) с регулируемым диапазоном технологических и эксплуатационных свойств, способствуют расширению их применения в современной технике [1, 2]. Чрезвычайно широкий ассортимент композиционных материалов на основе ПВХ (жесткие, пластифицированные и др.) используется исключительно в модифицированном виде. Они представляют собой многокомпонентные системы, содержащие различные функциональные добавки в виде наполнителей, пластификаторов, термостабилизаторов, красителей, антипиренов и других добавок. Модификаторы вводятся в состав композиций при определенных сочетаниях и соотношениях для повышения упруго-прочностных свойств, снижения вязкости расплавов, расширения температурных интервалов применения, уменьшения стоимости изделий и придания им необходимых технологических, эксплуатационных и специальных свойств.

Одним из эффективных способов совершенствования свойств и удешевления жестких и пластифицированных ПВХ композиций является введение в их состав наполнителей, различающихся природой, формой частиц, дисперсностью, активностью и т.п. При разработке ПВХ композиций важной задачей является изыскание доступных и сравнительно дешевых наполнителей, среди которых наибольший интерес представляют отходы различных промышленных производств.

К композициям на основе ПВХ предъявляются очень разнообразные требования, которые зависят от природы и количественного соотношения модификаторов, способов получения и режимов переработки, условий эксплуатации и функционального назначения готовых изделий. При модификации ПВХ возникают разнообразные специфические эффекты, проявляющиеся в аномальном или заметном изменении технологических и эксплуатационных свойств, особенно в области сравнительно малых содержаний функциональных добавок. Поэтому исследования, направленные на установление особенностей изменения диэлектрических свойств ПВХ композиций в процессе модификации, являются актуальными.

Композиционные материалы на основе ПВХ находят широкое применение для получения изделий различного электроизоляционного назначения (технические детали, изоляция кабелей и проводов и т.п.). В связи с этим возникает необходимость исследования влияния различных модифицирующих добавок на изменение комплекса диэлектрических характеристик модифицированных ПВХ композиций.

Современная диэлектрическая спектроскопия анализирует поведение диэлектрических характеристик в широком частотном (от $3 \cdot 10$ до $2 \cdot 10$ Гц) и температурном (от -160°C до 400°C) интервале. Такой широкий температурно-частотный диапазон обеспечивает получение уникальной информации по релаксационной динамике исследуемого образца. Основная цель диэлектрической спектроскопии заключается в том, чтобы связать структурные и динамические параметры анализируемого материала с параметрами правильно подобранной аппроксимирующей функции на промежуточном (мезоскопическом) уровне пространственных и временных масштабов.

Диэлектрические свойства представляют собой совокупность параметров, определяющих поведение материалов в электрическом поле. К числу важнейших параметров относятся: диэлектрическая проницаемость (ϵ), тангенс угла диэлектрических потерь ($\text{tg}\delta$), удельное объемное электрическое сопротивление (ρ_v) и электрическая проводимость γ .

Явления, происходящие в материалах при их взаимодействии с электрическим полем, могут быть весьма разнообразными. Они определяются как видом материала (химический состав, структура и т.п.) и условиями, в которых находится материал (температура, давление, воздействие радиации и пр.), так и видом электрического поля (постоянное, переменное той или иной частоты или же импульсное воздействие).

Основным отличительным свойством диэлектрических материалов, определяющим возможность их применения в качестве электроизоляции и других целей, является электрическая поляризация.

Явление поляризации сводится к изменению положения в пространстве частиц диэлектрика, имеющих электрический заряд того или иного знака, в результате чего каждый макроскопический объем диэлектрика приобретает некоторый наведенный (индуцированный) электрический момент, которым этот объем диэлектрика до воздействия внешнего электрического поля не обладал.

Целью данной работы является исследование влияния органических и минеральных наполнителей на изменение диэлектрических характеристик жестких и пластифицированных ПВХ композиций.

Объекты исследования. Для проведения исследований были разработаны рецептуры жестких и пластифицированных композиций на основе суспензионного ПВХ марки С-7059-7058М, термостабилизированные смесью стеарата кальция и силиката свинца (по 3 масс. ч. на 100 масс. ч. полимера).

Пластифицированные композиции получали путем введения в ПВХ диоктилового эфира фталевой кислоты - диоктилфталата (ДОФ), содержание которого меняли от 10 до 50 масс. ч.

В качестве органических дисперсных наполнителей использовали отходы целлюлозных и гидролизных производств: гидролизный лигнин (ГЛ), щелочной сульфатный лигнин (ЩСЛ), шлам сточных вод (ШСВ) и отход дрожжевого производства (ОДП).

В качестве минеральных наполнителей в рецептурах жестких и пластифицированных композиций использовали отходы производства литья по выплавляемым моделям (ОПЛВМ) и мел марки ММС-2. Содержание наполнителей меняли от 1 до 30 масс. ч.

Способы получения композиций. ПВХ композиции получали путем предварительного смешения исходных компонентов в определенных сочетаниях и соотношениях на лабораторном смесителе с последующей термопластикацией смесей на фрикционных вальцах при 140-160 С в течение 5-10 мин. до получения однородных пленок. Пластифицированные композиции предварительно подвергали желатинизации при 80-90 С в течение 24 час. Для исследования использовались образцы ПВХ композиций, которые вырезались из отвальцованных пленок.

Метод исследования. Диэлектрические свойства композиций определяли на диэлектрическом спектрометре «NOVOCONTROL CONCEPT-80» путем измерения величин диэлектрической проницаемости, удельного объемного электрического сопротивления, диэлектрических потерь и проводимости (γ) при комнатной температуре и частоте $1, 1536 \cdot 10^3$ Гц.

Комплексная система «NOVOCONTROL CONCEPT-80» (рисунок) включает в себя низкочастотный (от 3 мкГц до 10 МГц) и высокочастотный (от 1 10 до 3 10 Гц) анализаторы BDS - 80 для диэлектрической, электрохимической импедансной спектроскопии и спектроскопии проводимости, а также комплекс программного обеспечения WinDeta и WinFit.



Комплексная система «NOVOCONTROL CONCEPT-80»

Экспериментальные данные. В таблицах 1 и 2 в качестве примера представлены экспериментальные данные по влиянию органического наполнителя (ГЛ) на изменение комплекса диэлектрических характеристик жестких и пластифицированных ПВХ композиций.

Таблица 1

Диэлектрические характеристики пластифицированных композиций

Состав ПВХ композиций	Диэлектрическая проницаемость, ϵ	Тангенс угла потерь, $\operatorname{tg} \delta$	Удельное электро-сопротивление ρ , Ом*см	Проводимость, S/ cm
ПВХ + 3ГЛ + 10ДОФ	1,82	$7,93 \cdot 10^{-3}$	$1,07 \cdot 10^{+11}$	$5,30 \cdot 10^{-10}$
ПВХ + 3ГЛ + 30ДОФ	2,80	$5,46 \cdot 10^{-2}$	$1,01 \cdot 10^{+10}$	$1,16 \cdot 10^{-9}$
ПВХ + 3ГЛ + 50ДОФ	3,86	$7,81 \cdot 10^{-2}$	$5,15 \cdot 10^{+9}$	$1,84 \cdot 10^{-9}$
ПВХ + 10ГЛ + 10ДОФ	2,14	$8,59 \cdot 10^{-3}$	$8,43 \cdot 10^{+10}$	$7,37 \cdot 10^{-10}$
ПВХ + 10ГЛ + 30ДОФ	2,80	$6,14 \cdot 10^{-2}$	$9,03 \cdot 10^{+9}$	$1,16 \cdot 10^{-9}$
ПВХ + 10ГЛ + 50ДОФ	3,68	$7,52 \cdot 10^{-2}$	$5,61 \cdot 10^{+9}$	$1,73 \cdot 10^{-9}$
ПВХ + 30ГЛ + 10ДОФ	2,24	$8,62 \cdot 10^{-3}$	$8,06 \cdot 10^{+10}$	$7,97 \cdot 10^{-10}$
ПВХ + 30ГЛ + 30ДОФ	3,30	$6,14 \cdot 10^{-2}$	$7,67 \cdot 10^{+9}$	$1,48 \cdot 10^{-9}$
ПВХ + 30ГЛ + 50ДОФ	3,09	$6,45 \cdot 10^{-2}$	$7,79 \cdot 10^{+9}$	$1,34 \cdot 10^{-9}$

Таблица 2

Диэлектрические характеристики жестких композиций

Состав ПВХ композиций	Диэлектрическая проницаемость, ϵ	Тангенс угла потерь, $\operatorname{tg} \delta$	Удельное электро-сопротивление, ρ , Ом*см	Проводимость, S/ cm
ПВХ + 0ГЛ	2,16	$1,43 \cdot 10^{-2}$	$5,00 \cdot 10^{+10}$	$7,50 \cdot 10^{-10}$
ПВХ + 5ГЛ	2,20	$1,53 \cdot 10^{-2}$	$4,61 \cdot 10^{+10}$	$7,71 \cdot 10^{-10}$
ПВХ + 10ГЛ	2,42	$1,45 \cdot 10^{-2}$	$4,43 \cdot 10^{+10}$	$9,12 \cdot 10^{-10}$
ПВХ + 30ГЛ	2,38	$1,23 \cdot 10^{-2}$	$5,28 \cdot 10^{+10}$	$8,90 \cdot 10^{-10}$

Из представленных данных видно, что введение органических наполнителей как в жесткие, так и пластифицированные композиции приводит к заметному изменению диэлектрических характеристик.

Полученные экспериментальные данные по влиянию наполнителей на изменение диэлектрических свойств композиций интерпретированы с использованием современных представлений о структурно-морфологической модели строения ПВХ. Согласно этой концепции изменение свойств модифицированных ПВХ композиций определяется микрогетерогенной глобулярной структурой исходного полимера и адсорбционным взаимодействием, приводящим к возникновению межфазных слоев на границе раздела компонентов.

Таким образом, экспериментальные данные по исследованию диэлектрических свойств наполненных ПВХ композиций позволили выявить особенности их изменения в зависимости от типа и количества органических и минеральных добавок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Руководство по разработке композиций на основе ПВХ. Под ред. Ф. Гроссмана. 2-е издание. Пер. с англ. под ред. В.В. Гузеева // Научные основы и технологии. 2009. - 608 с.
2. Функциональные наполнители для пластмасс. Под ред. М. Ксантеса. Пер. с англ. под ред. В.Н. Кулезнева // Научные основы и технологии. 2010. - 462 с.
3. Галимов Э.Р. Композиционные материалы на основе поливинилхлорида и промышленных отходов // Казан. гос. техн. ун-т. 1995. - 184 с.

INFLUENCE FILLER DISPERSION ON THE DIELECTRIC PROPERTIES OF PVC COMPOUNDS

A.M. Mukhin^{}, E.R. Galimov^{*}, N.A. Makarova^{**}*

(^{} Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI;*

*^{**} Kazan National Research Technological University)*

The investigations of the dielectric properties of composite materials based on suspension polyvinyl chloride, modified by various naturally disperse fillers.

УДК 678.743.22

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОГЕННЫХ ОТХОДОВ ПРИ РАЗРАБОТКЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ПОЛИВИНИЛХЛОРИДА

Мухин А.М., Галимов Э.Р., Осадчая Д.М.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Проведены комплексные исследования технологических и эксплуатационных свойств композиционных материалов на основе поливинилхлорида, модифицированного различными по природе отходами промышленных производств в виде дисперсных наполнителей и олигомерных соединений.

Актуальность. При современных масштабах материального потребления фактор степени вовлечения в промышленное производство вторичных материальных ресурсов, в том числе неиспользуемых отходов, имеет первостепенное значение для многих отраслей производства. Решение указанной проблемы связано с разработкой безотходных экологически чистых ресурсосберегающих технологий, внедрение которых позволит получить значительный экологический и технико-экономический эффект. Среди неиспользуемых отходов особый интерес представляют крупнотоннажные отходы целлюлозно-бумажных и гидролизных производств в виде лигнинсодержащих соединений (ЛСС), а также отходы литейных производств. Одним из перспективных направлений является применение неиспользуемых отходов в технологии производства полимерных композиционных материалов, в том числе на основе поливинилхлорида (ПВХ). Фундаментальные исследования в области разработки научных и практических основ модификации ПВХ проведены отечественными и зарубежными учеными, которые позволили установить основные принципы разработки и совершенствования рецептур композиционных материалов на основе ПВХ с использованием современной концепции о микрогетерогенной и пористой глобулярной структуре полимера, формирующейся при полимеризации и сохраняющейся в процессе переработки [1].

На сегодняшний день актуальной задачей является решение проблемы дефицита и дороговизны полимерного сырья, снижения сырьевой себестоимости продукции за счет совершенствования и оптимизации рецептуры ПВХ композиций и режимов работы перерабатывающего оборудования. Однако резервы снижения себестоимости за счет подбора компонентов ПВХ композиций не слишком велики, так как целевые добавки закупаются в основном за рубежом. В этих условиях чрезвычайно важны и актуальны исследования, направленные на разработку перспективных и недорогих отечественных компонентов ПВХ композиций, об-

ладающих высокими модифицирующими свойствами и более низкой себестоимостью [2]. При разработке рецептур ПВХ композиций важной задачей является изыскание доступных и дешевых модифицирующих добавок, в том числе в виде отходов промышленных производств. Разработка композиционных материалов с регулируемым уровнем свойств вызывает необходимость установления особенностей изменения их технологических и эксплуатационных показателей с учетом структурно-морфологического строения полимера, природы, содержания, соотношения и других параметров модифицирующих добавок, а также физико-химических эффектов, возникающих на границе раздела компонентов. Поэтому, исследования закономерностей, которые важны для понимания механизма модификации ПВХ различными функциональными добавками с целью получения композиционных материалов с заданными свойствами, являются чрезвычайно актуальными [3].

Целью работы является разработка жестких и пластифицированных ПВХ композиций с регулируемым диапазоном технологических и эксплуатационных свойств путем модификации дисперсными наполнителями и олигомерными добавками, а также их смесями.

Объекта исследования являлись ПВХ композиции на основе суспензионного полимера марки С-7059-7058М, термостабилизированного смесью стеарата кальция и силиката свинца. Пластификаторами служили диоктилфталат (ДОФ) и трикрезилфосфат (ТКФ). В качестве органических дисперсных наполнителей использовали отходы целлюлозных и гидролизных производств: гидролизный лигнин (ГЛ), щелочной сульфатный лигнин (ЩСЛ), шлам сточных вод (ШСВ) и отход дрожжевого производства (ОДП). В качестве модификаторов были использованы также олигомерные соединения: лигнин таловый омыленный (ЛТО) и таловый пек (ТП). Минеральными наполнителями были выбраны: отходы производства литья по выплавляемым моделям (ОПЛВМ) и промышленный наполнитель - мел марки ММС-2. Композиции получали путем смешения компонентов на двухшнековом лабораторном экструдере «UR-TC» с последующей термопластикацией смесей на фрикционных вальцах; бруски и таблетки получали горячим прессованием пленок при оптимальных режимах.

Методы исследования. Диспергирование наполнителей осуществляли на планетарной мельнице «Активатор 2SL» с последующим определением размера частиц на лазерном анализаторе «Analysette 22 Mikro Tec plus». Количественный химический анализ наполнителей проводили на атомно-эмиссионном спектрометре «АЭС-ICP-спектрометр ОПТИМА 2000DV», а рентгенографический фазовый анализ на дифрактометре «D8 Advance». Электронно-микроскопические снимки получали на микроскопе "BC-500". Реологические свойства расплавов композиций определяли на автоматическом пластометре «GT-7100 MIBH» и капиллярном вискозиметре. Упруго-прочностные свойства определяли на многофункциональной машине «Shimadzu AGS-X» при статических и малоцикловых испытаниях, а удельную ударную вязкость на маятниковом копре Ceast 9050. Термомеханические исследования проводили на автоматической установке «ПТБ-I-ПЖ», а теплофизические испытания на дериватографе «Q-1500D» с программным обеспечением.

Научная новизна данной работы определяется следующими результатами и положениями, сформулированными на основе анализа и обобщения полученных экспериментальных данных:

- обоснована и подтверждена комплексными исследованиями эффективность модификации ПВХ различными целевыми добавками для получения жестких и пластифицированных композиций с регулируемым уровнем технологических и эксплуатационных свойств;
- установлены особенности влияния различных по природе дисперсных наполнителей и олигомерных добавок на изменение упруго-прочностных, теплофизических, реологических свойств ПВХ композиций;

- определены особенности изменения свойств ПВХ композиций при различных сочетаниях и соотношениях смесей дисперсных наполнителей и олигомерных добавок.

Экспериментальная часть. На рис. 1 в качестве примера представлены экспериментальные данные по изменению показателя текучести расплавов модифицированных композиций наполненных минеральным наполнителем. Видно, что в области малых содержаний наполнителя (до 5 масс. ч.) наблюдается некоторое повышение величины показателя текучести расплава (ПТР), а по мере дальнейшего увеличения содержания ОПЛВМ наблюдается снижение этой характеристики. Причем, с увеличением содержания пластификатора в рецептурах ПВХ композиций степень изменения величины ПТР по сравнению с базовой композицией становится меньше.

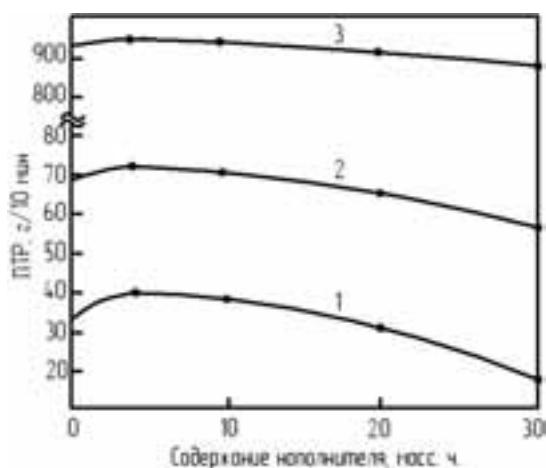


Рис. 1. Зависимость ПТР пластифицированных ПВХ композиций от содержания наполнителя

Кривые 1, 2 и 3 соответствуют композициям с содержанием пластификатора 10, 30 и 50 масс. ч.

Для интерпретации результатов исследований вязкостных свойств использовали современную концепцию о структурно-морфологической модели строения ПВХ, согласно которой микрогетерогенная структура полимера представляет собой совокупность глобулярных образований, связанных проходными цепями. При введении дисперсного наполнителя происходит их распределение в микрогетерогенной структуре полимера, что приводит к проявлению двух взаимно конкурирующих эффектов. При введении небольших доз наполнителя проявляется первый эффект, обусловленный увеличением подвижности структурных образований в виде кинетических единиц течения в направлении сдвигового деформирования за счет разрыва проходных цепей. Второй эффект обусловлен образованием межмолекулярных связей между макромолекулами, расположенными на поверхности структурных образований и поверхностью дисперсных частиц, что приводит к иммобилизации некоторого объема полимера поверхностью наполнителя и образованию адсорбированных граничных межфазных слоев (зон), различающихся плотностью упаковки макромолекул. Снижение и повышение вязкости расплавов композиций по мере увеличения содержания наполнителей свидетельствует о преобладающем влиянии первого и второго процессов соответственно в области малых и больших концентраций добавок. При наполнении ПВХ минеральным наполнителем эффект аномально резкого изменения вязкости расплава в области небольших содержаний добавок сохраняется, но проявляется в меньшей степени.

На рис. 2 и 3 в качестве примера представлены результаты исследования упругопрочностных свойств при статических испытаниях ПВХ композиций. Видно, что при наполнении ПВХ химически инертным мелом наблюдается монотонное снижение предела проч-

ности и модуля упругости (кривая 1). При наполнении ОПЛВМ (кривые 2 и 3), по мере увеличения концентрации наблюдается экстремальный характер изменения упруго-прочностных свойств. В области сравнительно малых содержаний наполнителя (до 10-15 масс. ч.) наблюдается снижение прочности и модуля упругости, а по мере дальнейшего увеличения концентрации добавки наблюдается повышение прочности и модуля упругости. Кроме того, при наполнении ОПЛВМ с уменьшением размера частиц с 20 до 5 мкм наблюдается увеличение прочности и модуля упругости.

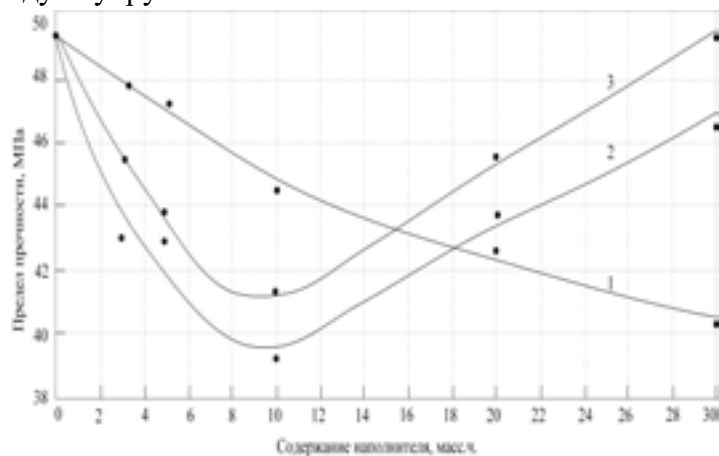


Рис. 2. Зависимость предела прочности композиций от содержания мела (кривая 1) и ОПЛВМ (кривые 2 и 3).
Время размола ОПЛВМ соответственно 2 и 5 час

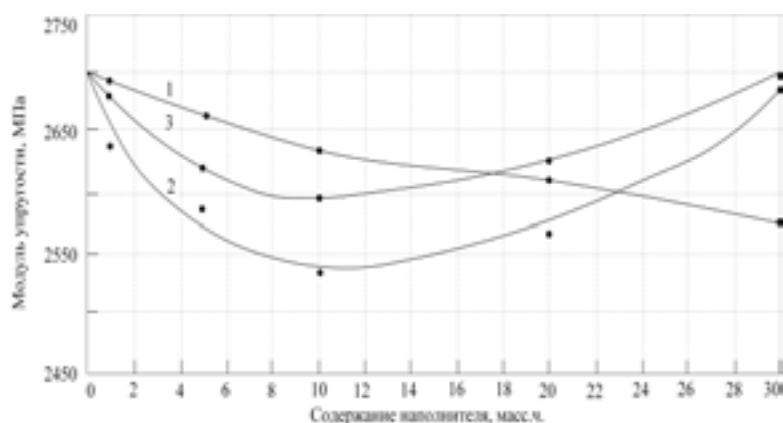


Рис. 3. Зависимость модуля упругости композиций от содержания мела (кривая 1) и ОПЛВМ (кривые 2 и 3).
Время размола ОПЛВМ соответственно 2 и 5 час

Данные по изменению упруго-прочностных свойств интерпретированы с использованием концепции об определяющей роли, сохраняющейся в расплаве структурно-неоднородной микрогетерогенной глобулярной структуры ПВХ и эффектов, возникающих на границе раздела компонентов. В процессе растяжения образцов в структуре ПВХ происходит взаимное скольжение глобулярных структурных образований, связанных между собой проходными цепями. Причем скольжение сопровождается разрывом связей в основном по глобулярным границам и увеличением их подвижности, что способствует закономерному снижению упруго-прочностных свойств. Введение сравнительно большого количества ОПЛВМ приводит к повышению упруго-прочностных показателей вследствие усиления адсорбционного взаимодействия и увеличения площади контактирующих поверхностей наполнителя и наполнителя. Результаты малоцикловых испытаний модифицированных ПВХ композиций позволили установить, что с увеличением содержания наполнителей наблюдается экстремальный характер изменения сопротивления усталости. При сравнительно малых степенях

наполнения (до 10 масс. ч.) усталостная прочность снижается по сравнению с базовым полимером, а по мере увеличения содержания наполнителей до 30 масс. ч. наблюдается повышение этой характеристики.

Проведенные исследования позволили установить, что характер и интервалы изменения упруго-прочностных свойств жестких и пластифицированных композиций определяются природой, количеством и дисперсностью наполнителя. При статических испытаниях жестких и малопластифицированных композиций (10 масс. ч. ДОФ) в области сравнительно небольших содержаний органических наполнителей (до 10 масс. ч.) проявляется эффект упрочнения, сопровождающийся повышением прочности при растяжении, модуля упругости и сопротивления усталости на 20-30 %, а при наполнении ОПЛВМ происходит разупрочнение композиций. С увеличением содержания наполнителей до 30 масс. ч. проявляется эффект упрочнения композиций при наполнении ОПЛВМ. Для пластифицированных композиций по мере увеличения степени пластификации эффект активного влияния наполнителей уменьшается и при максимальном содержании пластификатора (50 масс. ч.) наблюдается снижение упруго-прочностных свойств во всем интервале содержания наполнителей. Повышение степени дисперсности наполнителей приводит к увеличению упруго-прочностных характеристик композиций независимо от направления изменения свойств;

Исследования термомеханических свойств ПВХ композиций показали, что температура стеклования по мере увеличения содержания органических и минеральных наполнителей изменяется незначительно, а на концентрационных зависимостях температуры текучести проявляются экстремумы в области небольших содержаний добавок. Исследования термических свойств позволили выявить, что использованные наполнители при оптимальном содержании, смещают процессы начало интенсивного разложения и повышают термическую стабильность композиций в интервалах температур, соответствующих режимам их переработки в изделия;

Установлен экстремальный характер изменения вязкости ПВХ композиций при наполнении, причем максимальный эффект снижения вязкости наблюдается для жестких и малопластифицированных (10 масс. ч. ДОФ и ТКФ) композиций в области сравнительно небольших содержаний наполнителей (до 15 масс. ч.). По мере повышения температуры, напряжения сдвига и содержания пластификатора эффект аномального изменения вязкости в области малых содержаний наполнителей уменьшается.

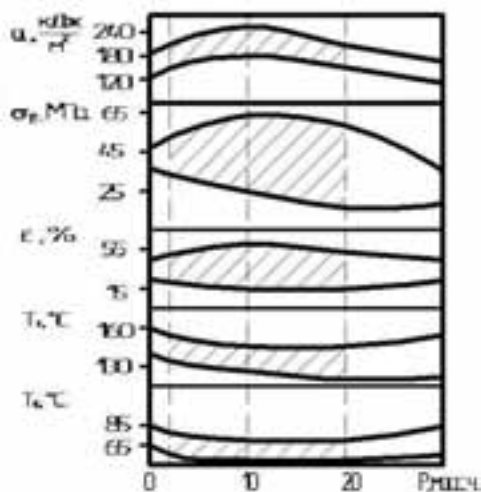


Рис. 4. Характер и интервалы изменения свойств ПВХ композиций

На рис. 4 представлены данные по изменению упруго-прочностных и термомеханических характеристик модифицированных ПВХ композиций. Видно, что наиболее заметное изменение свойств наблюдается при содержании небольших количеств модификаторов, что обусловлено, как уже было отмечено выше, формированием межфазных и переходных слоев, приводящих к изменению плотности упаковки, подвижности структурных образований, а также проявлением ориентационных и др. эффектов.

Анализ полученных экспериментальных данных позволил установить возможность варьирования количественным соотношением модификаторов. Определены интервалы оптимального содержания и соотношения модифицирующих добавок, обеспечивающие заданные свойства ПВХ композиций. Показано, что оптимальные свойства исследованных систем реализуются в области малых содержаний смесей модификаторов (5-15 масс. ч. на 100 масс. ч. полимера).

На основании проведенных исследований проведена модификация ПВХ дисперсными наполнителями органической и неорганической природы и олигомерными добавками в отдельности, а также их смесями для получения жестких и пластифицированных композиций с регулируемым диапазоном технических свойств. Выявлены особенности изменения упруго-прочностных, теплофизических и реологических свойств модифицированных композиций как в отдельности, так и при определенных их сочетаниях и соотношениях.

Таким образом, показана технико-экономическая эффективность применения техногенных отходов для получения дисперсно-наполненных композиционных материалов на основе ПВХ. Определены оптимальные рецептурно-технологические параметры, обеспечивающие высокий комплекс технологических и эксплуатационных свойств композиционных материалов. Предложены научно обоснованные рекомендации, направленные на использование разработанных материалов для получения изделий различного целевого назначения, которые прошли экспериментально-промышленную апробацию.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Гузеев В.В.* Структура и свойства наполненного поливинилхлорида // Научные основы и технологии. 2012. - 284 с.
2. Руководство по разработке композиций на основе ПВХ. Под ред. Ф. Гроссмана. 2-е издание. Пер. с англ. под ред. В.В. Гузеева // Научные основы и технологии. 2009. - 608 с.
3. *Галимов Э.Р.* Композиционные материалы на основе поливинилхлорида и промышленных отходов // Казан. гос. техн. ун-т. 1995. - 184 с.

USE OF TECHNICAL MANAGEMENT IN THE DEVELOPMENT OF COMPOSITE MATERIALS BASED ON POLYVINYL CHLORIDE

A.M. Mukhin, E.R. Galimov, D.M. Osadchaya

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Complex studies of technological and operational properties of composite materials based on PVC, modified by various in nature, industrial waste products in the form of particulate fillers and oligomeric compounds.

КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ СЛОЖНЫХ ДЕТАЛЕЙ

Моисеева Л.Т., Хуснутдинов Р.Р.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Вводится понятие комплексной оптимизации операций механической обработки, входящих в технологический процесс изготовления сложных деталей. Формулируются аддитивные критерии оптимальности операций, и обосновывается необходимость применения оптимизации операций по В.Парето. Приводится пример оптимизации операций механической обработки деталей типа «Корпус сельсина».

Отличительной особенностью современного наукоемкого машиностроения является широкое применение сложных технологических процессов и многофункционального автоматизированного оборудования. Выбор технологических режимов работы такого оборудования на основе существующих нормативных данных не позволяет полностью использовать возможности этих станков. Одним из способов повышения эффективности производства является внедрение станков с программным управлением и выбор оптимальных режимов резания, так как из-за отсутствия четких рекомендаций режимы резания для обработки деталей на станках с ЧПУ назначаются усредненными, а, следовательно, заниженными.

Разрабатываемый технологический процесс должен обеспечивать повышение производительности труда и качества деталей, сокращение трудовых и материальных затрат на его реализацию, уменьшение его воздействия на окружающую среду. Разработка технологического процесса должна базироваться на использовании современного оборудования, на выборе оптимальных режимов резания, на выборе новых современных инструментов.

Каждый технологический процесс машиностроения состоит из множества операций и переходов. В литературе в настоящее время представлены работы, в которых предлагаются методы локальной оптимизации отдельных технологических операций [1]. Действительная эффективность технологического процесса может быть достигнута только при комплексной оптимизации всех входящих в него операций. Данный термин присутствует в работах [2, 3]. В первой из них под комплексной оптимизацией подразумевается просмотр всех возможных вариантов одной операции – процесса концевое фрезерование при обработке алюминиевых и титановых сплавов и выбор из них оптимального варианта по какому-либо критерию. Во второй работе отсутствуют конкретные методы выполнения комплексной оптимизации технологического процесса изготовления лопаток ГТД.

В настоящей работе предлагается общая постановка задачи комплексной оптимизации технологического процесса и указываются методы ее решения. В качестве последних используются методы получения оптимальных по Парето решений многокритериальных задач.

Пусть рассматриваемый технологический процесс состоит из N операций. Каждая i -я операция из этой совокупности определяется вектором параметров $x^{(i)} = (x_1^{(i)}, x_2^{(i)}, \dots, x_n^{(i)})$, $i = 1, \dots, N$, на которые наложены ограничения $\phi_l^{(i)}(x_1^{(i)}, x_2^{(i)}, \dots, x_n^{(i)}) \leq 0$, $l = 1, \dots, m^{(i)}$.

Эффективность технологического процесса будем оценивать следующей совокупностью аддитивных критериев:

$$K_1 = \sum_{i=1}^N K_1^{(i)}(x^{(i)}), \quad K_2 = \sum_{i=1}^N K_2^{(i)}(x^{(i)}), \dots, \quad K_r = \sum_{i=1}^N K_r^{(i)}(x^{(i)}),$$

где $K_1^{(i)}, K_2^{(i)}, \dots, K_r^{(i)}$ – частные критерии оптимальности i -й операции, $i = 1, \dots, N$.

Векторный критерий оптимальности технологического процесса и матрица ограничений будут иметь следующий вид:

$$(K_1, K_2, \dots, K_r) \rightarrow \min_{x^{(i)}};$$

$$\phi = (\phi_l^{(i)}), \quad i = 1, \dots, N, \quad l = 1, \dots, m, \quad m = \max(m^{(i)}).$$

Если некоторые критерии из состава приведенных должны быть максимизированы, то соответствующие компоненты этого вектора должны иметь знак «минус».

В общем случае паретооптимальные варианты каждой операции находятся путем минимизации линейной свертки критериев:

$$F(x_1^{(i)}, x_2^{(i)}, \dots, x_n^{(i)}) = \sum_{j=1}^r \alpha_j K_j(x_1^{(i)}, x_2^{(i)}, \dots, x_n^{(i)}),$$

где α_j – параметры свертки, удовлетворяющие условию:

$$\alpha_j \geq 0; \quad \sum_{j=1}^r \alpha_j = 1. \quad (1)$$

Для каждой конкретной совокупности значений параметров свертки, удовлетворяющих условиям (1), минимум функции F определяется с помощью соответствующих методов нелинейного программирования.

Эта задача является весьма трудоемкой и имеет большое число переменных, которое равняется $n_1 + n_2 + \dots + n_N$. Поэтому комплексную оптимизацию предлагается проводить последовательно для каждой i -й операции путем минимизации частной свертки критериев вида:

$$F_i(x^{(i)}) = \sum_{j=1}^r \alpha_j K_{ji}(x_1^{(i)}, x_2^{(i)}, \dots, x_n^{(i)}) \rightarrow \min_{x^{(i)}},$$

где α_j должны удовлетворять условию (1).

В этом случае задача комплексной оптимизации технологического процесса преобразуется в последовательно решаемые N задач минимизации свертки критериев $F_i, i = 1, \dots, N$.

Данная работа направлена на технологическое обеспечение минимальной себестоимости и минимальной трудоемкости на основе комплексной параметрической оптимизации процессов механической обработки при наличии технических ограничений при изготовлении сложных деталей на многоцелевом автоматизированном оборудовании.

Так как в данной задаче два критерия оптимизации – минимум трудоемкости ($K_1 = \tau_T$) и минимум себестоимости ($K_2 = C_T$), то задачу можно отнести к многокритериальной задаче. Наибольшее распространение на практике решения двухкритериальных задач получил подход, связанный с работами итальянского математика-экономиста В. Парето. Он обеспечивает возможность гибкого принятия решений. При оптимизации по Парето строится множество «неулучшаемых» решений, изменение каждого из которых ухудшает значение целевых функций.

Рассмотрим наиболее распространенный в практике машиностроения случай двухфакторной двухкритериальной задачи:

$$\begin{aligned}
&K_1(x_1, x_2) \rightarrow \min; \\
&K_2(x_1, x_2) \rightarrow \min; \\
&\varphi_1(x_1, x_2) \leq 0; \\
&\varphi_2(x_1, x_2) \leq 0; \\
&\dots \dots \dots \dots \dots \dots \\
&\varphi_m(x_1, x_2) \leq 0.
\end{aligned}$$

Тогда свертка критериев принимает вид:

$$F(x_1, x_2, \alpha_1, \alpha_2) = \alpha_1 K_1(x_1, x_2) + \alpha_2 K_2(x_1, x_2) \rightarrow \min, \quad (2)$$

где $\alpha_1 + \alpha_2 = 1$.

Введет обозначение $\alpha = \alpha_1$. Тогда $\alpha_2 = 1 - \alpha$. В этом случае свертку (2) можно переписать в виде:

$$F(x_1, x_2, \alpha) = \alpha K_1(x_1, x_2) + (1 - \alpha) K_2(x_1, x_2) \rightarrow \min,$$

где $0 \leq \alpha \leq 1$.

Рассмотрим предложенную методику на примере механической обработки корпуса сельсина (рис. 1).

В качестве заготовки была выбрана отливка, полученная методом литья под давлением. Материал заготовки – алюминиевый сплав АК12.

Механическая обработка этого изделия включает внутреннее и внешнее растачивание, фрезерование уступов и фрезерование по контуру, высверливание отверстий различного диаметра, подрезку торца, проточку фасок и канавок, нарезание резьбы. Предлагаемый метод комплексной оптимизации показан на примере некоторых из них, а именно – растачивание внутренней поверхности, фрезерование уступов концевой фрезой, сверление отверстий диаметром 5 мм.

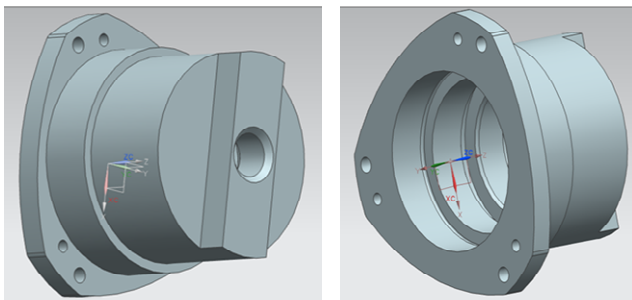


Рис. 1

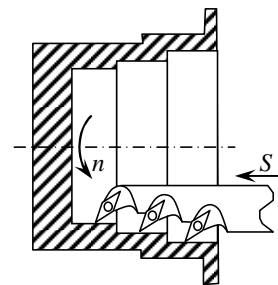


Рис. 2

Существующий технологический процесс растачивания внутренней поверхности этого изделия предполагает все три поверхности обтачивать одним резцом по очереди. Однако, поскольку все три поверхности имеют одинаковую длину, и предполагается точение с одинаковой глубиной резания, в данной работе предлагается применить многокромочный ступенчатый резец, что позволяет существенно снизить трудоемкость данной операции (рис. 2).

Требуется найти режимы резания для каждого участка $x_{1i}^{(1)} = S_i$, $x_{2i}^{(1)} = n_i$, $i = 1, 2, 3$, обеспечивающие минимальную трудоемкость τ_T , минимальную себестоимость C_T и требуемое качество операции (R_z).

Трудоемкость токарной операции определяется следующей формулой:

$$K_1^{(1)}(x_1^{(1)}, x_2^{(1)}) = \tau_T(S, n) = \tau_b + \frac{L}{Sn} + \frac{LS^x n^y}{C_v}, \quad (3)$$

где L – длина обрабатываемого участка, τ_b – вспомогательное время.

Себестоимость обработки:

$$K_2^{(1)}(x_1^{(1)}, x_2^{(1)}) = C_T(S, n) = C_1 \left(\tau_b + \frac{L}{Sn} \right) + C_n \frac{LS^x n^y}{C_v}, \quad (4)$$

где C_1 – стоимость станкоминуты, C_n – затраты на режущий инструмент.

Технические ограничения, накладываемые на факторы, устанавливают связь между расчетными и допускаемыми факторами:

$$S_{\min} \leq S \leq S_{\max};$$

$$n_{\min} \leq n \leq n_{\max};$$

$$S \leq S_{\nabla},$$

$$T \geq \tau_0,$$

где S_{∇} – максимально допустимая подача, обеспечивающая получение данного класса шероховатости обработанной поверхности; τ_0 – основное время.

Свертка критериев оптимизации имеет следующий вид:

$$F(S, n, \alpha_1, \alpha_2) = \alpha \tau_T(S, n) + (1 - \alpha) C_T(S, n) \rightarrow \min.$$

Или через варьируемые переменные S и n :

$$F(S, n, \alpha) = \alpha \left(\tau_{\hat{a}} + \frac{L}{Sn} + \frac{LS^x n^y}{C_v} \right) + (1 - \alpha) \left[C_1 \left(\tau_{\hat{a}} + \frac{L}{Sn} \right) + C_e \frac{LS^x n^y}{C_v} \right].$$

Для каждого значения α из интервала $[0; 1]$ с шагом 0,1 найдем точку с наименьшим значением функции F . Поиск будем осуществлять методом Гаусса-Зейделя. Получим множество решений, оптимальных по Парето в пространстве решений. Координаты этих точек (значения S и n) подставляем в целевые функции (3) и (4), получаем множество паретооптимальных точек в пространстве критериев, среди которых лицо, принимающее решение (ЛПР), выбирает из неформальных соображений некоторую точку, которая является наилучшим компромиссом для данной конкретной ситуации.

Данная задача была решена при следующих исходных данных:

$C_1 = 0,35$ руб. – стоимость станкоминуты; $C_3 = 3$ руб. – стоимость переточки одного инструмента; $C_n = 80$ руб. – стоимость нового инструмента; $C_{из} = 35$ руб. – стоимость изношенного инструмента; $\tau_b = 2$ мин – вспомогательное время на установку заготовки; $\tau_1 = 5$ мин – время на замену затупившегося инструмента.

В результате расчета получено паретооптимальное множество решений.

Управление процессом растачивания на данном этапе заключается в выборе наилучшего из них. При работе в спокойном режиме можно выбрать среднюю точку ($\alpha = 0,5$) со значениями S и n , равными $S = 0,4$ мм/об и $n = 650$ об/мин. При этом трудоемкость $\tau_T = 2,063$ мин, себестоимость обработки составила $C_T = 0,741$ руб.

При сравнении полученных результатов с существующими справочными режимами резания ($S = 0,4$ мм/об; $n = 450$ об/мин) и без подбора универсального режущего инструмента получили, что при этом трудоемкость обработки составила $\tau = 6,170$ мин, что в 3 раза больше рассчитанной; себестоимость обработки составила $C = 2,183$ руб., что также в 3 раза больше рассчитанной.

Следующий этап комплексной оптимизации – выбор оптимальных режимов при фрезеровании уступов концевой фрезой диаметром 44 мм с 6 зубьями из быстрорежущей стали Р6М5 на станке, позволяющем программно управлять подачей S и частотой n по рабочей

траектории инструмента при обработке с переменной глубиной резания t (рис. 3). Так как уступы идентичны, полученные режимы можно будет применить и для второго уступа.

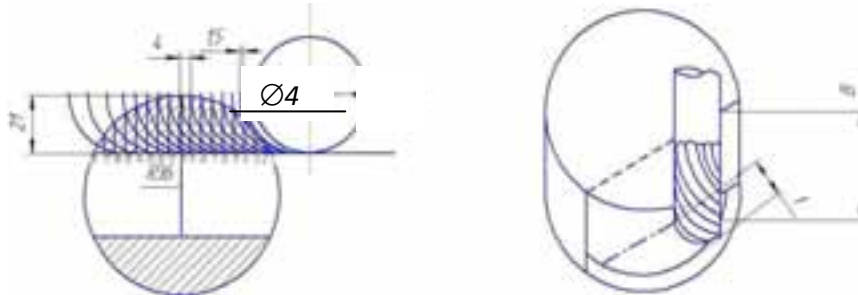


Рис. 3

Точность обработки по 14 квалитету при шероховатости $Ra = 25$ мкм.

Для решения задачи моделируем плавное изменение глубины резания t в дискретной форме t_i , разделив рабочую траекторию фрезы на 17 участков ($i = 1, \dots, u = 17$).

Для заданных условий фрезерования найдем оптимальные управления подачей $x_{1i}^{(2)} = S_i$ и частотой $x_{2i}^{(2)} = n_i$, $i = 1, \dots, u$, обеспечивающие минимальную трудоемкость $K_1^{(2)}(x_{1i}^{(2)}, x_{2i}^{(2)}) = \tau_\phi(S_i, n_i)$ и гарантирующие требуемое качество обработки.

Для дискретного варианта нагрузки необходимо найти 17 значений подач и 17 значений частот. Практика оптимизации [4] показала, что экономические критерии (себестоимость, прибыль) достигают экстремума при максимально-допустимых технологических подачах и оптимальных частотах. Поэтому подачи S_i можно выбрать заранее по нормативам, снизив, таким образом, размерность задачи до 17 частот n_i , $i = 1, \dots, u = 17$.

Значения подач для наших условий определяются выражением

$$S_i = 0,05 \frac{1,1D_\phi^{0,85}}{t_i^{0,41} B^{0,1}},$$

где D – диаметр фрезы; B – ширина фрезерования.

Для сравнения определение частот n_i выполним двумя методами:

- 1) по лимитирующим участкам;
- 2) решением задачи оптимизации с 17 неизвестными.

Рассчитаем для наших условий нормативные значения скоростей резания и частот n при рекомендуемой стойкости $T = 60$ мин по следующей формуле:

$$V_i = \frac{C_V D_\phi^q}{T^m t^x S_z^y B^u Z^p}; \quad n_i = \frac{1000V_i}{3,14D_\phi}. \quad (5)$$

Для условий рассматриваемой операции

$$V_i = \frac{185,5 \cdot 30^{0,45}}{60^{0,33} t_i^{0,3} S_z^{0,2} \cdot 20^{0,1} \cdot 5^{0,1}} \cdot 0,72; \quad n_i = \frac{1000V_i}{3,14 \cdot 30}.$$

Согласно расчетам восьмой участок лимитирует значение подачи и частоты $S_{\min} = S_8 = 0,096$ мм/зуб; $n_{\min} = n_8 = 251$ об/мм.

Таким образом, обработка детали будет выполняться на этих лимитирующих постоянных режимах.

Прогнозируемую стойкость инструмента при работе на лимитирующих режимах с переменными глубинами резания на участках рабочей траектории фрезы получаем, выразив T из первой формулы соотношений (5) и подставив значения входящих констант:

$$T_i = \left(\frac{185,5 \cdot 30^{0,45}}{34 \cdot t_i^{0,3} \cdot 0,085^{0,2} \cdot 20^{0,1} \cdot 5^{0,1} \cdot 3,14^2 \cdot 30 \cdot 251} \cdot 1,1 \right)^{\frac{1}{0,33}}$$

Основное время для каждого участка и суммарное основное время получим по формуле:

$$\tau_{0i} = \frac{L_i}{S_i n_i Z}; \tau_0 = \sum_{i=1}^u \tau_{0i} = 0,68 \text{ мин}$$

Прогнозируемая стойкость фрезы при работе с переменной глубиной резания:

$$T_0 = \frac{\sum_{i=1}^u \tau_{0i}}{\sum_{i=1}^u \frac{\tau_{0i}}{T_i}} = 143 \text{ мин}$$

Таким образом, трудоемкость при работе на лимитирующих режимах равна:

$$\tau = \tau_b + \tau_0 + \tau_{\text{и}} = \tau_b + \tau_0 + \tau_1 \frac{\tau_0}{T_0} = 2 + 0,68 + 4 \cdot \frac{0,68}{143} = 2,7 \text{ мин,}$$

где $\tau_b = 2$ мин – вспомогательное время; τ_0 – основное время; $\tau_{\text{и}}$ – инструментальное время; $\tau_1 = 4$ мин – время на замену одного затупившего инструмента.

Проведем оптимизацию режимов фрезерования с переменной глубиной резания. В этом случае трудоемкость для каждого i -го участка будем определять по следующей формуле:

$$K_1^{(2)}(x_{1i}^{(2)}, x_{2i}^{(2)}) = \tau_{\phi}(S_i, n_i) = \tau_b + \sum_{i=1}^u \frac{L_i}{S_i Z n_i} + \tau_1 \sum_{i=1}^u \frac{\frac{L_i}{S_i Z n_i}}{\left(\frac{C_V D^q}{V_i t^x S_z^y B^u Z^p D \cdot 3,14^2 n_i} k_V \right)^{\frac{1}{m}}}$$

Таблица 2

№	L_i	t_i	S_i	n_i
1	1,5	2,91	0,215	825
2	3	8,55	0,138	600
3	4	12,50	0,119	525
4	4	15,43	0,109	475
5	4	17,62	0,103	475
6	4	19,20	0,099	450
7	4	20,85	0,096	450
8	4	21,00	0,096	450
9	4	20,69	0,096	450
10	4	19,92	0,098	450
11	4	18,67	0,101	450
12	4	16,87	0,105	475
13	4	14,43	0,112	500
14	4	11,16	0,124	550
15	4	6,69	0,153	600
16	4	2,91	0,215	800
17	5	1,00	0,330	800

Применяя метод покоординатного улучшения, находим значения S_i опт и n_i опт, доставляющие минимум τ_ϕ (табл. 2).

Суммарная трудоемкость в этом случае равна 2,27 мин. По сравнению с выбором режимов по лимитирующим участкам оптимальные режимы позволили снизить трудоемкость на 16 %.

Проведем двухкритериальную оптимизацию операции сверления отверстий диаметром 5 мм.

Константы, входящие в критериальные зависимости: $\tau_b = 2$ мин – вспомогательное время; $L = 3$ мм – глубина отверстия; $\tau_1 = 3$ мин – время на замену затупившегося инструмента; C_1 – стоимость единицы основного времени; C_n – стоимость единицы инструментального времени; $T = 15$ мин – нормативная стойкость инструмента; $C_T = 2,11 \cdot 10^8$, $x = 0,425$, $y = 0,34$ – справочные коэффициенты

Критерии оптимизации – трудоемкость и себестоимость операции:

$$K_1^{(3)}(x_{1i}^{(3)}, x_{2i}^{(3)}) = \tau_c(S, n) = \tau_b + \frac{L}{Sn} + \tau_1 \frac{LS^{x-1}n^{y-1}}{C_T} \rightarrow \min;$$

$$K_2^{(3)}(x_{1i}^{(3)}, x_{2i}^{(3)}) = C_c(S, n) = C_1 \left(\tau_b + \frac{L}{Sn} \right) + C_n \frac{L}{SnT} \rightarrow \min. \quad (6)$$

Параметры оптимизации – $x_{1i}^{(3)} = S$, $x_{2i}^{(3)} = n$ – подача и скорость вращения шпинделя станка, подчиняются следующим техническим ограничениям:

$$S_{\min} = 0,1 \leq S \leq S_{\max} = 0,6;$$

$$n_{\min} = 100 \leq n \leq n_{\max} = 1000;$$

$$\tau_0 \leq T.$$

Воспользуемся описанным выше методом оптимизации по Парето. Для этого построим свертку критериев:

$$F(S, n) = \alpha \tau_c(S, n) + (1 - \alpha) C(S, n) \rightarrow \min$$

и для значений α из интервала от 0 до 1 найдем методом Гаусса-Зейделя оптимальные значения S и n , доставляющие минимум функции F . Подставив их в формулы (6), получим паретооптимальное множество точек в пространстве критериев. Результаты оптимизации приведены в табл. 3.

Таблица 3

α	S (мм/об)	n (об/мин)	τ_c (мин)	C_c (руб)
0	0,7	1000	9,847	0,034
0,01	0,1	600	2,392	0,038
0,04	0,1	400	2,245	0,041
0,5	0,1	300	2,204	0,043
1	0,1	200	2,202	0,047

ЛПР из этого множества по субъективным соображениям выбирает ту точку, которая наиболее подходит к данной конкретной ситуации. Мы выбрали точку со следующими значениями варьируемых факторов и целевых функций:

$$S_{\text{опт}} = 0,1 \text{ мм/об}; n_{\text{опт}} = 600 \text{ об/мин}; \tau_c = 2,392 \text{ мин}; C_c = 0,043 \text{ руб.}$$

При сравнении этих результатов с трудоемкостью и себестоимостью операции сверления на нормативных режимах получили уменьшение трудоемкости на 55,6 %. Себестоимость данной операции почти не изменилась.

Оптимизация других подобных операций проводится аналогично описанным выше. Остальные менее трудоемкие операции предлагается выполнять на нормативных режимах, так как их оптимизация не внесет существенного вклада в суммарные целевые функции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Коровин Е.М., Моисеева Л.Т., Абзалов А.Р.* Оптимизация экстремальных технологий по рыночным критериям. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2003. 115 с.
2. *Глоба А.В.* Метод комплексной оптимизации процесса концевой фрезерования. Киев. 1984, 274 с.
3. *Коленченко О.В.* Технологическое обеспечение параметров качества поверхностного слоя, себестоимости и производительности на основе параметрической оптимизации процессов механической обработки. Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук. Рыбинск. 2013, 16 с.
4. Выбор режимов резания. Под редакцией В.С. Булошников. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2005, 57 с.

INTEGRATED OPTIMIZATION OF MECHANICAL OPERATIONS FOR THE MANUFACTURE OF COMPOSITE PARTS

L.T. Moiseeva, R.R. Khusnutdinov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The concept of integrated optimization of machining operations included in the process of manufacturing complex parts. Optimality criteria formulated additive operations, and justify the need for Pareto optimization of operations. The example of optimization of machining operations, such as “Body synchro”.

УДК 678.743.22

КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ НА ОСНОВЕ ПОЛИВИНИЛХЛОРИДА И ТЕРМОЭЛАСТОПЛАСТОВ

Галимова Н.Я., Аблясова А.Г.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Рассмотрена эффективность модификации поливинилхлорида термоэластопластами, а также их смесями с дисперсными наполнителями. Установлены особенности изменения вязкоупругих характеристик модифицированных композиций.

Актуальность. Одним из перспективных направлений в области разработки современных композиционных материалов является получение полимерных смесей путем совмещения базовых полимеров с различными по природе полимерными модификаторами [1]. Например, для получения композиционных материалов на основе такого крупнотоннажного полимера как поливинилхлорид (ПВХ), используют смеси с полимерными модификаторами в виде синтетических каучуков и термоэластопластов. К настоящему времени накоплен

большой опыт по разработке ПВХ композиций, модифицированных синтетическими каучуками. Для большинства таких смесей обнаружен эффект малых добавок, проявляющийся в резком изменении вязкоупругих, упруго-прочностных и других технических свойств композиций при сравнительно небольших содержаниях модификаторов. Полимерные смеси на основе ПВХ и термоэластопластов менее изучены, и в связи с этим в данной работе проведены комплексные экспериментальные исследования по влиянию смесевых термоэластопластов, а также их смесей с дисперсными наполнителями на изменение реологических (вязкоупругих) свойств модифицированных композиций.

Объекты исследования. Для разработки композиционных материалов в качестве матричного полимера был выбран суспензионный поливинилхлорид марки ПВХ-С 7059-7058М. В качестве термостабилизатора использовали смесь стеарата кальция и силиката свинца (по 3 масс. ч. на 100 масс. ч. ПВХ).

Неорганическими наполнителями были выбраны отходы литейных и гальванических производств: бегхаузровая пыль (БП), алюмонатриевые отходы (АНО) и отходы литья по выплавляемым моделям (ОПЛВМ) различного химического и минерального составов. Бегхаузровая пыль представляет собой смеси оксидов железа, кремния, титана, алюминия, кальция, марганца, магния, железа, фосфора и других элементов. Преобладающими оксидами БП являются оксиды закисного и окисного железа (свыше 50 %), кремния (свыше 20 %), магния (свыше 8 %), марганца (до 2 %) и кальция (до 3 %). В алюмонатриевых отходах основным компонентом является оксид алюминия (до 60 %), а содержание других оксидов составляет от десятых до сотых долей процента. Основной фазой в ОПЛВМ является Al_2O_3 – корунд. Содержание БП, АНО и ОПЛВМ в композициях меняли от 1 до 20 масс. ч. на 100 масс. ч. полимера.

В качестве смесевых термоэластопластов были выбраны композиции с различным соотношением синтетических этиленпропиленовых и изопреновых каучуков с полиэтиленом высокого давления (ПЭВД): ТЭП-1 (70СКЭПТ: 30ПЭВД); ТЭП-2 (70СКИ: 30ПЭВД); ТЭП-3 (35СКЭПТ: 35СКИ: 30ПЭВД). Содержание термоэластопластов в композициях меняли от 1 до 10 масс. ч. на 100 масс. ч. полимера.

Полимерные композиции получали путем смешения ПВХ с модифицирующими добавками в определенных сочетаниях и соотношениях на лабораторном смесителе. Полученные смеси подвергались термопластике на фрикционных вальцах до получения однородных пленок при оптимальных температурно-временных режимах.

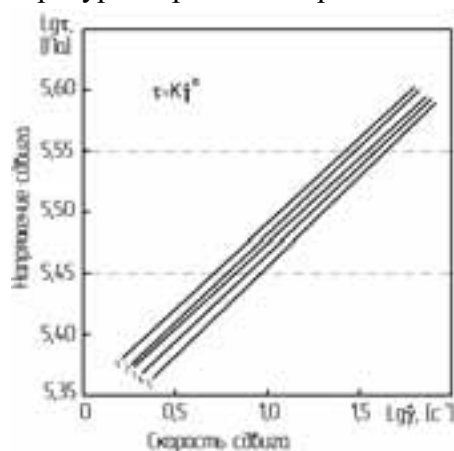


Рис. 1. Кривые течения ПВХ композиций, модифицированных ТЭП-1. Кривые 1, 2, 3, 4, 5 соответствуют композициям содержащим 1, 3, 5, 7, 10 масс. ч. термоэластопласта

Экспериментальная часть. Основным технологическим параметром, определяющим поведение полимерных материалов в процессе переработки, является эффективная вязкость (η_e) расплавов. Изучение вязкоупругих свойств композиций проводили на капиллярном вискозиметре постоянных давлений при установившемся течении расплавов в широком диапазоне температур (160-200 С) и режимов деформирования. На основе полученных экспериментальных данных построены кривые течения ПВХ композиций в логарифмических координатах: $\lg \dot{\gamma} - \lg \tau$ (рис. 1).

Видно, что на кривых течения наблюдается участок, соответствующий структурной (эффективной) вязкости, который описывается степенным уравнением Оствальда-Де-Вилла:

$$\tau = K \cdot \dot{\gamma}^n, \quad (1)$$

где τ – напряжение сдвига, Па·с; $\dot{\gamma}$ – скорость сдвига, с⁻¹; K – константа; n – степень неньютоновского поведения расплавов (индекс течения).

Характер развития аномалии вязкости в соответствии с уравнением (1) для каждой композиции оценивался по наклону кривых течения; т.е. индексу течения:

$$n = \frac{d(\lg \tau)}{d(\lg \dot{\gamma})}. \quad (2)$$

По кривым течения при фиксированных напряжения сдвига определялись значения эффективной вязкости и строились концентрационные зависимости при различных температурах и режимах деформирования.

На рис. 2 в качестве примера представлены зависимости эффективной вязкости расплавов ПВХ композиций от содержания термоэластопластов.

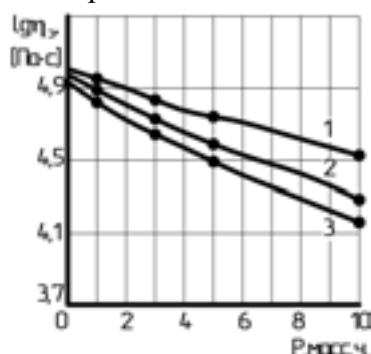


Рис. 2. Концентрационные зависимости эффективной вязкости композиций от содержания термоэластопластов. Кривые 1, 2, 3 соответствуют композициям, модифицированным ТЭП-1, ТЭП-2, ТЭП-3. $T = 180$ С; $\lg \tau = 5,1$ [Па]

Видно, что введение термоэластопластов приводит к заметному повышению ПТР и снижению эффективной вязкости композиций, причем максимальное возрастание и снижение этих характеристик наблюдается при использовании ТЭП-2 и ТЭП-3, содержащих в составах изопреновый каучук.

Экспериментальные данные по изменению вязкостных свойств расплавов, можно интерпретировать с использованием представлений о надмолекулярной структуре ПВХ, как совокупности глобул, связанных между собой проходными цепями. При введении термоэластопластов в микрогетерогенную структуру ПВХ происходит их распределение в межструктурных областях полимерной матрицы, что приводит к увеличению подвижности кинетических единиц течения в направлении сдвигового деформирования за счет разрыва проходных цепей, связывающих глобулярную структуру.

В работах посвященных исследованию эффективности модификации ПВХ наполнителями неорганической природы было установлено, что использование неорганических наполнителей в виде бегхаузовой пыли и алюмонатриевых отходов в количестве от 5 до 15 масс. ч. приводит к заметному изменению вязкостных и других технических свойств.

В связи с этим были проведены исследования вязкостных характеристик, направленные на оценку эффективности использования наполнителей в многокомпонентных системах при различных сочетаниях и количественных соотношениях модификаторов. Данные по изменению вязкостных свойств ПВХ композиций модифицированных полимерными добавками от концентрации наполнителей показали, что во всем интервале содержания дисперсных наполнителей наблюдается снижение вязкости расплавов.

С практической точки зрения представляет интерес обобщение вязкостных свойств исследованных композиций в охваченном экспериментами диапазоне температур, режимов деформирования и содержания модифицирующих добавок в виде дисперсных наполнителей и термоэластопластов в отдельности, а также их смесей в выбранных интервалах.

Основной задачей такого обобщения является прогнозирование на основании ограниченного числа экспериментальных исследований зависимости вязкостных свойств от температуры, интенсивности деформирования и концентрации модифицирующих добавок. Для расплавов термопластичных полимеров подобной зависимостью является температурно-инвариантная характеристика вязкости. В качестве фактора приведения вязкостных свойств обычно используют величину наибольшей ньютоновской вязкости (η_0). Этот метод применяется для построения обобщенной зависимости вязкости от скорости сдвига для расплавов многих полимеров: полиэтилена, полипропилена, полистирола и ряда других. Принято считать, что использование величины η_0 в качестве фактора приведения для ПВХ возможно только в условиях, когда единицами течения в расплаве являются отдельные макромолекулы, т.е. в случае мономолекулярных расплавов. В обычных условиях переработки течение ПВХ реализуется путем перемещения, сохраняющихся в расплаве глобулярных образований, на подвижность которых оказывают большое влияние многочисленные модифицирующие добавки, входящие в рецептуры композиционных материалов на основе ПВХ.

В работах [2, 3] была показана возможность построения обобщенной зависимости вязкостных свойств путем использования величины η_0 :

$$\frac{\eta}{\eta_0} = \left[1 + A(\dot{\gamma}\eta_0)^\alpha + B(\dot{\gamma}\eta_0)^\beta \right]^{-1}. \quad (3)$$

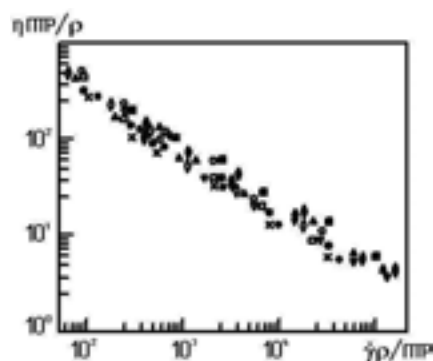


Рис. 3. Обобщенная температурно-концентрационно-инвариантная характеристика вязкостных свойств исследованных композиций. Различные символы соответствуют разным температурам и композициям.

Однако наиболее точным для расплавов модифицированных ПВХ композиций является метод приведения, где в качестве фактора приведения используется показатель текучести расплава [4]. С использованием данной методики проведено обобщение данных по влиянию содержания модификаторов, температуры и режимов деформирования на изменение вязкостных свойств путем построения обобщенной температурно-концентрационно-инвариантной зависимости приведенной вязкости от приведенной скорости сдвига с учетом плотности расплава ρ композиций (рис. 3).

Таким образом, проведенные исследования позволили установить эффективность модификации ПВХ термоэластопластами в отдельности, а также при различных сочетаниях и соотношениях с минеральными наполнителями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Гузев В.В.* Структура и свойства наполненного поливинилхлорида // Научные основы и технологии. 2012. - 284 с.
2. *Виноградов Г.В., Малкин А.Я.* Реология полимеров // Химия. 1977. - 440 с.
3. *Торнер Р.В.* Основы переработки полимеров (теория и методы расчета) // Химия. 1972. - 453с.
4. *Ланутько Б.Н., Савельев А.П.* Построение обобщенной зависимости вязкости расплавов наполненных ПВХ композиций от скорости сдвига // Пластические массы. 1994. № 3. С. 31-34.

COMPOSITE MATERIALS BASED ON PVC AND THERMOPLASTIC

N.Ya. Galimova, A.G. Ablyasova

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Efficiency of modified polyvinyl chloride thermoplastic elastomers, as well as their mixtures with disperse fillers. The features of the changes of viscoelastic properties of modified compositions.

УДК 678.743.22:547.992.3

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ПОЛИМЕРНЫЕ ПОРОШКОВЫЕ ПОКРЫТИЯ

Галимова Н.Я., Сачкова А.С., Аблясова А.Г.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Разработаны составы, технологии, технологические процессы и комплекс специализированного оборудования для нанесения полимерных порошковых покрытий различного функционального назначения. Определены режимные параметры нанесения многофункциональных покрытий.

Практически все изделия в машиностроении подвергаются определенным видам обработки для обеспечения их надежности и долговечности в процессе эксплуатации и хранения.

В настоящее время доминирующей тенденцией в технологии производства различных видов покрытий является разработка новых составов, прогрессивных и высокоэффективных

технологий их нанесения. Среди большого разнообразия покрытий особое место занимают покрытия на основе полимерных порошковых композиций (ППК), которые применяют для получения коррозионностойких, теплостойких, световозвращающих, защитно-декоративных и других покрытий различного функционального назначения. Использование порошковой технологии позволяет получать высококачественные многофункциональные полимерные покрытия, увеличить надежность и долговечность изделий, резко сократить технологический цикл производства, снизить материальные и энергетические затраты, а также исключить загрязнение окружающей среды.

Широкое применение во многих отраслях промышленности место находят световозвращающие покрытия, для получения которых применяют, как правило, фольгированные пленки. Однако пленочная технология отличается сложностью получения покрытий, сравнительно небольшим сроком их службы и высокой себестоимостью производства. Особую актуальность в связи с этим приобретают исследования, направленные на разработку новых технологических процессов для получения световозвращающих покрытий с использованием порошковой технологии.

Для получения световозвращающих покрытий в работе использовались: эпоксидная ПЭП-219, полиэфирная ПЭ-1130У и эпоксиполиэфирная П-ЭП-61 промышленные порошковые композиции различных цветов (белый, синий и красный), а в качестве активных оптических элементов (отражателей) покрытий применялись микросферы на основе неорганического стекла марки К-8 с дисперсностью 50-150 мкм. В качестве эталонов диффузного отражения использовались образцы из комплекта ФО-1 и сертифицированный образец.

На основании проведенных исследований разработана оптимальная структура наполненных световозвращающих покрытий, состоящая из последовательно чередующихся функциональных слоев. Технологический процесс получения многослойных покрытий включает: подготовку поверхности изделия; нанесение ППК для формирования основного (опорного) слоя покрытий с его предварительной термообработкой; нанесение слоя наполнителей в виде микросфер; окончательное пленкообразование основного слоя наполненных покрытий при оптимальных температурно-временных режимах; нанесение защитного прозрачного слоя.

Проведен расчет основных оптических свойств микросферических отражателей и наполненных покрытий (показатели преломления, интегральные и спектральные коэффициенты отражения и поглощения, индикатриса отражения и рассеяния) при различных углах падения светового пучка с использованием метода лучевой оптики. Разработана модель, методика, алгоритм и программа расчета оптических характеристик наполненных световозвращающих покрытий.

Установлено, что свойства покрытий определяются структурой, природой и количественным соотношением порошковых композиций и микросферических отражателей, равномерностью распределения, дисперсностью и глубиной погружения наполнителей, а также режимными параметрами нанесения и формирования функциональных слоев.

Определены оптимальные режимные параметры технологических процессов нанесения и формирования покрытий. Установлено, что оптимальные свойства покрытий реализуются при использовании полиэфирных и полиэфирно-эпоксидных ППК различных цветов и наполнителей в виде микросфер из неорганического стекла марки К8. Оптимальные режимные параметры получения наполненных покрытий толщиной 150-200 мкм находятся в пределах: нанесение ППК для формирования основного слоя и его предварительная термообработка при температуре 110-115°C в течение 10-12 мин; нанесение заряженных частиц наполнителей диаметром 80-100 мкм со скоростью 3,5-4,0 м/с при напряжении 70-80 кВ, давлении сжа-

того воздуха 0,015-0,025 МПа и расстоянии от среза сопла до подложки 90-150 мм; окончательное пленкообразование основного слоя наполненных покрытий при температуре 175-185 С в течение 10-15 мин; нанесение ППК для формирования прозрачного защитного слоя толщиной 20-30 мкм.

Для реализации технологического процесса разработан комплекс специализированного оборудования, состоящий из порошкового питателя и распылительного устройства для равномерной подачи и нанесения ППК, распылительного устройства для нанесения микросферических наполнителей, камеры напыления исходных компонентов, блока подготовки воздуха, системы рекуперации ППК и установки для формирования покрытий. Рассчитаны основные конструктивно-технологические и режимные параметры оборудования, обеспечивающие получение многослойных световозвращающих покрытий с гарантированными оптическими и физико-химическими свойствами.

На основании проведенных исследований установлено, что по световозвращающим свойствам разработанные порошковые покрытия соответствуют или превосходят образцы на основе фольгированных пленок. Показана технико-экономическая и экологическая эффективность разработанных световозвращающих порошковых покрытий, технологических процессов и комплекса специализированного оборудования, которые прошли экспериментально-промышленную апробацию и внедрены на предприятиях машиностроительного и другого профиля с учетом их целевого назначения.

В данной работе проведены также исследования по разработке составов, специализированного оборудования, технологических процессов и оптимизации режимных параметров нанесения и формирования порошковых покрытий в нестационарных условиях электростатико-термогазодинамическим способом.

Принципиальная схема мобильной установки показана на рис. 1. Основными узлами установки являются два термогазогенератора (ТГГ), представляющие собой горелочные устройства. Первый ТГГ предназначен для предварительного нагрева окрашиваемой поверхности горячим потоком продуктов сгорания газа, а второй – обеспечивает подачу потока заряженных частиц ППК для окончательного формирования покрытия. В камеры сгорания обоих ТГГ через каналы подводится горючий газ (пропан), а через боковые каналы подается воздух. Для поджигания газа используется блок искрового зажигания, вырабатывающий высоковольтные импульсы с помощью искровой свечи зажигания. К соплу второго ТГГ через боковой канал дополнительно подается порошково-воздушная смесь (ПВС), при этом происходит нагревание и зарядка частиц ППК. Катод представляет собой набор игл, установленных на срезе сопла подачи ПВС, а анод – заземленную подложку, на которую наносится покрытие.

Для создания электростатического поля предусмотрена система генерации высокого напряжения, включающая блок питания, генератор и умножитель напряжения. При воздействии электрического поля высокого напряжения и горячего газового потока формируется факел ПВС и заряженные частицы ППК осаждаются на окрашиваемую поверхность.

Интервалы изменения режимных параметров нанесения покрытий были выбраны в пределах: плотность потока от 3 до 8 кг/ч·м², расход ППК от 4 до 20 кг/ч, напряжение на электродах от 30 до 70 кВ, расстояние между соплом ТГГ и подложкой от 0,025 до 0,150 м.

На рис. 2 приведены данные по изменению величины K_0 от расстояния между соплом ТГГ и окрашиваемой поверхностью.

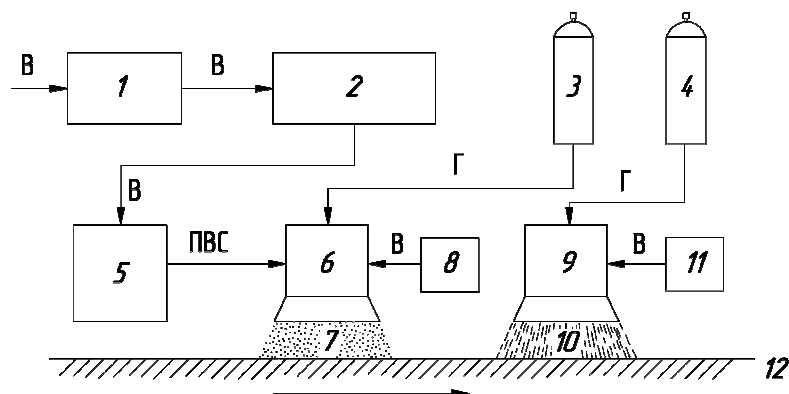


Рис. 1. Схема установки: 1 – блок подготовки воздуха; 2 – пневмопанель; 3 и 4 – газовые баллоны; 5 – порошковый питатель; 6 – термогазогенератор для нанесения ПВС; 7 – факел заряженных частиц ППК; 8 – вентилятор; 9 – термогазогенератор для нагрева поверхности; 10 – горячий поток продуктов сгорания; 11 – вентилятор; 12 – окрашиваемая поверхность, Г – газ; В – воздух. Стрелкой показано направление движения установки

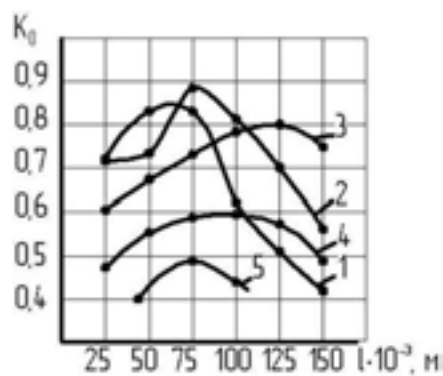


Рис. 2. Зависимость коэффициента осаждения ППК от расстояния между соплом и подложкой: 1 – $Q = 4 \text{ кг/ч}$, $U = 30 \text{ кВ}$; 2 – $Q = 4 \text{ кг/ч}$, $U = 40 \text{ кВ}$; 3 – $Q = 4 \text{ кг/ч}$, $U = 60 \text{ кВ}$; 4 – $Q = 10 \text{ кг/ч}$, $U = 60 \text{ кВ}$; 5 – $Q = 20 \text{ кг/ч}$, $U = 70 \text{ кВ}$

Видно, что по мере увеличения расстояния наблюдается экстремальный характер изменения величины K_0 . Причем максимальный эффект осаждения проявляется при расходе порошка от 4 до 10 кг/ч в интервалах изменения напряжения от 30 до 60 кВ и расстояния от 0,050 до 0,125 м. (кривые 1, 2 и 3), а с повышением расхода порошка и напряжения коэффициент осаждения заметно уменьшается (кривые 4 и 5). Полученные выводы подтверждаются данными по изучению изменения плотности потока порошковой композиции от расстояния до подложки (рис. 3). Видно, что кривые изменения плотности потока ППК имеют экстремальный характер, причем экстремумы в виде максимумов проявляются также в интервале изменения расстояния от 0,050 до 0,125 м.

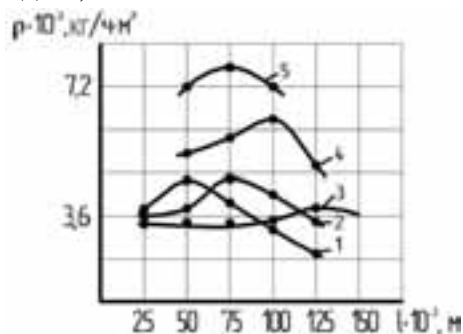


Рис. 3. Изменение плотности потока ППК от расстояния между соплом и подложкой: 1 – $Q = 4 \text{ кг/ч}$, $U = 30 \text{ кВ}$; 2 – $Q = 4 \text{ кг/ч}$, $U = 40 \text{ кВ}$; 3 – $Q = 4 \text{ кг/ч}$, $U = 60 \text{ кВ}$; 4 – $Q = 10 \text{ кг/ч}$, $U = 60 \text{ кВ}$; 5 – $Q = 20 \text{ кг/ч}$, $U = 70 \text{ кВ}$

Установлено что, максимальная эффективность осаждения ППК обеспечивается при изменении плотности потока ППК от 3,5 до 8,0 кг/ч·м², расходе ППК от 4 до 10 кг/ч, напряжении электрического поля от 30 до 60 кВ, расстояния между соплом и подложкой от 0,050 до 0,125 м.

Преимуществами разработанного способа являются: мобильность установки, возможность получения покрытий на крупногабаритных изделиях из различных по природе материалов в нестационарных условиях, снижение расхода ППК на 20-30 %, короткий технологический цикл и высокая производительность.

Таким образом, на основании комплексных исследований разработаны новые композиции, технологические процессы и нестандартное оборудование, а также определены оптимальные режимные параметры нанесения порошковых покрытий специального назначения на металлические и неметаллические материалы различными способами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зверев Э.В., Тукбаев Э.Е., Галимов Э.Р. Световозвращающие полимерные порошковые покрытия. Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2009. № 4-2(89). - С. 31-34.
2. Зверев Э.В., Галимов Э.Р., Тукбаев Э.Е., Галимова Н.Я. Технология нанесения полимерных порошковых покрытий специального назначения. Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2010. № 2. - С. 34-36.
3. Галимова Н.Я., Воронцов С.А., Галимов Э.Р., Тукбаев Э.Е. Разработка технологии и оборудования для нанесения полимерных порошковых покрытий электростатико-термогазодинамическим способом. Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2010. № 1. - С. 44-47.

MULTIFUNCTIONAL POLYMER POWDER COATINGS

N.Ya. Galimova, A.S. Sachkova, A.G. Ablyasova

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The compositions, technologies, processes, and a specialized set of equipment for polymer powder coatings for various functional strength destination. Defined operational parameters applying multifunctional coatings.

УДК 678.068

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИНТЕГРАЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА С ЗАМКНУТЫМИ ПОЛОСТЯМИ

Халиулин В.И., Батраков В.В., Данилов Я.С.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Рассматривается технология изготовления сложных интегральных конструкций из композитов, содержащих замкнутые полости. Экспериментальным путем оценивается возможность формования с использованием удаляемых и неудаляемых вкладышей. В качестве материала вкладышей использованы материалы типа RONACELL и Aquacore. Формование осуществляется методом RTM.

При проектировании композитных агрегатов механизации крыла самолета одной из основных проблем является рациональное восприятие конструкцией сосредоточенных усилий от узлов навески и привода. Наиболее удачным решением можно считать создание усиленного продольно-поперечного силового набора в этих зонах (рисунок 1).

Конструктора давно знают о преимуществах конструкций с пересекающимися продольными и поперечными структурными элементами, связанными с обшивками, однако с момента появления композитов технология изготовления подобных конструкций мало изучена. Основной сложностью при разработке технологии изготовления подобных конструкций является сложность создания необходимых параметров формования, в условиях замкнутых полостей образуемых продольно-поперечными элементами.

Сама идея таких технологий лежит на поверхности. Она заключается в применении вкладышей, которые после формования можно удалить из полости детали вымыванием, разрушением, растворением и т.п., т.е. решение задачи лежало в основном в области материаловедения. Кроме того, возникал вопрос об обеспечении точности изделия, так как формование препрега с базой на внутренний контур при большой податливости вкладыша не обеспечивает точность внешних обводов. Таким образом, из-за отсутствия подходящих материалов для изготовления вкладышей и проблем с обеспечением точности интенсивность изысканий в области конструкций с замкнутыми полостями была снижена, а создание подобных конструкций не получило должного развития.

В настоящий момент есть возможность вернуться к исследованиям в данной области с перспективой успешного создания агрегатов и узлов с высокой весовой культурой. Предпосылками для этого являются:

- Работы по созданию материалов, пригодных для вкладышей, проводимые в последние годы. Данные материалы выдерживают высокую температуру и давление, возникающие при формовании, и дают перспективу удаления из полостей сложной формы.

- Не менее значимым стало развитие СЧПУ, которые позволяют изготавливать вкладыши любой сложности с высокой точностью, а самое главное, развитие методов трансферного формования, например RTM. Метод RTM обеспечивает высокую точность изготовления как внутренней, так и наружной поверхности. Это снижает проблему обеспечения точности обводов агрегата.

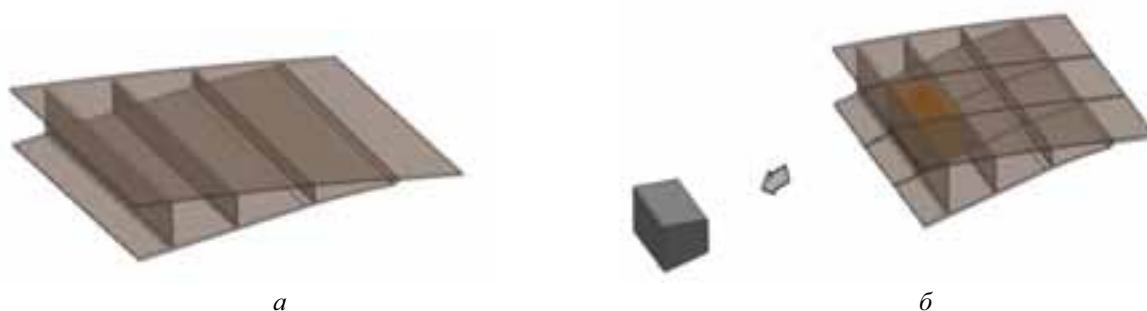


Рис. 1. Схемы интегральных конструкций: *а* – многостеночная; *б* – с перекрестным каркасом, образующим замкнутые полости

В настоящей работе приводятся результаты экспериментальных исследований, целью которых является оценка возможности изготовления конструкции с замкнутыми полостями из КМ.

Основой исследуемых технологических схем является:

- применение вкладышей, служащих для создания преформы и определяющих геометрию будущей полости;

- изготовление преформы выкладкой из углеткани с применением раскроя, полученного в ПО FiberSIM;
- формование методом RTM на смоле «горячего» отверждения RTM 6-2.

Все схемы можно разделить на две группы: с неудаляемыми вкладышами и с удаляемыми.

Неудаляемый вкладыш выполняется из легкого материала и остается в составе конструкции.

Удаляемые вкладыши могут быть выполнены из широкой номенклатуры материалов, которая ограничивается рядом условий, включая: температуру и давление, необходимые для формования, требования к диффузии (проникновению) связующего во вкладыш, сложность формы полости и способ его удаления и т.д.

Поскольку формование проводится методом RTM при $T = 180\text{ C}$ и давлении $p = 4\text{ атм}$, а создаваемая полость находится в глубине конструкции в труднодоступной зоне, то количество вариантов используемых материалов и технологий сокращается. Учитывая возможности современного материаловедения, было решено апробировать три варианта удаляемых вкладышей:

- вымываемые вкладыши, полученные механической обработкой из материала Aquasoge®;
- вымываемые вкладыши, полученные литьем из пасты на основе материала Aquaroug®;
- выплавляемые вкладыши на основе металлического сплава ПОС-61.

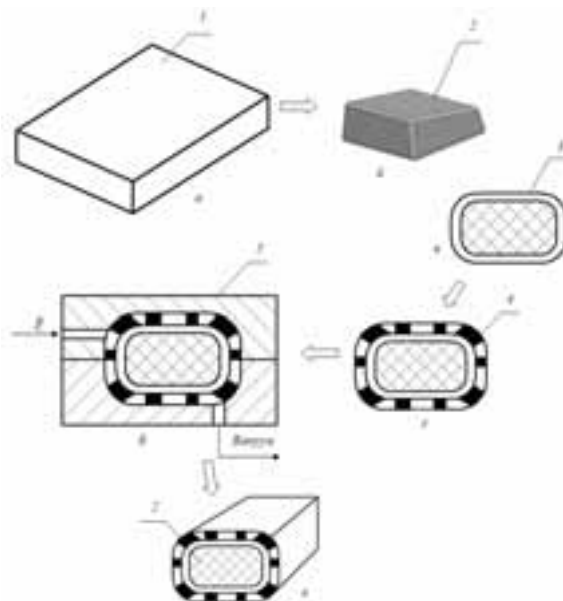


Рис. 2. Схема изготовления фрагмента конструкции с замкнутой полостью с неудаляемым вкладышем: *а* – плита ROHACELL; *б* – отфрезерованный вкладыш; *в* – нанесение изолирующего покрытия; *г* – выкладка преформы; *д* – пропитка связующего RTM – методом; *е* – готовая деталь, содержащая вкладыш

Ниже приведена кратко изложенная последовательность основных операций по применению вкладышей:

Вариант А. Изготовление детали с неудаляемым вкладышем.

1. На станке с ЧПУ из плиты 1 пенопласта типа ROHACELL® изготавливается вкладыш 2 (рисунок 2).

2. После нанесения изолирующего слоя 3 на вкладыше создается преформа 4, которая помещается в оснастку 5 для изготовления детали.

3. Осуществляется формование методом RTM.

4. Технологический вкладыш из ROHACELL® остается в составе детали. Учитывая малый удельный вес материала ROHACELL® в пределах 75-100 кг/м³, прирост веса детали за счет оставляемого вкладыша незначительный.

Вариант Б. Изготовление детали с помощью вымываемого вкладыша, полученного механической обработкой.

1. Разрабатывается мат. модель детали (МД) с определением внешней геометрии и мат. модель вкладыша (МВ) в программном комплексе NX.

2. Составляются управляющие программы для обработки формообразующей оснастки по МД и вкладыша по МВ с помощью ПО PowerMILL.

3. Из плиты материала Aquarour® фрезеруется вкладыш.

4. На вкладыш наносится покрытие, препятствующее диффузии смолы во вкладыш.

5. На вкладыш укладывается преформа из слоев углеткани. Для раскроя слоев используется ПО FiberSIM.

6. Из алюминиевых плит изготавливается формообразующая оснастка на СЧПУ, негативная форма которой соответствует внешним обводам детали.

7. Вкладыш устанавливается в форму, которая замыкается и обжимает преформу с расчетом обеспечения заданного коэффициента наполнения армирующим материалом.

8. Осуществляется формование методом RTM. Пути трансфера связующего рассчитываются с помощью ПО PAM-RTM (ESI Group).

9. После отверждения деталь извлекается, в ней сверлится отверстие, после чего материал вкладыша вымывается. Деталь можно считать готовой.

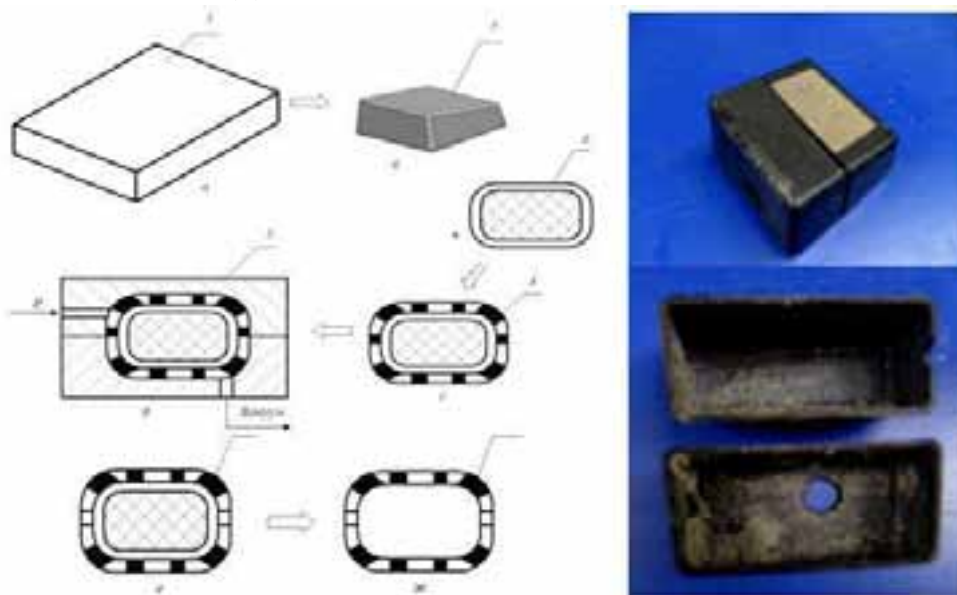


Рис. 3. Схема изготовления композитной детали с замкнутой полостью с помощью вымываемого вкладыша: *a* – заготовка из материала Aquasore; *b* – фрезерованный вкладыш; *в* – вкладыш со слоем изоляции; *г* – подготовка преформы; *д* – формование методом RTM; *е* – извлечение детали и сверление отверстия; *ж* – готовая деталь с замкнутой полостью; *з* – деталь в разрезе

Схемы с вымываемыми и выплавляемыми вкладышами в основном повторяют две вышеприведенные схемы. Отличие заключается в том, что сами вкладыши изготавливаются литьем в специальную форму, размеры которой отличаются от размеров детали на толщину образующего ее композита.

Для апробирования вышеперечисленных схем необходимо было выбрать форму и размеры образца детали для исследований. Для того чтобы эксперимент был максимально приближен к реальному применению технологии на практике было решено взять размеры образца, отвечающие габаритам интерцептора в зоне узла привода и навески.

На рисунке 4. показан фрагмент детали с полостью, образованный передней и второй стенками, двумя поперечными стенками (нервюрами), верхней и нижней обшивками.

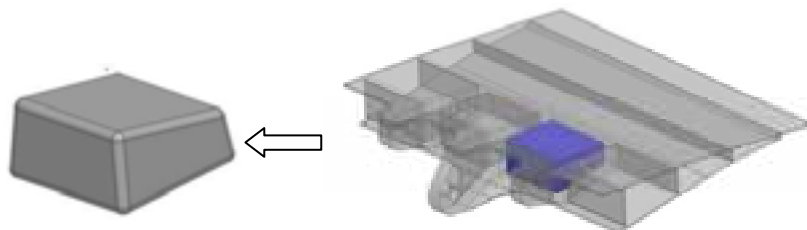
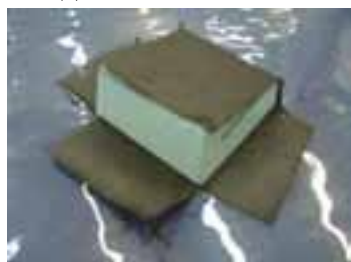


Рис. 4. Выбор элемента конструкции замкнутой полостью

В среде NX была разработана геометрическая модель фрагмента интерцептора с замкнутыми полостями, выполненной из 10 слоев углепластика с общей толщиной стенки $t = 2$ мм.

Для детали была спроектирована в среде ПО FiberSIM послойная укладка слоев.

На рисунке 5а показан процесс подготовки преформ выкладкой сухой углеродной ткани на вкладыш отфрезерованной из плиты ROHACELL, а на рисунке 5б готовый вкладыш, полученный методом RTM.



а



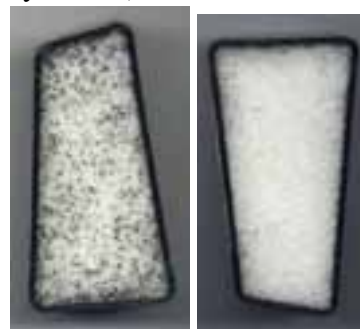
б

Рис. 5. Изготовление замкнутой полости: *а* – подготовка преформы; *б* – готовая деталь

На рисунке 6. показаны образцы в разрезе, полученные по схемам с выплавляемым вкладышем (рисунок 6а) и неудаляемым вкладышем (рисунок 6б).



а



б

Рис. 6. Детали в разрезе: *а* – изготовленная по схеме с выплавляемым вкладышем; *б* – с неудаляемым вкладышем

По результатам проведенного эксперимента можно сделать следующие выводы:

1. При получении деталей коробчатого типа, все варианты использованных вкладышей позволяют получить пластик с заданной толщиной монослоя и коэффициентом наполнения.
2. Требуется разработать ряд технологических мероприятий по улучшению удаления остатков вымываемой и выплавляемой оправок.

3. После сравнения трудозатрат выяснено, что наиболее эффективной из представленных схем является технологическая схема с использованием неудаляемых вкладышей, полученных из пенопласта ROHACELL®. В данной схеме нет необходимости изготовления оснастки для заливки вкладышей, удаления после формования материала вкладыша, а используемый материал отличается от материалов, используемых в других схемах, низкой стоимостью, широким диапазоном номенклатуры.

TECHNOLOGY OF INTEGRAL WING EMPENNAGE PARTS MANUFACTURING WITH CLOSED CAVITIES

V.I. Khaliulin, V.V. Batrakov, Ya.S. Danilov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Considered is technology of thin-walled integral composite structures with enclosures manufacturing. A possibility of molding using removable and non-removable inserts is being experimentally assessed. ROHACELL® and Aquacore® materials are used for inserts manufacturing. Composite parts are produced by RTM.

УДК 621.715.2

ТЕХНОЛОГИЯ НАНЕСЕНИЯ ТОКОПРОВОДЯЩИХ ПОКРЫТИЙ НА АЛЮМИНИЕВЫЕ ДЕТАЛИ КОНТАКТНЫХ ГРУПП

Губарев Д.В., Губарева Ю.Н.

(Самарский государственный технический университет)

Статья посвящена сравнительному анализу медных покрытий, наносимых на основу из алюминиевых сплавов различными методами, а также реализации вневанного нанесения электрохимических покрытий различных металлов. Приведены технические характеристики устройств для локального осаждения покрытий, область применения и преимущества. Разработка может найти широкое применение в различных отраслях промышленности, где использование гальванических линий невозможно или нецелесообразно.

В контактных группах электрических аппаратов традиционно используются медные детали с токопроводящим серебряным покрытием. В связи с дороговизной меди в настоящее время все чаще в качестве основы используют более легкие и дешевые алюминиевые сплавы. При этом возникает ряд проблем, особенно в плане обеспечения требуемой прочности сцепления серебряных покрытий с основой. Не только серебро не имеет прочную адгезионную связь с алюминиевой поверхностью, но даже традиционно используемый медный (или никелевый) подслоя также проблематично осаждают на алюминиевую подложку гальваническим методом.

1. Сравнительный анализ медных покрытий, наносимых на основу из алюминиевых сплавов различными методами

Для решения вышеизложенной проблемы были исследованы различные технологии получения медного подслоя на алюминиевой основе, обеспечивающие получение качественных деталей. Рассматривались технологии высокоскоростного напыления и детонационного напыления меди из порошковых материалов. Для этого использовались промышленно вы-

пускаемые установки «Димет» и автоматизированный детонационный комплекс «Дракон». Работы проводились в лаборатории наноструктурированных покрытий ФГБОУ ВПО СамГТУ.

Оба рассматриваемых метода являются газодинамическими, в которых твердые металлические частицы разгоняют до сверхзвуковой скорости и обеспечивают их сцепление с подложкой и друг с другом за счет адгезионных сил. Однако эти методы имеют и ряд существенных различий по технологическим режимам напыления и качеству формируемого слоя.

При использовании установки «Димет» ускорение частиц до нужных скоростей осуществляется сверхзвуковым воздушным потоком, в который дополнительно вводят абразивные керамические порошки, которые необходимы для срезания окисной пленки с основы для лучшего сцепления покрытия. При этом скорости частиц, как правило, находятся в пределах 400 ... 500 м/с, а температура частиц в потоке недостаточна для перевода их в пластическое состояние. При наращивании медных покрытий это приводит к формированию слоя с высокой пористостью (до 20 %) из-за невозможности неполного сцепления частиц меди. При этом в порах содержится воздух, который не только может продолжать окисление покрытия изнутри, но и образовывать вздутия при нагреве на беспористых серебряных покрытиях, наносимых поверх медной пленки. Пористость покрытий, полученных различными методами, показана на рис. 1.

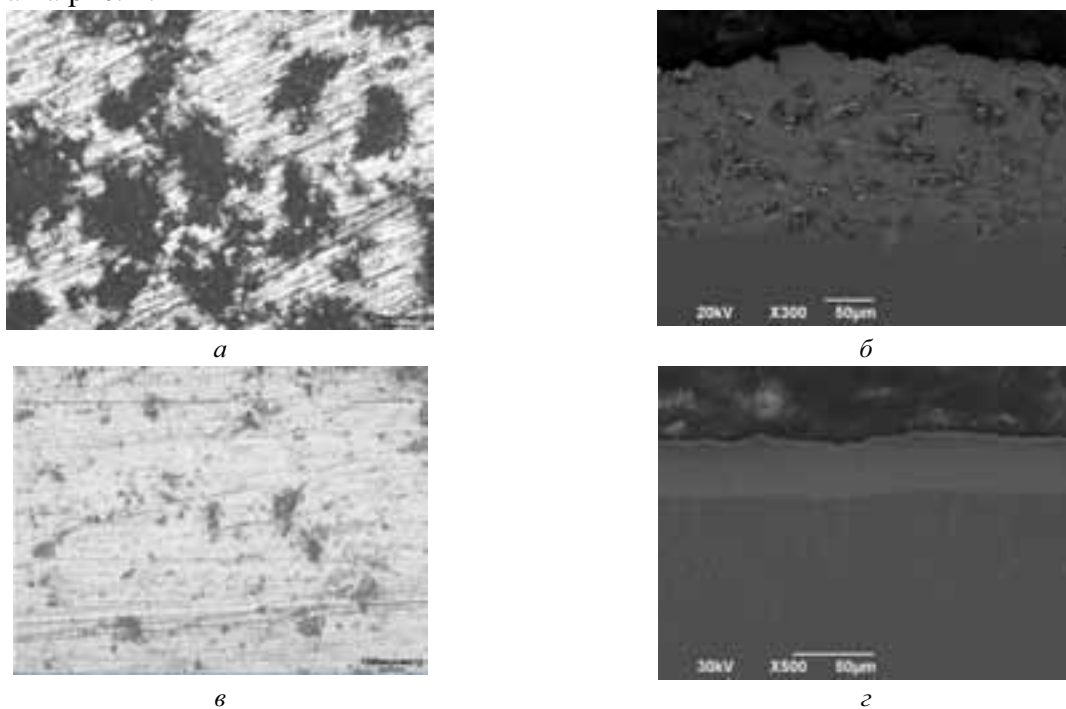


Рис. 1. Пористость медных покрытий, сформированных с помощью установки «Димет» (а, б) и детонационным комплексом «Дракон» (в, г)

Частицы абразива, остающиеся после напыления в материале покрытия, повышают абразивность формируемого слоя. Недостаточная кинетическая энергия частиц не обеспечивает достаточно полного сцепления частиц меди с алюминиевой подложкой, при этом адгезия на отрыв не превышает 1 МПа, это неизбежно создаст трудности (отслаивания) при последующей механической обработке покрытия. Хрупкость покрытия приводит к его ускоренному разрушению при контактной усталости. Это подтверждают триботехнические испытания контактной пары «стержневой контакт – ламель» (рис. 2). Испытания проводили при нагрузке на контакт – 5 кгс (соответствует эксплуатационным нагрузкам), частоте вращения 60 об/мин и числе циклов нагружения 300. При напылении подложки с помощью установки «Димет» наблюдается разрушение подложки с отслаиванием серебряного покрытия.



Рис. 2. Испытания деталей многослойными покрытиями: вид установки для испытаний на циклическую стойкость (а); вид покрытия, сформированного с помощью установки «Димет» (медная подложка) после испытаний (б); вид покрытия, сформированного с помощью установки «Дракон» (медная подложка) после испытаний (в)

При напылении медных покрытий детонационным комплексом «Дракон» метание частиц происходит в результате взрыва детонирующей ацетилен-кислородной газовой смеси, в результате чего частицы не только приобретают наиболее высокую скорость (850 ... 1000 м/с) по сравнению со всеми известными методами газодинамического напыления, но также получают нагрев до пластичного состояния, близкой к температуре плавления. При этом детонационная камера и ствол пушки после каждого взрыва продуваются инертной средой – азотом, исключая окисление частиц меди при напылении на поверхность. Высокая кинетическая энергия частиц обеспечивает наиболее их полное прилегание с основой, создавая высокую степень прочности сцепления с основой (15 ... 20 МПа), что позволяет производить последующую механическую обработку покрытия (шлифование) под последующее осаждение токопроводящего серебряного покрытия. Детонационное покрытие имеет низкую пористость (не более 5 %), что обуславливает повышенные механические свойства покрытия и формирует хорошую основу под последующее серебрение.

Проведенный сравнительный анализ показал, что детонационный метод напыления медного подслоя на основу из алюминиевых сплавов обладает рядом неоспоримых преимуществ и в настоящее время не имеет реальной альтернативы.

2. Универсальный программируемый комплекс для локального нанесения износостойких защитных покрытий широкого спектра

Процесс нанесения покрытий цветных металлов нашел широкое применение во всех отраслях промышленности, включая машиностроение, приборостроение, легкую промышленность и ювелирную промышленность. На сегодняшний день для нанесения покрытий традиционно используют крупногабаритные ванны, требующие дополнительного оснащения вентиляционной и коммуникационной системой. Однако нанесение покрытий в гальванических ваннах имеет ряд недостатков. Во-первых, в ваннах сложно обеспечить качественное осаждение покрытий на поверхностях со сложной формой, особенно если электролит имеет недостаточную рассеивающую способность. Помимо этого, технологическое оснащение гальванического производства имеет существенный недостаток, связанный с ограниченностью его перемещения и размещения, с чем зачастую сталкиваются малые предприятия и организации. С экономической точки зрения окупаемость такого производственного оборудования занимает довольно продолжительное время в связи с высокими затратами на отладку и его ремонт, либо просто не перекрывается получаемой прибылью от реализации готовой продукции.

В лаборатории наноструктурированных покрытий СамГТУ был разработан универсальный программируемый комплекс для локального нанесения износостойких защитных покрытий широкого спектра, который может быть использован для антифрикционной, анти-

коррозионной и художественно-декоративной обработки металлических поверхностей и оптимизации технологических процессов обработки материалов. Общий вид универсального программируемого комплекса представлен на рис. 3. Новизна разработанного комплекса заключается в обеспечении возможности электролитического нанесения (ручного или автоматизированного) покрытий на локальные участки металлических поверхности со сложным профилем с использованием нестационарных токовых режимов. Прибор позволяет наносить покрытия из различных металлов, таких как серебро, золото, никель, цинк, медь, железо, хром.

Предлагаемый комплекс имеет ряд преимуществ по сравнению с имеющимися приборами для внеканального метода электроосаждения:

- 1) меньшие массогабаритные характеристики;
- 2) отсутствие дополнительных емкостей для электролита;
- 3) использование автономного источника питания;
- 4) автоматизированный источник питания позволяет в широких диапазонах управлять технологическими режимами осаждения;
- 5) возможность создания покрытий с положительным градиентом по твердости;
- 6) программирование последовательности технологических режимов осаждения обеспечивает формирование покрытий с возможностью оптимизации и сохранения выбранных программ для комплектов деталей различной конфигурации и использование данного комплекса в научно-исследовательских целях;
- 7) стоимость комплекса значительно ниже имеющихся аналогов.



Рис. 3. Общий вид универсального программируемого комплекса

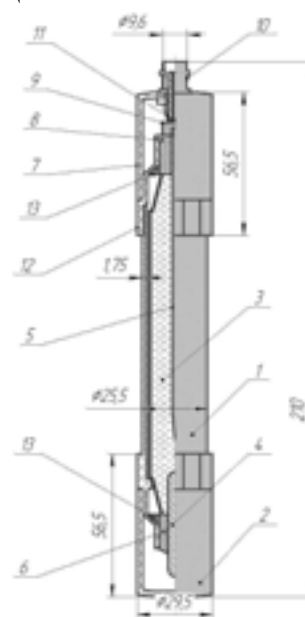


Рис. 4. Конструкция устройства для нанесения электролитических покрытий: 1 – корпус, 2 – колпачок, 3 – тампон, пропитанный электролитом, 4 – наконечник (перо), 5 – металлический стержень анода, 6 – переходная втулка, 7 – разъемный колпачок, 8 – посадочная втулка, 9 – контакт подпятник, 10 – разъем BNC, 11 – пружинный контакт, 12 – свинчиваемая втулка, 13 – оксидный герметик

Устройство для нанесения электрохимических их покрытий (карандаш) (рис. 4) состоит из корпуса 1, в который вставлен пористый стержень (тампон) 3, пропитанный электролитом, связанный с одной стороны с фетровым наконечником 4, который служит в качестве

пера, а с другой стороны с анодом 5, представляющего собой металлический стержень, который в свою очередь сообщается с источника тока с помощью гибкого полутораметрового многожильного медного провода, на одном конце которого имеется зажим (типа «крокодил»), что позволяет упростить процесс осаждения в труднодоступных областях обрабатываемой поверхности, где исключается возможность непосредственной установки блока управления источника. На обратном конце проводника имеется разъем BNC, позволяющий производить легкую и надежную фиксацию контактов, исключая возможность разрыва электрической цепи в процессе электрохимического осаждения. Корпус гальванического карандаша, полый, изготовлен из химически стойкого полипропилена, имеет эргономичную форму, удобную для рук для необходимой продолжительной работы. Габаритные размеры корпуса карандаша: длина $l = 1210$ мм, диаметр $d = 25,5$ мм, толщина стенки $s = 1,75$ мм. Материала корпуса препятствует испарению электролита, сохраняя высокую герметизацию в местах резьбового соединения, а также в местах посадки с натягом составных компонентов устройства, таких как колпачки и переходные втулки и уплотнения. Тампон выполнен из абсорбирующего материала (нейлона), обеспечивающий возможность своей максимальной пропитки и сдерживания в себе всего объема раствора электролита. Дозаправку электролита производят через технологическое отверстие во втулке 12.

Перед использованием устройства с корпуса снимают колпачок, и гибкий провод соединяют с источником тока, который в свою очередь подключается с помощью зажима к обрабатываемой поверхности. Затем с легким прижимом трут заостренным концом стержня по участку обрабатываемой поверхности, на который необходимо нанести покрытие. При этом замыкается электрическая цепь от положительного полюса источника тока через анод, электролит, обрабатываемую поверхность, гибкий провод на отрицательный полюс источника тока. Покрытие получается в результате восстановления ионов металла, содержащихся в электролите, на катоде, в роли которого выступает обрабатываемая поверхность. В случае использования растворимых анодов в процессе эксплуатации потребуется их периодическая замена.

Пульт управления комплекса изготовлен на основе программируемого контроллера со встроенным микропроцессором, позволяющий осуществлять автоматизированное управление электролизом по заданной программе с возможностью выбора тока произвольной формы (постоянный, переменный, импульсный, асимметричный и др.), задания величины и длительности импульсов прямого и обратного токов, паузы между ними, положительного или отрицательного смещения постоянной составляющей тока, обеспечение стабилизации по току и по напряжению. Это позволяет получать благоприятный положительный градиент механических свойств в покрытиях, предназначенных для повышения износостойкости покрытий и его адгезии. Также прибор дает возможность формировать высококачественные покрытия с возможностью оптимизации и сохранения выбранных последовательностей технологических режимов для нанесения покрытия на комплекты деталей различной конфигурации. Для обеспечения автономного и переносного исполнения прибора питание осуществляется от сменных аккумуляторов или от внешнего источника постоянного напряжения с одновременной подзарядкой сменных аккумуляторов. При работе от внешнего источника тока одновременно происходит зарядка аккумулятора. Для предупреждения перезаряда установлен контроль заряда аккумулятора, который также включает индикатор, указывающий на низкий уровень заряда аккумулятора. Коммутационное устройство отключает аккумулятор из цепи питания при достижении полного заряда и подключает его при отключении внешнего источника питания.

Для создания периодического сигнала разной формы используется силовой блок, состоящий из драйвера силовых ключей и самих силовых ключей, построенных на IGBT-транзисторах. Применение в схеме IGBT-транзисторов дает возможность создавать инверторы с более высокой частотой работы при малом токе управления, что важно для устройства, работающего от аккумулятора. Для предотвращения ситуаций, при которых оба плеча моста силовых транзисторов будут открыты, а также для согласования уровней сигналов управления используется драйвер силовых ключей. Индикаторы прибора представляют собой несколько светодиодов, информирующие о включении устройства, низком заряде аккумулятора и выбранном режиме. Для управления силовой схемой используется микроконтроллер. Кварцевый генератор микроконтроллера формирует импульсы с очень стабильной частотой и служит для стабилизации всех процессов по времени. Процессор выполняет команды, записанные в энергонезависимую память, управляет информацией и драйверами силовых ключей, принимает управляющие сигналы с клавиатуры и преобразует аналоговые сигналы, поступающие с датчиков тока и напряжения, а также регулятора параметров. Датчики тока и напряжения необходимы для создания обратной связи между управляющими сигналами микроконтроллера и реальным выходным сигналом, возникающим на силовых ключах.

Технические параметры комплекса:

1. скорость осаждения: 0,01-0,1 мкм/мин;
2. выходная плотность тока: 1 ... 100 А/дм²;
3. шаг регулирования: + /-0,1 А/дм²;
4. количество возможных программ: 10 шт.;
5. максимальная частота импульсов: 1 кГц;
6. время автономной работы: до 8 часов;
7. объем электролита: 120 мл.;
8. потребляемая мощность: 27 Ватт; масса комплекса: 3 кг.

Потенциальными потребителями переносного комплекса для нанесения металлических покрытий являются:

- 1) отечественные приборостроительные предприятия;
- 2) подшипниковые предприятия;
- 3) предприятия, производящие электрооборудование и электронику;
- 4) предприятия легкой и ювелирной промышленности;
- 5) физические лица и владельцы автосервисов, для защитно-декоративных работ;
- 6) учебные заведения, для проведения научных исследований.

TECHNOLOGY APPLICATION CONDUCTIVE COATING ON ALUMINUM DETAILS CONTACT GROUP

D.V. Gubarev, J.N. Gubareva
(Samara State Technical University)

Article is devoted to a comparative analysis of copper coatings deposited on a substrate made of aluminum alloys by various methods, as well as to realization the extra bathing coating of electrochemical coverings at various metals. Technical characteristics of devices for local sedimentation of coverings, area of application and advantages are given. Development can find broad application in various industries where use the galvanic lines is impossible or inexpedient.

СБОРНЫЙ ЭЛЕКТРОД-ИНСТРУМЕНТ ДЛЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ОБРАБОТКИ ХРУПКИХ И СВЕРХТВЕРДЫХ МАТЕРИАЛОВ

Хафизов И.И., Закирова А.Р., Садыков З.Б.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

В современном машиностроении широко используют дефицитные и дорогие сплавы типа драгоценных металлов, вольфрама, магнитных сплавов, хрупких материалов. Дефекты, вносимые в поверхностный слой при их отрезке, сохраняются в готовом изделии, снижая его качественные характеристики. В статье приведены несколько вариантов электрод-инструментов, позволяющих улучшить качество обработанной поверхности и повысить производительность процесса отрезки хрупких и сверхтвердых материалов.

При разрезании хрупких и сверхтвердых материалов известными механическими и электрическими методами на обработанной поверхности образуются сколы и микротрещины. Применение электрохимической обработки позволяет избежать этих дефектов, но отличается низкой производительностью процесса. Электроалмазное разрезание дает высокую производительность с достаточно хорошим качеством обработанной поверхности, но имеет недостаток в виде непараллельности стенок реза, что требует дополнительной операции шлифования.

Для обеспечения плоскопараллельности разрезаемых поверхностей хрупких и сверхтвердых материалов нами предлагается несколько способов, защищенных авторскими свидетельствами. В способе по а.с. 1657503 предложено повышать точность обработки путем использования сборного электрода-инструмента, состоящего из двух дисков 1 и 2, разделенных диэлектриком 3. К заготовке 4 подключают с помощью регуляторов напряжения 5 и 6 положительный полюс источника тока 7, положение дисков контролируется дифференциальным датчиком деформации 8, соединенным с преобразователем 9. (см. рис. 1)

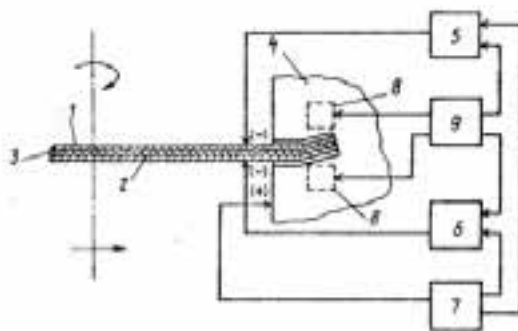


Рис. 1 Схема разделения материала сборным электродом

В ходе обработки величина изгиба дисков измеряется дифференциальным датчиком деформации и сравнивается с заданным в начале резки. При превышении изгиба диска предельно допустимой величины подается управляемое напряжение на диск, в сторону которого произошел изгиб. Это вызывает коррекцию положения режущей кромки сборного диска относительно плоскости реза, повышая точность реза. Точность обработки сборным диском по сравнению с цельным возрастает в 2 раза. [1]

Качество обработанной поверхности можно улучшить за счет увеличения электрохимической составляющей процесса электроалмазной обработки. Электрохимическая состав-

ляющая процесса увеличивается путем эксцентрического расположения дисков относительно друг друга по а.с. 1641540 (см. рис 2)

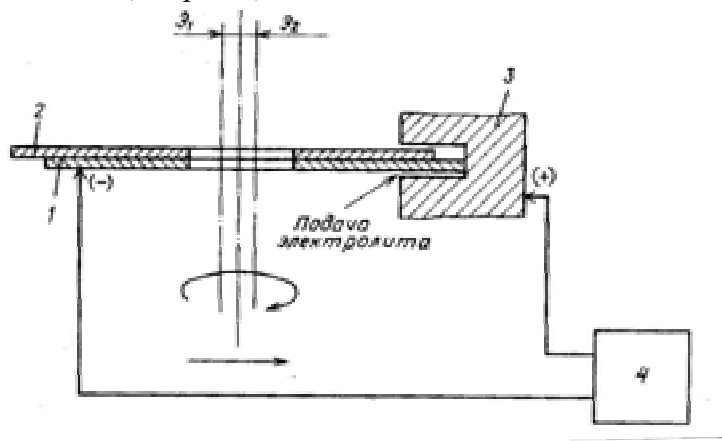


Рис. 2 Схема обработки деталей эксцентричным сборным диском

Электрод-инструмент выполнен в виде отдельных дисков 1 и 2, наложенных один на другой с эксцентриситетом относительно оси вращения. Электрод-инструмент подключен к отрицательному, а заготовка 3 к положительному полюсу источнику 4 технологического тока. Наличие эксцентриситета дисков позволяет усилить электрохимическую составляющую процесса электроалмазной обработки. В результате попеременного удаления и приближения режущей кромки каждого диска создается полость в зоне резания, в которую поступает поток электролита, и в течение полупериода вращения происходит интенсивное электрохимическое растворение обрабатываемого материала, а в течение следующего полупериода обеспечивается вынос продуктов растворения и механическое резание припуска. Процесс позволяет увеличить скорость резания в 2,5 раза, а степень износа диска снижается до 60 % [2].

Однако эксцентрично расположенные диски создают ударное вхождение в заготовку, что снижает долговечность инструмента и оборудования. Для устранения этого недостатка следует установить без эксцентриситета дополнительный диск между эксцентрично расположенными дисками. Дополнительный диск обеспечивает постоянный контакт с заготовкой, позволяет повысить качество обработанной поверхности и снизить трудоемкость. [3].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Способ электроабразивной резки: а.с.1657303 СССР: МПК 5 В23Н5/06 С.Ф.Тарасов, И.А.Одинцов, З.Б.Садыков и В.П.Смоленцев: заявитель и патентообладатель ПРЕДПРИЯТИЕ П/Я А-7555. -; заявл. 13.07.1987, опубл. 23.06.1991, Бюл. № 23
2. Сборный электрод-инструмент для электроабразивной резки: а.с. 1641540 СССР: МПК 5 В23Н7/12, В23Н5/10 И.А.Одинцов, С.Ф.Тарасов, З.Б.Садыков, А.Ф.Зорихин и В.П.Смоленцев: заявитель и патентообладатель ПРЕДПРИЯТИЕ П/Я А-7555. -; заявл. 04.06.1986, опубл. 15.04.1991, Бюл. № 14
3. Сборный электрод - инструмент для электроалмазной резки: пат. 2432240 Рос. Федерация: В23Н005/10 В23Н007/12 Садыков Н.З., Садыков З.Б. и Закирова А.Р.: заявитель и патентообладатель Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева (КГТУ им. А.Н. Туполева). -; заявл. 16.02.2010, опубл. 27.10.2011, Бюл. № 30.

COMBINED ELECTRODE-TOOL FOR THE COMBINED PROCESSING OF FRAGILE AND SUPERFIRM MATERIALS

I.I. Khafizov, A.R. Zakirova, Z.B. Sadykov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In modern mechanical engineering widely use scarce and expensive alloys like precious metals, tungsten, magnetic alloys, fragile materials. The defects brought in a blanket at their piece, remain in a finished product, reducing its qualitative characteristics. In article are given some options an electrode tools, allowing to improve quality of the processed surface and to increase process productivity pieces of fragile and superfirm materials.

УДК 678.068

МОДЕЛИРОВАНИЕ RTM ПРОЦЕССА ПРОПИТКИ ЭЛЕМЕНТА МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Хилов П.А., Халиулин В.И.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Применение полимерных композиционных материалов в авиа-космических конструкциях обусловлено высокими удельными характеристиками материала. Повышение степени интегральности конструкции, а так же применение трансферных методов позволяет снизить стоимость готового изделия. В данной работе рассмотрен процесс разработки технологии изготовления элемента механизации крыла интегральной конструкции методом RTM с использованием цифровых методов проектирования.

В настоящее время, происходит активное внедрение композиционных материалов в различные отрасли промышленности. Высокие удельные характеристики ПКМ являются главным преимуществом для деталей авиа-космического назначения, по сравнению с традиционными металлическими аналогами. Одним из факторов, влияющим на скорость внедрения данного продукта в серию, являются стоимость процесса его изготовления. Для деталей со средней серийностью, наиболее рациональным является применение RTM процесса. Одним из преимуществ данной технологии, является возможность получения из армированного композита сложных трехмерных деталей с высокими физико-механическими характеристиками. Степень интегральности и технологическое членение конструкции полностью завесит от сложности ее пространственной структуры, а так же конструкторской проработки технологической возможности изготовления трехмерной многосвязной конструкции.

На ряду с преимуществами, данный технологический процесс имеет ряд недостатков. К основному следует отнести трудности прогнозирования движения связующего по сухой армированной преформе в процессе заполнения полости формообразующей оснастки. Этот процесс зависит от большого количества факторов. Изменение значения технологических параметров, либо исключение их при расчетах, может сильно повлиять на процесс течения связующего в форме.

В данной работе рассматривается процесс моделирования технологии изготовления методом RTM сложной многосвязной конструкции. В основе лежит разработка процесса про-

питки в программе PAM RTM компании ESI Group. В расчетную модель были импортированы данные о геометрии и толщине всех элементов интегральной детали из ПО Siemens NX, а так же данные о количестве слоев и искажении угла армирования волокна армирующего материала из ПО FiberSIM. Экспериментально полученные данные изменения вязкости и реакционной способности связующего от температуры, а так же зависимость проницаемости от коэффициента объемного наполнения волокном и сжимаемости армирующего материала, были заложены в численную модель. Следующим этапом стал процесс построения оптимизированной конечно-элементной модели детали, в которой учтены особенности конструкции агрегата и армирующего ламината, а так же краевые условия. Были рассмотрены различные технологические схемы пропитки детали, влияние расположения точек подвода/отвода связующего и время их открытия/закрытия, и параметров температуры, давления и вакуума на стадии инъекции связующего. Полученные данные подвергались анализу, после чего технологические схемы рассматривались на сложность их реализации, стабильность и повторяемость технологии, возможность появления внутренних дефектов в структуре материала, а так же влияния человеческого фактора на стабильность процесса.

Результатом данной работы стала спроектированная технологическая схема изготовления элемента механизации крыла интегральной конструкции методом RTM. Используя полученные результаты моделирования, была спроектирована и изготовлена технологическая оснастка и изготовлена опытная партия деталей данной конструкции. Готовые образцы и параметры опытного технологического процесса, были подвергнуты сравнительному анализу, который показал расхождения в 5 % по сравнению с расчетными данными.

SIMULATION MANUFACTURING PARTS OF THE WING BY RTM PROCESS

P.A. Khilov, V.I. Khaliulin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The use of polymer composites in aerospace structures due to the high specific characteristics of the material. Increased integrated construction, as well as the use of technology infusion to reduce cost of the finished product. In this paper, we consider the process of development of manufacturing technology an integral element of the wing structure by RTM using digital design techniques.

УДК 678.068

СОСТАВ И ТЕХНОЛОГИЯ ПОЛУЧЕНИЯ УДАРОПРОЧНЫХ ДРЕВЕСОНАПОЛНЕННЫХ ТЕРМОПЛАСТОВ НА ОСНОВЕ ПОЛИПРОПИЛЕНА

Беззаметнов О.Н., Амирова Л.М.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Целью данной работы являлось получение ряда наполненных ПКМ на основе полипропилена с повышенными эксплуатационными свойствами, оптимизация их составов и технологических режимов получения. Для выбранного ряда марок полипропиленов и сополимеров пропилен с этиленом выявлены некоторые закономерности влияния молекулярно-массового состава полимера на его физико-механические и термомеханические свойства. Предложены составы, обладающие высокими эксплуатационными свойствами.

Композиционные материалы на основе термопластичных связующих имеют ряд преимуществ по сравнению с композитами, имеющими терморепактивную матрицу: высокие ударопрочность и трещиностойкость, низкое водопоглощение и др. В широком ряду термопластов особый интерес вызывают полипропилен (ПП) и сополимеры пропилена с этиленом благодаря достаточно высоким эксплуатационным свойствам и невысокой стоимости.

Целью данной работы являлось получение ряда наполненных ПКМ на основе полипропиленов с повышенными эксплуатационными свойствами, оптимизация их составов и разработка технологических режимов их получения.

В качестве объектов исследования был выбран широкий ряд промышленных полипропиленов и сополимеров ПП: гомополимеры, статистический сополимер пропилена и этилена, блок-сополимеры пропилена и этилена. В качестве наполнителя использовали древесную муку различной дисперсности. В качестве совмещающего агента использовали водный раствор натриевой соли полиаминополифосфоновой кислоты (ПАФ-13А).

Гомогенизацию компонентов в дисперсно-упрочненных композитах проводили в смесителе Plastograph® EC plus с номинальным объемом камеры 120 см³ при 190 °С с частотой вращения 50 об/мин.

Измерение вязкости расплава ПП и его сополимеров (показатель текучести расплава, ПТР при 2.16 г/230 °С) проводили на пластометре CEAST 7027. Температуру размягчения по Вика в жидкой среде определяли на приборе BASIC VICAT/HDT-Tester (Coesfeld GmbH & Co. KG) в соответствии с ГОСТ 15088-83. Ударную вязкость образцов определяли на маятниковом копре CEAST 9050 (ИМПАКТОР II) в соответствии с ГОСТ 19109-84. Температуры стеклования и плавления определяли с использованием DSC 204 F1 Phoenix (Netzsch, Германия).

Для выбранного ряда полипропиленов и его сополимеров выявлены некоторые закономерности изменения физико-механических и термомеханических свойств от молекулярно-массового состава полимера. Выбор и оптимизацию соотношения компонентов ПКМ, в том числе модификаторов, режима совмещения и формования проводили из анализа результатов испытания.

Предложены технологические приемы и составы для модификации полимера с целью повышения его адгезии к наполнителю. Из полученных данных следует, что использование менее вязких марок полипропилена приводит к получению наполненных композитов с большими значениями ПТР. Ударная вязкость композитов на основе одной марки ПП выше при использовании древесного наполнителя с меньшим размером частиц (ДМ марки 180). Использование более высокоударопрочных марок полимера приводит к более высоким значениям ударной вязкости и композита. Это указывает на определяющую роль свойства матрицы в ударной прочности наполненного композита.

Из анализа данных ДСК более низкие значения температуры стеклования для образцов чистого полимера хорошо коррелируют с большей ударной вязкостью и морозостойкостью, что позволяет проводить оценку ударостойкости при пониженных температурах и соответственно морозостойкости по значениям температуры стеклования.

Подобраны составы, имеющие высокие эксплуатационные свойства. Разработанные композиты могут быть использованы для получения изделий различного назначения.

THE COMPOSITION AND TECHNOLOGY OF PRODUCING IMPACT RESISTANT WOOD FILLED THERMOPLASTICS BASED ON POLYPROPYLENE

O.N. Bezzametnov, L.M. Amirova

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The aim of this work is to obtain a range of filled polypropylene polymer composite materials with advanced performance and optimization of their composition and processing conditions. For the selected range of polypropylene and co-polymers of propylene and ethylene brands, a few patterns of physical and mechanical and thermal mechanical properties depending on molecular and mass composition of polymer are revealed. The compositions with high performance are presented.

УДК 678.068

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА СВОЙСТВА РЯДА ЭПОКСИДНЫХ ПОЛИМЕРОВ

Хамидуллин О.Л., Амирова Л.М.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Целью работы являлось выявление некоторых закономерностей поведения композиций на основе ангидридных и аминных отвердителей, при различных условиях воздействия, а также влияния химического состава на стойкость к агрессивным средам. Была установлена корреляция между полярной составляющей поверхностной энергии и устойчивостью полимера в агрессивных средах.

Полимеры в процессе эксплуатации подвергаются различным воздействиям, такие как механические, тепловые, агрессивные среды и другие. Такие воздействия приводят к изменению свойств полимеров и композитов на их основе, что может привести к разрушению, даже в области их расчетной работоспособности. Анализ отечественной и зарубежной литературы показал, что работы в области исследований внешних воздействий в основном носит эмпирический характер, имитируя условия эксплуатации материала. Такие исследования являются дорогостоящими и длительными, поэтому задача проведения исследований, выявляющих общие закономерности поведения материала, является актуальной.

Целью работы являлось исследование падения свойств эпоксидных полимеров на основе аминных и ангидридных отвердителей при воздействии кислотных и щелочных сред, а также выявление роли полярной составляющей поверхностной энергии на устойчивость к этим средам.

В качестве объектов исследования была выбрана эпоксидная смола ЭД-20, отвержденная аминными и ангидридными отвердителями.

Режимы отверждения подбирали с использованием дифференциального сканирующего калориметра DSC 204F1 Phoenix (Netzsch, Германия), термомеханические свойства контролировались с помощью динамического механического анализатора DMA Q800 (TA Instruments), значение поверхностной энергии измерялась методом сидячей капли по эталонным жидкостям на приборе DSA20E EasyDrop (Kruss).

Отвержденные полимеры выдерживали в различных агрессивных средах и контролировали модуль упругости и температуру стеклования. Выявлена зависимость изменения теплофизических свойств в процессе выдержки в кислотах и щелочах от химической природы эпоксиполимера. В результате данного исследования была установлена корреляция между полярной составляющей поверхностной энергии и устойчивостью полимера к агрессивным средам.

Проведено изучение воздействия циклических нагрузок на исследуемые полимеры и выявлено влияние параметров циклических нагружений на модуль упругости и температуру стеклования данных полимеров.

STUDY OF THE INFLUENCE OF VARIOUS FACTORS ON THE PROPERTIES OF SOME EPOXY POLYMERS

O.L. Khamidullin, L.M. Amirova

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The purpose was to identify some of the patterns of behavior of compositions based on anhydride and amine curing agents under different conditions of exposure. The effects of chemical composition on the resistance to aggressive environments were also studied. The correlation was found between the polar component of the surface energy and the stability of the polymer in hostile environments.

УДК 678.068

ОПЫТ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ ВЕРТОЛЕТА

Сунгатуллин Р.Н., Константинов Д.Ю., Хилов П.А., Халиулин В.И.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Композиционные материалы находят все большее применение в конструкции вертолетов. Они используются для изготовления ответственных и несущих элементов конструкции, таких как крупногабаритные панели и шпангоуты, а так же для создания тонкостенных элементов обшивки. В настоящей работе рассмотрено изготовление деталей обтекателя, имеющих сложную форму, с применением современных программных комплексов и оборудования.

Современное композитное производство обеспечивает получение деталей с требуемыми удельно-прочностными и весовыми характеристиками, а так же с высоким качеством внешнего аэродинамического контура и внутренней поверхностью. Это достигается применением новых технологий, повышающих серийность (RTM, Infusion, Light-RTM, SQRTM и т.д), внедрением станков с ЧПУ для изготовления формообразующей оснастки, применением оборудования с программным управлением на этапах подготовки и формования и использованием программных комплексов, позволяющих в цифровой среде производить проектирование технологических процессов, оснастки, моделировать раскрой и укладку материала при подготовке преформы.

Для изготовления фрагментов тонкостенной оболочечной конструкции вертолета были выбраны технологии печного и автоклавного формования. Для получения требуемого качества внешней аэродинамической поверхности изготовлена негативная композитная оснастка из углепластика. Проектирование мастер-моделей, исходных поверхностей оснастки и деталей осуществлялось в программном комплексе Siemens NX. Для их изготовления был выбран модельный пластик. Управляющие программы для обработки на станке ЧПУ были получены в программном продукте PowerMill.

Полученная после обработки на СЧПУ мастер-модель является основой для изготовления формообразующей оснастки из углепластика. Оснастка изготавливается контактным способом и полимеризуется в печи с программным управлением по заданным параметрам.

Композитные детали обшивки изготовлены из стекло- и углепрепрега. В программном комплексе FiberSim осуществлялось послойное моделирование композитного тела. Основными параметрами для моделирования укладки армирующей ткани являются предельный угол деформации и толщина монослоя. Для определения точных характеристик материала было проведено многократное тестирование. Процесс тестирования начинается с грубой оценки предельного угла деформации материала. FiberSim использует предельный угол деформации для того, чтобы показать участки выкладки, где будут образовываться складки на материале, когда его будут выкладывать на поверхность оснастки сложной кривизны. Толщина монослоя определяется экспериментально. Для этого из углеткани были отформованы пластины, состоящие из 3-х слоев. После проведения экспериментов данные о материале заносятся в базу данных программы. Данный продукт позволяет имитировать выкладку материала с соблюдением требуемого угла армирования и порядка выкладки слоев для исключения нежелательных поволодок и отклонений от математической модели. Полученные развертки экспортируются на цифровой раскройный плоттер, на котором нарезаются заготовки армирующего материала. Выкладка слоев проводится при помощи последовательной укладки друг на друга согласно схеме укладки; границы зоны выкладки подсвечиваются лазерным проектором. Оснастку подключают к автоклаву, выполняют контроль герметизации оснастки. Процесс формования осуществляется согласно требуемым параметрам технологического процесса.

Данный технологический процесс и используемые материалы позволяют получать композитные детали с требуемыми физико-механическими, весовыми и эксплуатационными характеристиками, повышают культуру производства и могут быть использованы в условиях серийного производства.

EXPERIENCE IN MANUFACTURING HELICOPTERS COMPOSITE COMPONENTS

*R.N. Sungatullin, D.Y. Konstantinov, P.A. Khilov, V.I. Khaliulin
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)*

Composite materials are increasingly used in the design of helicopters. They are used to make responsible and bearing structural elements, such as large-size panels and frames, as well as to create a thin shell elements. In this paper we consider the production of parts fairing having a complex shape, with the use of modern software and hardware.

УДК 678.068

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НА УДАРОСТОЙКОСТЬ ТИПА МАТЕРИАЛА И СХЕМЫ УКЛАДКИ ВОЛОКОН

*Ледяев И.В., Рахимьянов Т.М., Халиулин В.И.
(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

В настоящее время во всем мире растет интерес к конструкциям изготовленным из композиционных материалов. Но есть проблемы, которые не позволяют полностью заменить металлические конструкции на композитные, одна из них противостояние композитной конструкции ударному воздействию. Содержание эксперимента посвящено исследованию влияния на ударостойкость типа армирующего материала и схемы укладки волокон.

Целью исследования является получение знаний для повышения ударостойкости композитных конструкций, на основании существующих методиках проведения испытаний.

Для данного вида эксперимента были разработаны следующие задачи:

1. Разработка плана эксперимента.
2. Выбор материалов для эксперимента.
3. Разработка оснастки.
4. Изготовление оснастки.
5. Изготовление образцов.
6. Проведение испытаний на копре с вертикально-падающим грузом.
7. Проверка очагов поражения на ультразвуковом томографе.
8. Проведение исследований на проверку постударной прочности.
9. Сравнительная оценка ударостойкости при различных методах армирования.

В ходе эксперимента планировалось провести испытания образцов при разных энергиях удара: 10, 20, 30 Дж. Критериями ударостойкости были приняты:

- энергия инициации повреждения - предельное значение энергии удара, которое может выдержать панель без повреждения, т.е. фактическая ударостойкость;
- полная энергия – количество энергии, которое панель отбирает у ударника на свое повреждение, т.е. фактическая энергоемкость;
- площадь пятна повреждения.

Ударное воздействие осуществлялось с помощью копра, с вертикально падающим грузом фирмы ИНСТРОН, на основании стандартных методах испытаний ASTM-7136. Данное оборудование позволило значительно повысить качество проведенного эксперимента. В качестве фиксирующей оснастки была выбрана прямоугольная плита со сквозным прямоугольным вырезом.

В заключении проведенного исследования были сделаны выводы о зависимости влияния на ударостойкость типа армирующего материала и зависимости влияния на ударостойкость схемы укладки волокон.

MANUFACTURING OF INTEGRAL COMPOSITE PARTS

I.V. Ledyayev, T.M. Rahimyanov, V.I. Khaliulin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Currently, there is an increasing interest in the structures made of composite materials. But there are problems that do not allow replacing metal structures with composites, one of them is the impact resistance of composite structures. The idea behind the experiment is to study the influence of the type of reinforcement material and reinforcement fiber placement schemes on the impact resistance of the composite.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗАВИСИМОСТИ МЕЖДУ ГЕОМЕТРИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ СОБИРАЕМОГО ЭЛЕМЕНТА ЛА И СТАПЕЛЬНОЙ ОСНАСТКОЙ

Ибатуллина С.Р., Халиулин В.И., Шабалов А.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Предпринята попытка установления зависимостей между геометрическими параметрами собираемого изделия и сборочного приспособления для его сборки. Предполагается, что может быть установлена устойчивая вероятностная связь между количеством элементарных геометрических элементов собираемого объекта и стапеля. Такие зависимости позволят с высокой степенью достоверности прогнозировать трудоемкость проектирования и изготовления сборочной оснастки при наличии 3D модели.

В основе работы лежит идея, в соответствии с которой между параметрами сборочной единицы (СЕ) и стапеля (рис. 1) есть геометрическая взаимосвязь, которая позволяет установить, а точнее спрогнозировать количество элементарных геометрических параметров по параметрам сборочной единицы.

В случае установления таких закономерностей можно будет делать первое приближение по оценке трудоемкости стапеля.

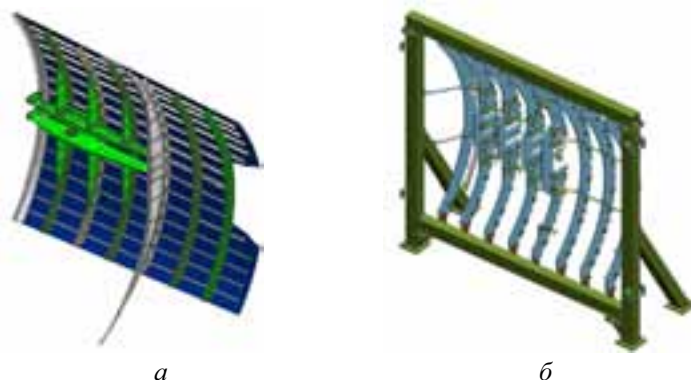


Рис. 1. Сборочная единица (а), приспособление для сборки верхней панели (б)

В настоящее время расчет трудоемкости осуществляется по количеству листов формата А4, необходимых для выполнения проекта стапеля. С помощью рассмотренного варианта может быть дана адекватная оценка трудоемкости работы, которая является основой повышения производительности труда.

Базой для создания такой системы являются возможности современного программного обеспечения типа NX. NX позволяет провести полный анализ геометрических свойств СЕ по таким характеристикам, как количество прямых линий, окружностей и сплайнов. Высказано предположение о том, что между количеством этих элементов в СЕ и стапеле есть устойчивая статистическая взаимосвязь.

Для определения взаимосвязи необходимо решить следующие задачи:

- провести систематизацию СЕ;
- создать альбом стапелей;
- установить массовую и габаритную взаимосвязь между СЕ и стапелями;
- создать базу данных по упорам, зажимным элементам и фиксаторам;

– сформировать статистику по соотношению геометрических параметров собираемого изделия и стапелей.

В результате исследования взаимосвязи геометрических параметров стапеля и СЕ были найдены усредненные коэффициенты, умножая на которые элементы СЕ (прямые, окружности, сплайны) можно с какой-то степенью вероятности определить количество таких элементов в стапеле. Зная эти коэффициенты и в среднем трудоемкость проектирования одного такого элемента, можно в первом приближении достаточно точно определить трудоемкость проектирования стапеля.

Установлена габаритная взаимосвязь между СЕ и стапелями, которая может использоваться при планировании необходимых производственных площадей при запуске в производство нового изделия.

Проведено дифференцирование структуры стапеля на элементы одного функционального назначения.

Найдены количественные соотношения между конструктивной схемой и габаритами СЕ с одной стороны и количеством базовых и стопорных элементов с другой стороны.

Разработана классификация стопорно-зажимных элементов и создан достаточно полный систематизированный каталог базовых, зажимных и фиксирующих элементов стапеля.

Найденные статистические зависимости между параметрами СЕ и стапеля могут быть использованы в методике расчета трудоемкости проектирования стапеля.

DETERMINATION OF RELATIONSHIP BETWEEN GEOMETRY OF AIRCRAFT ELEMENT BEING ASSEMBLED AND ASSEMBLY TOOLING

S.R. Ibatullina, V.I. Khaliulin, A.V. Shabalov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

An attempt to build a relationship between geometry of the part being assembled and assembly tooling was made. It is assumed that a stable probabilistic connection between an amount of elementary geometric elements of the unit being assembled and assembly tool may be established. These relationships allow predicting with the high level of reliability labor-output ratio of design and manufacturing of assembly tooling using a 3D model.

УДК 678.068

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ TFR ТЕХНОЛОГИИ В ПРОИЗВОДСТВЕ КОМПОЗИТНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ

Хилов П.А., Герштейн Е.М., Сунгатуллин Р.Н.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

В данном докладе рассматриваются возможности применения перспективной технологии - TFR метода для изготовления авиационных деталей из композиционных материалов.

В настоящее время композиты все чаще применяют во многих отраслях промышленности, причем существующие и используемые технологии изготовления деталей не могут полностью удовлетворить потребность в объемах производства. Это существенно тормозит внедрение композитных технологий и изделий.

Новые технологии производства деталей из композитов, такие как изготовление преформ с последующей пропиткой жидким связующим, предлагают возможность автоматизации процесса изготовления деталей из композитов. Одновременно с этим существуют некоторые недостатки данного подхода, например, изготовление преформ из сухого материала осуществляется вручную и представляет собой достаточно трудоемкий и дорогой процесс (если рассматривать конечную стоимость изделия).

Одним из основных достоинств процесса TFP (англ. Tailored Fiber Placement дословно «специализированная укладка волокна») является возможность изготовления деталей с дополнительным армированием по линиям действия нагрузки, что позволяет полностью использовать возможности армирующего волокна и оптимизировать использование материала. Кроме того, TFP-процесс позволяет автоматизировать процесс изготовления преформ, в том числе сложной конфигурации, сократить время их изготовления, повысить точность и воспроизводимость изделий.

Суть TFP процесса заключается в укладке ровинга по заданной траектории на основу с закреплением верхней и нижней нитью. Для изготовления деталей по данной технологии можно использовать армирующее волокно любого типа (углеровинг, стеклоровинг), а также практически любой материал в качестве основы. Кроме того, в настоящее время активно исследуется возможность использования нитей для прошивки, которые растворяются при пропитке детали связующим. Оборудование для TFP-процесса представляет собой модифицированную текстильную машину для вышивки.

Ниже представлено оборудование для изготовления деталей TFP-методом, расположенное в лаборатории Центра композитных технологий, и примеры преформ и изделий.



Рис. 1. Оборудования для изготовления преформы методом TFP

На рисунке 2 представлены преформы кронштейнов, изготовленные из углеровинга методом TFP.

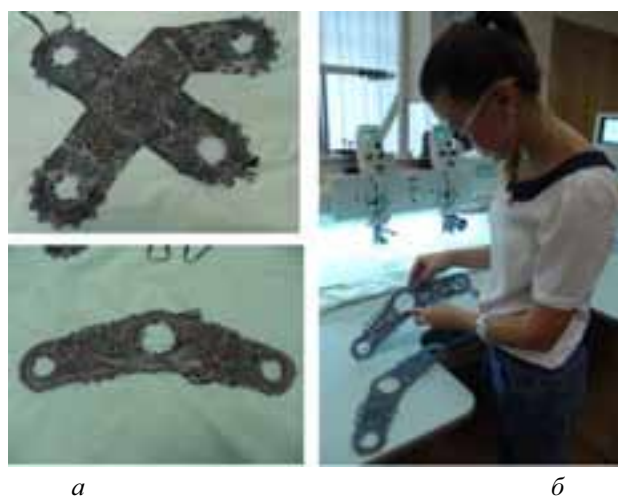


Рис. 2. Примеры преформ, изготовленных методом TFP: *а* – на основе; *б* – после удаления основы

PROSPECTIVE OF TFP TECHNOLOGY APPLICATION IN AIRCRAFT COMPOSITE PARTS MANUFACTURING

P.A. Khilov, R.N. Sungatullin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Prospective possibilities of TFP-technology application in aircraft composite parts manufacturing are being considered in the report.

УДК 678.068

СИНТЕЗ СКЛАДЧАТЫХ ЗАПОЛНИТЕЛЕЙ С 6-ТИ ЛУЧЕВОЙ СТРУКТУРОЙ

Халиулин В.И., Шабалов А.В., Герштейн Е.М.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

В данном докладе рассматриваются полюсные структуры (Р - структуры) - новый класс складчатых структур, имеющих степень осевой симметрии типовых фрагментов более двух, и имеющих перспективу применения в качестве легкого заполнителя сэндвич-панелей, а также методология синтеза шестилучевых структур.

Изготовление тонкостенных конструкций складыванием листовой заготовки по линиям нанесенной или воображаемой разметки можно рассматривать как новый класс технологических схем формообразования. Его достоинством является возможность получения сложных гофрированных, ячеистых, фасеточных конструкций с глубоким рельефом и насыщением объема структурными элементами из высокопрочных конструкционных материалов, не допускающих большие деформации при переработке. В первую очередь это относится к композитам, армированным тканью, или арамидным бумагам типа NOMEX® и KEVLAR®.

Основной областью применения складчатой технологии является изготовление легких заполнителей для сэндвич-панелей.

Данная технология позволяет получать конструкции с очень большой номенклатурой архитектурных решений практически без ограничений на глубину и насыщенность рельефа. Таким образом, конструктор может синтезировать складчатую структуру (СС) под условие конкретной задачи: высокая прочность панели на изгиб, сжатие, повышенная ударостойкость и энергопоглощение, широкополосное звукопоглощение, низкая теплопроводность, возможность удаления конденсата и т.п.

В данном докладе рассматриваются полюсные структуры (Р - структуры). Это новый класс складчатых структур, имеющих степень осевой симметрии типовых фрагментов более двух. Полюсные структуры представляют собой фасеточную многогранную поверхность, разворачивающуюся на плоскость и состоящую из ритмично повторяющихся одинаковых фрагментов, собранных из многоугольных граней, соединенных по своим кромкам с образованием ребер; фрагменты имеют степень осевой симметрии не менее трех.

Фрагменты, образующие полюсные структуры, называем элементарными модулями (ЭМ). Они имеют геометрический центр – полюс, относительно которого формируется ЭМ. Относительно полюса элементарный модуль имеет осевую симметрию, соответствующую той или иной структуре. В полюсных структурах ЭМ расположены в узлах двух- или трехос-

ных координатных сеток всегда на одинаковом расстоянии друг от друга вдоль координатных линий.

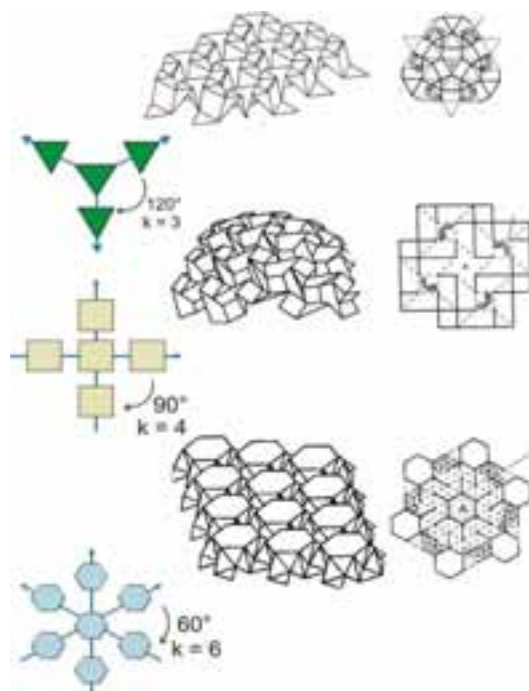


Рис. 1. Примеры полюсных структур

К настоящему времени можно говорить о существовании трех групп полюсных структур с третьей, четвертой и шестой степенью осевой симметрии.

На рисунке 1 изображены произвольно выбранные представители из каждой группы Т, К и G структур.

Полюсные структуры имеют одинаковые свойства в трех и более направлениях. Это означает, что искривление блока с равной степенью вероятности должно происходить в нескольких направлениях.

При разработке тонкостенных складчатых конструкций всегда стоит вопрос о выборе структуры с оптимальными конструктивно – технологическими свойствами. Для решения этой задачи должна существовать методика синтеза структуры нужной геометрии и оценки возможности существования такой складчатой структуры вообще.

Методология основывается на следующих принципах:

а) выделяются простейшие структуры, которые названы материнскими. Материнские структуры имеют такую особенность, что ни одна из них не может быть получена из другой уменьшением количества структурных элементов;

б) исследуется возможность синтеза новых структур из материнских путем их модифицирования.

Приемы модифицирования заимствуются из технологии рядовых структур. В качестве базовых принято:

– «глобальное» модифицирование, раздвижение ребер параллельно исходному положению. Как результат между гранями образуется новая грань прямоугольной формы;

– «локальное» модифицирование – раздвижение граней веером, когда с одного края отрезок (ребро) не раздвигается. Результатом является появление новых граней треугольной формы;

– «параметрическое» модифицирование – заключается в изменении длины или угла наклона отрезка (ребра) на разметке. Как результат искажается первоначальная форма граней.

Материнские структуры составлены только из компенсаторов и отличаются, прежде всего, типом компенсаторов, из которых они состоят. Компенсатор – это фрагмент структуры, состоящий из нескольких граней, соединенных таким образом, что их взаимное вращение относительно ребер как шарниров позволяет структуре трансформироваться. Сейчас установлено всего три типа компенсаторов.

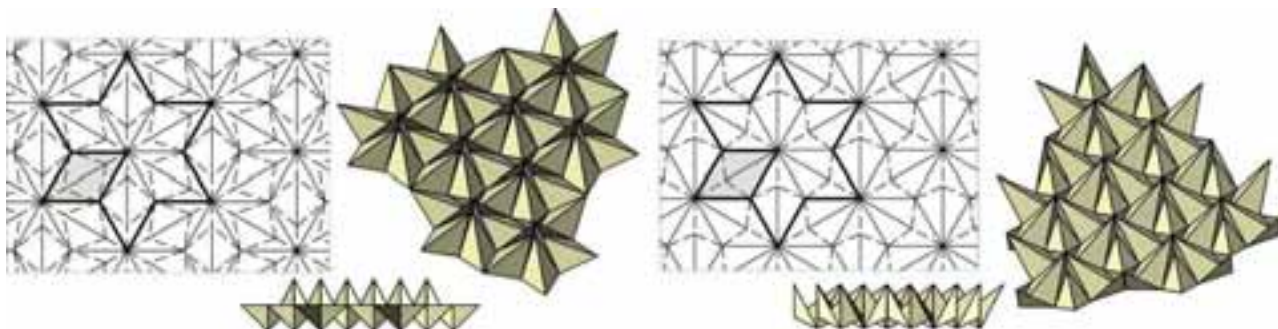


Рис. 2. Материнские структуры с Z – и V – компенсатором (GZ- и GV-структура)

Ниже представлены некоторые примеры полюсных шестилучевых структур.

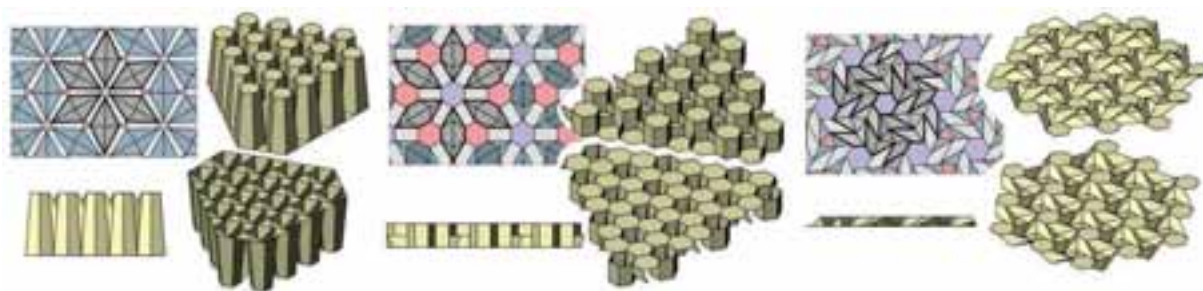


Рис. 3. GZ – , GV – и GS – структуры, полученные глобальным модифицированием

Наиболее перспективной областью применения полюсных структур является их использование в качестве геометрической основы легких заполнителей сэндвич-панелей.

Геометрическими предпосылками высоких эксплуатационных свойств являются:

- высокая насыщенность вертикальными структурными элементами объема блока;
- большая площадь граней, лежащих в огибающих поверхностях;
- одинаковые жесткостные свойства в двух или трех направлениях;
- одинаковая трансформируемость в нескольких направлениях, что позволяет их укладывать на поверхность двойной кривизны.

SYNTHESIS OF FOLDED CORES WITH 6-AXIS STRUCTURE

V.I. Khaliulin, A.V. Shabalov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Polar structures (P-structures), which are new category of structures with 2 + axiality degree are being considered in the report as well as methodology of six axis structures synthesis. These structures may be implemented as a light core in sandwich panels.

НАКЛОННЫЕ, НЕПОЛОГИЕ, МНОГОЗВЕНЬЕВЫЕ, МНОГОСЛОЙНЫЕ, ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИЙ, РАССЧИТАННЫЕ НА ОСНОВЕ УТОЧНЕННОЙ ТЕОРИИ С ТРЕЩИНАМИ

Сулейманова М.М., Нурмухаметов А.Б.

(ООО «ПСФ Кариатида», Казань, а/я 21, Россия, 420078)

Определяется поле напряжений наклонных произвольных пластин, пологих и непологих многозвеньевых, многослойных элементов конструкций и гибов произвольных пластин и оболочек. Выводятся соотношения, необходимые для расчета наклонных элементов конструкций на основе уточненной теории.

Методом суперконечных элементов рассчитывается НДС и поле прогибов, поле напряжений, коэффициенты интенсивности усилий и моментов наклонных, непологих – (н.п.), произвольных, составных, состыкованных, коробчатых, многозвеньевых, многоэтажных, многослойных, наклонных элементов конструкций – (э.к.) с учетом деформации поперечного сдвига – (д.п.с.), нормального напряжения – (н.н.) при учете геометрической нелинейности – (г.н.) при разнообразных нагрузках. Прикладываемые нагрузки к э.к. могут быть равномерными, поперечными, сжимающими и растягивающими, сдвигающими, комбинированными, подвижными и неподвижными, ударными, повторными, случайными, распределенными по линиям и площадкам, сосредоточенными в точке интегрирования, динамическими и статическими. Могут быть приложены температура нагревания или охлаждения самой разнообразной формы, повторной, подвижной и неподвижной. Граничные условия рассчитываемых э.к. могут быть жесткой заделки, точечной жесткой заделки, могут удовлетворяться условия свободных границ, шарнирного закрепления, точечного шарнирного закрепления, свободного опирания, защемления, комбинированного на различных границах, а также на одной кромке. Могут удовлетворяться разнообразные условия в области э.к. Э.к. могут быть практически произвольной формы, с отверстиями, щелями, трещинами и разрезами. Э.к. могут быть горизонтальными, наклонными, вертикальными, пологими и непологими в виде пластин и с разнообразной переменной кривизной, с переменными техническими характеристиками, симметричными и несимметричными отверстиями и трещинами, переменными по координатам прикладываемой нагрузкой и температурой. После вывода всех соотношений наклонных г.н. д.п.с. н.н. н.п. и вывода матрицы жесткости и векторов г.н. членов и векторов г.ф.н. членов, после составления программы и расчета подбираются рациональные технические характеристики, накладки, ребра, опоры, условия на границе и в области, кривизна и конфигурация э.к. для того чтобы улучшить НДС рассчитываемого э.к. Выведенные ниже соотношения позволяют без сложных формул стыковать э.к. самой разнообразной формы и различных слоев. В случае сложных пересекающихся, состыкованных, многослойных пологих и н.п., коробчатых, многоэтажных э.к. задаются поле координат, поле размеров конечных элементов. Приводятся максимальные напряжения, поле прогибов и поле напряжений в случае наклонных: пластин; цилиндрических панелей; н.п. эллипсоидальных э.к. с трещиной; н.п. конических э.к. с трещиной; н.п. гиперболовидных э.к. с трещиной; н.п. сферических э.к. с трещиной. Получены расчеты для тороидального н.п. э.к. с трещиной. Составленная программа по выведенным соотношениям позволяет довольно просто рассчитать двухзвеньевые, трехзвеньевые, четырехзвеньевые э.к. как многослойные, так и однослойные.

НДС наклонных э.к. зависит от конфигурации э.к., от переменной толщины, от переменной кривизны, от переменной технических характеристик, от коробления симметричного и несимметричного, от коррозии симметричной и несимметричной, от наличия симметричных и несимметричных отверстий, от наличия симметричных и несимметричных ребер, от наличия симметричных и несимметричных трещин, от потери устойчивости симметричной и несимметричной, от разрыхления и набухания симметричного и несимметричного, от старения материала э.к., от пластических деформаций, от деформаций ползучести, от малых больших и сильных деформаций, от охрупчивания симметричного и несимметричного, от разнообразного облучения, от взаимодействия с агрессивной средой, от щелочных реакций, от наращивания пылью, щебнем, грязью, от изнашивания симметричного и несимметричного, от сдира, от магнитной среды, от оледенения поверхности и внутренности э.к., от наращивания слоями. Определяются поле напряжений, поле прогибов гибов пластин и оболочек. НДС гибов произвольных пологих и непологих многозвеньевых, многослойных, однослойных произвольных пластин и оболочек зависит от основного напряженно – деформированного состояния э.к., от произвольной кривизны, от симметричной и несимметричной толщины, от неоднородной пластичности, от неравномерной ползучести, от симметричного и несимметричного коробления, от симметричного и несимметричного изнашивания, от симметричной и несимметричной потери устойчивости гибов и основной части конструкции, от большеамплитудных свободных и вынужденных колебаний гибов и основной части э.к., от внешней и внутренней симметричной и несимметричной коррозии, от наличия пор, выточек, от больших и малых прогибов гибов и основной части конструкции, от больших и малых деформаций, от величины и формы прикладываемой нагрузки, от динамичности нагрузки от старения материала оболочки, от эрозии неравномерной и равномерной, от граничных условий и в области, от технических характеристик меняющихся в процессе деформации, от нагревания и охлаждения гибов и основной части э.к., от оледенения, от наращивания илом, щебнем и грязью, от взаимодействия внутреннего и наружного с многофазной, турбулентной, вихревой жидкостью, от дислокаций, от взаимодействия с агрессивной щелочной жидкостью. НДС и большеамплитудные колебания гибов качественно и количественно могут отличаться от НДС основной части э.к. После всех расчетов подбираются переменная и постоянная толщина гибов и основной части, подбираются кривизна и технические характеристики однородные и неоднородные опоры, накладки, ребра так, чтобы улучшить напряженно – деформированное состояние гибов многозвеньевых, многослойных, однослойных элементов конструкций. В работах [1], [2] приведены основные соотношения, алгоритм, программа расчета многозвеньевых, многослойных, однослойных, геометрически и физически нелинейных пластин и оболочек. НДС гибов зависит от эллиптичности сечения э.к.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сулейманова М.М., Нурмухаметов А.Б. Краткий справочник непологих геометрически и физически нелинейных эллипсоидальных, конических, сферических, гиперболовидных, цилиндрических оболочек с трещинами. ООО “ПСФ Кариатида”.- Казань. 2013.- 257 с. – Библ.: 70 назв. - Рус. – Деп. в ВИНТИ РАН. 04.02.2013. № 36 – В 2013.
2. Сулейманова М.М., Нурмухаметов А.Б. Металлические, составные, состыкованные сложной формы элементы конструкций, составленные из сложных форм подконструкций, взаимодействующие со средой. ВИНТИ РАН. 448 с. Библ. 282 назв. Депонир. в ВИНТИ. 09.06.2009г. № 380 – В 2009г.

INCLINED, NONSLOPING, MULTISECTIONAL, MULTILAYER ELEMENT OF CONSTRUCTION, CALCULATE ON FOUNDATION MORE ACCURATE DEFINITION WITH CRACK

*M.M. Suleimanova, A.B. Nurmuchametov
(ООО «PSF Cariatida», Kazan, a/1 21, 420078)*

Define field strain inclined arbitrary plate, sloping and nonsloping, multisectional, multilayer element of construction and flechibile arbitrary plate and casing. Conclude correlation necessary for calculation inclined element of construction on foundation more accurate definition.

УДК 5329

ПОЛНОЕ ПОЛЕ НАПРЯЖЕНИЙ И ТВЕРДОСТИ В НЕПОЛОГИХ МНОГОЗВЕНЬЕВЫХ ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИЙ С ТРЕЩИНАМИ

*Сулейманова М.М., Нурмухаметов А.Б.
(ООО «ПСФ Кариатида», Казань, а/я 21, Россия, 420078)*

Приводятся соотношения, алгоритм определения поля напряжений, поля твердости в непологих, многослойных, многослойных элементах конструкций в случае части эллипсоидальной, части конической, части гиперболовидной, части сферической, части тороидальной формы с трещинами и без трещин, рассчитанные с учетом геометрической и физической нелинейностей.

Выведены основные геометрически и физически нелинейные соотношения и разрешающие уравнения для расчета непологих и пологих многослойных, многослойных, коробчатых, многоэтажных элементов конструкций в произвольных координатах для определения поля твердости, поля прогибов, поля изгибных и мембранных напряжений, коэффициентов интенсивности усилий и моментов деформируемых элементов конструкций – э.к. при возрастающих последовательностях разнообразной конфигурации нагрузки и при произвольных в области и на контуре условиях.. Поле твердости, поле прогибов, поле напряжений многослойных, многослойных э.к. произвольной конфигурации зависит от переменной симметричной и несимметричной толщины э.к., от величины переменных по координатам и по толщине технических характеристик, от переменной симметричной и несимметричной кривизны, от малых и больших прогибов симметричных и несимметричных, от комбинированных прогибов, от симметричной и несимметричной потери устойчивости, от произвольных расположений пластичности, от малых, от больших, от сильных, от комбинированных симметричных и несимметричных деформаций, от разнообразной ползучести, от влияния подвижных и неподвижных нагрузок, от влияния подвижных и неподвижных симметричных и несимметричных температур охлаждения и нагревания, от произвольного симметричного и несимметричного разрыхления материала э.к., от различного изнашивания, от разнообразного симметричного и несимметричного коробления, от набухания произвольного, зависящего от координат, от различного охрупчивания, от газовой коррозии произвольной, зависящей от координат э.к., от атмосферной коррозии, от жидкостной симметричной и несимметричной коррозии, от почвенной коррозии, от биологической коррозии, от коррозии внешним током, от коррозии под напряжением при действующих произвольных нагрузках,

от водородной коррозии, от коррозии при разнообразном трении, от контактной коррозии, от щелевой коррозии, от внутренней и поверхностной и граничной коррозии, от равномерной и неравномерной коррозии, от облучения симметричного и несимметричного. Для определения поля твердости, поля прогибов, поля полных напряжений в э.к. многослойном, многослойном необходимо решать сложную геометрически и физически нелинейную задачу упругопластичности и ползучести. Твердость является интегральным, определяемым многими механическими характеристиками свойством, пластичностью, пределом упругости, прочностью и выражается сопротивлением материала э.к. внедрению инородного тела, сосредоточенной нагрузки, различных форм нагрузок, определяется глубиной отпечатка и определяется в МПа Нагрузки прикладываемые к э.к.. внешние или внутренние могут быть подвижными и неподвижными, по участкам, полосам и линиям, а также могут быть симметричными или несимметричными, зависящими от положительного или отрицательного времени и от произвольных координат. Произвольный, многослойный, многослойный или однослойный э.к. задается значениями координатных узлов и размерами конечного элемента. Э.К. может быть полой и неполой, средней толщины или тонкостенной, переменной толщины, переменной кривизны и может иметь переменные технические характеристики. Приводятся таблицы поля прогибов, поля напряжений, поля твердости в случае части неполой эллипсоидальной оболочки с трещиной, в случае части неполой конической оболочки с трещиной, части гиперболической оболочки с трещиной, части сферической оболочки с трещиной, части тороидальной оболочки с трещиной. Результаты свидетельствуют о том, что поле прогибов, поле напряжений, поле твердости качественно и количественно зависят от конфигурации оболочек, от величины прикладываемой нагрузки, от размеров трещин и разрезов, от толщины, от технических характеристик, от кривизны и от формы приложенной нагрузки. После всех расчетов подбираются кривизна, технические характеристики переменная или постоянная, толщина переменная или постоянная, опоры, накладки, ребра так, чтобы убрать большеамплитудные вынужденные и свободные колебания, потерю устойчивости, большие прогибы и улучшить напряженно – деформированное состояние указанных и разнообразных оболочек. Соотношения, алгоритм и программа приведены в работах [1,2].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сулейманова М.М., Нурмухаметов А.Б. Краткий справочник расчета непологих геометрически и физически нелинейных эллипсоидальных, конических, сферических, гиперболических, цилиндрических оболочек с трещинами.; ООО «ПСФ Кариатида», - Казань, 2013. -257 с. Библиограф.: 70 назв. – Рус. – Деп. в ВИНТИ 04.02.2013, № 36 – В -2013.
2. Сулейманова М.М., Нурмухаметов А.Б. Металлические, составные, состыкованные сложной формы элементы конструкций, составленные из сложных подконструкций, взаимодействующие со средой. ВИНТИ РАН. 448 с. Библ. 282 назв. Депонировано в ВИНТИ. 09.06.2009 г. № 380 – В 2009г.

TOTAL FIELD OF STRAIN AND HARDNESS IN NONSLOPING MULTISECTIONAL ELEMENT OF CONSTRUCTION WITH CRACK

*M.M. Suleimanova, A.B. Nurmuchametov
(ООО «PSF Cariatida», Kazan, a/I 21, 420078)*

Bring correlation, algoritm definite field of strain, field of hardness in nonsloping, multisectional, multilayer element of construction in case part elliptical nonsloping, part conical, part hyperbolic, part spherical, part toroidal form with crack, calculate with register geometrical and physical linearity.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ С CNC-СИСТЕМОЙ ЧПУ

Юсупов Ж.А., Ильин С.А.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

В работе рассматриваются практические аспекты снижения подготовительно-заключительного времени на подготовку/наладку оборудования с CNC-системой ЧПУ. Оптимизацией координатного пространства станка и загрузкой по локальной сети разработанных во внешней среде управляющих программ можно существенно повысить эффективность использования оборудования.

Технологическое оборудование с CNC-системами ЧПУ широко используется на предприятиях авиакосмической отрасли. Для эффективного использования этого дорогостоящего оборудования должны быть минимизированы временные затраты, непосредственно не связанные с обработкой. Использование широких функциональных возможностей CNC-систем ЧПУ создает предпосылки для уменьшения подготовительно-заключительного времени, связанного со сменой номенклатуры обрабатываемых деталей, что особенно актуально в условиях мелкосерийного производства. В данной работе рассматриваются некоторые практические аспекты уменьшения подготовительно-заключительного времени на подготовку/наладку оборудования применительно к токарно-револьверным станкам с системой ЧПУ Sinumerik.

Как известно, программирование обработки на станках с ЧПУ осуществляется в системе координат программы, которую обычно совмещают с системой координат детали. Для идентификации запрограммированных и фактических относительных положений инструмента и заготовки детали при отработке управляющей программы (УП) должно учитываться смещение начала координат программы относительно нулевой точки станка. Указанное смещение определяется в процессе технологической наладки станка с ЧПУ, вводится в память устройства ЧПУ, считывается и учитывается при отработке УП.

На рис. 1 показано координатное пространство токарно-револьверного станка с системой ЧПУ Sinumerik 802D, установленное при пусконаладке станка фирмой-поставщиком. Начало отсчета MR системы координат станка X_{MR}, M_R, Z_{MR} (от которого система ЧПУ отсчитывает координаты текущего положения револьверной головки X_{MR}, Z_{MR} как координаты ее базовой точки F) устанавливается реферированием, выполняемым для обеспечения единообразного начала отсчета после каждого включения станка с инкрементальными датчиками обратной связи. В эту точку физически выходит револьверная головка (ее базовая точка F) на завершающем этапе реферирования, поэтому эта точка выбирается вне зоны размещения заготовки детали. Координаты X_{MRW}, Z_{MRW} определяют смещение нулевой точки детали (программы) W относительно нулевой точки MR, они должны быть определены и введены в память устройства ЧПУ перед отработкой УП, при этом смещение по оси Z_{MR} каждый раз приходится определять и устанавливать в процессе технологической наладки перед запуском новой номенклатуры деталей.

Оптимизацию координатного пространства осуществим переопределением нулевой точки MR относительно точки M пересечения базового торца шпинделя с его осью (рис. 2) с тем, чтобы точка M стала нулевой точкой станка. Относительно точки M непосредственно определяется положение станочного приспособления (патрона) и заготовки детали.

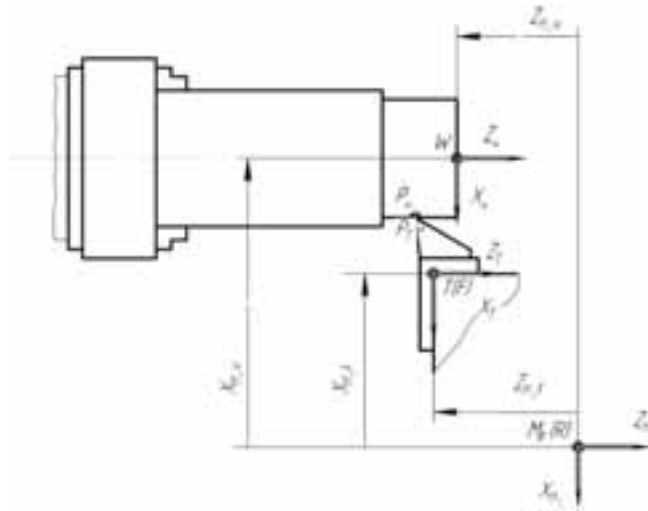


Рис. 1

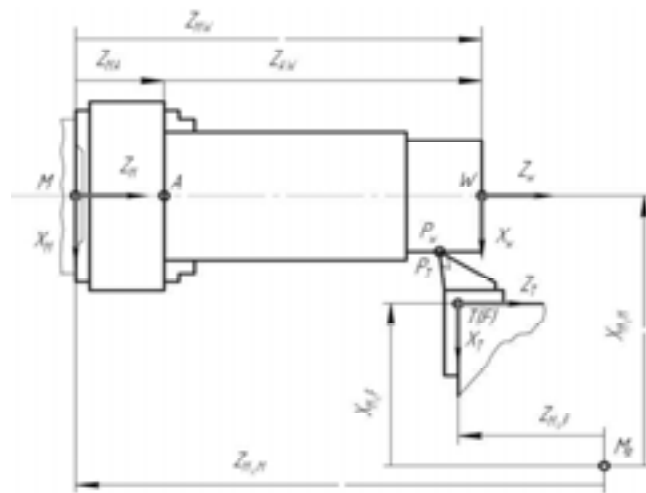


Рис. 2

Определим сдвиг точки М относительно точки MR. Для этого рассмотрим условие совмещения базовой точки инструмента РТ с некоторой точки РW заготовки детали (см. рис. 2). Точка РТ определена в системе координат инструмента ХТ Т ZТ, а точка РW – в системе координат детали (программы) ХWW ZW. Используя известные правила преобразования систем координат, запишем:

$$X_{MRPW} = X_{WPW} + X_{MW} + X_{MRM}$$

$$X_{MRPT} = X_{TF_T} + X_{FT} + X_{MRF}$$

$$Z_{MRPW} = Z_{WPW} + Z_{MW} + Z_{MRM}$$

$$Z_{MRPT} = Z_{TF_T} + Z_{FT} + Z_{MRF}$$

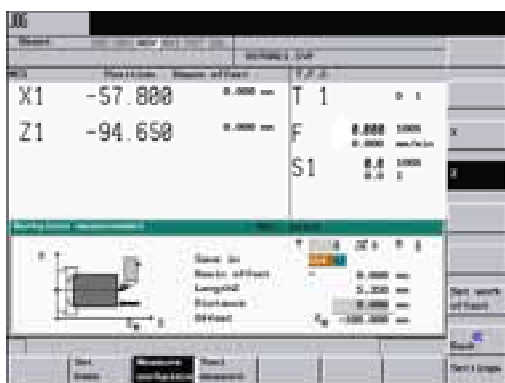
Из условия совмещения точек РW и РТ ($X_{MRPW} = X_{MRPT}$, $Z_{MRPW} = Z_{MRPT}$), опуская слагаемые с заведомо нулевыми значениями, получим выражения, определяющие сдвиг нулевой точки станка М относительно предыдущей нулевой точки MR:

$$X_{MRM} = X_{TF_T} + X_{MRF} - X_{WPW}, \quad (1)$$

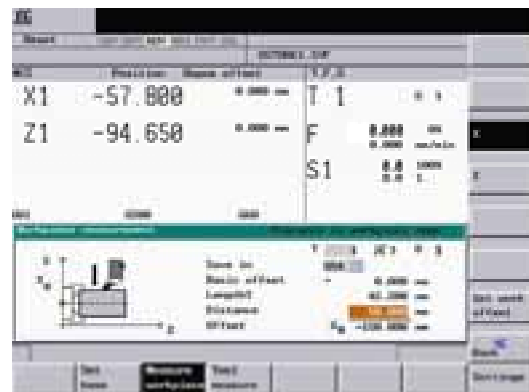
$$Z_{MRM} = Z_{TFT} + Z_{MRF} - (Z_{WFW} + Z_{MW}). \quad (2)$$

Для определения X_{MRM} и Z_{MRM} на основе уравнений (1) и (2) используем опцию Измерение заготовки (детали) системы ЧПУ Sinumerik 802D, на рис. 3 показаны соответствующие диалоговые окна.

Чтобы определить сдвиг начала отсчета X_{MRM} (см. рис. 2) производим обточку заготовки детали (диаметр обработки произвольный) и затем в поле Distance (рис. 3,а) заносим фактический радиус обработанной детали. После директивы Set work offset в системе ЧПУ автоматически рассчитывается по выражению (1) сдвиг начала отсчета X_{MRM} и отображается в поле Offset диалогового окна. При этом в качестве X_{MRF} считывается текущая координата револьверной головки, отображаемая в поле X1 диалогового окна, в качестве X_{TFT} – значение вылета Length1 (со знаком минус) рабочего инструмента, номер которого отображен в поле T диалогового окна, а в качестве X_{WFW} – радиус обработанной детали, занесенный в поле Distance диалогового окна.



а



б

Рис. 3

Для определения сдвига начала отсчета Z_{MRM} производим подрезку торца (рис. 3, б), который может быть принят в качестве координатной плоскости $ZW = 0$. Параметр Distance здесь определяет положение подрезаемого торца относительно плоскости $ZM = 0$ (рис. 2), т.е. этому параметру следует придать значение $(Z_{WFW} + Z_{MW})$, при этом $Z_{WFW} = 0$, а $Z_{MW} = Z_{MA} + Z_{AW}$ – определяется схемой базирования заготовки детали в станочном приспособлении или патроне. После директивы Set work offset в системе ЧПУ автоматически рассчитывается по выражению (2) сдвиг начала отсчета Z_{MRM} и отображается в поле Offset диалогового окна.

На заключительном этапе инверсные значения рассчитанных координат X_{MRM} и Z_{MRM} заносим в качестве параметра машинных данных MD 34100 [0] системы ЧПУ Sinumerik 802D. Этими машинными данными производится переопределение позиции револьверной головки, находящейся после завершения реферирования в точке MR, как позиции с координатами X_{MMR} и Z_{MMR} , отсчитываемыми уже относительно начала отсчета M (рис. 4). В результате координаты текущих позиций револьверной головки при отработке управляющей программы будут отсчитываться от начала отсчета M, от этой же точки уже отсчитывается смещение нулевой точки детали (программы) W. Тогда технологическая наладка в части определения смещений при запуске новой номенклатуры деталей чрезвычайно упрощается. Настраиваемое смещение, адресуемое подготовительной функцией из группы G54- G59, по оси

ХМ всегда будет равно нулю, а составляющие смещения $Z_{MW} = Z_{MA} + Z_{AW}$ по оси ZM заранее известны: Z_{MA} определяется положением базового элемента станочного приспособления (патрона), Z_{AW} – выбором нулевой точки детали (программы). При этом относительно постоянную величину Z_{MA} удобно задать как настраиваемое смещение (подготовительной функцией из группы G54- G59), а индивидуальную для каждой номенклатуры деталей величину Z_{AW} – как программируемое смещение (функцией TRANS).

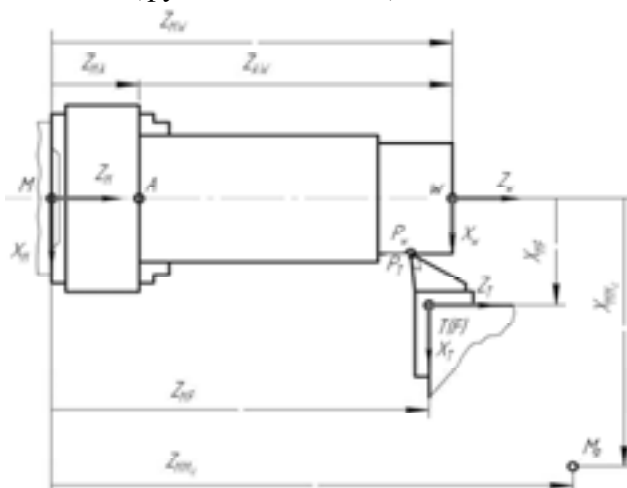


Рис. 4

Одним из важных путей эффективного использования оборудования с ЧПУ является создание и отладка УП вне станка, на рабочем месте технолога-программиста. При этом оптимальным решением является передача разработанной и отлаженной УП по сети непосредственно на станок. В качестве локальной сети может рассматриваться линия связи, соединяющая персональный компьютер рабочего места технолога-программиста со станком с ЧПУ через интерфейс последовательного обмена RS-232.

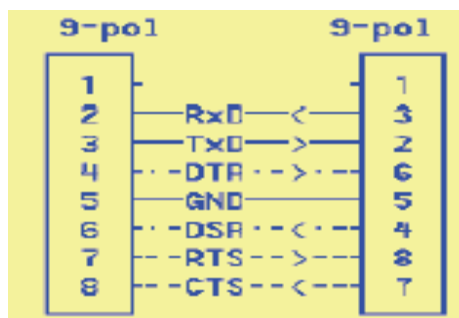


Рис. 5

На рис. 5 показана схема соединений по интерфейсу RS-232 персонального компьютера и системы ЧПУ Sinumerik с использованием 9-контактного разъема DB9P (обозначения сигналов – стандартные для интерфейса RS-232). Данные передаются побайтно в сопровождении стопового бита, передача данных возможна как в одном, так и в другом направлениях (дуплексный режим). Передача данных поддерживается драйвером WINPCNC разработки фирмы Siemens. Формат передаваемых данных в графическом интерфейсе WINPCNC показан на рис. 6. На эти же параметры должен быть настроен интерфейс RS-232 системы Sinumerik, настройка производится в функциональной области System или Service (в зависимости от типа системы Sinumerik).

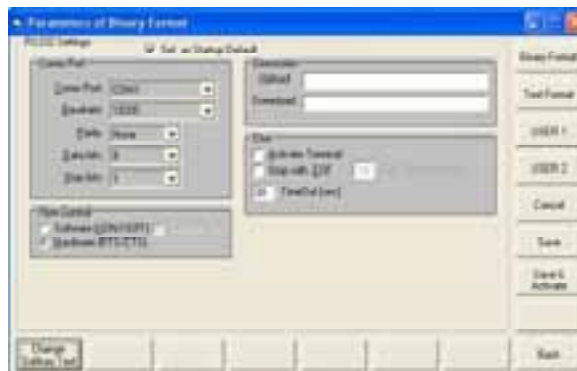


Рис. 6

Для передачи данных (УП) директивой Send Data (посредством одноименной экранной клавиши графического интерфейса WINPCNC) открываем вкладку Select file to send, позволяющую выбрать нужный файл УП и затем передать его на станок.

В заключение можно отметить, что использование широких функциональных возможностей современных CNC-систем ЧПУ позволяет существенно снизить подготовительно-заключительное время, связанное с переходом на новую номенклатуру обрабатываемых деталей, и этим самым повысить эффективность использования оборудования с ЧПУ.

INCREASE OF EFFICIENCY OF USE TECHNOLOGICAL EQUIPMENT WITH CNC-SYSTEM

G.A. Yusupov, S.A. Ilyin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The paper discusses the practical aspects of reduction of preparatory and final time for preparation/adjustment of equipment with CNC-control. Optimization of the coordinate space of the machine and load on the local network developed in the external environment control programmes can significantly improve the efficiency of use of the equipment.

СЕКЦИЯ 3

АВИОНИКА, ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Руководитель секции – доктор технических наук, профессор Дегтярев Г.Л.

УДК 521.11

О ВЛИЯНИИ НА ПОВЕДЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНЫХ ЦИКЛОВ ЗНАЧЕНИЙ ЭКСЦЕНТРИСИТЕТА ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЫ

Воронцова В.Л.

(Институт экономики и финансов К(П)ФУ)

Рассматривается орбитальная связка тел – две материальные точки, соединенные гибкой безмассовой нерастяжимой нитью, как система с освобождающейся связью. Используются уравнения связанного движения с учетом сил гравитационного градиента, аэродинамического давления, аэродинамического градиента и аэродинамического трения [1], [2]. В данной работе исследуется поведение предельного цикла для уравнения относительного движения связки с учетом влияния гравитационного эффекта, аэродинамического давления, аэроградиентного и диссипативного факторов [2], в зависимости от роста эксцентриситета e и аэродинамического параметра a . В статье исследовано влияние эллиптичности орбиты на возможную хаотизацию движения. Для исследования применяются известные методы нелинейной механики: метод уравнений Лагранжа первого рода, метод фазовой плоскости, численная реализация метода точечных отображений, теория устойчивости движения.

Рассматривается движение орбитальной «связки тел» - двух материальных точек с массами m_1 и m_2 , соединенных идеальной гибкой безмассовой нерастяжимой нитью, под действием гравитационных и аэродинамических сил, приложенных к точкам m_1 и m_2 [1].

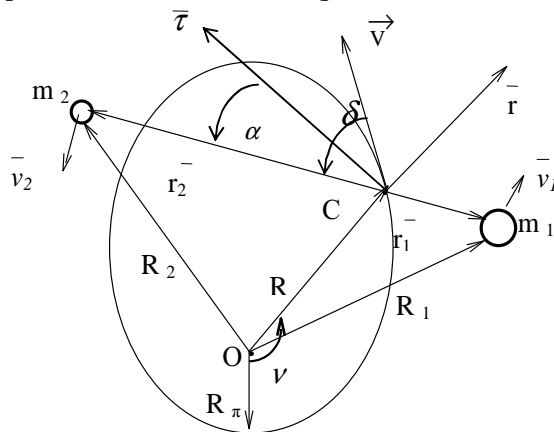


Рис. 1

Уравнения относительного движения связки с учетом гравитационного воздействия, аэродинамического давления, аэроградиентного и диссипативного факторов подробно описаны в [1].

$$\begin{aligned} & \frac{d^2\alpha}{dv^2} - \frac{2e \sin v}{(1+e \cos v)} \left(1 + \frac{d\alpha}{dv}\right) - \frac{n^2}{(1+e \cos v)} \sin\alpha \cos\alpha - \\ & - a \frac{\bar{\sigma}(v)}{(1+e \cos v)^4} (1+e^2+2e \cos v) \sin\delta - \\ & - k \frac{\bar{\sigma}(v)(1+e^2+2e \cos v)}{(1+e \cos v)^4} \sin\delta \sin\alpha + \\ & + b \frac{\bar{\sigma}(v) \sqrt{1+e^2+2e \cos v}}{(1+e \cos v)^2} (1+\sin^2\delta) \left(1 + \frac{d\alpha}{dv}\right) = 0 \\ & n^2 = 3 ; a = \frac{\rho_\pi P^2}{l} \cdot \frac{(c_2 m_1 - c_1 m_2)}{m_1 m_2} ; \end{aligned}$$

$$k = \frac{\rho_\pi P^2}{H} \cdot \frac{(c_2 m_1^2 + c_1 m_2^2)}{m_1 m_2 (m_1 + m_2)} ; \quad b = \rho_\pi P \cdot \frac{c_2 m_1^2 + c_1 m_2^2}{m_1 m_2 (m_1 + m_2)} ;$$

$$P = R_\pi (1+e) ; \quad \bar{\sigma}(v) = \exp \left\{ - \kappa \frac{1 - \cos v}{1 + e \cos v} \right\} , \quad \kappa = \frac{R_\pi}{H} e ;$$

$$\sin\delta = \frac{(1+e \cos v) \sin\alpha + e \sin v \cos\alpha}{\sqrt{1+e^2+2e \cos v}} \cdot \left(\sin\delta = \frac{V_r \cos\alpha + V_\tau \sin\alpha}{V} \right)$$

Смысл угла « δ »: угол, отсчитываемый от вектора скорости \vec{V} центра масс, гантели до вектора \vec{r}_2 , проведенного из С в m_2 .

Независимой переменной является истинная аномалия v (угол между перигейным и текущим радиусами-векторами центра масс, гантели). В уравнении независимая переменная «время» заменена на независимую переменную «истинная аномалия». Параметры n , a , k , b описывают следующие физические воздействия: n – гравитационные; a – аэродинамическое давление; k – аэроградиентный эффект за счет градиента плотности атмосферы вдоль гантели; b – аэродинамическое трение.

Для случая круговой орбиты было выявлено, что сочетание аэроградиентной раскрутки связки с ее торможением аэродинамическим трением приводит в пределе либо к относительным равновесиям, либо к предельным циклам второго рода - вращению связки с большой, но конечной угловой скоростью (делается предположение, что угловая скорость α' вдоль цикла постоянна). («Предельный цикл» - замкнутая фазовая траектория, охватывающая фазовый цилиндр). Среднее значение безразмерной угловой скорости ω гантели на этом цикле приближенно дается формулой

$$\omega = \frac{1}{3} \cdot \frac{k}{b}$$

Взяв следующие значения $k = 0.1$, $b = 0.001$ (либо $k = 1$, $b = 0.01$), получим $k/b = 100$, $a \frac{1}{3} \cdot \frac{k}{b} = 33.3$ - величина существенная, но не бесконечная. Т.е. $\omega \approx 30$, гантель вращается в 30 раз быстрее, чем движется по орбите.

Исследуется проблема орбитально-устойчивого предельного цикла для рассматриваемого уравнения в случае эллиптической орбиты.

В работе с помощью численной реализации метода точечных отображений Пуанкаре построены фазовые портреты задачи с регулярными и хаотическими движениями и прослежена эволюция этих фазовых портретов с изменением параметров. На фазовую плоскость (α, α') выводились результаты численного интегрирования уравнения движения только при значениях независимой переменной $\nu = 2\pi n$, $n = 0, 1, 2, \dots$. Независимой переменной является истинная аномалия ν (угол между перигейным и текущим радиусами-векторами центра масс „гантели“).

При такой интерпретации периодическому движению на фазовой плоскости отвечает одна единственная точка (2π - периодическое движение), или две точки (4π - периодическое движение), или вообще говоря, s точек ($2\pi s$ - периодическое движение, где s – целое число). При этом точки, отвечающие устойчивым периодическим движениям, окружены цепочкой точек, отвечающих условно – периодическим движениям. А в окрестности неустойчивых периодических движений рождается беспорядочное множество точек, образующие «слои» хаотического движения. При некоторых условиях эти слои порождают «хаотическое море», в котором взвешены «острова» и «архипелаги» регулярных (периодических и условно – периодических) движений.

В статье [2] предпринята попытка исследования предельных циклов в случае эллиптической орбиты, когда значения параметров k и b одинаковы ($k = 0.1$; $b = 0.001$), параметр a меняется.

В этом случае при очень маленьких значениях эксцентриситета $e = 0.001$ предельный цикл существует. Предельный цикл возникает при $a = 4$ и исчезает при $a = 46$. Пример такого цикла приведен на рис. 1.

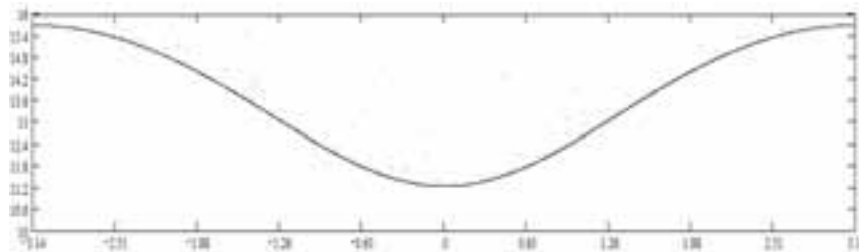


Рис. 1. $a = 30$; $b = 0.001$; $k = 0.1$; $e = 0.001$

При не очень больших значениях эксцентриситета $e = 0.01$ и таких же значениях параметров k и b ($k = 0.1$; $b = 0.001$) предельный цикл возникает также при $a = 4$ и исчезает при $a = 46$. Пример такого цикла приведен на рис. 2.

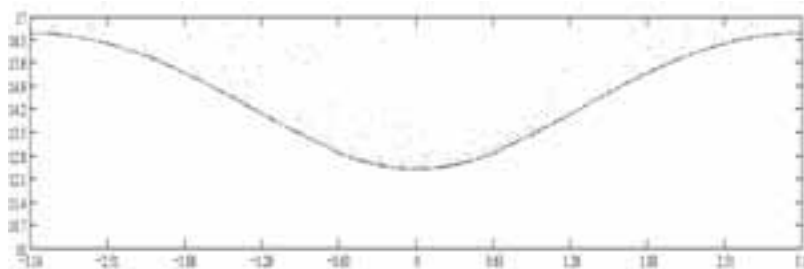


Рис. 2. $a = 30$; $b = 0.001$; $k = 0.1$; $e = 0.01$

В статье [3] были построены фазовые портреты для эллиптической орбиты с очень малым значением эксцентриситета $e = 0.001$, а затем с ростом эксцентриситета ($e = 0.01$), при этом значения параметров k и b одинаковы ($k = 1$; $b = 0.01$), параметр a меняется.

В этом случае при очень маленьких значениях эксцентриситета $e = 0.001$ предельный цикл возникает при $a = 10$ и исчезает при $a = 38$. Пример такого цикла приведен на рис. 3.

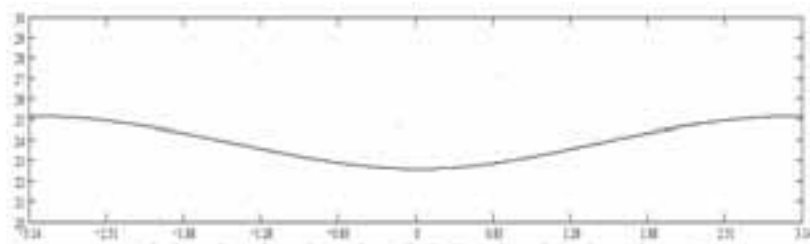


Рис. 3. $a = 30$; $b = 0.01$; $k = 1$; $e = 0.001$

При не очень больших значениях эксцентриситета $e = 0.01$, предельный цикл также существует, он возникает при $a = 15$ и исчезает при $a = 43,5$. Пример такого цикла приведен на рис. 4.

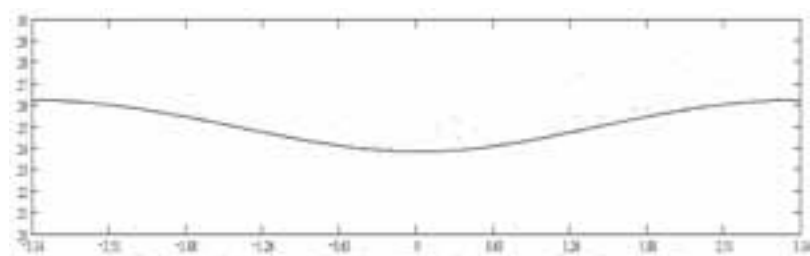


Рис. 4. $a = 30$; $b = 0.01$; $k = 1$; $e = 0.01$

При возрастании эксцентриситета орбиты на порядок при одинаковых значениях параметра a и значениях параметров k и b , расположение предельного цикла становится значительно выше. По результатам исследований в статьях [2] и [3] можно сделать вывод, что чем больше значение параметра a , тем больше различаются значения α' . При приближении к максимальному значению a (больше которого предельные циклы исчезают), значения α' отличаются больше чем на единицу. (α - угол, отсчитываемый от трансверсали $\vec{\tau}$ до направления \vec{r}_2 в сторону направления орбитального движения).

Проанализируем поведение предельного цикла при умеренных эксцентриситетах орбиты: $e = 0.1$.

При значениях параметров k и b ($k = 0.1$; $b = 0.001$) предельный цикл существует. Он возникает при $a = 11$ и исчезает при $a = 46$ [3]. Пример такого цикла приведен на рис. 5.

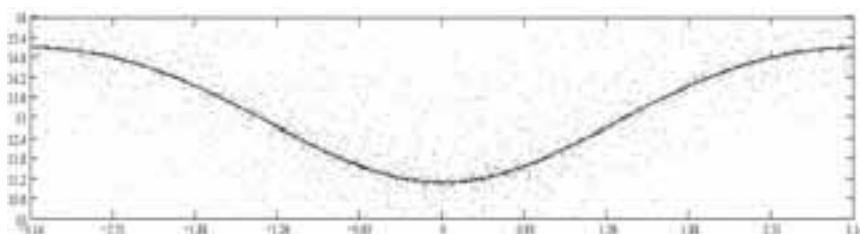


Рис. 5. $a = 30$; $b = 0.001$; $k = 0.1$; $e = 0.1$

В случаях, рассмотренных в статьях [2], [3], для предельных циклов можно было указать значение α' , к которому «скатываются» все точки.

При увеличении параметров k и b на порядок ($k = 1$; $b = 0.01$) предельные циклы как таковые уже не существуют. Точки «скатываются» в достаточно широкую полосу, образуя «слой» хаотического движения (рис. 6).

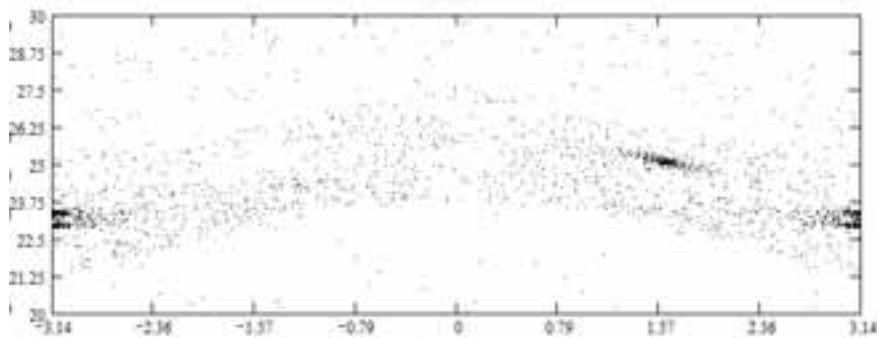


Рис. 6. $a = 30$; $b = 0.01$; $k = 1$; $e = 0.1$

При больших значениях эксцентриситета предельных циклов нет, движение сильно хаотизируется. Хаотические слои размываются и порождают «хаотическое море». Пример такой сильной хаотизации представлен на рис. 7.

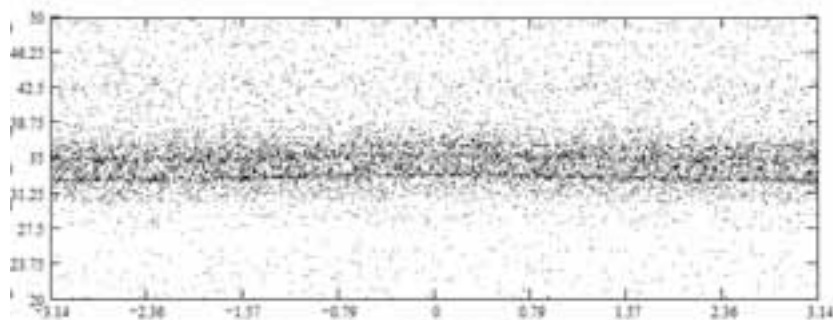


Рис. 7. $a = 30$; $b = 0.01$; $k = 1$; $e = 0.95$

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белецкий В.В., Пивоваров М.Л. О влиянии атмосферы на относительное движение гантелеобразного спутника. «Прикладная математика и механика», 2000, № 4.
2. Воронцова В.Л. Об исследовании поведения предельных циклов в зависимости от возрастания эксцентриситета. Вестник СГУ № 77(1), 2011. – с. 304-306.
3. Воронцова В.Л. Об анализе поведения предельных циклов при росте эксцентриситета орбиты и аэродинамического параметра. Вестник Московского авиационного института, 2013, т.20, № 1, стр.255-258.

INFLUENCE ON THE BEHAVIOR OF CYCLES LIMIT VALUES OF THE ELLIPTIC ORBIT ECCENTRICITY

V.L. Vorontsova

(Institute of Economic and Finance Kazan Federal University)

Orbital considered "a bunch of bodies" - two material points connected flexible massless inextensible thread - as a system with the released bond. Used the equation of associated motion with the forces of gravity gradient, aerodynamic pressure, gradient and aerodynamic drag of friction [1], [2]. In this article considered the behavior of the limit cycle for the equation of the relative motion with the ligaments of the gravitational effects, of aerodynamic pressure, aerogradient and dissipative factors [2], depending on the growth of the eccentricity e and aerodynamic parameter a . The effect

of the ellipticity of the orbit of a possible chaotization movement are considered. For research the known methods of nonlinear mechanics are used: the method of Lagrange equations of the first kind, the method of phase plane, numerical implementation of the method of point mappings, theory of stability of motion.

УДК 681.51

ВЛИЯНИЕ СЛУЧАЙНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ТОЧНОСТЬ И ДИНАМИКУ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АКТИВНЫМ МАГНИТНЫМ ПОДВЕСОМ

Евдокимов Ю.К., Изосимова Т.А.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

Рассмотрена работа ПИД-регулятора в системе автоматического управления активным магнитным подвесом при гауссовом и равномерном законах распределения случайных возмущений (шуме измерений), а также при различном спектральном составе этих возмущений.

Быстродействие, а так же работоспособность системы автоматического управления (САУ) активным магнитным подвесом (АМП) непосредственно связаны со степенью влияния шумов на аппаратную часть. Точности контроля способствуют отсутствие гистерезиса и подверженные деформации источники тепла, которые зависят от материала и аспектов конструкции, а так же решение проблемы шумов измерения, неизбежно присутствующих в сигнале системы измерения.

Существует множество источников шумов:

- шумы в сети электрического питания;
- шумы распространяющиеся в радиодиапазоне.

Эти шумы можно отнести к внешним. Способы защиты от их воздействия давно известны и разработаны. Для защиты от шумов в сетях электропитания применяются специальные входные LC-фильтры, установленные в первичных цепях питания, и емкостные фильтры, имеющиеся во вторичных цепях электропитания. Шумы из радиодиапазона блокируются экранированными корпусами, которые не пропускают радиоволны во внутреннее пространство устройства.

Кроме внешних источников шума существует также множество внутренних источников. К ним можно отнести: импульсные источники питания; цифровые схемы; датчики положения. Защита от помех, создаваемых импульсными источниками, осуществляется теми же средствами, что и при защите от внешних шумов в сетях электропитания. Шумы, создаваемые датчиками положения и цифровыми схемами обработки данных, нейтрализовать сложнее. Для этого необходимо применять цифровые схемы обработки сигнала (цифровые фильтры), либо программный комплекс, основанный на математическом анализе сигналов и выявлении шумов.

На рисунке 1 представлена структурная схема контура управления АМП с ПИД-регулятором при наличии шумового возмущения.

ПИД-регулятор описывается передаточной функцией вида:

$$W_{рег}(p) = k_1^0 + k_2^0 p + \frac{k_3^0}{p}, \quad (1)$$

где k_1^0 – коэффициент усиления, k_2^0 – постоянная времени дифференцирования, k_3^0 – постоянная времени интегрирования.

В качестве обобщенного объекта управления рассматривается вал и магнитный подшипник, передаточная функция представлена формулой (2):

$$W_{op}(p) = \frac{h_i}{p \cdot (mp^2 - c_y)}, \quad (2)$$

где m – масса ротора, c_y – «отрицательная» жесткость магнитного подвеса, связывающая магнитную силу и перемещение вала, и h_i – токовая жесткость магнитного подвеса, связывающая магнитную силу и ток.

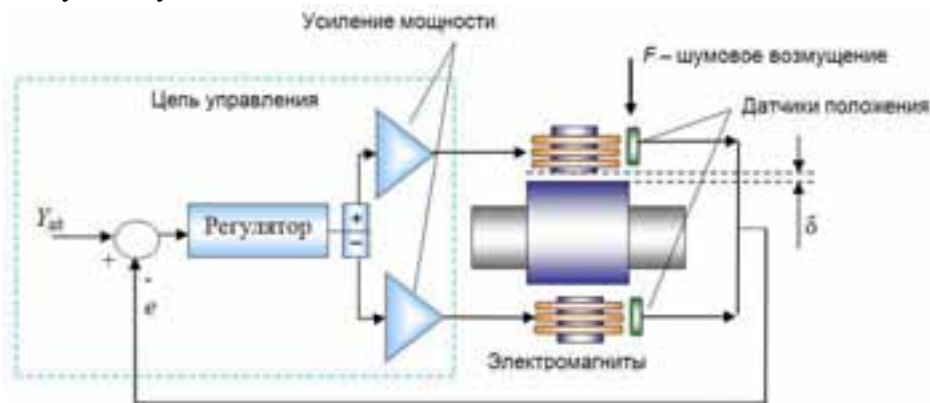


Рис. 1. Контур управления магнитного подшипника

Корни данного уравнения (2) определяются как $k = p = \pm \sqrt{\frac{c_y}{m}}$, при этом собственная недемпфированная частота подвеса будет соответствовать неравенству $\omega_0 \geq 2k$.

Датчик положения $W_d(p) = k_d$ измеряет отклонение между желаемой позицией δ_0 и фактическим положением ротора δ и передает эту информацию в цепь управления. Амплитуда сигнала на выходе дифференциальной части ПИД-регулятора пропорциональна частоте, а, следовательно, высокочастотные составляющие шума, усиленные этим звеном, будут бесконечно большими, что негативно скажется на всей системе управления.

Одним из простых подходов, для снижения высокочастотных помех и нейтрализации дестабилизации высокочастотных режимов системы, является добавление фильтра в состав самого алгоритма управления. Для рассматриваемого примера с ПИД-регулятором можно использовать низкочастотный фильтр второго порядка [1]:

$$W_{filter}(p) = \frac{\omega_f^2}{p^2 + \sqrt{2}\omega_f p + \omega_f^2} \quad (3)$$

где ω_f – собственная частота фильтра.

Чтобы наличие фильтра не ухудшало динамические характеристики, значение ω_f должно быть на порядок больше собственной частоты подвеса $\omega_f \geq 10\omega_0$.

Исследование влияния случайных возмущений на точность и динамику системы управления АМП возможно с помощью применения современных технических и программных средств, позволяющих создавать очень сложные и детальные динамические модели реальных систем. Случайные возмущения в таких пакетах формируются обычно с использованием функции randomize().

В программном пакете «20SIM Pro4.1» [2] для моделирования таких возмущений используется блок randgen1 из библиотеки Signal /Source, который генерирует случайную последовательность чисел с равномерным законом распределения вероятности в интервале \pm заданной амплитуды. Эта последовательность близка к "белому шуму" и для получения случайного сигнала с заданными свойствами ее необходимо пропустить через фильтр, который и формирует эти свойства. Для моделирования случайных помех, приведенных к выходу объекта можно использовать формирующий фильтр, состоящий из двух соединенных последовательно апериодических звеньев. Передаточная функция формирующего фильтра в этом случае имеет вид:

$$W_{\phi}(p) = \frac{k_v}{(T_v p + 1)^2}. \quad (4)$$

Спектральная плотность $S_v(\omega)$ и дисперсия D_v случайного сигнала $v(t)$ на выходе формирующего фильтра определяется, как квадрат модуля комплексной частотной характеристики фильтра:

$$S_v(\omega) = |W_{\phi}(j\omega)|^2 \cdot a; \quad D_v = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} S_v(\omega) d\omega, \quad (5)$$

где $W_{\phi}(j\omega)$ – комплексная частотная характеристика формирующего фильтра; a – спектральная плотность "белого шума".

На рисунке 2 представлено формирование случайных возмущений заданной спектральной плотности из "белого шума". Основная задача динамической настройке регуляторов, состоит в предположении о низкочастотном характере случайных возмущений, действующих на объект управления, таким образом, частота "среза" ω_{cp} спектральной плотности случайных возмущений должна быть значительно меньше резонансной частоты автоматической системы регулирования.

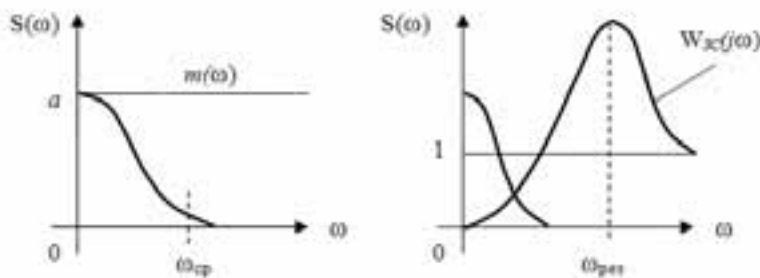


Рис. 2. Спектральная плотность случайных возмущений «белого» шума

Определить значение постоянной времени формирующего фильтра можно из соотношения $S(\omega_{cp}) = 0,01 \cdot S(0)$.

Оценку дисперсии случайного процесса определяют как:

$$D_x = \frac{1}{T_v} \int_0^T x^2(t) dt, \quad (6)$$

где $T_v = \frac{1,9}{\omega_{cp}}$ – длительность реализации случайного процесса $x(t)$.

На рисунке 3 представлена модель исследования работы ПИД – регулятора в САУ АМП с учетом генерирования случайных возмущений.

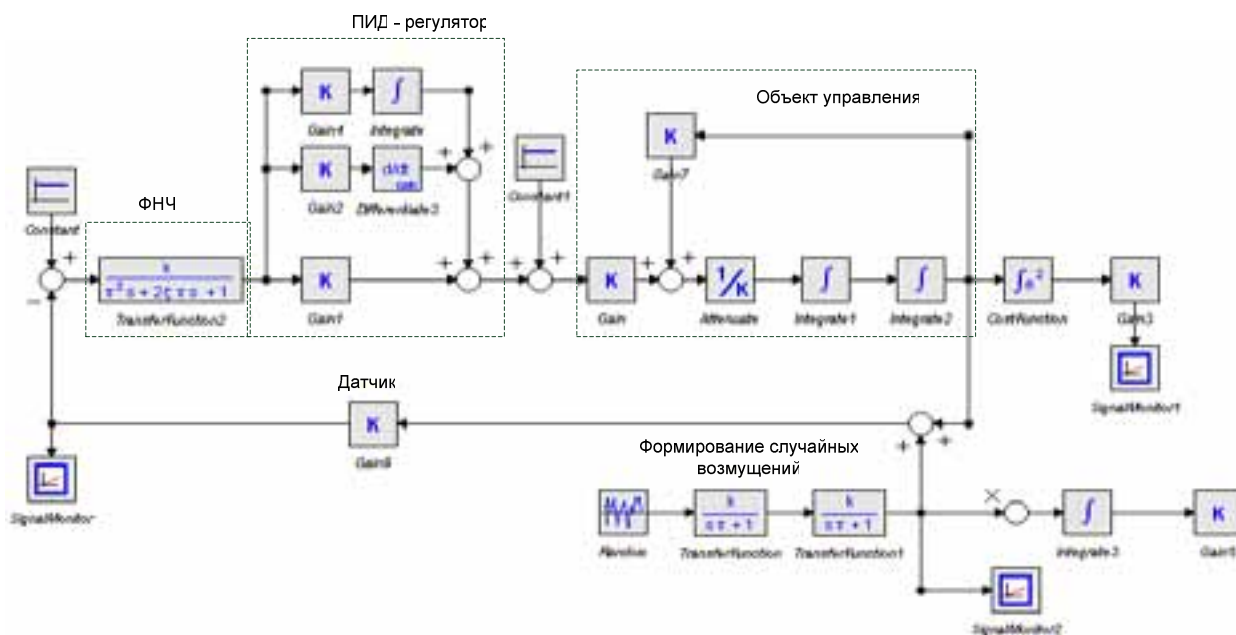


Рис. 3. Модель САУ АМП с учетом генерирования случайных возмущений

В представленной модели значения коэффициентов ПИД регулятора и объекта управления рассчитаны по методике представленной в [3]:

- параметры ПИД регулятора рассчитаны методом линейно-квадратической оптимизации:

$$k_1^0 = 2,9 \cdot 10^5 \left[\frac{A}{M} \right], k_2^0 = 178,5 \left[\frac{A \cdot c}{M} \right], k_3^0 = 5,68 \cdot 10^7 \left[\frac{A}{M \cdot c} \right];$$

- коэффициент блока attenuate_K равен массе вала приходящей на один конец вала ротора ($m = 20,84$ кг.);

- коэффициент блока Gain соответствует значению параметра h_i – токовой жесткости магнитного подвеса;

- коэффициент блока Gain_7 соответствует значению параметра c_u – «отрицательной» жесткости магнитного подвеса.

На рисунке 4 представлена идеальная переходная характеристика САУ АМП без случайных помех.

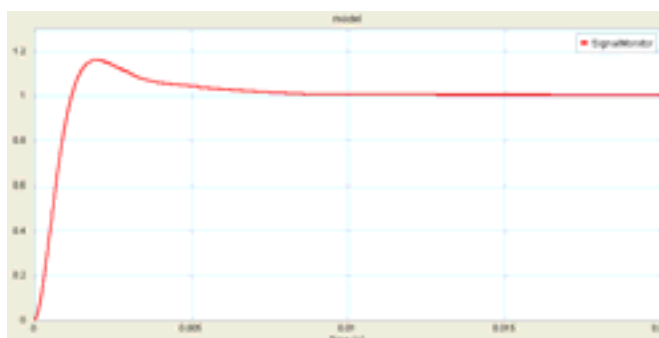
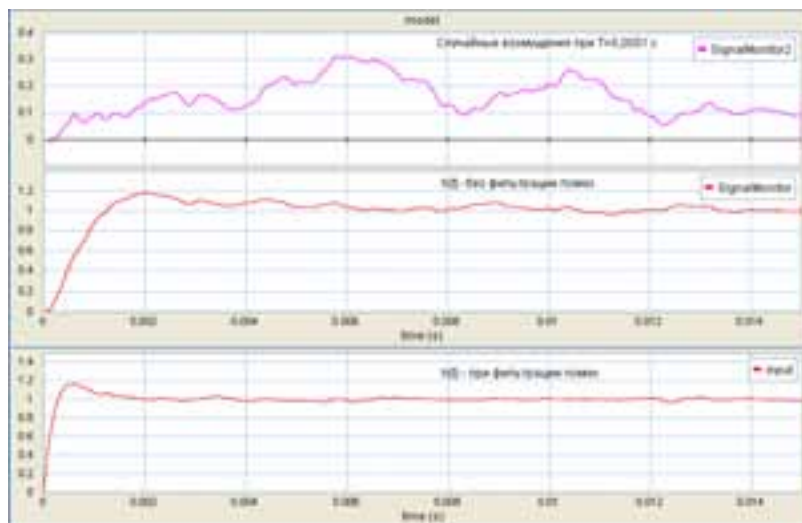


Рис. 4. Переходная характеристика САУ АМП без случайных помех

Результаты моделирования САУ АМП при значениях формирующего фильтра случайных возмущений $T = 1 \cdot 10^{-4}$ с и $T = 1 \cdot 10^{-5}$ с представлены на рисунках 5а и 5б соответственно.

Диаграммы Signal Monitors2 – показывают формирующее случайное возмущение, Signal Monitors – переходные процессы без фильтрации помех, input – результат работы фильтра.



a



b

Рис. 5. Результаты моделирования работы САУ при случайных возмущениях:
a – при $T = 1 \cdot 10^{-4}$ с; *b* – $T = 1 \cdot 10^{-5}$ с

Шумовой сигнал до $T = 1 \cdot 10^{-3}$ не оказывает сильного влияния на работу системы, регулятор обеспечивает необходимое быстродействие $t_p(0,007\text{с})$, перерегулирование не превышает 17 %, запас устойчивости по фазе составляет 580, что практически идентично идеальному переходному процессу. При увеличении спектральной плотности шума до $T = 1 \cdot 10^{-4}$ (рис. 5 а) переходный процесс приобретает колебательный характер. После фильтрации данного сигнала время переходного процесса составляет $t_p = 0,007$ с при $\Delta = \pm 0,01$, перерегулирование не превышает 20 %.

С увеличением амплитуды и плотности шумовой составляющей при $T = 1 \cdot 10^{-5}$ и выше (рис. 5 б), при использовании выбранного фильтра в одинаковой степени подавляется как полезный сигнал, так и сигнал шума, переходный процесс колеблется в диапазоне $\Delta = \pm 0,085$. В данном случае желательно использовать более сложную фильтрацию.

Величина управляющей передаточной функции по сравнению с чистым ПИД- управлением уменьшается примерно в 20 дБ на высоких частотах при дополнительном фильтре. Недостаток этого - снижение коэффициента усиления на высоких частотах, однако, всегда этап управления сокращается на более низких частотах. Таким образом, полюса и нули фильтра должны быть выбраны так, чтобы полная замкнутая характеристика всей системы оставалась приемлемой.

Разработанная модель позволяет исследовать работу ПИД-регулятора в системе автоматического управления активным магнитным подвесом, путем изменения спектрального состава случайных возмущений (шума измерений).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Gerhard Schweitzer*. Magnetic Bearings. Theory, Design, and Application to Rotating Machinery/ Gerhard Schweitzer, Eric H. Maslen., 2009. - 541 с.
2. 20 – SIM [электронный ресурс]. – Режим доступа: www.20-sim.com. – Заглавие с экрана. – (дата обращения 20.07.2013).
3. *Евдокимов, Ю.К.* Синтез системы автоматического управления активным магнитным подвесом/ Ю.К. Евдокимов, Т.А. Изосимова // Труды республиканского научного семинара АН РТ «Методы моделирования». Вып. 5. – Казань: Изд-во «ФЭН» («Наука»), 2013.

EFFECT OF DISTURBANCES IN RANDOM PRECISION DYNAMICS AND CONTROL SYSTEMS BY ACTIVE MAGNETIC SUSPENSION

J.K. Evdokimov, T.A. Izosimova

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The operation of the PID controller in the system of automatic control of an active magnetic suspension of the Gaussian and uniform laws of distribution of random disturbances (noise measurement) and with different spectral content of these disturbances is considered.

УДК 629.735

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ ВОЗДУШНОГО СТАРТА

Мoiseev Г.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

В докладе проводится постановка основных задач создания и применения беспилотных авиационных комплексов воздушного старта. Рассматривается состояние вопроса и перспективы развития, классификация комплексов, варианты применения. Приводится состав требований и перечень основных задач создания, применения, управления и обслуживания комплексов воздушного старта. Отдельно рассматривается вопрос оборудования воздушного пункта управления группировкой беспилотных летательных аппаратов.

Опыт разработки перспективных авиационных комплексов фронтовой и дальней авиации показал достижение предела наращивания количественных значений показателей боевой эффективности.

Для дальнейшего развития данных направлений необходимы «качественные» решения, значительно расширяющие функциональные возможности пилотируемых летательных аппаратов.

Одним из таких решений может служить создание пилотируемо-беспилотного авиационного комплекса, представляющего собой совокупность самолета (вертолета) -носителя и беспилотных летательных аппаратов воздушного старта (БЛА ВС).

В этом случае перспективный авиационный комплекс будет представлять собой носитель и воздушный пункт управления (ВПУ) смешанной роботизированной авиационной группировки.

Основными преимуществами такого комплекса будут являться следующие:

- расширенная зона обнаружения наземных, морских и воздушных целей;
- расширенная зона одновременного поражения указанных типов целей;
- повышенная безопасность пилотируемой компоненты, находящейся под прикрытием

БЛА ВС вне зоны действия ПВО противника.

Отдельные работы по БЛА ВС начались за рубежом и в нашей стране с середины прошлого века, однако носили большей частью бессистемный опытный характер. БЛА ВС создавались как варианты исполнения серийных БЛА наземного старта, например AQM-34 Firebee (США), Mirach 100s (Италия), представленные на рис. 1, а,б. Воздушный старт был выбран в качестве основного для разгона гиперзвуковых беспилотных разведчиков, таких как Lockheed D-21 (США) и БЛА «Ворон» ОКБ А.Н. Туполева (СССР), представленных на рис. 1, в,г. В последнем десятилетии развитие получили такие направления БЛА ВС как авиационные ложные цели воздушного старта типа ADM-160 MALD (США) рис. 1, д, а также малогабаритный БЛА Coyote (США) ближнего действия, ведущий разведку в интересах вертолета-носителя рис. 1, е.



Рис. 2

В настоящее время имеется заинтересованность в создании БЛА ВС, стартующих из внутрифюзеляжных отсеков вооружения самолета Т-50 (рис. 2), а также других перспективных комплексов с БЛА ВС.

- расширенная зона одновременного поражения указанных типов целей;
- повышенная безопасность пилотируемой компоненты, находящейся под прикрытием

БЛА ВС вне зоны действия ПВО противника.

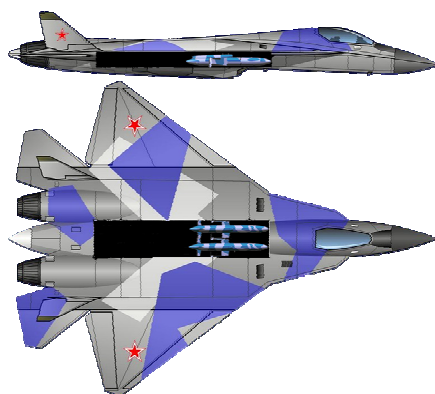


Рис. 2

Для дальнейшего эффективного развития данного направления необходима разработка теоретических основ создания, применения, управления и эксплуатации БЛА ВС и составных частей комплекса.

Классифицировать комплексы БЛА ВС можно по следующим направлениям:

1. По назначению БЛА ВС делятся на следующие типы:

- информационные (оптико-электронная, радиолокационная, радиотехническая разведка);
- имитационные (авиационные ложные цели, воздушные мишени);
- ударные (поражение наземных, морских и воздушных целей управляемым и неуправляемым вооружением);
- радиоэлектронной борьбы (постановка помех радиолокационным станциям, станциям радиотехнической разведки, средствам связи, применение электромагнитного оружия).

2. По аэродинамической схеме БЛА ВС делятся на:

- БЛА ВС самолетной схемы;
- БЛА ВС ракетной схемы;
- БЛА ВС вертолетной схемы;
- БЛА ВС аэростатического типа.

3. По скорости полета БЛА ВС подразделяются на следующие типы:

- малоскоростные (до 300 км/ч);
- дозвуковые (до 1 М);
- сверхзвуковые (1-4.5 М);
- гиперзвуковые (выше 4.5 М).

4. По кратности применения БЛА ВС могут быть:

- одноразовые;
- многоразовые (оснащенные парашютной системой посадки).

5. По типу носителя БЛА ВС размещаются на следующих объектах:

- самолеты фронтовой авиации (ФА) и авиации противовоздушной обороны (ПВО);
- самолеты дальней авиации (ДА);
- самолеты военно-транспортной авиации (ВТА);
- вертолеты армейской авиации (АА) и воздушно-десантных войск (ВДВ);
- беспилотные летательные аппараты (БЛА).

6. По типу управления комплексы БЛА ВС делятся на:

- с воздушным пунктом управления;
- с наземным пунктом управления;
- автономные (неуправляемые после старта);

Классификация комплексов БЛА ВС приведена на рис. 3.

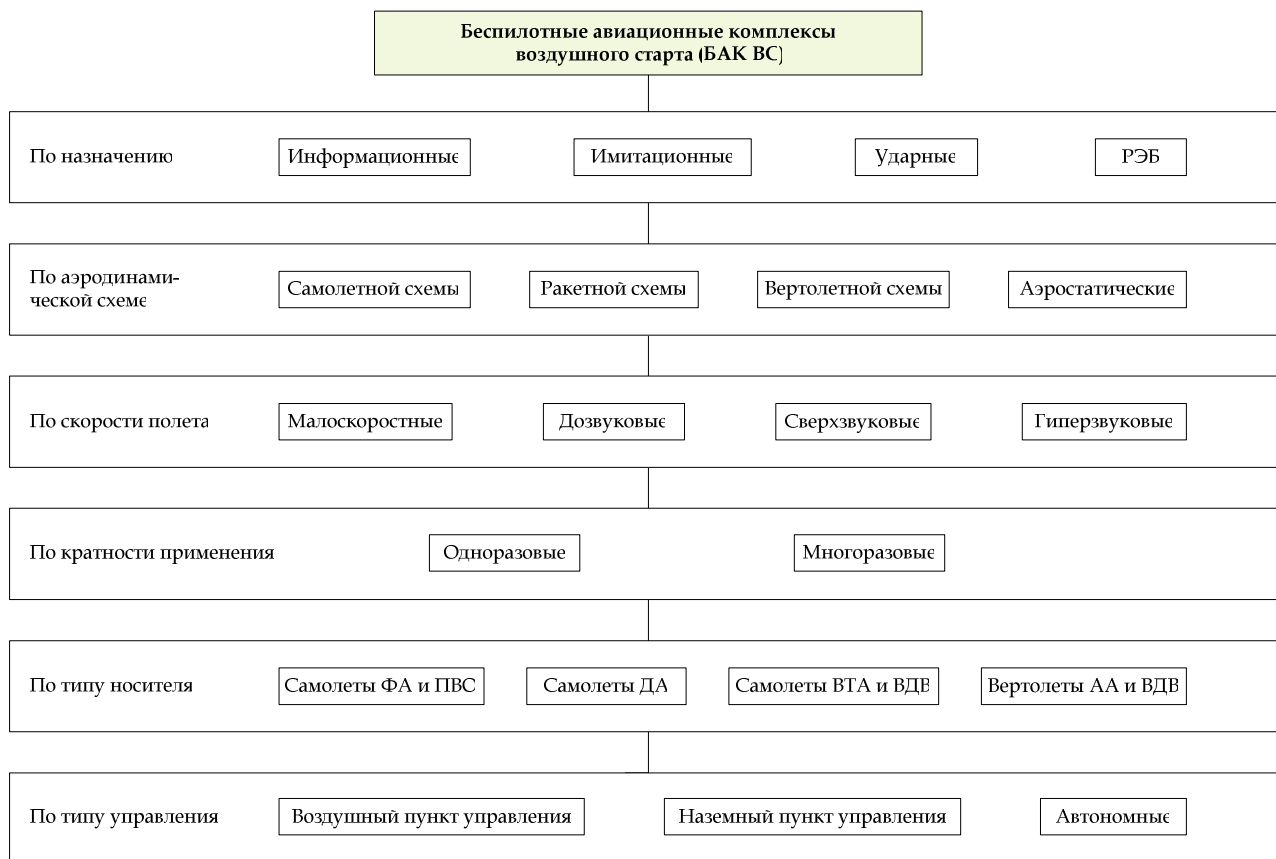


Рис. 3

В соответствии с приведенной классификацией определяется достаточно широкая область применения БЛА ВС.

Например, дозвуковые информационные БЛА ВС, оснащенные оптико-электронной аппаратурой могут решать задачи опережающей доразведки наземных целей в интересах самолетов штурмовой авиации, что позволит снизить количество проходов над целью у современных штурмовиков с двух (доразведка и нанесение удара) до одного, тем самым снизив вероятность поражения от средств ПВО. Аналогичные БЛА ВС могут также решать задачи контроля нанесения удара, следуя с отставанием от ударных самолетов, и передавать информацию на ударные средства второго эшелона.

Сверхзвуковые имитационные БЛА ВС, оснащенные аппаратурой постановки имитационных помех, осуществляя старт с самолетов фронтовой и дальней авиации, могут решать задачи прикрытия авиационной группы при преодолении наземной или воздушной системы ПВО противника за пределами зоны досягаемости собственных средств РЭБ.

Малогабаритные малоскоростные одноразовые информационно-ударные БЛА ВС, оснащенные оптико-электронными средствами обнаружения и наведения и кумулятивной боевой частью, могут осуществлять старт с ударных вертолетов, поиск целей в ориентировочной зоне нахождения бронетехники противника и ее уничтожение с помощью боевой части.

Рассмотрим в качестве примера применение информационных БЛА ВС с радиотехнической целевой нагрузкой для вскрытия и подавления системы ПВО противника, состоящей из мобильных комплексов типа «Бук-М».

1. Самолет-носитель доставляет БЛА ВС в зону применения, где осуществляет их воздушный старт на подходе к предполагаемому району расположения средств ПВО противника.

2. ВПУ устанавливает связь с БЛА ВС, осуществляя барражирование вне зоны действия ПВО противника.

3. БЛА ВС переводит в активный режим целевое оборудование имитации и пеленгации, осуществляя движение с воспроизведением боевых маневров самолетов ФА («атака наземной цели», «прорыв зоны ПВО» и др.).

4. Средства ПВО противника регистрируют появление воздушного объекта типа «самолет ФА» в своей зоне ответственности и начинают процесс обнаружения, распознавания, сопровождения цели и подсветки цели с помощью собственных РЛС.

5. Излучение активных РЛС пеленгуется целевым оборудованием БЛА ВС, определяются координаты РЛС ЗРК и передаются на борт ВПУ, откуда по линии связи поступают в виде целеуказания самолетам ударной группы.

6. Самолеты ударной группы по целеуказанию осуществляют поражение вскрытых наземных целей.

Рассмотренная схема применения представлена на рис. 4.

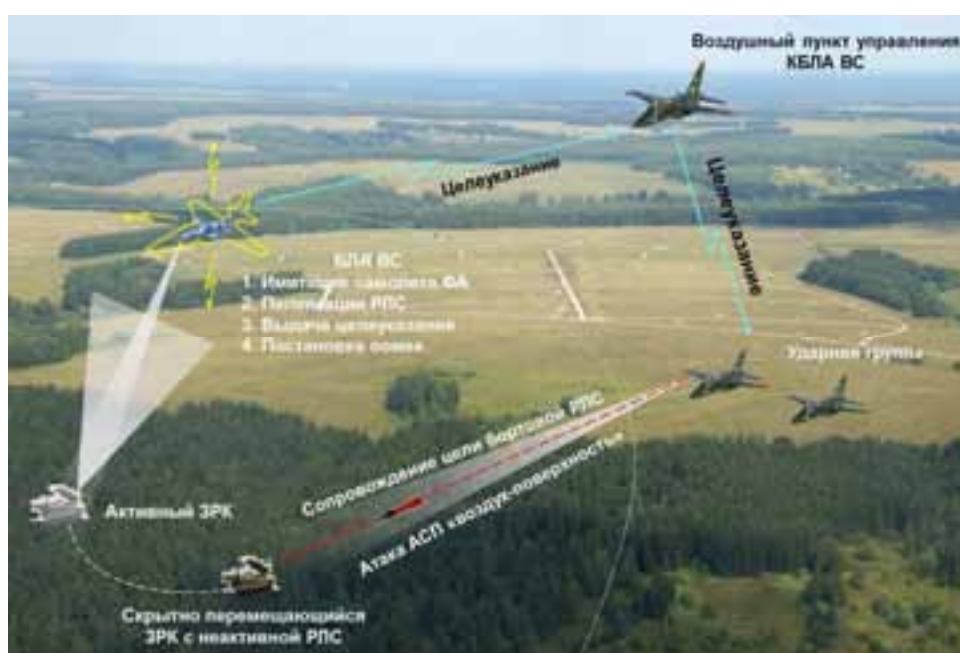


Рис. 4

При разработке теоретических основ тактики применения БЛА ВС необходимо решить следующие основные задачи:

1. Разработка методики оценки эффективности применения различных типов БЛА ВС и проведение оценки эффективности предлагаемых схем применения.
2. Определение оптимального количества БЛА ВС для решения целевых задач.
3. Определение оптимального числа БЛА ВС, размещающихся на подвеске одного носителя и замещающих его штатное вооружение.
4. Оценка оптимального времени решения задач БЛА ВС.
5. Оценка потерь БЛА ВС в процессе решения задач.
6. Разработка оптимальных траекторий полета БЛА ВС при решении целевых задач.

Особенностями проектирования БЛА ВС, возникающие вследствие необходимости размещения на носителе являются следующие:

- ограничения по массогабаритным характеристикам для размещения БЛА ВС на внешней или внутрифюзеляжной подвеске носителя;

- складывающиеся аэродинамические поверхности;
- узлы крепления к авиационным пусковым или катапультным установкам, балочным держателям;
- электрическая и информационная связь БЛА ВС с оборудованием носителя;
- определение необходимости размещения системы посадки БЛА ВС с точки зрения экономических и массогабаритных требований.

При проектировании БЛА ВС необходимо решение следующих основных проблем:

1. Определение оптимальных массогабаритных характеристик БЛА ВС в зависимости от массогабаритных характеристики целевой нагрузки и требований к летно-техническим характеристикам.
2. Расчет аэродинамики старта и аварийного сброса БЛА ВС.
3. Расчет влияния БЛА ВС на аэродинамические характеристики носителя.
4. Расчет влияния силовой установки БЛА ВС на газодинамическую устойчивость силовой установки носителя.
5. Расчет электромагнитной совместимости БЛА ВС и оборудования носителя.

С точки зрения экономических показателей серийного производства необходимо соблюдать принципы минимальной трудоемкости изготовления, обеспечиваемые минимумом деталей, использованием простых конструкций, изготавливаемых на фрезерных и токарных обрабатывающих центрах, а также применением стекло- и углепластиковых композиционных конструкций минимальной трудоемкости.

Пример конструкции БЛА ВС, размещенном на балочном держателе самолета-носителя, представлен на рис. 5.



Рис. 5

Пилотажно-навигационный комплекс БЛА ВС должен быть построен на основе вычислителей и программного обеспечения, реализующих функции всех видов подготовок, старта, выполнения полета по программе с возможностью ее корректировки в процессе полета, управления режимами работы систем и оборудования, а также датчиковой группы, включающей в себя малогабаритные датчики инерциальной и помехозащищенной спутниковой навигационной системы. Основными проблемами при создании систем управления БЛА ВС являются обеспечение требуемой точности датчиковой группы и производительности вычислительной группы при соблюдении требований к минимальным массогабаритным характеристикам компонент системы.

К основным проблемам управления БЛА ВС относятся следующие:

1. Программирование траекторий полета БЛА ВС по маршруту и выполнения специальных маневров.
2. Определение оптимальных траекторий старта с носителя и программирование траекторий старта.
3. Программирование группового полета БЛА ВС.

4. Программирование траекторий маловысотного полета БЛА ВС над земной и водной поверхностью.

5. Проведение автоматизированного инженерно-штурманского расчета при построении программ полета БЛА ВС и при корректировке в процессе полета (в режиме реального времени).

Информационно-командная радиолиния должна обеспечивать передачу команд управления по прямому каналу с пункта управления, а также передачу информации о параметрах полета, состоянии систем и оборудования, целевую информацию для информационных БЛА ВС по обратному каналу на пункт управления. Основными проблемами при создании радиолиний БЛА ВС являются обеспечение минимальных массогабаритных характеристик при соблюдении необходимой пропускной способности, дальности действия, скрытности работы, помехозащищенности, крипто- и имитостойкости.

Также в состав радиооборудования некоторых типов БЛА ВС должны входить системы межсамолетной навигации для обеспечения группового полета, системы обеспечения безопасности применения в общем воздушном пространстве и системы государственного опознавания.

Система электроснабжения БЛА ВС должна иметь в своем составе малогабаритные источники энергии (генераторы, аккумуляторы) для обеспечения достаточного уровня питания таких энергоемких систем как целевое и радиооборудование.

В качестве целевого оборудования БЛА ВС может выступать оптико-электронная, радиолокационная аппаратура, станция радиотехнической разведки, постановки активных помех, аппаратура имитации цели в радиолокационном или тепловом диапазоне, боевая часть или малогабаритные авиационные средства поражения, а также специализированная нагрузка, например, постановки минных заграждений, гидроакустических буев и др.

Проблема оборудования ВПУ является одной из наиболее важных при создании БАК ВС. ВПУ должен оснащаться устройствами ввода/вывода информации на базе многофункциональных цифровых индикаторов, средствами радиосвязи и программным обеспечением планирования программ полета БЛА ВС, отображения информации и поддержки принятия решений при управлении БЛА ВС.

Пример размещения оборудования ВПУ в кабине летчика-оператора представлен на рис. 6.



Рис. 6

Для того, чтобы возложить на летчика современного самолета (вертолета) задачи оператора БЛА ВС необходимо повысить степень автоматизации процесса управления как носителем, так и БЛА ВС. Поэтому в качестве ВПУ предлагается использовать двухместные самолеты штурмовой, фронтовой и дальней авиации, а также вертолеты армейской авиации.

Основными задачами при разработке ВПУ служат следующие:

1. Оптимизация количества БЛА, управляемых одним летчиком-оператором.
2. Интеграция аппаратной части аппаратуры ВПУ в БРЭО носителя.
3. Разработка структуры, функций и алгоритмов программного обеспечения ВПУ.

Схему эксплуатации БАК ВС необходимо строить на основе схем эксплуатации беспилотных комплексов и схем подготовки авиационного вооружения. При этом возникают задачи интегрированной логистической поддержки БАК ВС, оптимизации количества персонала комплекса и затрат времени на подготовку группы БЛА ВС к применению.

PROBLEMS OF DEVELOPMENT AND APPLICATION OF AIR-LAUNCHED UNMANNED AERIAL SYSTEMS

G.V. Moiseev

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The report carried staging the main design and application of air-launched unmanned aerial systems. The state of the issue and prospects for development, classification systems, options for the application. The composition of the requirements and a list of the main tasks of creating, implementing, operating and maintenance of air-launched systems. We consider separately the question of equipment airborne command center of unmanned aerial vehicles.

УДК 515.126.2

МЕТОДЫ СНИЖЕНИЯ ПОГРЕШНОСТИ АППРОКСИМИРУЮЩИХ ЗАВИСИМОСТЕЙ

Качалов О.Б., Ямпурин Н.П.

(Арзамасский политехнический институт (филиал) НГТУ им. Р.Е. Алексеева)

Предложены два метода снижения погрешности аппроксимирующих зависимостей на примере определения влажности нефти прибором «Ультрафлоу». При этом синтезирована математическая модель для расчета влажности нефти на основе показаний датчиков доплеровского сдвига частоты, влажности нефти, газонасыщенности потока, давления и температуры. Первый метод снижения ошибки основан на поиске экстремума при построении экспериментальной зависимости средней абсолютной погрешности проверочных точек от средней абсолютной погрешности точек обучающей выборки. При втором методе снижение ошибки обусловлено изменением состава обучающей выборки при поступлении новых данных с датчиков системы в процессе нормальной эксплуатации нефтяной скважины. Разработанные методы могут быть использованы при калибровке датчиков, измерительных систем и комплексов в технике, экологии и медицине.

Повышение точности при использовании аппроксимирующих зависимостей позволяет существенно повысить эффективность технологических операций, при описании которых применяются эти зависимости. Например, повышение точности систем измерения в 1,5 раза при испытании ракетных двигателей позволило уменьшить количество испытаний более чем в 7 раз. Учитывая, что стоимость каждого испытания равна 100 тыс. долларов США, это дает ощутимый экономический эффект на практике [1].

Цель данной работы – показать возможность снижения погрешности проверочных точек (не участвовавших в построении модели) за счет

- нахождения минимума погрешности на экспериментальной кривой зависимости погрешности проверочных точек от средней абсолютной погрешности обучающих точек;
- использования переменной обучающей выборки.

Проиллюстрируем данный метод снижения погрешности на примере расчета влажности нефти на основе результатов калибровочных работ прибора «Ультрафлоу», проведенных сотрудниками Арзамасского приборостроительного завода им. П.И. Пландина.

В таблице 1 приведены значения экспериментальных точек обучающей выборки, а в таблице 2 – проверочной для основных параметров продукции нефтяной скважины.

Таблица 1

у	x ₁	x ₂	x ₃	x ₄	x ₅
Влажность нефти, %	Расход жидкости, м ³ /сут	Показание датчика влажности, дел.	Доплеровский сдвиг частоты, Гц	Показание датчика газо-насыщенности, дел.	Отношение температуры к давлению, С/МПа
10.03	30	27385.45	1089.5	0	21.09/0.119
10.16	19.94	28831.06	2383.02	0.1084	20.8/0.116
10.06	20.50	25645.65	3763.86	0.2567	20.8/0.112
10.80	20.71	24590.56	5744.47	0.4577	21.2/0.108
10.09	30	24371.90	6290.46	0.4534	21.03/0.109
10.45	20.34	24593.65	6472.22	0.5537	21.2/0.108
9.94	30	24438.09	7117.15	0.5540	21.1/0.108
24.63	15	26132.24	7600.53	0.7559	20.6/0.1081
10.02	30	24503.45	8251.48	0.6405	20.9/0.1085
9.4	20.4	25010	10702	0.8538	19/0.105
9.1	20.6	24584.45	5739.17	0.4522	19.3/0.108
25	15.2	25990	7610.56	0.7561	19.6/1.08
25	29.8	26101.87	11401.87	0.8322	19.1/0.11
24	29.8	26107.65	13375.9	0.9008	19.3/0.12

Таблица 2

у	x ₁	x ₂	x ₃	x ₄	x ₅
Влажность нефти, %	Расход жидкости, м ³ /сут	Показание датчика влажности нефти, дел.	Доплеровский сдвиг частоты, Гц	Показание датчика газо-насыщенности, дел.	Отношение температуры к давлению, С/МПа
11.7	20.59	24863.84	8976.31	0.7686	20.1/0.1088
24.74	15	26180.90	9501.82	0.8458	19.6/0.1076
24.70	15	26263.90	10721.28	0.9048	19.5/0.1082
10	20.19	25075.68	10744.39	0.8547	19.6/0.1089
25.12	30	26044.34	11427.64	0.8378	19.6/0.1084
10.71	20	25239.81	11773	0.9091	19.3/0.1090
25.02	30	26149.70	13370.72	0.9003	19.7/0.1092

Рассматривалась регрессионная модель вида

$$y = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_3x_3 + b_4x_4 + b_5x_5 + b_{12}x_1x_2 + b_{23}x_2x_3 + b_{22}x_2^2,$$

где у- влажность нефти, %;

x₁ - расход жидкости, м³/сут;

x₂ - показания датчика влажности нефти, дел.;

x₃ - доплеровский сдвиг частоты, Гц;

x_4 - показания датчика газонасыщенности, дел.;
 x_5 - отношение температуры к давлению, о С/МПа;
 b_{ij} – коэффициенты регрессии.

Первый метод снижения погрешности основан на поиске экстремума при построении экспериментальной зависимости средней абсолютной погрешности проверочных точек от средней абсолютной погрешности точек обучающей выборки. Изменение средней абсолютной погрешности точек обучающей выборки проводилось за счет изменения числа точек в обучающей выборке.

При втором методе снижение погрешности обусловлено изменением состава обучающей выборки. При этом к основному ядру обучающей выборки присоединяется проверочная точка, для входных данных которой рассчитывается выходной показатель. Далее данная проверочная точка удаляется из обучающей выборки, а на ее место поступает следующая проверочная точка, для которой также рассчитывается выходной показатель и т.д.

Результаты расчетов погрешности для данных, приведенных в табл. 1 и 2, представлены на рисунке. Кривая, соответствующая ряду 1 показывает погрешности при постоянной обучающей выборке, а кривая, соответствующая данным ряда 2 – переменной обучающей выборке.

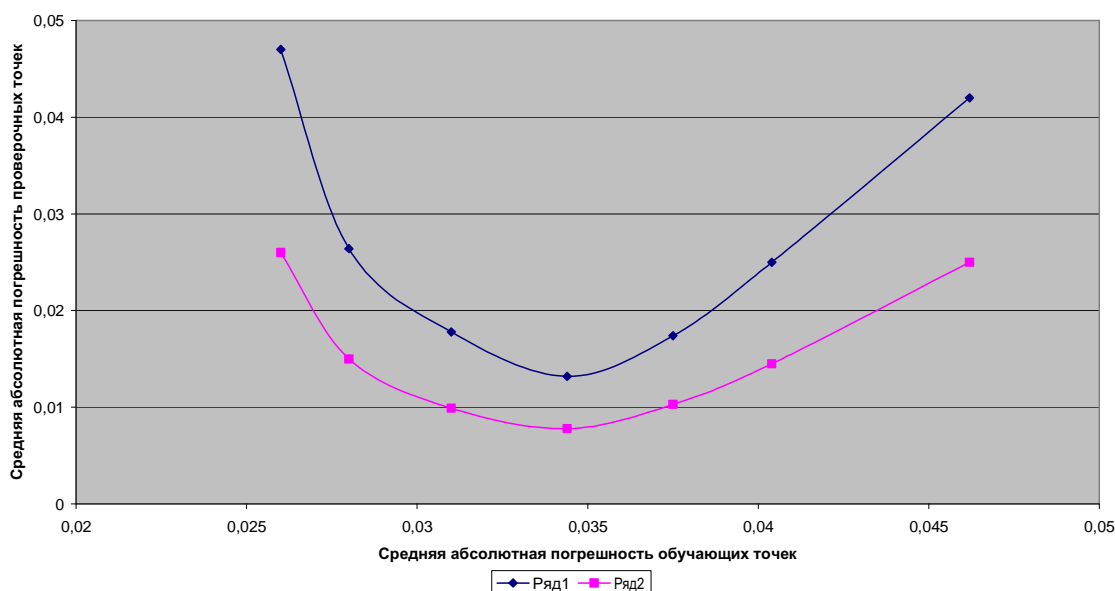


Рис.1 Зависимость средней абсолютной погрешности проверочных точек от средней абсолютной погрешности обучающих точек

Как видно из приведенных кривых расчет влажности нефти необходимо проводить при такой средней абсолютной погрешности точек обучающей выборки, при которой имеет место минимум погрешности проверочных точек. При этом во всем диапазоне изменения средней абсолютной погрешности обучающих точек модель с переменной обучающей выборкой позволяет существенно снизить погрешность проверочных точек по сравнению с погрешностью при постоянной обучающей выборке.

Разработанные методы могут быть использованы:

- в расчетах при использовании регрессионных и нейросетевых моделей, а также в моделях самоорганизации;
- при калибровке датчиков, измерительных систем и комплексов в технике, экологии и медицине.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Заико Н.А. Комплексный подход к оценке погрешностей в задаче численного анализа данных натурального эксперимента: Автореф. дис ... канд. техн. наук: 05.13.18/ Н.А. Заико. – Уфа, 2008. – 130 с.

TECHNIQUES TO REDUCE INACCURACY OF APPROXIMATING DEPENDENCES

O.B. Kachalov, N.P. Yampurin

(Arzamas Polytechnical Institute branch of R. E. Alexeev Nizhniy Novgorod State Technical University)

The paper presents two techniques to reduce inaccuracy of approximating dependences by the example of calculating oil humidity with the device Ultraflow. Mathematical model for calculating oil humidity on the basis of sensor readings of Doppler frequency shift, oil humidity, gas saturation, pressure and temperature is given. The first technique relies on extremum seeking in plotting experimental dependence of absolute average error of test points from absolute average error of training sample points. The second technique provides inaccuracy reduction by changing training sample when getting new readings from system sensors in regular service condition of an oil-well. The methods presented in the paper can be used for calibrating sensors, measuring systems in technical equipment, ecology and medicine.

УДК 656.073

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ РЕГИОНАЛЬНЫМИ ГРУЗОПОТОКАМИ НА ОСНОВЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ

Яковлев Р.А., Рожко О.Н.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

Описана роль ИТС в управлении транспортными системами. Определены оптимальные ИТС для анализа структуры и материального учета грузопотоков региона, позволяющие определить маршруты следования и типы подвижного состава. Освещены способы сбора информации по грузам и маршрутам следования транспортных средств в рамках создания единого информационного центра для грузоперевозчиков и грузоотправителей. Организация центра подразумевает создание базы данных по перевозчикам и грузоотправителям для обеспечения гибкой системы тарификации перевозок. Раскрыт комплексный подход в организации движения материальных потоков от отправителя до получателя в режиме «онлайн» с описанием регулирования маршрута автомобиля на линии. Показаны возможные основные предприятия грузоотправителя которые захотят воспользоваться данной системой и передать часть непрофильных занятий на аутсорсинг.

Интеллектуальные транспортные системы (ИТС) сегодня самый современный метод организации и управления дорожным движением. Развитие данных систем в России приобретает приоритетное значение как в масштабах страны, так и для каждого региона в отдельности.

В понятие ИТС – мы включаем интеграцию технологий (информационных и коммуникационных), всевозможные устанавливаемые сегодня в автомобили электронные устройства, а также инфраструктурные объекты, позволяющие с высокой точностью спрогнозировать и смоделировать в режиме реального времени дорожную обстановку. Данные системы позволяют оперативно принимать решения на основе ранних данных и получаемой в «онлайн» режиме информации, которая находится в открытом доступе не только операторам ИТС, но и другим пользователям транспорта. Следовательно, транспортный процесс станет эффективнее и безопаснее.

Главное, что ИТС обеспечивают развитие и повышают эффективность всего транспортного комплекса Российской Федерации (РФ). То, что транспортный комплекс страны работает не эффективно, подтверждают и официальные данные:

- потери от ДТП составляют 2,5 % от ВВП,
- потери от транспортных заторов – 7 – 9 % ВВП,
- ущерб экологии – 1,5 – 2 % ВВП.

Итого около 12 % ВВП (за 2012г. ВВП РФ составил 62,6 трлн руб.). Экономические потери велики, но они могут быть меньше, за счет более эффективного внедрения в транспортный комплекс подобных систем.

Но неправильно было бы сегодня говорить, что на территории России в области ИТС ничего не меняется, хотя бы в плане методологии. На территории (РФ) введен новый национальный стандарт ГОСТ Р ИСО 14813-1-2011 "Интеллектуальные транспортные системы. Схема построения архитектуры интеллектуальных транспортных систем. Часть 1. Сервисные домены в области интеллектуальных транспортных систем, сервисные группы и сервисы", который вступил в силу 1 марта 2012 года.

Данный стандарт выделяет главные сервисы и области их применения, эти данные необходимы создателям (пользователям) ИТС. В зависимости от поставленных целей выделены главные сервисы и их области применения, которые могут быть интегрированы в определяющие сервисные домены ИТС, а внутри каждого из доменов может быть несколько сервисных групп, охватывающих отдельные области домена. Данный стандарт определяет одиннадцать сервисных доменов, внутри каждого расположено множество сервисных групп [1].

В настоящее время в большинстве своем, на территории России широкое распространение получили лишь некоторые сервисные группы ИТС, такие как:

- Транспортно-информационные системы: позволяющие вести отслеживание автомобилей в режиме «онлайн», с помощью систем глобального позиционирования (GPS, ГЛОНАСС, GALILEO и т.д.),
- Системы видеодетекции нарушений ПДД и видеонаблюдением за ситуацией на дорогах,
- Системы предоставления транспорта для индивидуального перемещения. Данный вид нашел широкое применение в службах такси (обслуживание индивидуальных клиентов и диспетчеризация услуг).

Все остальные системы остаются без внимания, так как в перевозках непосредственно они не используются. Но утверждать, что остальные элементы ИТС не получают развития нельзя. Они развиваются самотеком, с учетом потребностей тех или иных служб. Коммунальные и дорожные службы используют информацию о состоянии погоды, пассажирские автотранспортные предприятия используют электронные платежи при расчетах с пассажирами. Городские власти используют способы регулирования дорожного движения. Как видно, назвать все это ИТС не получается, все подсистемы разрознены. Наиболее важными сервисными службами, которые необходимо вводить в эксплуатацию для создания транспортной системы помимо уже перечисленных подсистем, являются грузовые и пассажирские домены.

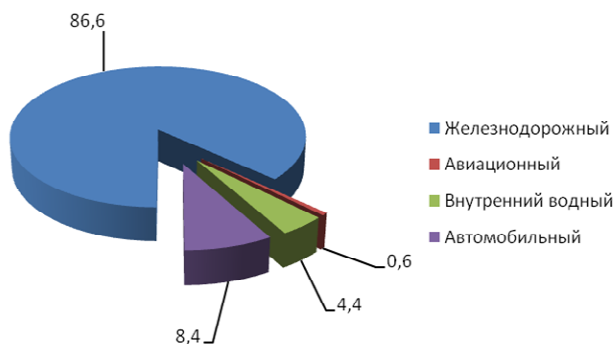


Рис. 1. Структура грузооборота по видам транспорта общего пользования

Сегодня в РФ существует огромная проблема с организацией и учетом объема грузовых перевозок автомобильным транспортом внутри страны. Здесь речь идет не о всех внутренних перевозках. Объемы грузов провозимых транзитным автотранспортом, очень хорошо учитываются, проходя через таможенные органы. Тоже можно сказать о железнодорожной и авиаперевозке товаров Рис1.

Проблемной областью необходимо считать грузовые перевозки между регионами страны в целом так и непосредственно внутри каждого региона (товары строительные, сельскохозяйственные и т.д.). Рис. 2 Учет грузопотока необходим нам для прогнозирования дальнейшего увеличения или уменьшения объема перевозки товаров. С данной проблемой мы столкнулись, когда в городах появилось большое количество автомобилей. Дорожная городская сеть оказалась к этому не готова и как результат заторы. С перевозкой грузов немного иначе, здесь мало строить дороги. Строящиеся дороги должны соответствовать определенным категориям и мы не знаем, какой грузовой подвижной состав по ним будет передвигаться (согласно данным федеральной службы государственной статистики за 2011 год в Татарстане протяженность автомобильных дорог 21761,2 км) [2]. Тенденция перевозок грузов с каждым годом смещается в сторону увеличения грузоподъемности автотранспорта. Еще пять лет назад, многие не тяжеловесные грузы перевозились малотоннажными автомобилями, и практики перевозки сборных грузов практически не было. Сейчас все иначе, практически все мелкие грузы перевозятся на крупнотоннажных автомобилях сборными.



Рис. 2. Структура учета материальных потоков

Так как нет ясного видения, по каким дорогам и в каком объеме перевозятся грузы, данные о грузовых потоках необходимы регионам в первую очередь для развития региональных дорожных сетей. В большинстве своем, региональные дороги не соответствуют категорияльности, и в силу данных обстоятельств каждую весну дороги для крупнотоннажных грузовиков оказываются закрытыми на месяц. Закрытие дорог в каждом регионе происходит индивидуально, если в центральной части России апрель – май, то в Сибири это май-июнь. Как следствие, официальные объемы грузоперевозок падают, а коррупционная составляющая растет (промышленное производство не останавливается). Только когда мы будем видеть объемы перевозок и вид транспорта, перевозящий грузы, мы сможем разработать индивидуальную стратегию развития транспортной инфраструктуры каждого региона.

На первоначальном этапе развития в эту стратегию должно войти строительство на оживленных участках близ мегаполисов и крупных промышленных предприятий расположенных в черте города, перехватывающих логистических центров и терминалов. Тренд перевозки грузов в городах с учетом политики городских властей таков, что доставка товаров в дневное время суток осуществляется малотоннажной, малогабаритной техникой. В терминалах следует создать систему перегрузки товаров для организации мультимодальных перевозок. Этот вид перевозок должен получить в будущем большее развитие. Особо это касается РТ, а именно г.Казань, с учетом ввода в эксплуатацию нового и реконструированного международного аэропорта «Казань», запуском железнодорожного аэроэкспресса и наличием речного порта. Данные терминалы должны включаться в состав развиваемой ИТС, объединяться в одну общую сеть и отображать информацию о степени заполнения складов. Также на их базе необходимо создать единую информационную базу мелких перевозчиков, которые будут взаимодействовать в структуре Некоммерческой Организации Логистика Автомобильного Транспорта. Данный шаг позволит поднять на другой уровень качество перевозок и уровень ответственности участников транспортного процесса.

При разработке стратегии должно быть учтено строительство дорог в зависимости от объема и вида перевозок. Понятно, что дорога с малой интенсивностью движения, по которой эксплуатируется малотоннажный транспорт и не так часто тяжеловесный не должна строиться с высокими требованиями, но там где интенсивность движения высокая и транспорт крупнотоннажный, должна соответствовать самым современным требованиям как в организации движения, пропускной способности, так и по тах нагрузке на ось. Также должны быть реконструированы и инженерные сооружения мосты, дамбы и т.д. Строительство таких дорог дело затратное, но экономический эффект от меньшего числа текущих ремонтов дорожного полотна и высокой средней скорости передвижения автотранспорта достаточно высок.

В организации элементов инфраструктуры автомобильных дорог помимо вышеперечисленных подсистем ИТС должны повсеместно внедряться и другие, такие как:

- Система информационного обеспечения участников движения.

Информирования участников движения осуществляют обеспечение пользователей как статической, так динамической информацией о ситуации на дороге, с предлагаемыми путями объезда препятствий на пути следования.

- Система взимание электронных платежей.

Она позволяет осуществлять платежи за проезд по платным участкам дорог, заказ гостиниц и мотелей, оплата парковочных мест и т.д. Оплатить возможно как через банковские карты так и дистанционно по номеру транспортного средства.

- Система мониторинга состояния окружающей среды и дорожного полотна.

Пользователи получают данные необходимые для четкого понимания ситуации складывающейся на дороге, а именно наличие тумана, дождя и что немаловажно в зимний период образование гололедицы.

- Система оповещение экстренных служб при нештатных ситуациях и ДТП.

Данная группа дает возможность быстрого выявления и последующего оперативного реагирования на различные происшествия, которые могут возникнуть в транспортной сети. Причины инцидентов как правило не связаны с внешними воздействиями (природные или техногенные катастрофы), а связаны с ситуациями которые возникают непосредственно в самой сети между участниками движения.

- Система о транспортировке грузов на всех участках.

Это подсистема слежения за грузовыми автомобилями для определения маршрутов передвижения транспортных средств и автоматической фиксации данных по автомобилю после взвешивания.

Использование данных подсистем в конечном итоге должны создать необходимую для регионов страны ИТС для учета материальных потоков.

Для реализации предлагаемого проекта развития транспортной инфраструктуры регионов необходимо:

1. Все станции весового контроля оборудовать пунктами сбора информации по грузу, объединить в единую информационную систему и как подсистему ввести в состав ИТС региона или страны в целом. Это необходимо сделать для отслеживания маршрутов передвижения транспортного средства, а также понимать груженный автомобиль перемещается или пустой. Тем самым, мы может сосчитать внутренние материальные потоки не только в одном регионе, но и по стране в целом. Определить какие грузы в основном перевозятся автотранспортом. Эти данные необходимы для составления точного плана по реконструкции дорог для уменьшения затрат в пустую.

2. Построить перегрузочные терминалы и логистические центры, а на их основе создать информационную базу данных частных владельцев грузового транспорта и небольших транспортных компаний. Это позволит грузоотправителям и грузополучателям между собой напрямую в обход транспортных компаний «прилипал» по гибкой ценовой системе тарификации перевозок отправлять груз. Если исходить из официальных источников Республики Татарстан (таблица 1), то мы видим тарифы на перевозку растут [2].

Таблица 1

Индексы тарифов на грузовые перевозки

	2007	2008	2009	2010	2011
Транспорт - всего	135,8	130,4	150,7	134,5	113,8
в том числе					
автомобильный	111,0	128,9	92,3	106,0	111,4
авиационный	100,0	100,0	100,0	116,7	100,0
трубопроводный	137,4	129,3	161,8	144,7	114,4
внутренний водный	100,0	176,1	98,1	101,7	100,8

По факту, если посмотреть информационные программы (АТІ и др.) которые используют перевозчики и транспортные компании (ТК), то мы увидим другую картину на примере стоимости доставки грузов из Москвы. В 2008 году ставка по доставке товара двадцатитонным шторным полуприцепом была 35-38 тыс. руб. и сегодня в 2013 г. те же 38 тыс.руб. Мы имеем стоимость доставки грузов, которая осталась на уровне цен 2008 г. При этом транспортные расходы (ГСМ, запчасти, зар.плата, техническое обслуживание) выросли более чем на 20 %. Как следствие, увеличение процента убыточных компаний в общем числе ТК

более 22 % и суммой убытков 242558тыс.руб. [2]. Ни о каком развитии перевозчиков и транспортной логистики в целом пока говорить не приходится. Главное отличие предлагаемого нами подхода в том, что предполагается установить некий ценовой min и max и как следствие система становится саморегулируемой, уже не будет посредников диктующих уровень цен, отношения становятся рыночными и отрасль должна получить развитие.

3. Используя систему транспортировки грузов на всех участках организовать движение материальных потоков в режиме on-line от грузоотправителя до грузополучателя в унимодальных и мультимодальных схемах за счет системы глобального позиционирования ГЛОНАСС. Это позволит диспетчерам информационного центра оперативно информировать водителей по телефону или через интернет о проблемах возникающих у них на пути (ремонт дорог, не работающие инженерные сооружения, наличие автомобильных заторов, появление гололеда и т.д.) и предлагать пути объезда, прокладывать новый маршрут передвижения для уменьшения времени нахождения автомобиля в пути.

Данный проект будет интересен в первую очередь сельскохозяйственным предприятиям. Данным производителям, у которых в основном сезонные работы (производство молока и мяса не учитываем) иметь на своем балансе большой парк грузовых автомобилей не выгодно. Гораздо более ликвидным становится привлечение сторонних грузоперевозчиков с гибкой ценовой политикой по стоимости доставки. Для крупных промышленных предприятий и компаний торгового сектора создание базы данных перевозчиков также будет интересно. Они будут контактировать напрямую с перевозчиками, обходя одного, а то и несколько посредников. Данный факт упрощает работу отделам снабжения компаний в организации доставки грузов и уменьшает стоимость доставки. В дальнейшем, крупные компании при положительном опыте могли бы часть транспортных функций передать часть непрофильных занятий на аутсорсинг.

В Татарстане из числа сельхозпроизводителей такими компаниями вполне могут быть:

- а) ОАО «Вамин»,
- б) ОАО «Бахетле»,
- г) ОАО «АкБарсАгро»,
- д) ОАО «Красный Восток Агро».

Из числа промышленных компаний:

- а) ОАО «Казанский Вертолетный Завод»
- б) ОАО КАПО им. С.П. Горбунова
- г) ОАО «КамАЗ»
- д) ОАО «Казанское Моторостроительное Производственное Объединение».

Из числа торговых компаний:

- а) ОАО «Вамин»,
- б) ОАО «Эдельвейс»,
- г) ООО «АкБарсПродукты»,
- д) ОАО «Бахетле».

Создание системы учета грузового транспорта позволит регионам более точно выстраивать свои планы по развитию автомобильных дорог. Там где низкая интенсивность движения, можно обойтись косметическим ремонтом, а там где большой транспортный поток, следует дорогу полностью реконструировать в соответствии новыми тенденциями. Данный подход позволит региональным властям иметь высококлассные дороги при тех же бюджетах. Строительство перегруженных терминалов должно привлечь новые компании строить свои предприятия в регионах. Организация информационного центра и создание базы дан-

ных индивидуальных владельцев грузовых автомобилей, а также небольших перевозчиков в обход большого количества посредников, у которых в большинстве случаев нет и своего автотранспорта, тоже должно положительно сказаться на развитии регионов. Ведь уже сейчас транспортная составляющая в стоимости товаров достигает 30 %. Следовательно, если доставка грузов будет осуществляться напрямую, без посредников до потребителя с минимальной транспортной наценкой, это должно положительно сказаться на стоимости производства товаров и как следствие их более низкой себестоимости и высокой конкурентоспособности. В условиях вступления РФ во Всемирную Торговую Организацию данный факт становится немаловажным.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ Р ИСО 14813-1-2011 - Интеллектуальные транспортные системы. Схема построения архитектуры интеллектуальных транспортных систем. Часть 1. Сервисные домены в области интеллектуальных транспортных систем, сервисные группы и сервисы. М., ФГУП «СТАНДАРТИНФОРМ», 2011 г. 24с.
2. Основные показатели транспортной деятельности в Республике Татарстан за 2011 год, статистический сборник / Татарстанстат. – Казань: Издательский Центр Татарстанстата РТ, 2012 – 64 с.

IMPROVEMENT OF FREIGHT TRAFFIC CONTROL PROCEDURE BASED ON THE INTELLIGENT TRANSPORTATION SYSTEMS

R.A. Yakovlev, O.N. Rozhko

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

ITS role in management of transport systems is described. Optimum ITS for the analysis of structure and the material accounting of freight traffics of the region, allowing to define routes and types of a rolling stock are defined. Ways of collection of information on freights and routes of vehicles within creation of uniform information center for cargo carriers and consignors are shined. The organization of the center means database creation on carriers and consignors for providing flexible system of tariffing of transportations. The integrated approach in the organization of movement of material streams from the sender to the recipient in the online mode with the description of regulation of a route of the car on the line is opened. The possible main enterprises of the consignor which would like to use this system are shown and to transfer part of non-core occupations to an outsourcing.

УДК 681.51

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПОЛЯ АКТИВНЫХ МАГНИТНЫХ ПОДШИПНИКОВ ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК В КВАЗИСТАТИЧЕСКОМ И ДИНАМИЧЕСКОМ РЕЖИМАХ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Евдокимов Ю.К., Тогuzов С.А.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

Исследованы зависимости силы и магнитной индукции от величины воздушного зазора и тока в обмотках, количества, типа и расположения полюсов статора. Приведен анализ влияния технологической точности изготовления статора, ротора и обмотки на характеристики магнитного подшипника.

Целью данной работы является разработка моделей магнитного поля радиальных активных магнитных подшипников (РАМП) высокоэнергетических установок. Основные задачи, функционально решаемые с помощью разработанных математических моделей:

1. Исследование зависимости магнитной индукции и силы РАМП от вида полюсов.
2. Исследование зависимости магнитной индукции и силы РАМП от токов в обмотках.
3. Исследование зависимости магнитной индукции и силы РАМП от размера воздушного зазора между статором и ротором.
4. Анализ влияния режимов электропитания на характеристики РАМП высокоэнергетических установок.
5. Анализ влияния точности изготовления ротора, статора, обмотки на характеристики РАМП.

Для разработки моделей в данной работе использовалась программная среда Maxwell, работа которой основана на методе конечных элементов.

Процесс проектирования РАМП заключается в выборе параметров, которые определяют качества конечного магнитного подшипника. При проектировании на первом этапе, исходя из геометрических ограничений – максимального возможного внешнего диаметра и диаметра вала в месте установки подшипника, выбирают [1]:

- количество и вид полюсов и обмоток,
- способ расположения полюсов,
- использование увеличения площади полюсного наконечника,
- магнитные свойства материалов статора и ротора,
- сложность управления катушкой,
- способ соединения обмоток,
- ток усилителя мощности.

Критериями качества являются [1]:

- вес и размер подшипника,
- дополнительная масса вала установки за счет ротора РАМП, изготавливаемого из шихтованной электротехнической стали,
- расход энергии,
- стоимость системы,
- надежность системы,
- безопасность системы.

Для высокоэнергетических установок при внутреннем диаметре статора от 0,3 м и менее и весе ротора до 2 тонн используются 8 полюсные радиальные подшипники [2]. Использование 4 и 6 полюсов не позволяет создать достаточно простую и компактную конструкцию для высокоэнергетических установок рассматриваемого вида. Обмотки можно расположить на каждом полюсе по 2, 3, 4 или 6 катушек на квадрант, применить Ш-образный сердечник - схема квадрантов, одна катушка на квадрант или использовать продольную обмотку, которая в ряде случаев может быть более компактным решением [1].

Самая распространенная конструкция РАМП – все полюса одинакового размера, равномерно распределены по кругу (рис. 1), проектирование всегда рекомендуется начинать с нее. Если критерии качества не достигнуты, можно отметить полюса разных размеров и

разместить их с учетом максимальной плотности потока в каждом полюсе при ожидаемых условиях эксплуатации.



Рис. 1. Восьмиполюсный РАМП

Исходные данные для проведения магнитного расчета и моделирования

Для разработки математической модели за основу был взят 8 полюсный РАМП, разработанный в ходе выполнения авторами НИОКР [3]. Основные системные и рабочие параметры РАМП:

- диаметр цапфы 0,0896, м;
- наружный диаметр статора 0,164, м;
- внутренний диаметр статора 0,0912, м;
- длина пакета статора 0,062, м;
- длина (осевой размер) подшипника 0,085, м;
- толщина пакета цапфы 0,015, м;
- радиальный зазор $7 \cdot 10^{-4}$, м;
- число витков на полюс $N = 300$;
- сечение провода $a_0 = 6 \cdot 10^{-7}$, м;
- омическое сопротивление катушки $R = 3,7$ Ом.

Исследование зависимости магнитной индукции и силы от вида полюсов и схем соединения катушек обмотки восьмиполюсного рамп

Силу магнитного притяжения при равномерном распределении индукции B в зазоре для каждого полюса приближенно можно вычислить по формуле (1).

$$F = \frac{B^2 S}{2\mu_0}, \quad (1)$$

где S – площадь полюса, $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7}$ Гн/м – магнитная постоянная.

Сохранение магнитного потока ($\nabla\Phi = 0$) предполагает

$$\begin{aligned} B_p S_p &= B_\delta S_\delta, \\ B_\delta &= \frac{S_p}{S_\delta} B_p, \end{aligned} \quad (2)$$

где B_p, B_δ – магнитные индукции в стали и воздушном зазоре, S_p, S_δ – площади полюсного наконечника и воздушного зазора.

Так как происходит насыщение железа

$$B_{\delta, \max} = \frac{S_p}{S_{\delta}} B_{HAC}, \quad (3)$$

где B_{HAC} – магнитная индукция насыщения стали РАМП.

Максимально возможная сила, исходя из уравнений (1 – 3)

$$F_{\max} = \frac{B_{HAC}^2 S_p^2}{2\mu_0 S_{\delta}}. \quad (4)$$

Увеличение площади полюсного наконечника позволяет уменьшить размер катушки за счет снижения магнитного сопротивления зазора, улучшает механические свойства РАМП (обеспечивает более надежное удержание катушки), но увеличивает вес. Для достижения оптимальных критериев качества можно изменять отношение размеров катушки и железа статора РАМП.

Катушки обмотки РАМП обычно объединяются по квадрантам, их можно соединять последовательно и параллельно, а также задавать полярность полюсных наконечников. Например, для восьмиполюсного РАМП можно реализовать конфигурации SN – SN – SN – SN или SS – NN – SS – NN.

На рисунке 2, а и б показано распределение магнитной индукции РАМП для случая, когда ширина полюсного наконечника одинакова по всей длине. На рисунке 2, в и г показано распределение магнитной индукции РАМП для случая, когда ширина полюсного наконечника увеличена в воздушном зазоре. На рисунках 2, а и в изображено распределение магнитной индукции при последовательности полярностей полюсных наконечников SN – SN – SN – SN, а на рисунках 2, б и г – при последовательности полярностей полюсных наконечников SS – NN – SS – NN.

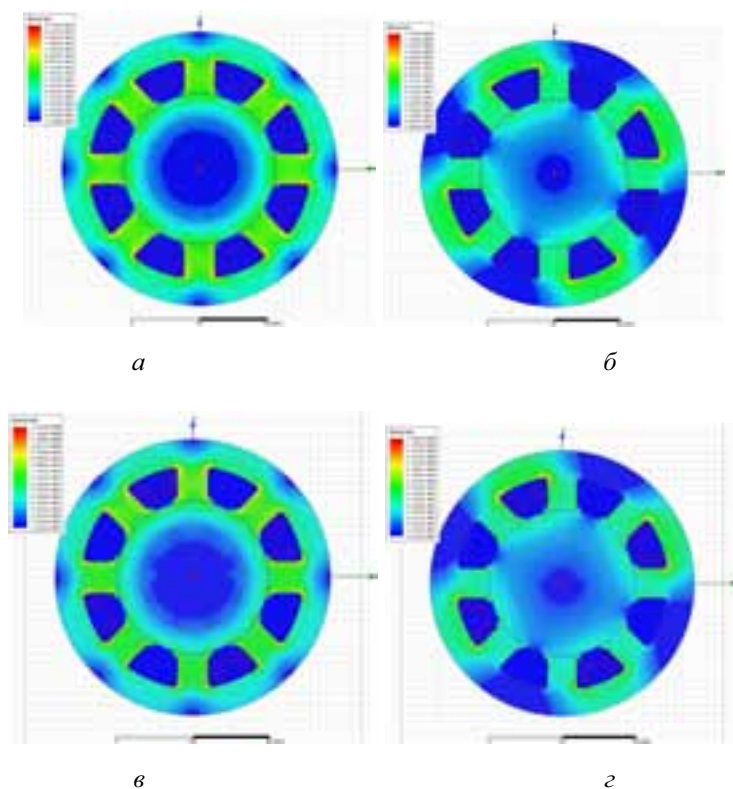


Рис. 2. Распределение магнитной индукции РАМП

При полярности SN – SN – SN – SN более эффективно используется железо. При полярности SS – NN – SS – NN более низкая утечка.

В моделях, показанных на рисунке 2, на все обмотки подан ток 1 А соответствующей полярности, поэтому суммарная магнитная сила, действующая на ротор, равна нулю.

Исследование зависимости магнитной индукции и силы рампы от размера воздушного зазора между статором и ротором и от токов в обмотках

В программе Maxwell была разработана двумерная плоскопараллельная модель радиального активного магнитного подшипника. Номинальная величина зазора между статором и ротором – $7 \cdot 10^{-4}$ м. Для статора и ротора выбран материал с нелинейной характеристикой $B(H)$. Подключены 2 обмотки во встречном направлении (рис. 3).

Изолинии магнитной индукции (плотности потока) представлены на рисунке 3, а. Наибольшая плотность потока образуется на углах полюсов. Области с наибольшими индукциями соответствуют местам, где сконцентрирован поток. Вектора индукции показаны на рисунке 3, б. Длина и цвет стрелки зависит от величины индукции. Модуль индукции в зазоре по длине окружности в развертке (рис. 3, в).

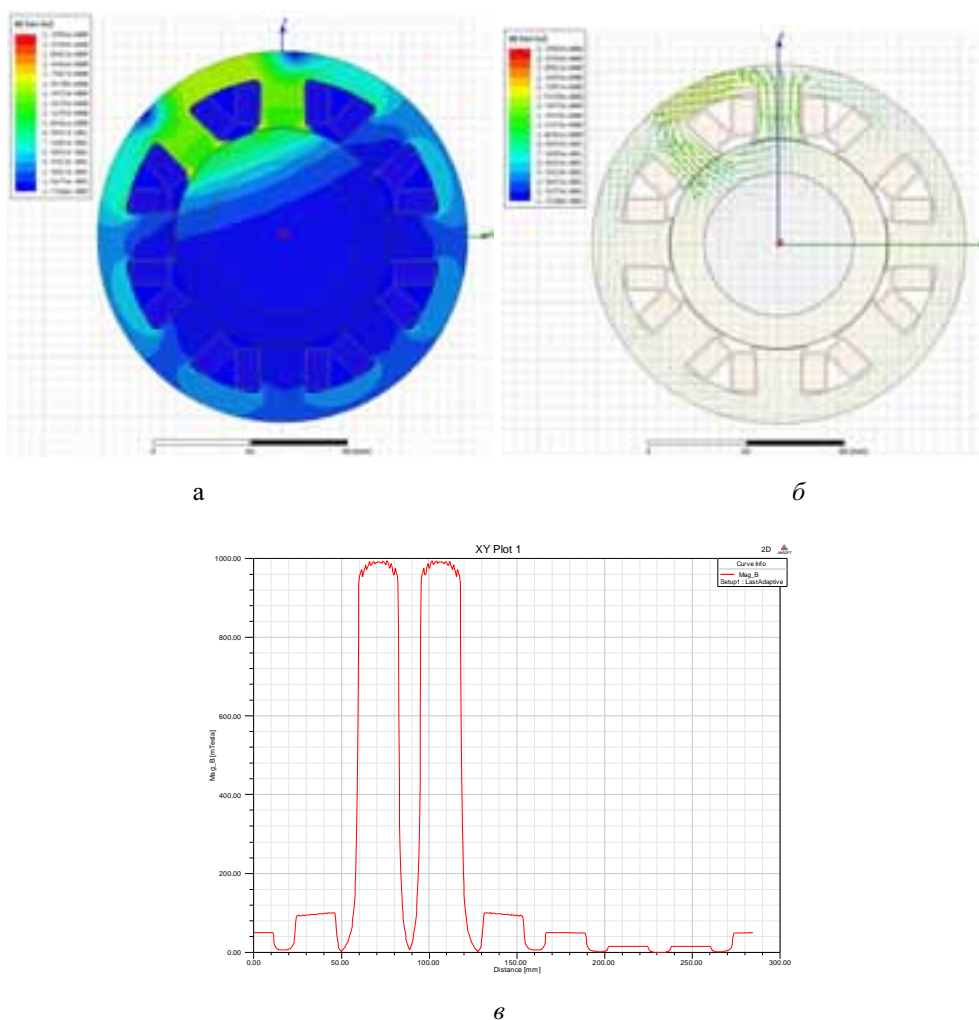


Рис. 3. Изолинии (а) и вектор (б) магнитной индукции. График модуля индукции в зазоре (в)

Два больших экстремума соответствуют двум подключенным обмоткам. Эти обмотки создают индукции, равные по модулю, но противоположные по направлениям. Остальные экстремумы соответствуют неподключенным полюсам.

В программе Maxwell рассчитана зависимость модуля магнитной индукции в центре зазора в середине полюса от величины тока в обмотке (табл. 1). Номинальное значение индукции – 1 Тл, номинальное значение тока – 2 А. При количестве витков 300 МДС = 600 А. Нелинейность характеристики объясняется нелинейными свойствами стали. В таблице 1 приведена зависимость силы, действующей на ротор, от тока в обмотках.

Нелинейность обусловлена нелинейностью материала. Величина силы рассчитана на длину машины 0,06 м. Номинальное значение силы (соответствующее току 2 А) – 980 Н.

Таблица 1

Таблица 2

Зависимости магнитной индукции и силы от тока

Ток, А	Магнитная индукция, Тл	Сила, Н
0,5	0,27	72,7
1,0	0,53	292,8
1,5	0,78	614,3
2,0	1,00	980,0
2,5	1,16	1311,7
3,0	1,29	1571,8
3,5	1,38	1748,2
4,0	1,45	1891,2

Зависимость индукции и силы от величины зазора

Зазор, мм	Магнитная индукция, Тл	Сила, Н
0,4	1,24	1446
0,5	1,11	1198
0,6	0,99	980
0,7	0,88	801
0,8	0,80	658
0,9	0,72	548
1,0	0,66	463

Зависимость индукции и силы от величины зазора представлена в таблице 2. При увеличении зазора в 1,5 раза индукция уменьшается на 26 %, а сила уменьшается на 44 %.

Анализ влияния режимов электропитания на характеристики рампы высокоэнергетических установок

При питании обмоток постоянным током возникают две важные проблемы: насыщение стали ротора и статора и ограничение длительного использования тока большего, чем номинальный в связи с возникающим перегревом катушек. Одни из вариантов решения данных проблем – это использование ШИМ источников питания, меняющих полярность объединенных катушек, тем самым предотвращая насыщение стали и перегрев.

Анализ влияния точности изготовления ротора, статора, обмотки на характеристики рампы

Ротор и статор радиальных активных магнитных подшипников изготавливают из рулонной электротехнической стали с помощью штамповки, при небольших партиях с помощью лазерной резки. Сталь режут на листы необходимого размера, изолируют, листы шихтуют, укладывают в определенной последовательности, скрепляют и прессуют. После этого наружную часть ротора и внутреннюю часть статора подвергают шлифовке.

Точность изготовления основных частей влияет не только на силовые характеристики РАМП, но и на сложность и надежность САУ магнитным подвесом, динамические свойства ротодинамической системы. Овальность ротора РАМП приводит к неравномерности воздушного зазора, которая влияет на силу и магнитную индукцию РАМП.

Выводы

1. Предложенная методика продемонстрирована на примере расчета радиального АМП и результатами моделирования магнитного поля в программной среде Maxwell.
2. Получены зависимости силы и распределения магнитной индукции от величины зазора и постоянного тока, протекающего в двух обмотках смежных полюсов.
3. При полярности полюсных наконечников SN – SN – SN – SN более эффективно используется железо. При полярности SS – NN – SS – NN более низкая утечка.
4. Магнитный поток максимален в узлах полюсов и рассеивается в воздушном зазоре, при параллельных стенках полюса происходит неравномерное насыщение.

5. Нелинейные свойства магнитного материала статора и ротора приводят к существенным нелинейным зависимостям силы и магнитной индукции от тока. Это необходимо учитывать при проектировании АМП с большими силовыми динамическими диапазонами, а также синтезе систем автоматического управления АМП.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Gerhard Schweitzer*. Magnetic Bearings. Theory, Design, and Application to Rotating Machinery/ Gerhard Schweitzer, Eric H. Maslen., 2009. - 541 с.
2. *Верещагин В.П.* Методика проектирования электромагнитных подшипников / В.П. Верещагин, А.В. Рогоза, Т.Н. Савинова // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ – М.: ФГУП «ВНИИЭМ», 2009. Т. 113. – С. 3 – 12.
3. *Евдокимов Ю.К.* Разработка стенда для исследования систем автоматического управления активным магнитным подвесом: Отчет по НИОКР/ Ю.К. Евдокимов, С.А. Тогузов, Т.А. Изосимова, рег. № 02201161640 ЦИТиС. – Чебоксары, 2011. – 62 с.

NUMERICAL SIMULATION OF ELECTROMAGNETIC FIELDS OF ACTIVE MAGNETIC BEARING PLANT HIGH IN THE QUASISTATIC AND DYNAMIC POWER MODE

Y.K. Evdokimov, S.A. Toguzov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The dependence of force of the magnetic induction and the magnitude of the air gap and the current in the windings, the amount, type and arrangement of the stator poles are investigated. An analysis of the impact of technological precision of the stator and rotor windings of the characteristics of the magnetic bearing is shown.

УДК 681.5.01:658.5

СИНТЕЗ ЭФФЕКТИВНЫХ УПРАВЛЕНИЙ С ИДЕНТИФИКАЦИЕЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЕЙ НА СКОЛЬЗЯЩИХ РЕЖИМАХ В СИСТЕМАХ С НЕСТАЦИОНАРНЫМИ ОБЪЕКТАМИ

Афанасьев В.А., Дегтярев Г.Л., Мещанов А.С., Сиразетдинов Т.К.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

С целью повышения эффективности управлений на скользящих режимах с подвижными многообразиями скольжения в системах с линейными и нелинейными нестационарными объектами предлагается метод идентификации на указанных многообразиях ограниченных неопределенных возмущений, представляемых в целом в виде приведенного вектора неопределенностей и постоянных на достаточно малых временных интервалах действия системы. Метод основан на равенстве правых частей исходной системы дифференциальных уравнений в нормальном виде и системы скользящего режима при выполнении условий его инвариантности к вектору неопределенностей. Результаты идентификации применяются в построении дополнительного разрывного управления, приводящего систему в скольжение и компенсирующего действие вектора возмущений.

Переключение обычного разрывного управления, преодолевающего действие неопределенностей в процессе первоначального приведения системы в скользящий режим, на дополнительное разрывное управление осуществляется в достаточно малой окрестности многообразия скольжения. В данную малую окрестность система приводится и в случае не достаточно точной идентификации при сравнительно редких быстрых изменениях вектора неопределенностей. Компенсация вектора неопределенностей получаемым управлением на скользящем режиме в результате представленной идентификации особенно способствует уменьшению и минимизации значений управления и энергетических затрат на него при высоком качестве переходных процессов на подвижных многообразиях скольжения при большом разбросе значений неопределенностей. Обеспечивается повышенная эффективность предлагаемого метода разрывного векторного управления на скользящих режимах при неопределенных ограниченных внешних и параметрических возмущениях.

Постановка задачи 1. Рассмотрим управляемую систему с линейным нестационарным объектом

$$\dot{z} = A(t)z + B(t)u + D(t)F(t), \quad (1)$$

где $z \in R^n$; $u \in R^m$; $t \in I = [t_0, \infty)$; $A(t) = A_0(t) + \Delta A(t)$; $B(t) = B_0(t) + \Delta B(t)$; $D(t) = D_0(t) + \Delta D(t)$; $F(t) = F_0(t) + \Delta F(t)$, с разрывным векторным управлением u , имеющим полную информацию о векторе состояния z и приводящим систему (1) в скользящий режим на подвижном в общем случае $(n - m)$ - мерном многообразии S :

$$S(s = (s_1, \dots, s_m)^T = C(t)z = 0), \quad (2)$$

где $C(t) = (c_{ij}) = (C^1, \dots, C^m)^T$ - $m \times n$ - матрица с линейно-независимыми $\forall t \in I$ строками

$$C^{iT}(t) = (c_{i1}(t), \dots, c_{in}(t)), \quad s_i = C^{iT}(t)z,$$

где C^i - $n \times 1$ - столбцы, $C^i = (c_{i1}, \dots, c_{in})^T$, $i = \overline{1, m}$.

Приведенный вектор неопределенных возмущений для системы (1) запишется:

$$h(z, t) = \Delta A(t)z + \Delta B(t)u + D_0(t)\Delta F(t) + \Delta D(t)(F_0(t) + \Delta F(t)). \quad (3)$$

Предполагается, что вектор $h(z, t)$ и матрицы $D_0(t), \Delta D(t)$ удовлетворяют в скользящем режиме на $(n - m)$ - мерном многообразии S (2) известным условиям инвариантности к векторам $h(z, t)$ и $F_0(t), \Delta F(t)$:

$$h(z, t) = B_0(t)\lambda_h(z, t), \quad D_0(t) = B_0(t)\lambda_{D_0}(t), \quad (4)$$

где $\lambda_h(z, t)$ - в общем случае неопределенный $(m \times 1)$ - вектор ограниченных функций, а $\lambda_{D_0} - m \times l$ - матрица в общем случае переменных коэффициентов.

Задача 1. Найти метод идентификации приведенного вектора неопределенных возмущений $h(z, t)$ с применением в синтезе управления u , приводящего систему (1) с линейным нестационарным объектом в скользящий режим на многообразии S (2) с заданным качеством процессов управления.

Решение задачи идентификации и синтеза управления. Для идентификации $h(z, t)$ рассмотрим, получаемую одним из трех известных методов доопределения (Уткин В.И. и др.), систему уравнений скользящего режима:

$$\dot{z} = [E - B_0(C(t)B_0)^{-1}C(t)]A_0z - B_0(C(t)B_0)^{-1}\dot{C}(t)z, \quad (5)$$

где в силу (2) $z \in S$.

Матрица $C(t)$ многообразия S находится по заданному качеству процессов управления методами, изложенными в работе [1].

Так как производная \dot{z} в системе (5) и в исходной системе (1), представляемой с учетом вектора $h(z, t)$ в виде

$$\dot{z} = A_0(t)z + B_0(t)u + D_0(t)F_0(t) + h(z, t), \quad (6)$$

на скользящем режиме равны то, приравнивая правые части данных двух систем, приходим к выражению для определения вектора неопределенных возмущений $h(z, t)$ на скользящем режиме:

$$h_0(t) = h(z, t) = -B_0(C(t)B_0)^{-1}(C(t)A_0 + \dot{C}(t))z - B_0u - D_0F_0(t), \quad (7)$$

где вектор z принадлежит многообразию $S(s = C(t)z = 0)$ (2) и управление u , приводящее систему (1), (6) в скользящий режим на многообразии S является известным [2].

Для применения идентифицированного выражением (7) вектора $h_0(t) = h(z, t)$ в синтезе управления u предлагается с начального момента времени $t = t_0$ включать разрывное управление, получаемое без идентификации $h(z, t)$ (т.е. управление, преодолевающее (превышающее) в общем случае неблагоприятное действие неопределенностей на процесс приведения систем (1), (6) с вектором $h(z, t)$ (3) в скользящий режим [2]). Обозначим это управление, действующее с момента $t = t_0$ вплоть до момента $t = t_n$ попадания изображающей точки (и.т.) системы (6) на многообразии S и начала скольжения, как управление попадания $u = u_n$. Управление, действующее с момента начала скольжения (и использующее идентифицированный вектор $h_0(t) = h(z, t)$ с управлением $u = u_n$ в его выражении (7) в момент попадания $t = t_n$) обозначим $u = u_c$. Данное управление также приводит и.т. системы (6) в скользящий режим на многообразии S , но в малой его окрестности. С начала скольжения $t = t_n$ для нахождения вектора $h_0(t) = h(z, t)$ в (7) подставляется уже не $u = u_n$, а текущее значение $u = u_c$, которое, также как и $u = u_n$, находится из условий существования скольжения на каждой гиперплоскости $S_i(s_i = C^{iT}(t)z = 0)$, $i = \overline{1, m}$, и попадания на них и.т. за конечное время.

Рассмотрим сначала нахождение управления $u = u_c$ в системе (6) с идентифицированным вектором $h_0(t) = h(z, t)$. Применяя и развивая общий метод построения разрывного управления из работы [2] на случай системы (1) в виде (6), получаем:

$$u_c = (C(t)B_0(t))^{-1}u_c^*, \quad (8)$$

где $u_c^* = (u_{c1}^*, \dots, u_{cm}^*)^T = K_g g + K_s s - \dot{C}(t)z - C(t)A_0(t)z(t) - C(t)D_0(t)F_0(t) - C(t)h_0(t)$, K_g и K_s – диагональные матрицы с разрывными коэффициентами κ_{gi} и κ_{si} , $i = \overline{1, m}$,

$$u_{ci}^* = \kappa_{gi}g_i + \kappa_{si}s_i - \dot{c}^{iT}(t)z - c^{iT}(t)A_0(t)z(t) - c^{iT}(t)D_0(t)F_0(t) - c^{iT}(t)h_0(t). \quad (9)$$

Для системы (6) с не идентифицированным вектором $h(z, t)$ для нахождения управления попадания u_n разбиваем его на сумму

$$u_n = u_{n0} + u_{nh}, \quad (10)$$

где u_{n0} служит для приведения в скольжение номинальной системы (системы (6) без $h(z, t)$), а u_{nh} преодолевает ограниченные неопределенные составляющие вектора $h(z, t)$. Аналогично разбиваем производную \dot{s} :

$$\dot{s} = \dot{s}_0 + \dot{s}_h, \quad (11)$$

где $\dot{s}_0 = \dot{C}(t)z + C(t)A_0(t)z + C(t)B_0(t)u_{n0} + C(t)D_0(t)F_0(t)$, $\dot{s}_h = C(t)B_0(t)u_{nh} + C(t)h(z, t)$. По методу работы [2] для u_{n0} получаем, аналогично управлению u_c , выражение:

$$u_{n0} = (C(t)B_0(t))^{-1}u_{n0}^*, \quad (12)$$

где $u_{n0}^* = K_g g + K_s s - \dot{C}(t)z - C(t)A_0(t)z(t) - C(t)D_0(t)F_0(t)$, а его составляющие u_{n0i}^* запишутся:

$$u_{n0i}^* = \kappa_{gi}g_i + \kappa_{si}s_i - \dot{c}^{iT}(t)z - c^{iT}(t)A_0(t)z(t) - c^{iT}(t)D_0(t)F_0(t), \quad i = \overline{1, m}. \quad (13)$$

Управление u_{nh} также представим в виде (12):

$$u_{nh} = (C(t)B_0(t))^{-1}u_{nh}^*, \quad (14)$$

где i – составляющие u_{nhi}^* вектора u_{nh}^* запишем в виде сумм

$$u_{nhi}^* = \sum_{j=1}^n \kappa_{ij}c_{ij} \quad (15)$$

с разрывными коэффициентами κ_{ij} . Тогда составляющие \dot{s}_{hi} вектора \dot{s}_h запишутся:

$$\dot{s}_{hi} = \sum_{j=1}^n (\kappa_{ij} + h_j)c_{ij},$$

откуда в силу достаточных условий попадания $\dot{s}_{hi}s_i < 0$ и.т. на гиперплоскости S_i следует:

$$\kappa_{ij} = \begin{cases} \kappa_{ij}^+ < \min_{h_j}(-h_j(t)) & \text{при } c_{ij}s_i > 0, \\ \kappa_{ij}^- > \max_{h_j}(-h_j(t)) & \text{при } c_{ij}s_i \leq 0. \end{cases} \quad (16)$$

Для реализации переключений управлений u_n и u_c , с целью применения результатов идентификации вектора $h(z, t)$ для уменьшения энергетических затрат на управление u объектом в скользющем режиме при достаточно больших по модулю значениях составляющих $h(z, t)$, предлагается алгоритм:

$$u = (C(t)B_0(t))^{-1}u^*, \quad u^* = (u_1^*, \dots, u_m^*)^T, \quad (17)$$

где $u_i^* = \begin{cases} u_{n0i}^* + u_{nhi}^* & \text{при } t = t_0 \text{ или } \dot{s}_i s_i > 0, \\ u_{ci}^* & \text{при } \dot{s}_i s_i \leq 0 \text{ и } |s_i| < \varepsilon_i, \varepsilon_i > 0, \end{cases}$

с нахождением вектора $h_0(t) = h(z, t)$ для u_{ci}^* в момент начала скольжения $t = t_n$ по выражению (7) с управлением u при $u_i^* = u_{n0i}^* + u_{nhi}^*$, а затем при $u_i^* = u_{ci}^*$, $i = \overline{1, m}$.

Данный алгоритм управления (17) преодолевает возможные сбои скользящего режима (например, в силу возможных скачкообразных изменений вектора состояния системы под воздействиями внешней среды и, в частности, при редких быстрых изменениях вектора возмущений $h(z, t)$) с его быстрым восстановлением в силу переключения управления $u_i^* = u_{n0i}^* + u_{nhi}^*$ (быстро возвращающего и.т. в малую окрестность многообразия скольжения без идентификации вектора $h(z, t)$) на управление $u_i^* = u_{ci}^*$.

Отметим, что рассмотренный метод идентификации имеет погрешность: при недостаточно малых значениях постоянных ε_i в алгоритме (17). В этом случае в управление u_{ci}^* в (17) достаточно ввести слагаемое для преодоления воздействия погрешностей на процесс приведения в скользящие режимы, как это показано в построении управления u_{nhi}^* (15) в (17).

В целом синтезированное управление u (17) обеспечивает повышенную эффективность скользящих режимов в результате дополнительной возможности минимизации энергетических затрат при действии управления u_c , компенсирующего, а не преодолевающего, действие вектора возмущений, и обеспечения желаемого качества переходных процессов методами синтеза подвижных многообразий S (2), основанными на работе [1].

Постановка задачи 2. Рассмотрим управляемую систему с нелинейным нестационарным объектом

$$\dot{z} = f(z, t) + B(z, t)u + D(z, t)F(t), \quad (18)$$

где $x \in \Omega_x \subset R^n$, Ω_x - ограниченная область, содержащая начало координат $x = 0$; $u \in R^m$; $F \in R^l$; $t \in I = [t_0, t_k]$, $t_k < \infty$; $\Delta f(z, t)$, $\Delta B(z, t)$, $\Delta D(z, t)$ и $\Delta F(t)$ - неопределенные ограниченные параметрические и внешние возмущения, $D_0(z, t)$ и $F_0(t)$ - номинальные ограниченные параметрические и внешние возмущение в выражениях

$$\begin{aligned} f(z, t) &= f_0(z, t) + \Delta f(z, t), & B(z, t) &= B_0(z, t) + \Delta B(z, t), & D(z, t) &= D_0(z, t) + \Delta D(z, t), \\ F(t) &= F_0(t) + \Delta F(t), \end{aligned}$$

где f_0 , B_0 , D_0 , F_0 - номинальные матрицы и столбцы с измеряемыми или вычисляемыми элементами, вектор $f_0(z, t)$ обращается в вектор с нулевыми элементами при $z = 0$; элементы неопределенных возмущений Δf , ΔB , ΔD , ΔF являются ограниченными и имеют известные граничные значения. Далее полагается, что столбец Δf и матрицы D_0 и ΔD удовлетворяют известным условиям инвариантности скользящих режимов к возмущениям Δf и F [2]:

$$\Delta f(z, t) = B_0(z, t)\Lambda_{\Delta f}(z, t), \quad \Delta D(z, t) = B_0(z, t)\Lambda_{\Delta D}(z, t), \quad D_0(z, t) = B_0(z, t)\Lambda_{D_0}(z, t), \quad (19)$$

где $\Lambda_{\Delta f}$ и $\Lambda_{\Delta D}$, Λ_{D_0} , некоторые $m \times 1$ и $m \times l$ - матрицы, первые две из которых неопределенные. Учитывается также часто присутствующее (но обычно игнорируемое) параметрическое ограниченное возмущение матрицы входа управления $\Delta B(z, t)$. Предполагается, что оно удовлетворяет условию аналогичному равенствам (19):

$$\Delta B(z, t) = B_0(z, t) \Lambda_{\Delta B}(z, t), \quad (20)$$

где $\Lambda_{\Delta B}$ – $m \times m$ – неопределенная матрица.

Векторное $m \times 1$ – управление u является разрывным с полной информацией о векторе состояния z и должно приводить систему (18) –(20) в скользящий режим на подвижном в общем случае $(n - m)$ – мерном многообразии S вида (2), но в системе с нелинейным нестационарным объектом:

$$S(s = (s_1, \dots, s_m)^T = C(t)z = 0), \quad (21)$$

где $C(t) = (c_{ij}) = (C^1, \dots, C^m)^T$ – $m \times n$ – матрица с линейно-независимыми $\forall t \in I$ строками

$$C^{iT}(t) = (c_{i1}(t), \dots, c_{in}(t)), \quad s_i = C^{iT}(t)z,$$

где C^i – $n \times 1$ – столбцы, $C^i = (c_{ij}, \dots, c_{ni})^T$, $i = \overline{1, m}$.

Приведенный вектор неопределенных возмущений для системы (18) запишется:

$$h(z, t) = \Delta f(z, t) + \Delta B(z, t)u + D_0(z, t)\Delta F(t) + \Delta D(z, t)(F_0(t) + \Delta F(t)). \quad (22)$$

В силу условий (19) и (20) вектор $h(z, t)$ удовлетворяет условию инвариантности скользящего режима на $(n - m)$ – мерном многообразии S (21) не только к возмущениям Δf , ΔB , ΔD , ΔF и D_0 , F_0 , но и к приведенному вектору неопределенных возмущений $h(z, t)$:

$$h(z, t) = B_0(t)\lambda_h(z, t), \quad (23)$$

где $\lambda_h(z, t)$ – в общем случае неопределенный $(m \times 1)$ – вектор ограниченных функций.

Задача 2. Найти метод идентификации приведенного вектора неопределенных возмущений $h(z, t)$ с применением в синтезе управления u , приводящего систему (18) в скользящий режим на многообразии S (21) с заданным качеством процессов управления.

Решение задачи 2. Для идентификации $h(z, t)$ рассмотрим, получаемую с учетом условий (19), (20), (23) систему уравнений скользящего режима (в частности, методами В.И.Уткина и работы [2]):

$$\dot{z} = [E - B_0(z, t)(C(t)B_0(z, t))^{-1}C(t)]f_0(z, t) - B_0(z, t)(C(t)B_0(z, t))^{-1}\dot{C}(t)z, \quad (24)$$

где в силу равенства $s = 0$ (21) вектор $z \in S$. Матрица $C(t)$ многообразия S находится по заданному качеству процессов управления методами воспроизведения желаемых модельных движений, изложенными в работе [3].

Так как производная \dot{z} в системе (24) и в исходной системе (18), представляемой с учетом вектора $h(z, t)$ в виде

$$\dot{z} = f_0(z, t) + B_0(z, t)u + D_0(z, t)F_0(t) + h(z, t), \quad (25)$$

на скользящем режиме равны то, приравнивая правые части данных двух систем, приходим к выражению для определения вектора неопределенных возмущений $h(z, t)$ на скользящем режиме:

$$h_0(t) = h(z, t) = -B_0(z, t)(C(t)B_0(z, t))^{-1}(C(t)f_0(z, t) + \dot{C}(t)z) - B_0(z, t)u - D_0(z, t)F_0(t), \quad (26)$$

где вектор z принадлежит многообразию $S(s = C(t)z = 0)$ (21) и управление u является известным.

Для применения идентифицированного выражением (26) вектора $h_0(t) = h(z, t)$ в синтезе управления u предлагается с начального момента времени $t = t_0$ включать разрывное управление, получаемое без идентификации $h(z, t)$. Обозначим это управление, действующее вплоть до момента $t = t_n$ попадания и.т. системы (25) на многообразие S и начала скольжения, как $u = u_n$. Управление, действующее с момента начала скольжения и использующее идентифицированный вектор $h_0(t) = h(z, t)$ с управлением $u = u_n$ в его выражении (26) в момент попадания $t = t_n$ обозначим $u = u_c$. Данное управление $u = u_c$ также приводит и.т. системы (25) в скользящий режим на многообразии S , но в малой его окрестности. С начала скольжения $t = t_n$ для нахождения вектора $h_0(t) = h(z, t)$ в выражении (26) подставляется уже не $u = u_n$, а текущее значение $u = u_c$, которое, также как и $u = u_n$, находится из условий существования скольжения на каждой гиперплоскости $S_i(s_i = C^{iT}(t)z = 0)$, $i = \overline{1, m}$, и попадания на них и.т. за конечное время. Рассмотрим сначала нахождение управления $u = u_c$ в системе (25) с идентифицированным вектором $h_0(t) = h(z, t)$. Применяя метод построения разрывного управления из работы [2], получаем:

$$u_c = (C(t)B_0(t))^{-1}u_c^*, \quad (27)$$

где $u_c^* = K_g g + K_s s - \dot{C}(t)z - C(t)f_0(z, t) - C(t)D_0(t)F_0(t) - C(t)h_0(t)$, K_g и K_s – диагональные матрицы с разрывными коэффициентами κ_{gi} и κ_{si} ,

$$u_{ci}^* = \kappa_{gi}g_i + \kappa_{si}s_i - \dot{c}^{iT}(t)z - c^{iT}(t)f_0(z, t) - c^{iT}(t)D_0(t)F_0(t) - c^{iT}(t)h_0(t). \quad (28)$$

Для системы (25) с не идентифицированным вектором $h(z, t)$ для нахождения управления u_n разбиваем его на сумму

$$u_n = u_{n0} + u_{nh}, \quad (29)$$

где u_{n0} служит для приведения в скольжение номинальной системы ((6) без $h(z, t)$), а u_{nh} преодолевает ограниченные неопределенные составляющие вектора $h(z, t)$. Аналогично разбиваем производную \dot{s} :

$$\dot{s} = \dot{s}_0 + \dot{s}_h, \quad (30)$$

где $\dot{s}_0 = \dot{C}(t)z + C(t)f_0(z, t) + C(t)B_0(z, t)u_{n0} + C(t)D_0(z, t)F_0(t)$, $\dot{s}_h = C(t)B_0(z, t)u_{nh} + C(t)h(z, t)$.

По методу работы [2] аналогично управлению u_c для u_{n0} получаем выражение:

$$u_{n0} = (C(t)B_0(z, t))^{-1}u_{n0}^*, \quad (31)$$

где $u_{n0}^* = K_g g + K_s s - \dot{C}(t)z - C(t)f_0(z, t) - C(t)D_0(z, t)F_0(t)$, а его составляющие u_{n0i}^* запишутся:

$$u_{n0i}^* = \kappa_{gi}g_i + \kappa_{si}s_i - \dot{c}^{iT}(t)z - c^{iT}(t)f_0(z, t) - c^{iT}(t)D_0(z, t)F_0(t), \quad i = \overline{1, m}. \quad (32)$$

Управление u_{nh} также представим в виде (31):

$$u_{nh} = (C(t)B_0(t))^{-1}u_{nh}^*, \quad (33)$$

где i – составляющие u_{nhi}^* вектора u_{nh}^* представим в виде сумм

$$u_{nhi}^* = \sum_{j=1}^n \kappa_{ij} c_{ij} \quad (34)$$

с разрывными коэффициентами κ_{ij} . Тогда составляющие \dot{s}_{hi} вектора \dot{s}_h запишутся:

$$\dot{s}_{hi} = \sum_{j=1}^n (\kappa_{ij} + h_j) c_{ij},$$

откуда в силу достаточных условий попадания $\dot{s}_{hi}s_i < 0$ и.т. на гиперплоскости S_i следует:

$$\kappa_{ij} = \begin{cases} \kappa_{ij}^+ < \min_{h_j} (-h_j(z,t)) & \text{при } c_{ij}(t)s_i > 0, \\ \kappa_{ij}^- > \max_{h_j} (-h_j(z,t)) & \text{при } c_{ij}(t)s_i \leq 0. \end{cases} \quad (35)$$

Для реализации переключений управлений u_n и u_c , с целью применения результатов идентификации вектора $h(z,t)$ для уменьшения энергетических затрат на управление u объектом в скользящем режиме при достаточно больших по модулю значениях составляющих $h(z,t)$, предлагается алгоритм:

$$u = (C(t)B_0(t))^{-1}u^*, \quad u^* = (u_1^*, \dots, u_m^*)^T, \quad (36)$$

где $u_i^* = \begin{cases} u_{n0i}^* + u_{nhi}^* & \text{при } t = t_0 \text{ или } \dot{s}_i s_i > 0, \\ u_{ci}^* & \text{при } \dot{s}_i s_i \leq 0 \text{ и } |s_i| < \varepsilon_i, \varepsilon_i > 0, \end{cases}$

с нахождением вектора $h_0(t) = h(z,t)$ для u_{ci}^* в момент начала скольжения $t = t_n$ по выражению (26) с управлением u при $u_i^* = u_{n0i}^* + u_{nhi}^*$, а затем при $u_i^* = u_{ci}^*$, $i = \overline{1, m}$.

Данный алгоритм управления (36) преодолевает возможные сбои скользящего режима (например, в силу возможных скачкообразных изменений вектора состояния системы под воздействиями внешней среды) с его быстрым восстановлением в силу переключения управления $u_i^* = u_{n0i}^* + u_{nhi}^*$ (быстро возвращающего и.т. в малую окрестность многообразия скольжения без идентификации вектора $h(z,t)$) на управление с u_{ci}^* .

Отметим, что рассмотренный метод идентификации имеет погрешность при недостаточно малых значениях постоянных ε_i в алгоритме (36). В этом случае в управление u_{ci}^* в (36) достаточно ввести слагаемое для преодоления воздействия погрешностей на процесс приведения в скользящие режимы, как это показано в построении управления u_{nhi}^* (34) в (36).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мещанов А.С., Давлетишина Л.А. Методы синтеза многообразий скольжения по различным моделям систем с линейными объектами при возмущениях Вестник КГТУ, 2012, № 4, вып.2. С.270-280.

2. Мещанов А.С. Уравнения скольжения на подвижных многообразиях и синтез векторных управлений для нелинейных объектов при неопределенных возмущениях. Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2008, № 2, С. 51-56.

3. Мещанов А.С. Управление нелинейными объектами с воспроизведением модельных движений при возмущениях. Вестник КГТУ, 2012, № 3, С. 154-163.

SYNTHESIZE OF CONTROLS WITH IDENTIFICATION OF UNCERTAINTIES AT SLIDING MODES IN SYSTEMS WITH TIME-DEPENDENT OBJECTS

V.A. Afanasyev, G.L. Degtyarev, A.S. Meshchanov, T.K. Sirazetdinov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In order to increase effectiveness of controls on the sliding modes with movable sliding diversifications in systems with linear and nonlinear time-dependent objects we propose, on the specified diversifications, an identification method for limited uncertain disturbances presented on the whole in the form of a reduced vector of uncertainties and constants along sufficiently small time intervals where the system acts. The method bases on the equality of the second members of the initial differential equations system in the normal form and the sliding mode system under implementation of conditions of its invariance to the uncertainty vector. The identification results are used in construction of an additional discontinuous control moving the system in sliding and compensating the action of the disturbance vector.

УДК 681.5.01:658.5

СИНТЕЗ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ ПРИ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПОСАДКЕ ВОЗВРАЩАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА БЕЗ ШАССИ

Афанасьев В.А., Дегтярев Г.Л., Мещанов А.С., Сиразетдинов Т.К.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

Рассматривается горизонтальная посадка возвращаемого космического аппарата (ВКА) без шасси на посадочную платформу, определенным образом перемещающуюся по взлетно-посадочной полосе (ВПП), с помощью разгонных и тормозных ракетных двигателей. Решается задача приведения платформы за назначенное время в терминальную точку, координаты которой прогнозируются по текущему состоянию ВКА, совершающего посадку. Для выбранной структуры разгона и торможения с промежуточной паузой в работе ракетных двигателей методом аналитического конструирования составной траектории из типовых промежутков синтезируется закон управления включением ракетных двигателей, обеспечивающий приход посадочной платформы в заданную точку ВПП с заданной скоростью за назначенное время. Сначала рассматривается модельная задача без учета сопротивления атмосферы, решение которой подтверждает приемлемость выбранной структуры закона управления двигателями, а затем решается терминальная задача управления движением платформы с учетом сопротивления атмосферы. Полученные аналитические выражения для кинематических параметров движения платформы удобны при выборе основных ее проектных параметров (сила тяги двигателей, диапазоны регулирования тяги, запас топлива и др.), а также при оценке протяженности ВПП. Полученные результаты пригодны при проектировании перспективных ВКА многоразового применения, совершающих горизон-

тальную посадку без шасси за счет достаточной величины аэродинамического качества. Отсутствие шасси повышает надежность выполнения космического полета и снижает удельную стоимость выведения полезной нагрузки в космос и возвращения ее на Землю.

Введение. Применение шасси в горизонтальной посадке возвращаемых космических аппаратов (ВКА), как, например, у американских космических челноков, связано с чрезмерным снижением эффективности эксплуатации ВКА – масса полезной нагрузки уменьшается на величину массы шасси как при выходе на орбиту, так и при возвращении на Землю. В статье рассматривается принцип горизонтальной посадки ВКА без шасси на специальную посадочную платформу (ПП), определенным образом перемещающуюся по уложенным рельсам с помощью двух ракетных двигателей. Один двигатель создает силу тяги для разгона платформы, а другой – силу тяги для ее торможения так, чтобы в заданный момент в заданной точке взлетно-посадочной полосы (ВПП) произошло касание ВКА поверхности платформы, когда скорость ПП равна горизонтальной посадочной скорости ВКА.

Постановка задачи. Задача управления движением ПП состоит в построении закона управления, т.е. в установлении момента выключения ракетного двигателя, который создает силу тяги для разгона платформы, и момента включения второго двигателя, который осуществляет ее торможение. В начальный момент времени состояние платформы определяется параметрами:

$$t = t_0, V(t_0) = V_0 = 0, x(t_0) = x_0 = 0, \quad (1)$$

где $x(t)$ – координата текущего положения платформы на ВПП; $V = \dot{x}(t)$ – текущая скорость перемещения платформы.

В конечный момент времени состояние платформы должно определяться следующими параметрами движения:

$$t = t_k, V(t_k) = V_k, x(t_k) = x_k, \quad (2)$$

которые определяются из прогноза поведения ВКА, заходящего на посадку.

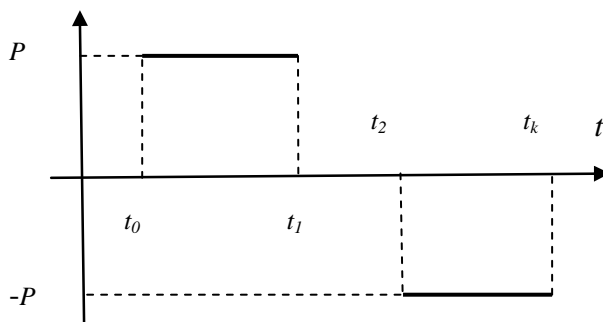


Рис. 1. Структура закона управления включениями ракетных двигателей

Структуру закона управления ракетными двигателями представим в виде импульса положительной силы тяги ракетного двигателя, направленного на разгон платформы, импульса отрицательной силы тяги двигателя, направленного на торможение, и паузы между включениями двигателей, как показано на рис. 1. В моменты времени t_0 и t_2 включаются соответственно разгонный и тормозной двигатели. В моменты времени t_1 и t_k соответствующие двигатели выключаются. Промежуток времени $t \in [t_1, t_2)$ предназначен для регулирования времени посадки [1].

1. Простейшая задача управления движением платформы

В простейшей задаче движение ПП рассматривается только под действием сил тяги ракетных двигателей, которое описывается следующими дифференциальными уравнениями [2]:

$$\dot{V} = \pm n, \quad \dot{x} = V, \quad (3)$$

где V – скорость перемещения платформы; $n = P/m$, P – сила тяги, одинаковая для обоих ракетных двигателей; x – расстояние, преодолеваемое платформой на ВПП; m – масса платформы, n – ускорение, получаемое платформой под действием разгонного двигателя (знак плюс) или тормозного двигателя (знак минус). Решение задачи конструирования закона управления движением платформы получим на основе аналитических решений дифференциальных уравнений поступательного движения (3) с начальными условиями (1) последовательно на трех промежутках: $t \in [t_0, t_1)$, $t \in [t_1, t_2)$ и $t \in [t_2, t_k]$. При этом параметры движения в конце первого и второго промежутков принимаются в качестве начальных условий для уравнений движения соответственно на втором и третьем промежутках.

1. Первый промежуток – полуинтервал, $t \in [t_0, t_1)$. На нем происходит разгон, описываемый уравнениями $\dot{V} = n$, $\dot{x} = V$, с начальными условиями (1). Последовательное интегрирование уравнений дает выражения для текущих величин скорости и дальности при разгоне на первом полуинтервале:

$$V = V_0 + n(t - t_0), \quad x = x_0 + V_0(t - t_0) + \frac{n}{2}(t - t_0)^2.$$

В конце первого полуинтервала величины скорости и расстояния определяются следующими выражениями:

$$V_1 = V_0 + n(t_1 - t_0), \quad x_1 = x_0 + V_0(t_1 - t_0) + \frac{n}{2}(t_1 - t_0)^2. \quad (4)$$

2. Второй промежуток – полуинтервал, $t \in [t_1, t_2)$. Здесь движение платформы осуществляется с выключенными ракетными двигателями, которое описывается уравнениями $\dot{V} = 0$, $\dot{x} = V$, с начальными условиями (4). Интегрирование дает следующие выражения для скорости и расстояния:

$$V = \text{const} = V_0 + n(t_1 - t_0), \quad x = x_1 + V_0(t - t_1) + n(t_1 - t_0)(t - t_1).$$

В конце второго промежутка составной траектории горизонтальной посадки величины скорости и расстояния определяются выражениями:

$$V_2 = V_0 + n(t_1 - t_0), \quad x_2 = x_1 + V_0(t_2 - t_1) + n(t_1 - t_0)(t_2 - t_1). \quad (5)$$

Подстановка второго выражения из (4) во второе выражение системы (5) дает величину расстояния в конце второго полуинтервала:

$$x_2 = x_0 + V_0(t_2 - t_0) + \frac{n}{2}(t_1 - t_0)^2 + n(t_1 - t_0)(t_2 - t_1). \quad (6)$$

3. Третий промежуток – отрезок, $t \in [t_2, t_k]$. На этом отрезке осуществляется торможение, которое описывается уравнениями $\dot{V} = -n$, $\dot{x} = V$, с начальными условиями – это первое

выражение (5) и (6). Последовательное интегрирование дает следующие выражения для текущих величин скорости и расстояния на третьем отрезке составной траектории:

$$V = V_2 - n(t - t_2),$$

$$x = x_2 + V_2(t - t_2) - \frac{n}{2}(t - t_2)^2.$$

В конце третьего промежутка величины скорости и расстояния определяются выражениями:

$$V_k = V_2 - n(t_k - t_2), x_k = x_2 + V_2(t_k - t_2) - \frac{n}{2}(t_k - t_2)^2. \quad (7)$$

Подстановка первого выражения из (5) и выражения (6) в уравнения системы (7) после преобразований дает:

$$V_k = V_0 + n(t_2 + t_1 - t_k - t_0), x_k = x_0 + V_0(t_k - t_0) + \frac{n}{2}(t_1 - t_0)^2 + n(t_1 - t_0)(t_k - t_1) - \frac{n}{2}(t_k - t_2)^2. \quad (8)$$

При заданных значениях t_k , V_k и x_k имеем систему (8) из двух нелинейных алгебраических уравнений с двумя неизвестными t_1 и t_2 . Упростим решение системы (8), полагая начальный момент времени равным нулю $t_0 = 0$. Из первого уравнения (8) выразим момент времени t_2 :

$$t_2 = (V_k - V_0) / n - t_1 + t_k + t_0.$$

Его выражение подставим во второе уравнение (8), после несложных преобразований приходим к квадратному уравнению относительно момента времени t_1 , решение которого при $V_0 = 0$ дает формулу для вычисления момента выключения разгонного двигателя:

$$t_1 = \frac{V_k + nt_k}{2n} \pm \frac{1}{2n} \sqrt{2nV_k t_k + n^2 t_k^2 + 4n(x_0 - x_k) - V_k^2} \quad (9)$$

и формулу для вычисления момента включения тормозного двигателя:

$$t_2 = \frac{V_k + nt_k}{2n} \pm \frac{1}{2n} \sqrt{2nV_k t_k + n^2 t_k^2 + 4n(x_0 - x_k) - V_k^2}. \quad (10)$$

Таким образом, определили закон управления работой ракетных двигателей в решении простейшей задачи: разгона посадочной платформы до заданной скорости V_k на заданном расстоянии x_k за заданное время t_k – это прогнозируемые параметры движения ВКА, совершающего посадку на подвижную платформу. Двигатель разгона выключается в момент времени t_1 , а двигатель торможения включается в момент времени t_2 . В течение времени $t_2 - t_1$ оба двигателя отключены. После этого платформа с установленным на ней ВКА совершает торможение соответствующим двигателем до полной остановки. Такое движение описывается уравнением:

$$\dot{V} = -n_1,$$

где n_1 – тормозящее ускорение, которое получает платформа вместе с установленным на ней ВКА, с начальными условиями: t_k , V_k и x_k . Последовательное интегрирование дает выражения для текущих величин скорости и расстояния:

$$V = V_k - n_1(t - t_k),$$

$$x = x_k + V_k(t - t_k) - \frac{n_1}{2}(t - t_k)^2.$$

В момент полной остановки платформы $t = t_s$, скорость равна нулю:

$$V_s = V_k - n_1(t_s - t_k) = 0,$$

откуда определяем момент завершения посадки:

$$t_s = t_k + V_k / n_1, \quad (11)$$

которая состоялась на расстоянии от начала движения посадочной платформы, определяемом формулой:

$$x_s = x_k + V_k^2 / (2n_1). \quad (12)$$

Пример 1. Пусть посадочная платформа разгоняется и тормозится двумя ракетными двигателями, создающими ускорение $n = 50 \text{ м/с}^2$ каждый. Требуется построить закон включения – выключения двигателей, чтобы за время $t_k = 10 \text{ с}$ на расстоянии $x_k = 2 \text{ км}$ скорость движения составляла $V_k = 250 \text{ м/с}$.

Решение. По формуле (9) со знаком минус перед радикалом получаем значения момента выключения двигателя разгона t_1 :

$$t_1 = \frac{250 + 50 \cdot 10}{2 \cdot 50} - \frac{1}{2 \cdot 50} \sqrt{2 \cdot 50 \cdot 250 \cdot 10 + 50^2 \cdot 10^2 - 4 \cdot 50 \cdot 2000 - 250^2} = 5,564 \text{ с.}$$

По формуле (10) со знаком плюс перед радикалом получаем значение момента включения двигателя торможения t_2 :

$$t_2 = 7,5 + \frac{1}{2 \cdot 50} \sqrt{2 \cdot 50 \cdot 250 \cdot 10 + 50^2 \cdot 10^2 - 4 \cdot 50 \cdot 2000 - 250^2} = 9,436 \text{ с.}$$

Таким образом, получили, что посадочная платформа разгоняется с ускорением 50 м/с^2 в течение $5,564 \text{ с}$ до скорости:

$$V_1 = V_0 + n(t_1 - t_0) = 50 \cdot 5,564 = 278,2 \text{ м/с,}$$

затем в течение $9,436 - 5,564 = 3,872 \text{ с}$ движется с постоянной скоростью до момента $t_2 = 9,436 \text{ с}$. С этого момента она тормозится в течение $10 - 9,436 = 0,564 \text{ с}$ с таким же ускорением 50 м/с^2 до заданного момента $t_k = 10 \text{ с}$. В этот момент скорость достигает заданного значения:

$$V_k = V_0 + n(t_2 + t_1 - t_0 - t_k) = 50(5,564 + 9,436 - 10) = 250 \text{ м/с}$$

на заданном расстоянии:

$$x_k = \frac{50}{2}(-9,436^2 + 10^2 - 5,564^2) + 250 \cdot 10 = 2000 \text{ м.}$$

Суммарное время работы двух ракетных двигателей составляет:

$$t_{\Sigma} = t_1 + t_k - t_2 = 5,564 + 10 - 9,436 = 6,128 \text{ с.}$$

Пусть платформа имеет массу $m = 10$ т. Тогда для получения ускорения 50 м/с^2 сила тяги одного двигателя равна: $P = n \cdot m = 50 \cdot 10000 = 500$ кН. С удельным импульсом $I = 300$ с массовый секундный расход топлива одного двигателя равен: $\dot{m} = P / (I \cdot g) = 500000 / (300 \cdot 9,81) = 169,895$ кг/с. За время работы обоих двигателей на платформе без ВКА сжигается топливо массой:

$$m_T = \dot{m} \cdot t_{\Sigma} = 169,895 \cdot 6,128 = 1041,1 \text{ кг.}$$

Пусть масса ВКА без топлива составляет $m_1 = 40$ т, тогда значение n_1 равно:

$$n_1 = P / (m + m_1) = 500 / (10 + 40) = 10 \text{ м/с}^2.$$

Продолжительность посадки до полной остановки определяется формулой (11): $t_s = 10 + 250 / 10 = 35$ с. При этом протяженность посадочной полосы составляет по формуле (12):

$$x_s = 2000 + 250^2 / (2 \cdot 10) = 5125 \text{ м.}$$

Расход топлива при завершающем торможении равен:

$$m_1 = \dot{m} \cdot (t_s - t_k) = 169,895 \cdot 25 = 4247,4 \text{ кг.}$$

Применение тормозного парашюта позволит существенно сократить тормозной путь и расход топлива при завершающем торможении.

2. Управление движением платформы с учетом атмосферы

Решение задачи разгона и торможения платформы в атмосфере облегчается тем, что ее плотность остается неизменной и равной $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$, если ВПП находится на уровне моря, в течение всего движения платформы. Уравнения движения платформы с учетом сопротивления атмосферы имеет вид:

$$\dot{V} = \pm n - C_x S \frac{\rho}{2m} V^2, \quad \dot{x} = V, \quad (13)$$

где C_x – коэффициент силы лобового сопротивления, S – площадь поперечного сечения платформы, m – масса платформы, ρ – плотность атмосферы.

1. Первый промежуток – полуинтервал, $t \in [t_0, t_1)$. Разгон платформы описывается уравнением:

$$\dot{V} = n - C_x S \frac{\rho}{2m} V^2, \quad (14)$$

с начальными условиями (1). После разделения переменных и введения обозначений приходим к уравнению:

$$\frac{dV}{a^2 - V^2} = \chi dt, \quad (15)$$

где $a = \sqrt{2mn / (C_x S \rho)}$, $\chi = C_x S \rho / (2m)$. Последний коэффициент χ имеет смысл баллистического параметра, умноженного на величину плотности. Поскольку движение ПП происходит на уровне моря, то коэффициент χ всего лишь в 1,225 раз превышает параметр $\sigma = C_x S / (2m)$.

Примем начальную скорость движения платформы нулевой: $V_0 = V(t_0) = 0$. Интегрирование (15) в пределах от t_0 до $t \in [t_0, t_1)$ дает зависимость для текущей скорости разгона от времени:

$$V = a \frac{e^{2\sqrt{n\chi}(t-t_0)} - 1}{e^{2\sqrt{n\chi}(t-t_0)} + 1}. \quad (16)$$

Используя выражение для гиперболического тангенса, получаем:

$$V = a \operatorname{th}(\sqrt{n\chi}(t-t_0)). \quad (17)$$

В конце первого промежутка трехсоставной траектории скорость определяется по формуле:

$$V_1 = a \operatorname{th}[\sqrt{n\chi}(t_1-t_0)]. \quad (18)$$

Интегрируем второе уравнения системы (13) в пределах от t_0 до $t \in [t_0, t_1)$ и от x_0 до x с начальными условиями: $t = t_0$, $x(t_0) = x_0$:

$$\int_{x_0}^x dx = a \int_{t_0}^t \operatorname{th}[\sqrt{n\chi}(t-t_0)] dt.$$

Получаем зависимость текущей дальности разгона от времени:

$$x = x_0 + \frac{a}{\sqrt{n\chi}} \left\{ \operatorname{Inch}[\sqrt{n\chi}(t-t_0)] \right\}.$$

С учетом ранее введенных обозначений получаем следующее выражение:

$$x = x_0 + \frac{1}{\chi} \left\{ \operatorname{Inch}[\sqrt{n\chi}(t-t_0)] \right\}. \quad (19)$$

Протяженность полуинтервала разгона составляет:

$$x_1 = x_0 + \frac{1}{\chi} \left\{ \operatorname{Inch}[\sqrt{n\chi}(t_1-t_0)] \right\}. \quad (20)$$

2. Второй промежуток – полуинтервал, $t \in [t_1, t_2)$, $n = 0$. Движение без тяги двигателя описывается уравнением:

$$\frac{dV}{dt} = -\chi V^2. \quad (21)$$

с начальными условиями $V(t_1) = V_1$ (18) и $x(t_1) = x_1$ (20). Интегрирование (21) дает:

$$V = \frac{V_1}{1 + V_1 \chi (t - t_1)}.$$

Подстановка (18) с учетом $a\chi = \sqrt{n\chi}$ дает зависимость текущей скорости от времени:

$$V = \frac{a \operatorname{th} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right]}{1 + \sqrt{n\chi} \operatorname{th} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right]} (t - t_1). \quad (22)$$

В конце второго полуинтервала получаем выражение для скорости:

$$V_2 = \frac{a \operatorname{th} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right]}{1 + \sqrt{n\chi} \operatorname{th} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right]} (t_2 - t_1). \quad (23)$$

Интегрируем уравнение для расстояния:

$$\dot{x} = \frac{a \operatorname{th} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right]}{1 + \sqrt{n\chi} \operatorname{th} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right]} (t - t_1).$$

В результате получаем зависимость текущей дальности от времени:

$$x = x_1 + \frac{a}{\sqrt{n\chi}} \ln \left| 1 + \sqrt{n\chi} \operatorname{th} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right] (t - t_1) \right|.$$

В конце второго промежутка пройденное платформой расстояние равно:

$$x_2 = x_1 + \frac{a}{\sqrt{n\chi}} \ln \left| 1 + \sqrt{n\chi} \operatorname{th} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right] (t_2 - t_1) \right|.$$

Подстановка (20) дает выражение для дальности:

$$x_2 = x_0 + \frac{1}{\chi} \operatorname{lnch} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right] + \frac{1}{\chi} \ln \left| 1 + \sqrt{n\chi} \operatorname{th} \left[\sqrt{n\chi} (t_1 - t_0) \right] (t_2 - t_1) \right|. \quad (24)$$

3. Третий промежуток – отрезок, $t \in [t_2, t_k]$. Торможение платформы описывается уравнением:

$$\frac{dV}{dt} = -n - C_x S \frac{\rho}{2m} V^2. \quad (25)$$

С начальными условиями: $V(t_2) = V_2$ (23), $x(t_2) = x_2$ (24). Разделение переменных с уже введенными обозначениями приводит к уравнению:

$$\frac{dV}{a^2 + V^2} = -\rho dt.$$

Интегрирование в пределах от t_2 до t и от V_2 до V дает зависимость текущей скорости торможения от времени:

$$V = a \operatorname{tg} \left[\operatorname{arctg} \frac{V_2}{a} - \sqrt{\chi n} (t - t_2) \right].$$

Подстановка (23) дает новое выражение:

$$V = a \operatorname{tg} \left\{ \operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{cth}[\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0)] + \sqrt{n\chi}} - \sqrt{\chi n}(t - t_2) \right\}.$$

В момент касания ВКА платформы скорость равна:

$$V_k = a \operatorname{tg} \left\{ \operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{cth}[\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0)] + \sqrt{n\chi}} - \sqrt{\chi n}(t_k - t_2) \right\}, \quad (26)$$

где t_k и V_k – заданные значения. Интегрируем уравнение для расстояния на третьем промежутке в пределах от t_2 до $t \in [t_2, t_k]$ и от x_2 до x :

$$\dot{x} = a \operatorname{tg} \left\{ \operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{cth}[\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0)] + \sqrt{n\chi}} - \sqrt{\chi n}(t - t_2) \right\}.$$

Приходим к зависимости текущей дальности от времени:

$$x = x_2 + \frac{1}{\chi} \ln \left| \cos \left\{ \operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{cth}[\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0)] + \sqrt{n\chi}} - \sqrt{\chi n}(t - t_2) \right\} \right|.$$

В конце третьего отрезка дальность равна заданной величине:

$$x_k = x_2 + \frac{1}{\chi} \ln \left| \cos \left\{ \operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{cth}[\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0)] + \sqrt{n\chi}} - \sqrt{\chi n}(t_k - t_2) \right\} \right|.$$

Подстановка (24) в последнее выражение дает:

$$x_k = x_0 + \frac{1}{\chi} \left[\ln \operatorname{ch}(\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0)) \right] + \frac{1}{\chi} \ln \left| 1 + \sqrt{n\chi} \operatorname{th}(\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0))(t_2 - t_1) \right| + \frac{1}{\chi} \ln \left| \cos \left\{ \operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{cth}[\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0)] + \sqrt{n\chi}} - \sqrt{\chi n}(t_k - t_2) \right\} \right|.$$

Преобразование последнего уравнения дает:

$$x_k = x_0 + \frac{1}{\chi} \ln \left\{ \operatorname{ch}[\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0)] \left[1 + \sqrt{n\chi} \operatorname{th}(\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0))(t_2 - t_1) \right] \times \right. \\ \left. \times \cos \left[\operatorname{arctg} \frac{1}{\operatorname{cth}(\sqrt{n\chi}(t_1 - t_0)) + \sqrt{n\chi}} - \sqrt{\chi n}(t_k - t_2) \right] \right\}. \quad (27)$$

Таким образом, получили систему из двух нелинейных алгебраических уравнений (26) и (27) с двумя неизвестными t_1 и t_2 , определяющими соответственно момент отключения разгонного двигателя и момент включения тормозного двигателя. При этом моменты t_0 и t_k в законе управления известны.

Завершающее торможение платформы с установленным на ней ВКА описывается уравнением (25) с известными начальными условиями: t_k, V_k, x_k . Интегрирование (25) дает выражение для текущей скорости при завершающем торможении:

$$V = a \operatorname{tg} \left[\operatorname{arctg} \frac{V_k}{a} - \sqrt{\chi n_1} (t - t_k) \right],$$

где n_1 – тормозящее ускорение платформы вместе с ВКА. В момент остановки, $t = t_s$, скорость равна нулю, $V_s = 0$, и из последнего выражения следует соотношение:

$$\operatorname{arctg} \frac{V_k}{a} - \sqrt{\chi n_1} (t_s - t_k) = 0,$$

из которого определяем момент остановки:

$$t_s = t_k + \frac{1}{\sqrt{\chi n_1}} \operatorname{arctg} \frac{V_k}{a}. \quad (28)$$

Протяженность участка завершающего торможения определяется из уравнения:

$$\dot{x} = a \operatorname{tg} \left[\operatorname{arctg} \frac{V_k}{a} - \sqrt{\chi n_1} (t - t_k) \right].$$

Его интегрирование дает выражение для полного расстояния, пройденного платформой до посадки на нее ВКА:

$$x_s = x_k + \frac{a}{\sqrt{\chi n_1}} \ln \left| \cos \left[\operatorname{arctg} \frac{V_k}{a} - \sqrt{\chi n_1} (t_s - t_k) \right] \right|. \quad (29)$$

Пример 2. Пусть платформа с площадью миделевого сечения $S = 10 \text{ м}^2$ имеет коэффициент лобового сопротивления $C_x = 1$. Требуется построить закон управления двигателями такой, чтобы через $t_k = 8$ с после начала движения на расстоянии $x_k = 1,126$ км скорость движения платформы составила $V_k = 250$ м/с.

Решение. Вычислим параметры χ и a :

$$\chi = 1 \cdot 10 \cdot \frac{1,225}{2 \cdot 10000} = 0,0006125 \text{ 1/м}; \quad a = \sqrt{\frac{2 \cdot 10000 \cdot 50}{1 \cdot 10 \cdot 1,225}} = 285,714 \text{ м/с}.$$

Нетрудно убедиться по формулам (26) и (27), что решение поставленной задачи дают следующие параметры закона управления: $t_0 = 0$, $t_1 = 6,8$ с, $t_2 = 7,6$ с.

Время работы ракетных двигателей: $t_\Sigma = t_1 - t_0 + t_k - t_2 = 6,8 + 8 - 7,6 = 7,2$ с. Сила тяги ракетных двигателей составляет: $P = n \cdot m = 50 \cdot 10000 = 500$ кН. Массовый секундный расход топлива равен: $\dot{m} = P / (I \cdot g) = 500000 / (300 \cdot 9,81) = 169,895$ кг/с. Суммарный расход топлива до касания ВКА платформы составляет: $m_T = \dot{m} \cdot t_\Sigma = 169,895 \cdot 7,2 = 1223,244$ кг. Это несколько больше, чем в примере 1, но это увеличение происходит за счет меньшего расстояния (почти в два раза) до касания ВКА с платформой.

Завершающее торможение проходит до момента t_s , рассчитываемого по формуле (28):

$$t_s = 8 + \frac{1}{\sqrt{0,0006125 \cdot 10}} \operatorname{arctg} \frac{250}{285,714} = 8 + 9,184 = 17,184 \text{ с.}$$

На завершающее торможение расходуется топлива в количестве:

$$m_1 = \dot{m}(t_s - t_k) = 169,895 \cdot 9,184 = 1560,4 \text{ кг.}$$

Это намного меньше, чем по расчетам с простейшим законом управления в примере 1.

$$x_s = 1,126 + \frac{285,714}{\sqrt{0,0006125 \cdot 10}} \ln \left| \cos \left[\operatorname{arctg} \frac{250}{285,714} - \sqrt{0,006125} (17,184 - 8) \right] \right| = 2,775 \text{ км.}$$

Протяженность завершающего торможения составляет около 1,649 км, что намного меньше, чем в примере 1 (3,125 км).

Заклучение. Таким образом, рассмотрена задача управления движением посадочной платформы с помощью ракетных двигателей при посадке на нее возвращаемого космического аппарата с достаточно большим аэродинамическим качеством. Решение задачи состоит в синтезе закона управления включениями и выключениями разгонного и тормозного ракетных двигателей, который обеспечивает приход платформы в заданную точку ВПП с заданной скоростью за назначенное время. Координаты терминальной точки движения платформы, включая время ее достижения, определяются из прогноза текущих параметров снижения ВКА после возвращения из космоса. Полученный закон управления движением платформы позволяет оценить основные проектные параметры платформы: силу тяги ракетных двигателей, диапазон регулирования силы тяги, запас топлива, а также определить протяженность ВВП. Результаты пригодны в проектировании перспективных возвращаемых космических аппаратов без шасси. Отсутствие шасси повышает надежность выполнения полетного задания в космическом полете, а также снижает удельную стоимость полезной нагрузки, выводимой на околоземную орбиту и возвращаемой на Землю.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Афанасьев В.А., Дегтярев Г.Л., Мещанов А.С., Сиразетдинов Т.К.* Управление разворотами космического аппарата за назначенное время с помощью ракетных двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2013. – № 1 – С.73 – 77.
2. *Афанасьев В.А., Дегтярев Г.Л., Мещанов А.С.* Проектные задачи причаливания ракеты к астероиду // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2013. – № 2. – С.72 – 77.

SYNTHESIZE OF MOVEMENT CONTROL OF LANDING PLATFORM DURING HORIZONTAL LANDING OF A REUSABLE SPACE VEHICLE WITHOUT LANDING GEAR

V.A. Afanasyev, G.L. Degtyarev, A.S. Meshchanov, T.K. Sirazetdinov
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

We consider the horizontal landing of a return space vehicle (RSV) without landing gear on a landing platform that properly moves along a runway by means of accelerating and decelerating rocket engines. A problem is resolved to move the platform in the appointed time in a terminal point, coordinates of which are forecasted by using the current state of RSV making the landing. For the

appointed structure of acceleration and deceleration with an intermediate pause in operation of the rocket engines by using a method of analytical construction of the composite trajectory from typical intervals we synthesize a control law to switch on the rocket engines that provides the landing platform movement at the designated point of the runway with the designated velocity in the designated time. At first we consider a model problem without taking atmosphere resistance in account, solution of which confirms acceptability of the designated structure in the control law for the engines, and then we resolve the terminal problem of controlling the platform movement taking the atmosphere resistance into account. The received analytical expresses for the kinematic motion parameters of the platform are convenient during choice of its main designing parameters (engine thrusts, range of thrust throttling, margin of propellant and others), and also during evaluation of the runway length. The received results are applicable during designing of available reusable RSV, which make the horizontal landing without the landing gear owing to a sufficient value of the aerodynamic efficiency. The absence of the landing gear increases the reliability of the space flight implementation and decreases the specific cost of the payload orbiting and its deorbiting.

УДК 681.5

СИНТЕЗ НЕЧЕТКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ С УЧЕТОМ ЗАПАЗДЫВАНИЯ С НЕЧЕТКИМ ЛОГИЧЕСКИМ РЕГУЛЯТОРОМ¹

Алексеев Ф.Ф.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

Рассматриваются нечеткие системы управления с учетом запаздывания с нечетким логическим регулятором. Метод анализа и синтеза основан на методе векторных функций Ляпунова.

Рассматриваются нечеткие (типа Такаги-Сугено) системы управления (Т-S-системы) с запаздыванием. С применением метода векторных функций Ляпунова (ВФЛ) получены условия устойчивости Т-S-систем с запаздыванием с нечетким регулятором на основе принципа Разумихина или метода Н.Н.Красовского. Для синтеза применяется метод синтеза нечетких логических регуляторов (НЛР) с применением ВФЛ. Обсуждаются принципы построения оценок областей притяжения для нечетких систем с запаздыванием. Обсуждаются принципы выбора и коррекции функций принадлежности. Предлагается процедура реализации процесса адаптации системы управления для подавления ошибок при неучтенных неопределенностях. Метод синтеза НЛР применен для непрерывных и дискретных систем для систем управления вертолетом

Синтез нечетких систем с децентрализованным управлением с запаздыванием на основе применения метода векторных функций Ляпунова. Метод функций Ляпунова (ФЛ) и его обобщение метод векторных функций Ляпунова (ВФЛ) широко используется при анализе и синтезе систем управления. (СУ) [1].

Рассматриваются СУ вида

$$\dot{x}(t) = f(t, x(t), x(t - \tau)) + b(t, x(t), x(t - \tau))u(t, x(t), x(t - \tau)) \quad (1)$$

¹ Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ-Поволжье № 12-01-97023-р_поволжье_а 2012г.

где $x(t)$, $f(t, x(t), x(t - \tau))$ - n -мерные векторные функции, $b((t, x(t), x(t - \tau)))$ - $n \times m$ -матрица, $0 \leq \tau(t) \leq h$ - векторная функция, удовлетворяющие в области $G = \{(t, x) : t \geq t_0, |x| < H\}$ теореме существования и единственности решения основной начальной задачи, и $f(t, 0, 0) = 0$. Исследуем на устойчивость тривиальное решение системы (1) вторым методом Ляпунова. Известно, что практическое применение метода функций Ляпунова к исследованию устойчивости решений уравнений с отклоняющимся аргументом сопряжено с большими трудностями. Одна из основных трудностей – оценка знака производной функции Ляпунова в силу исходных уравнений, так как ее аргументами являются координаты вектор-функции $x(t)$ при различных значениях аргумента. В работе [1] такая система исследована для случая нерегулируемой системы и скалярной функции $\tau(t)$.

Б.С.Разумихиным [4] было доказано, что для суждения об устойчивости тривиального решения общих систем с запаздыванием достаточно исследовать знак производной ФЛ $v(t)$ лишь на множестве непрерывных кривых, удовлетворяющих при каждом $t \geq t_0 + h$ условию $v(\sigma, x(\sigma)) \leq v(t, x(t))$, $\sigma \leq t$. [2]. Рассмотрим вещественные функции $v_1(t, x), \dots, v_m(t, x)$, определенные и непрерывные в области G вместе со своими производными $\dot{v}_1(t, x(t), x(t - \tau)), \dots, \dots, \dot{v}_m(t, x(t), x(t - \tau))$ в силу системы (1). Пусть $v_i(t, 0) = \dot{v}_i(t, 0, 0) = 0$, $i = \overline{1, m}$. Объединим их в векторную функцию $v(t, x) = (v_1, \dots, v_m)$. Оценим производные $\dot{v}_1(t, x(t), x(t - \tau)), \dots, \dots, \dot{v}_m(t, x(t), x(t - \tau))$ на непрерывных кривых, удовлетворяющих при каждом $t \geq t_0 + h$ условию

$$v_1(\sigma, x(\sigma)) + \dots + v_m(\sigma, x(\sigma)) \leq v_1(t, x(t)) + \dots + v_m(t, x(t)), \sigma \leq t. \quad (2)$$

Условие (2) позволяет при оценке этих производных члены с запаздыванием заменить членами без запаздывания и получить систему дифференциальных неравенств вида

$$\dot{v} \leq g(t, v). \quad (3)$$

Пусть вещественная векторная функция $g(t, v)$ удовлетворяет следующим условиям: 1) $g(t, 0) = 0$; 2) $g(t, v)$ определена и непрерывна в области; 3) у системы сравнения [1]

$$\dot{y} = g(t, y) \quad (4)$$

решения с неотрицательными начальными условиями определены для $t \geq 0$; 4) каждая компонента $g_s(t, v_1, \dots, v_m)$ не убывает в D по переменным $v_1, \dots, v_{s-1}, v_{s+1}, \dots, v_m$, т.е. для любых точек $M_1 = (t, v_1^*, \dots, v_m^*) \in D$, $M_2 = (t, v_1^{**}, \dots, v_{s-1}^{**}, v_{s+1}^{**}, \dots, v_m^{**}) \in D$, удовлетворяющих условию $v_1^{**} \geq v_1^*, \dots, \dots, v_{s-1}^{**} \geq v_{s-1}^*, v_{s+1}^{**} \geq v_{s+1}^*, \dots, v_m^{**} \geq v_m^*$, имеет место неравенство $g_s(M_2) \geq g_s(M_1)$.

Введем обозначения $x = x(t)$, $x_t = x(t - \tau(t))$, $x_i = x_i(t)$; $x_{it} = x_i(t - \tau(t))$, $\tilde{x} = \tilde{x}(t)$, $\tilde{x}_t = \tilde{x}_t(t - \tau(t))$.

Теорема 1 [1]. Пусть существуют неотрицательные в области G функции $v_1(t, x), \dots, v_m(t, x)$, обладающие в G следующими свойствами: 1) функция $v_1(t, x) + \dots + v_m(t, x)$ определено положительна в G ; 2) Производные $\dot{v}_1(t, x, x_t), \dots, \dot{v}_m(t, x, x_t)$ этих функций по времени, вычисленные в силу системы (1), на непрерывных кривых (2) удовлетворяют неравенству (3), в котором функция $g(t, v)$ удовлетворяет всем условиям в определении системы сравнения (4); тривиальное решение системы сравнения (4) устойчиво (асимптотически устойчиво) по Ляпунову. Тогда тривиальное решение системы (1) устойчиво (асимптотически устойчиво) по Ляпунову.

Если при этом функции $v_1(t, x), \dots, v_m(t, x)$ допускают бесконечно малый высший предел и устойчивость тривиального решения системы сравнения (4) равномерна по t_0 (асимптотическая устойчивость равномерна по (t_0, y_0)), то и устойчивость тривиального решения системы (1) равномерна по t_0 (асимптотическая устойчивость равномерна по t_0 и начальным кривым из некоторой области).

Используя метод Бейли [2] построения систем сравнения для обыкновенных дифференциальных уравнений на системы с запаздыванием, имеем следующую теорему.

Теорема 2. Пусть система (1) состоит из m взаимосвязанных подсистем $\dot{x}(t) = f_i(t, x, x_t) + b_i(t, x, x_t)u_i(t, x, x_t) + G_i(t, \tilde{x}, \tilde{x}_t)$ вида

$$\dot{x}(t) = f_i(t, x, x_t) + b_i(t, x, x_t)u_i(t, x, x_t) + G_i(t, \tilde{x}, \tilde{x}_t) \quad (5)$$

где при любом фиксированном $t \geq t_0$, $x(t) \in R^n$, $\sum_{i=1}^m n_i = n$, $\tilde{x}(\xi) = (x_1(\xi), \dots, x_{i-1}(\xi), x_{i+1}(\xi), \dots, x_n(\xi))$.

Пусть для каждой подсистемы

$$\dot{x}_i = f_i(t, x_i, x_{ii}) + b_i(t, x, x_t)u_i(t, x, x_t) \quad (6)$$

можно построить ФЛ $v_i = v_i(t, x_i)$ (или ВФЛ $v_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{im_c})$).

Замечание. При синтезе ФЛ задаются.

Производные в силу системы (1) имеют вид

$$\dot{v}_{i(18)} = \partial v_i / \partial t + \sum_{j=1}^m \partial v_i / \partial x_j (f_{ij}(t, x, x_t) + B_i(t, x, x_t)u_i(t, x, x_t))$$

Справедливы оценки

$$c_{i2} |x_i|^2 \leq v_i(t, x_i) \leq c_{i1} |x_i|^2, \quad (7)$$

$$\dot{v}_{i(18)} \leq -c_{i3} |x_i|^2, \quad c_{ij} > 0, \quad i = 1, m, \quad j = \overline{1, 3} \quad (8)$$

(или $f_{ij}(t, x, x_t) + b_i(t, x, x_t)u_i(t, x, x_t) \leq -c_{i3} |x_i|^2$) на непрерывных кривых, удовлетворяющих условиям $v_i(\sigma, x_i(\sigma)) \leq v_i(t, x_i(t)), \sigma \leq t$ и

$$|\text{grad} v_i| \leq c_{i4} |x_i|, \quad c_{i4} \geq 0, \quad i = 1, m, \quad (9)$$

а связи $G_i(t, \tilde{x}, \tilde{x}_t)$ на кривых с условием (2) удовлетворяют неравенству

$$|G_i(t, \tilde{x}, \tilde{x}_t)| \leq \sum_{ij=1}^m k_{ij} |x_{ij}|, \quad k_{ij} \geq 0, \quad i, j = 1, m.$$

Если система

$$\dot{y} = Ay, \quad (10)$$

где $A = (a_{ij})_1^n$, $a_{ii} = -(c_{i3} - c_{i4} \sum_{j=1}^m k_{jj}) / 2c_{i2}$, $a_{ij} = c_{i4}^2 \sum_{i \neq j} k_{ij}^2 (c_{i3} - c_{i4} \sum_{j=1}^m k_{jj})^{-1} / 2c_{j1}$, $i \neq j$,

$c_{i3} - c_{i4} \sum_{j=1}^m k_{jj} > 0$, $i = \overline{1, m}$. устойчива (асимптотически устойчива), то тривиальное решение системы (17) равномерно устойчиво по t_0 (равномерно асимптотически устойчиво по начальным данным).

Замечание. Доказательство можно свести к одной ФЛ, взяв $v_i = \sum_{s=1}^{m_{ic}} v_{is}$

Доказательство дает метод построения системы сравнения. Возьмем полную производную по времени от функций $v_1(t, x), \dots, v_m(t, x_m)$ в силу системы (1) и, используя оценки (4) -(5), получим

$$\dot{v}_i \leq c_{i3} |x_i|^2 + c_{i4} |x_i| \sum_{j=1}^m k_{ij} |x_j|.$$

Замечание. При синтезе задаем такие неравенства и ему соответствующие оценки, по которым записывается алгоритм синтеза.

Если в системе (1) в связи не входит \tilde{x}_t ($G_i(t, \tilde{x}, \tilde{x}_t) = G_i(t, \tilde{x})$) или если связи на кривых (2) удовлетворяют условию $|G_i(t, \tilde{x}, \tilde{x}_t)| \leq \sum_{i \neq j} k_{ij} |x_j|$, $a_{ij} = (c_{i4}^2 \sum_{i \neq j} k_{ij}^2) / 2c_{j1}c_{j3}$, то СС (23) принимает более простой вид $\dot{y} = Ay$, $A = \|a_{ij}\|_{i,j=1}^m$, $a_{ii} = -c_{i3} / 2c_{i2}$, $i \neq j$. И совсем простая форма СС получается при $A = \text{diag}(a_{ii})$, $a_{ii} < 0$, $i = 1, m_i$.

Определяется T-S система (Takagi-Sugeno) для подсистем (для i -й подсистемы рассматривается p_i T-S-система)

$$\dot{x}_i = f_i(t, x_i, x_{ii}) + b_i(t, x_i, x_{ii})u_i(t, x_i, x_{ii}) + G_i(t, x, x_t).$$

Определяем систему нечетких правил для системы

Rule1: IF $z_{i1} = \mu_{i1}$ *AND* $z_{i2} = \mu_{i2}$... *AND* $z_{ip} = \mu_{ip}$ *THEN*

$$\dot{x}_i = f_i^1(t, x_i, x_{ii}) + b_i^1(t, x_i, x_{ii})u_i(t, x_i, x_{ii}) + G_i^1(t, x, x_t);$$

Rule2: IF $z_{i1} = \mu_{i1}$ *AND* $z_{i2} = \mu_{i2}$... *AND* $z_{ip} = \mu_{ip}$ *THEN*

$$\dot{x}_i = f_i^2(t, x_i, x_{ii}) + b_i^2(t, x_i, x_{ii})u_i^2(t, x_i, x_{ii}) + G_i^1(t, x, x_t); \dots;$$

Rulep: IF $z_{i1} = \mu_{i1}$ *AND* $z_{i2} = \mu_{i2}$... *AND* $z_{ip} = \mu_{ip}$ *THEN*

$$\dot{x}_i = f_i^p(t, x_i, x_{ii}) + b_i^p(t, x_i, x_{ii})u_i^p(t, x_i, x_{ii}) + G_i^p(t, x, x_t).$$

Определяем систему нечетких правил для регулятора

Rule1:: IF $z_1 = \mu_1$ *AND* $z_2 = \mu_2$... *AND* $z_p = \mu_p$ *THEN* u_i^1 ;

Rule2:: IF $z_1 = \mu_1$ *AND* $z_2 = \mu_2$... *AND* $z_p = \mu_p$ *THEN* u_i^2 ; ...;

Rulep:: IF $z_1 = \mu_1$ *AND* $z_2 = \mu_2$... *AND* $z_p = \mu_p$ *THEN* u_i^p

Система на выходе

$$\dot{x}_i = (\sum_{j=1}^r w_i(z_i(t))(f_i^j(t, x_i, x_{ii}) + b^j(t, x_i, x_{ii})u_i^j(t, x_i, x_{ii}) + G_i^p(t, x, x_t)u_i^p(t, x, x_t)) / (\sum_{j=1}^r w_i(z_i(t))) + B_G u_G$$

$$u_i = (\sum_{j=1}^r w_i(z_i(t))u_i^j) / \sum_{j=1}^r w_i(z_i(t))$$

Локальные регуляторы определяются с применением собственных ВФЛ v_i согласно подходу в статье [9,10].

u_G определяются согласно тому же подходу в статье [9,10]. Можно явно записать:

$$v_i = x^T P_i x, \quad \dot{v}_i = 2x^T P_i^G (\sum_{j=1}^p f_i^j(t, x_i, x_{ii}) + b^j(t, x, x_t)u_i^j(t, x, x_t) + 2x^T P_i^G B_G u_G).$$

$$S = \left\| \begin{matrix} s_{11} & s_{12} & \dots & s_{1m_c} \\ s_{21} & s_{22} & \dots & s_{2m_c} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ s_{m_c 1} & s_{m_c 2} & \dots & s_{m_c m_c} \end{matrix} \right\| = \|B_1(x)\|, \dots, \|B_{m_c}(x)\|, \dots,$$

$$\|s_{m_c 1} \ s_{m_c 2} \ \dots \ s_{m_c m_c}\| = \|B_{m_c}(x)\|, \quad B_i(x) \text{ -вектор-строка } B(x), \quad i=1, \dots, n. \quad R = \|r_1 \ r_2 \ \dots \ r_{m_c}\|^T,$$

$$r_1 = \sum_{j=1}^{m_c} a_{1j}^c x^T P_j x - F_1(x);$$

$$r_2 = \sum_{j=1}^{m_c} a_{2j}^c x^T P_j x - F_2(x); \dots; \quad r_{m_c} = \sum_{j=1}^{m_c} a_{m_c j}^c x^T P_j x - F_{m_c}(x).$$

Глобальное дифференциальное неравенство с системой сравнения $\dot{y}^G = A^G y^G$

$$2x^T P_i^G (\sum_{j=1}^p f_i^j(t, x_i, x_{it}) + b^j(t, x, x_t) u_i^j(t, x, x_t) + 2x^T P_i^G B_G u_G \leq a_{11} x^T P_1^G x + \dots + a_{1m_c} x^T P_{m_c}^G x; \dots;$$

$$2x^T P_i^G (\sum_{j=1}^p f_i^j(t, x_i, x_{it}) + b^j(t, x, x_t) u_i^j(t, x, x_t) + 2x^T P_i^G B_G u_G \leq a_{m_c 1} x^T P_1^G x + \dots + a_{m_c m_c} x^T P_{m_c}^G x.$$

$Su_G \leq R, S, R$ записываются согласно упомянутым работам, откуда $u_G \leq S^{-1}R$

Если неопределенность будем учитывать только для регулятора (Tomescu [5]), то получаем обобщение результатов [9] для децентрализованных систем

$$2x^T P_i^G f_i^j(t, x_i, x_{it}) + 2x^T P_i^G b^j(t, x, x_t) u_i^j(t, x, x_t) + 2x^T P_i^G B_G u_G \leq a_{11} x^T P_1^G x + \dots + a_{1m_c} x^T P_{m_c}^G x; \dots;$$

$$2x^T P_i^G f_i^j(t, x_i, x_{it}) + 2x^T P_i^G b^j(t, x, x_t) u_i^j(t, x, x_t) + 2x^T P_i^G B_G u_G \leq a_{m_c 1} x^T P_1^G x + \dots + a_{m_c m_c} x^T P_{m_c}^G x;$$

$$u_i = (\sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t)) u_i^j) / \sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t)), \quad Su_G \leq R, S, R, \quad u_G \leq S^{-1}R.$$

$T-S$ – системы с подсистемами типа Лурье

$$\dot{x}(t) = A_i x_i + A_{i1} x_{it} + B_i \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{li} u_i + X_i(t, x_i, x_{it}) + G_i(t, \tilde{x}, \tilde{x}_t).$$

Определяем систему нечетких правил для системы

$$\text{Rule1: IF } z_1 = \mu_1 \text{ AND } z_2 = \mu_2 \dots \text{ AND } z_p = \mu_p$$

$$\text{THEN } \dot{x}(t) = A_i^1 x_i + A_{i1}^1 x_{it} + B_i^1 \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{li}^1 u_i^1 + X_i(t, x_i, x_{it}) + G_i^1(t, x, x_t)$$

$$\text{Rule2: IF } z_1 = \mu_1 \text{ AND } z_2 = \mu_2 \dots \text{ AND } z_p = \mu_p$$

$$\text{THEN } \dot{x}(t) = A_i^2 x_i + A_{i1}^2 x_{it} + B_i^2 \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{li}^2 u_i^2 + X_i(t, x_i, x_{it}) + G_i^2(t, x, x_t)$$

...

$$\text{Rulep: IF } z_1 = \mu_1 \text{ AND } z_2 = \mu_2 \dots \text{ AND } z_p = \mu_p$$

$$\dot{x}(t) = A_i^p x_i + A_{i1}^p x_{it} + B_i^p \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{li}^p u_i^p + X_i(t, x_i, x_{it}) + G_i^p(t, x, x_t)$$

Определяем систему нечетких правил для регулятора. Здесь u в подсистемах определяются по формулам, полученным в статье [9] по полному вектору состояния либо по выходу.

$$\text{Rule1:: IF } z_1 = \mu_1 \text{ AND } z_2 = \mu_2 \dots \text{ AND } z_p = \mu_p \text{ THEN } u_i^1;$$

$$\text{Rule2:: IF } z_1 = \mu_1 \text{ AND } z_2 = \mu_2 \dots \text{ AND } z_p = \mu_p \text{ THEN } u_i^2; \dots;$$

$$\text{Rulep:: IF } z_1 = \mu_1 \text{ AND } z_2 = \mu_2 \dots \text{ AND } z_p = \mu_p \text{ THEN } u_i^p.$$

Система на выходе

$$\dot{x}(t) = \sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t)) (A_i^s x_i + A_{i1}^s x_{it} + B_i^s \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{li}^s u_i^s + X_i(t, x_i, x_{it}) + G_i^s(t, x, x_t)) /$$

$$(\sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t))) + B_G u_G; \quad u_i = (\sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t)) u_i^j) / \sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t)).$$

u_G определяются согласно подходу в статье [9].

Можно явно записать: $v_i = x^T P_i x$;

$$\dot{v}_i = 2x^T P_i^G (\sum_{j=1}^p A_j^s x_i + A_{i1}^s x_{it} + B_i^s \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{li}^s u_i^s + X_i^s(t, x_i, x_{it}) + G_i^s(t, x, x_t)) + 2x^T P_i^G B_G u_G).$$

Глобальное дифференциальное неравенство с системой сравнения $\dot{y}^G = A^G y^G$

$$2x^T P_i^G (\sum_{j=1}^p A_j^s x_i + A_{i1}^s x_{it} + B_i^s \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{li}^s u_i^s + X_i^s(t, x_i, x_{it}) + G_i^s(t, x, x_t)) + 2x^T P_i^G B_G u_G \leq \\ \leq a_{i1} x^T P_1^G x + \dots + a_{i m_c} x^T P_{m_c}^G x; \dots;$$

$$2x^T P_i^G (\sum_{j=1}^p A_j^s x_i + A_{i1}^s x_{it} + B_i^s \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{li}^s u_i^s + X_i^s(t, x_i, x_{it}) + G_i^s(t, x, x_t)) + 2x^T P_i^G B_G u_G \leq \\ \leq a_{m_c 1} x^T P_1^G x + \dots + a_{m_c m_c} x^T P_{m_c}^G x$$

$Su_G \leq R$, S , R , определяется $u_G \leq S^{-1}R$.

Линейные системы. Воспользуемся вспомогательной леммой [8].

Лемма [8]. Пусть Q любая $n \times n$ матрица. Для $k > 0$, постоянной и симметричной матрицы $S > 0$ выполняется ($x \in R^n$, $y \in R^n$) $2x^T Qy \leq kx^T QS^{-1}Q^T x + y^T Sy / k$.

Пусть система имеет вид

$$\dot{x} = Ax + A_1 x_t + Bu, \quad x_t = x(t - \tau(t)) \quad (11)$$

A, A_1 - $n \times n$ -, B - $n \times m$ - постоянные матрицы.; i - я компонента ВФЛ определяется выражением $v_i = x^T P_i x$. Тогда с линейной СС можно записать дифференциальное неравенство

$$x^T G_i x + 2x^T P_i A_1 x_t + 2x^T P_i Bu \leq a_{i1}^c x^T P_1 x + a_{i2}^c x^T P_2 x + \dots + a_{i m_c}^c x^T P_{m_c} x,$$

где $\dot{v}_i = x^T P_i x + x^T P_i \dot{x} = x^T G_i x + 2x^T P_i A_1 x_t + 2x^T P_i Bu$, $G_i = A^T P_i + P_i A$, $i = 1, 2, \dots, m_c$. Отсюда определяется система неравенств $x^T G_1 x + 2x^T P_1 A_1 x_t + 2x^T P_1 Bu \leq \sum_{j=1}^{m_c} a_{1j}^c x^T P_j x$, $x^T G_2 x + 2x^T P_2 A_1 x_t + x^T P_2 Bu \leq \sum_{j=1}^{m_c} a_{2j}^c x^T P_j x$, ..., $x^T G_{m_c} x + 2x^T P_{m_c} A_1 x_t + 2x^T P_{m_c} Bu \leq \sum_{j=1}^{m_c} a_{m_c j}^c x^T P_j x$. Перепишем неравенства в следующем виде

$$2x^T P_1 Bu \leq \sum_{s=1}^{m_c} a_{1j}^c x^T P_{j_c} x - x^T G_1 x - 2x^T P_1 A_1 x_t, \quad 2x^T P_2 Bu \leq \sum_{s=1}^{m_c} a_{2j}^c x^T P_{j_c} x - x^T G_2 x - 2x^T P_2 A_1 x_t, \dots, \quad 2x^T P_{m_c} Bu \leq \sum_{j=1}^{m_c} a_{m_c j}^c x^T P_j x - x^T G_{m_c} x - 2x^T P_{m_c} A_1 x_t.$$

И используя лемму, преобразуем неравенства

$$2x^T P_1 Bu \leq \sum_{s=1}^{m_c} a_{1j}^c x^T P_{j_c} x - x^T G_1 x - k_1 x^T P_1 A_1 S^{-1} A_1^T P_1 x - \frac{1}{k_1} x_t^T S_1 x_t, \quad 2x^T P_2 Bu \leq \sum_{s=1}^{m_c} a_{2j}^c x^T P_{j_c} x - x^T G_2 x - k_2 x^T P_2 A_1 S_2^{-1} A_1^T P_2 x - \frac{1}{k_2} x_t^T S_2 x_t, \dots, \quad 2x^T P_{m_c} Bu \leq \sum_{j=1}^{m_c} a_{m_c j}^c x^T P_j x - k_{m_c} x^T P_{m_c} A_1 S_{m_c}^{-1} A_1^T P_{m_c} x - \frac{1}{k_{m_c}} x_t^T S_{m_c} x_t$$

$S_i > 0$ симметричная матрица, $k_i > 0$ постоянная.

$$\begin{aligned} & \text{Еще раз перепишем с обозначениями } Su \leq R, \quad S = \|s_{ij}\|, i = 1, m; j = 1, m, \quad \|s_{11} \quad s_{12} \quad \dots \quad s_{1m_c}\| \\ & = \|2x^T P_1 B\|, \quad \|s_{21} \quad s_{22} \quad \dots \quad s_{2m_c}\| = \|2x^T P_2 B\|, \quad \dots, \quad \|s_{m_c 1} \quad s_{m_c 2} \quad \dots \quad s_{m_c m_c}\| = \|2x^T P_{m_c} B\|, \quad R = \\ & = \|r_1 \quad r_2 \quad \dots \quad r_{m_c}\|^T, \quad r_1 = \sum_{j=1}^{m_c} a_{1j}^c x^T P_j x - x^T G_1 x - k_1 x^T P_1 A_1 S^{-1} A_1^T P_1 x - \frac{1}{k_1} x_t^T S_1 x_t; \end{aligned}$$

$$r_2 = \sum_{j=1}^{m_c} a_{2j}^c x^T P_j x - x^T G_2 x - k_2 x^T P_2 A_1 S_2^{-1} A_1^T P_2 x - \frac{1}{k_2} x^T S_2 x; \dots; r_{m_c} = \sum_{j=1}^{m_c} a_{m_c j}^c x^T P_j x - x^T G_{m_c} x - k_{m_c} x^T P_{m_c} A_1 S_{m_c}^{-1} A_1^T P_{m_c} x - \frac{1}{k_{m_c}} x^T S_{m_c} x.$$

В общем случае матрица $A_c = \|a_{ij}\|$ должна удовлетворять специальным свойствам [1].

Применим частный случай диагональной матрицы $A_c = \text{diag}\{a_{11}, a_{22}, \dots, a_{m_c m_c}\}$, $a_{ii} < 0$, получим

$$r_1 = a_{11} x^T P_1 x - x^T G_1 x - k_1 x^T P_1 A_1 S_1^{-1} A_1^T P_1 x - \frac{1}{k_1} x^T S_1 x; r_2 = a_{22} x^T P_2 x - x^T G_2 x -$$

$$k_2 x^T P_2 A_1 S_2^{-1} A_1^T P_2 x - \frac{1}{k_2} x^T S_2 x; \dots; r_{m_c} = a_{m_c m_c} x^T P_{m_c} x - x^T G_{m_c} x - k_{m_c} x^T P_{m_c} A_1 S_{m_c}^{-1} A_1^T P_{m_c} x - \frac{1}{k_{m_c}} x^T S_{m_c} x.$$

Теперь, аналогично, управление находится из $u_i \leq (S^{-1}R)_i$, $i = 1, 2, \dots, m_c$. Функции связи здесь можно принять вида $X_i(t, x_i, x_{ii}) + G_i(t, \tilde{x}, \tilde{x}_i)$: $\dot{x}(t) = A_i x_i + B_i u_i + X_i(t, x_i, x_{ii}) + G_i(t, \tilde{x}, \tilde{x}_i)$.

T-S система с подсистемами типа Лурье. Определяем систему нечетких правил для системы

Rule1: IF $z_1 = \mu_1$ AND $z_2 = \mu_2$... AND $z_p = \mu_p$ THEN

$$\dot{x}(t) = A_i^1 x_i + A_{i1}^1 x_{ii} + B_{i1}^1 u_i^1 + X_i^1(t, x_i, x_{ii}) + G_i^1(t, x, x_i);$$

Rule2: IF $z_1 = \mu_1$ AND $z_2 = \mu_2$... AND $z_p = \mu_p$ THEN

$$\dot{x}(t) = A_i^2 x_i + A_{i1}^2 x_{ii} + B_{i1}^2 u_i^2 + X_i^2(t, x_i, x_{ii}) + G_i^2(t, x, x_i); \dots;$$

Rulep: IF $z_1 = \mu_1$ AND $z_2 = \mu_2$... AND $z_p = \mu_p$ THEN

$$\dot{x}(t) = A_i^p x_i + A_{i1}^p x_{ii} + B_{i1}^p u_i^p + X_i^p(t, x_i, x_{ii}) + G_i^p(t, x, x_i)$$

Определяем систему нечетких правил для регулятора. Здесь u в подсистемах определяются по формулам, полученным в [9,10] по полному вектору состояния либо по выходу.

Rule1: .IF $z_1 = \mu_1$ AND $z_2 = \mu_2$... AND $z_p = \mu_p$ THEN u_i^1 ;

Rule2: IF $z_1 = \mu_1$ AND $z_2 = \mu_2$... AND $z_p = \mu_p$ THEN u_i^2 ; ...;

Rulep: IF $z_1 = \mu_1$ AND $z_2 = \mu_2$... AND $z_p = \mu_p$ THEN u_i^p .

Система на выходе

$$\dot{x}(t) = \sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t)) (A_i^s x_i + A_{i1}^s x_{ii} + B_{i1}^s u_i^s + X_i^s(t, x_i, x_{ii}) + G_i^s(t, x(t), x(t - \tau(t)))) /$$

$$(\sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t))) + B_G u_G$$

$$u_i = (\sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t)) u_i^j) / \sum_{j=1}^{r_i} w_i(z_i(t))$$

Также u_G определяются согласно подходу в [9,10]. Явно можно записать: $v_i = x^T P_i x$;

$$\dot{v}_i = 2x^T P_i^G (\sum_{j=1}^p A_i^s x_i + A_{i1}^s x_{ii} + B_i^s \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{i1}^s u_i^s + X_i^s(t, x_i, x_{ii}) + G_i^s(t, x, x_i)) + 2x^T P_i^G B_G u_G.$$

Глобальное дифференциальное неравенство с системой сравнения $\dot{y}^G = A^G y^G$:

$$2x^T P_i^G (\sum_{j=1}^p A_i^s x_i + A_{i1}^s x_{ii} + B_i^s \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{i1}^s u_i^s + X_i^s(t, x_i, x_{ii}) + G_i^s(t, x, x_i)) + 2x^T P_i^G B_G u_G \leq \\ \leq a_{11} x^T P_1^G x + \dots + a_{m_c} x^T P_{m_c}^G x; \dots,$$

$$2x^T P_i^G (\sum_{j=1}^p A_i^s x_i + A_{i1}^s x_{ii} + B_i^s \varphi_i(t, \sigma_i) + B_{i1}^s u_i^s + X_i^s(t, x_i, x_{ii}) + G_i^s(t, x, x_i)) + 2x^T P_i^G B_G u_G \leq \\ \leq a_{m_c 1} x^T P_1^G x + \dots + a_{m_c m_c} x^T P_{m_c}^G x.$$

Также записывается $Su_G \leq R$, S , R , $u_G \leq S^{-1}R$.

Линейная дискретная система управления. При согласовании квантования по времени и времени запаздывания возможно рассмотрение систем $x_{s+1} = Ax_s + Bu_s$, $A - n \times n - B - n \times m -$ постоянные матрицы. ВФЛ также выбирается в виде $v = (v_1, v_2, \dots, v_{m_c})^T$ с компонентами $v_i = x_s^T P_j x_s$, $j = 1, \dots, m_c$; $A^T P_i A - P_i = G_i$. Выбирается линейная разностная система неравенств $\Delta v < A^c v$, $\Delta v_s = (\Delta v_{s1}, \Delta v_{s2}, \dots, \Delta v_{sm_c})^T$. Или $x_s^T G_i x_s + 2x_s^T A^T B u_s + u_s^T B^T P_i B u_s \leq a_{i1}^c v_1 + a_{i2}^c v_2 + \dots + a_{im_c}^c v_{m_c}$ или $u_s^T B^T P_i B u_s + 2x_s^T A^T B u_s \leq \sum_{j=1}^{m_c} a_{ij}^c x_s P_j x_s - x_s^T G_i x_s$, $i = 1, \dots, m_c$. Введем обозначения $\bar{A} = B^T P_i B$ (> 0); $\bar{B} = 2x_s^T A^T B$; $\bar{C}_i = \sum_{j=1}^{m_c} a_{ij}^c x_s P_j x_s - x_s^T G_i x_s$. Разностная система принимает вид $u_s^T D u_s + C u_s - R \leq 0$. Обозначим $U_i = u_s^T \bar{A}_i u_s + \bar{B}_i u_s + \bar{C}_i$. Вычислим первый дифференциал $dU = du^T \bar{A}_i + u^T \bar{A}_i du_s + du_s^T C^T = 2du_s^T D u_s + du_s^T \bar{B}^T$. Из уравнений $2\bar{A}_i u_s + \bar{B}_i^T = 0$, $i = 1, \dots, m_c$ или $2\bar{A}_{1-i} u_s + \bar{B}_1^T = 0$; $2\bar{A}_2 u_s + \bar{B}_2^T = 0$; \dots ; $2\bar{A}_{m_c} u_s + \bar{B}_{m_c}^T = 0$; определяется регулятор $u_s = -\frac{1}{2} \bar{A}_i^{-1} \bar{B}_i^T$ при выполнении достаточного условия экстремума $d^2 U_i > 0$ или $d^2 U_i = 2du_s^T \bar{A}_i du_s > 0$ или $\bar{A}_i > 0$, $i = 1, \dots, m_c$.

Синтез с ВФЛ с помощью составления связки функций-компонент. Составляется разностное неравенство:

$$u_s^T B^T P_i B u_s + 2x_s^T A^T P_i B u_s + x_s^T G_i x_s - a_{i1} V_1 - a_{i2} V_2 - \dots - a_{im_c} V_{m_c} \leq 0, i = 1, m_c.$$

Суммируем неравенства: $\sum_{i=1}^{m_c} \{u_s^T B^T P_i B u_s + 2x_s^T A^T P_i B u_s + x_s^T G_i x_s - a_{i1} V_1 - a_{i2} V_2 - \dots - a_{im_c} V_{m_c}\} \leq 0$. Преобразуем $u_s^T B^T \left(\sum_{i=1}^{m_c} P_i \right) B u_s + 2x_s^T A^T \left(\sum_{i=1}^{m_c} P_i \right) B u_s + x_s^T \left(\sum_{i=1}^{m_c} G_i \right) x_s - \left(\sum_{i=1}^{m_c} a_{i1} \right) V_1 - \left(\sum_{i=1}^{m_c} a_{i2} \right) V_2 - \dots - \left(\sum_{i=1}^{m_c} a_{im_c} \right) V_{m_c} \leq 0$

$A^c = \left\| \begin{matrix} A_1 & A_2 & \dots & A_{m_c} \end{matrix} \right\|$, A_1, A_2, \dots, A_{m_c} - суммы элементов столбцов. Перепишем выражение

$$u_s^T B^T P B u_s + 2x_s^T A^T P B u_s + x_s^T G x_s - A_1 V_1 - A_2 V_2 - \dots - A_{m_c} V_{m_c} \leq 0$$

Ищем минимум левой части. Составляем:

$$\Phi = u_s^T B^T P B u_s + 2x_s^T A^T P B u_s + x_s^T G x_s - A_1 V_1 - A_2 V_2 - \dots - A_{m_c} V_{m_c}.$$

Вычисляем первый дифференциал. $d\Phi = du_s^T B^T P B u_s + u_s^T B^T P B du_s + 2x_s^T A^T P B du_s = 0$.

Получаем соотношение $2u_s^T B^T P B + 2x_s^T A^T P B = 0$. Преобразуем: $B^T P B u_s = -B^T P A x_s$, $P = \sum_{i=1}^{m_c} P_i$.

Получаем: $Su_s = R$, $S = B^T P B$, $R = -B^T P A x_s$, $u_s = S^{-1}R$. Достаточные условия минимума имеют вид $d^2 \Phi = du_s^T B^T P B du_s > 0$, так как $B^T P B > 0$, $P = \sum_{i=1}^{m_c} P_i > 0$. Должно быть выполнено разностное неравенство $u_s \leq S^{-1}R$. Преимуществом данных соотношений заключается в том, что ослабляются требования на компоненты ВФЛ, т.е. теперь $P_i \geq 0$ $i = 1, \dots, m_c$, но сумма долж-

на быть положительно определенной $\sum_{i=1}^{m_c} P_i > 0$. Т.е не обязательно находить функцию Ляпунова с помощью разностного матричного равенства типа $A^T P_i A - P_i = G_i$. Добиваемся выполнения разностного неравенства $u_s \leq S^{-1}R$ усилением неравенства.

Синтез дискретных линейных систем с ВФЛ (полный вариант). Рассматривается разностное неравенство

$$u_s^T B^T P_i B u_s + 2x_s^T A^T P_i B u_s + x_s^T G_i x_s - a_{i_1} V_1 - a_{i_2} V_2 - \dots - a_{i_{m_c}} V_{m_c} \leq 0.$$

Преобразуем это неравенство. Вводим обозначения: $\bar{G}^T = (\bar{G}_1, \bar{G}_2, \dots, \bar{G}_{m_c})$, $\bar{G}_1 = -x_s^T G_1 x_s$, $\bar{G}_2 = -x_s^T G_2 x_s$, $\bar{G}_{m_c} = -x_s^T G_{m_c} x_s$; $V = \|v_1, v_2, \dots, v_{m_c}\|^T$ - квадратичная ВФЛ; $U_s = \|U_{s_1} \ U_{s_2} \ \dots \ U_{s_{m_c}}\|^T$, где $U_{s_1} = -u_s^T B^T P_1 B u_s$; $U_{s_2} = -u_s^T B^T P_2 B u_s$; ...; $U_{s_{m_c}} = -u_s^T B^T P_{m_c} B u_s$; $S = \|2x_s^T A^T P_1 B \ 2x_s^T A^T P_2 B \ \dots \ 2x_s^T A^T P_{m_c} B\|^T$; $S^{-1} = \bar{B}_s$. С помощью введенных обозначений запишем выражение для синтеза регулятора $u_{s+1} \leq \bar{B}_s U_s + \bar{B}_s \bar{G} + \bar{B}_s A^c V$; или $u_{1s+1} \leq \bar{b}_{11s} U_{s_1} + \bar{b}_{12s} U_{s_2} + \dots + \bar{b}_{1m_c s} U_{s_{m_c}} + \bar{b}_{11s} G_1 + \bar{b}_{12s} G_2 + \dots + \bar{b}_{1m_c s} G_{m_c} + \bar{b}_{11s} a_{11}^c v_1$; ...; $u_{m_c s+1} \leq \bar{b}_{m_c 1s} U_{s_1} + \bar{b}_{m_c 2s} U_{s_2} + \dots + \bar{b}_{m_c m_c s} U_{s_{m_c}} + \bar{b}_{m_c 1s} G_1 + \bar{b}_{m_c 2s} G_2 + \dots + \bar{b}_{m_c m_c s} G_{m_c} + \bar{b}_{m_c m_c s} a_{m_c m_c}^c v_{m_c}$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Метод векторных функций Ляпунова в теории устойчивости. Под ред. А.А.Воронова, В.М.Матросова. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат.лит., 1987. 312 с.
2. Громова П.С. Метод векторных функций Ляпунова для систем с отклоняющимся аргументом.
3. Разумихин Б.С. Об устойчивости систем с запаздыванием. – ПММ, 1956, т. 20, № 4, с. 500-512.
4. Takagi T., Sugeno M. Fuzzy identification of systems and its application to modeling and control. IEEE Trans. Systems Man Cybernet. 15 (1) 1985. Pp. 116-132.
5. Tomescu M.-L., Preitl S., Precup R.-E., Tar J.K. Stability analysis method for fuzzy control systems dedicated controlling nonlinear processes. Acta Polytechnica Hungarica. V. 4. No. 3. 2007. Pp. 127-141.
6. Cao Y.-Y., Frank P.M. Stability and synthesis of nonlinear time-delay systems via linear Takagi-Sugeno fuzzy models. Fuzzy Sets and Systems. 124 (2001) 213-229. Pp. 213-229.
7. Барбашин Е.А. Функции Ляпунова. Наука. Гл. ред. Физ.-мат.лит., 1970. 240 с.
8. Алексеев А.Ф., Алексеев Ф.Ф., Дегтярев Г.Л. Анализ и синтез нечетких систем управления с запаздыванием и импульсами. Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2012. № 2. С. 274-281.
9. Алексеев А.Ф., Алексеев Ф.Ф., Дегтярев Г.Л. Синтез нелинейных нечетких алгоритмов управления на основе метода векторных функций Ляпунова. Вестник КГТУ № 4. 2012. С.247-255.
10. Алексеев А.Ф., Алексеев Ф.Ф., Горшкова К.Л., Дегтярев Г.Л. Синтез нечетких алгоритмов управления на основе метода векторных функций Ляпунова для систем с запаздыванием. Вестник КГТУ № 2. 2013.

SYNTHESIS OF FUZZY CONTROL SYSTEMS TAKING INTO ACCOUNT DELAY WITH FUZZY LOGIC CONTROLLER

F.F. Alekseev

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Fuzzy control systems taking into account delay with fuzzy logic controller are considered. Method of analysis and synthesis is based on vector Lyapunov functions method.

УДК 681.5

СИНТЕЗ И АНАЛИЗ НЕЧЕТКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ С НЕЧЕТКИМ ЛОГИЧЕСКИМ РЕГУЛЯТОРОМ С НЕЙРОСЕТЕВОЙ АДАПТАЦИЕЙ²

Дегтярев Г.Л., Алексеев Ф.Ф., Алексеев А.Ф., Широков П.С.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

Рассматриваются нечеткие системы управления с нечетким логическим регулятором. Метод анализа и синтеза основан на методе векторных функций Ляпунова. Разработана процедура адаптации с применением нейронных сетей на основе радиально базисных функций.

Рассматриваются нечеткие (типа Такаги-Сугено) системы управления (Т-S-системы) с адаптацией с применением нейронных сетей на основе радиально базисных функций (RBF NN). С применением метода векторных функций Ляпунова (ВФЛ) получены условия устойчивости Т-S-систем с нечетким RBF NN регулятором. Для синтеза применяется ранее разработанный метод синтеза нечетких логических регуляторов (НЛР) с применением ВФЛ. Обсуждаются принципы поиска необходимого соответствия размерностей вектора управления и размерности ВФЛ. Разработан алгоритм построения функций принадлежности, соответствующих данной выборке вход-выходных значений (экспериментальных или полученных на основе достаточно адекватных моделей). Предлагается процедура реализации процесса адаптации. Обсуждаются вопросы реализации динамических нейронных систем. Метод синтеза НЛР применяется для непрерывных и дискретных систем.

Синтез нечетких систем управления с учетом запаздывания с применением векторных функций Ляпунова и с адаптацией на основе RBF сетей

В работе разрабатывается метод синтеза систем управления с неопределенностями на основе метода векторных функций Ляпунова (ВФЛ), эффективно использующийся в анализе динамических систем [1,2]. Для моделирования систем с неопределенностями используется нечеткое моделирование на основе подхода Такаги-Сугено (Т-S-систем). и нечеткое нейромоделирование [3-5]. Нейромоделирование основано на использовании нейронечетких адаптивных систем управления. В нечетком и нейронечетком моделировании предпочтителен подход, основанный на адаптивных алгоритмах моделирования [6].

Случай Ну, Liu [6]. В [6] рассматривается класс нелинейных систем с неопределенностями с множественным запаздыванием

² Работа выполнена при поддержке *гранта РФФИ-Поволжье № 12-01-97023-р_поволжье_a* 2012г.

$$\begin{aligned}
\dot{x}_1 &= x_2 + \phi_1(t); \\
\dot{x}_2 &= f_2(x_1, x_2, x_3, u) + \tilde{f}_2(x_1, x_2, x_3, u, t) + \sum_{k=1}^h g_{2k}(x(t - \tau_k)) + \sum_{k=1}^h \tilde{g}_{2k}(x(t - \tau_k)) + \phi_2(t); \\
\dot{x}_3 &= f_3(x_1, x_2, x_3, u) + \tilde{f}_3(x_1, x_2, x_3, u, t) + \sum_{k=1}^h g_{3k}(x(t - \tau_k)) + \sum_{k=1}^h \tilde{g}_{3k}(x(t - \tau_k)) + \phi_3(t). \quad (1)
\end{aligned}$$

Здесь $x_1, x_2 \in R^{n_2}$, $x_3 \in R^{n_3}$ - векторы состояния, $u \in R^m$ - управляющий входной вектор, f_i , g_{ik} - известные гладкие функции, \tilde{f}_i , \tilde{g}_{ik} - известные неопределенные нелинейности системной ошибки и ошибки моделирования. ($i = 2, 3, k = 1, \dots, h$), $\tau_k > 0$ ($k = 1, \dots, h$) - временные задержки. $x(t) = 0, \forall t < 0$.

$\phi = [\phi_1^T(t), \phi_2^T(t), \phi_3^T(t)]^T$ обозначает внешнее возмущение. Используются следующие обозначения: $x(t) = [x_1^T(t), x_2^T(t), x_3^T(t)]^T \in R^n$, $n = n_1 + n_2 + n_3$, $f = [f_1^T, f_2^T]^T$. $\tilde{f} = [\tilde{f}_1^T, \tilde{f}_2^T]^T$.

Нечеткая динамическая модель, описанная нечеткими *IF-THEN* правилами, используется, чтобы приблизить известные нелинейности системы в (2). Обобщенное i -е правило нечеткой модели имеет следующий вид в варианте Hu, Liu [6])

PLANT RULE i: IF $z_1(t)$ *is* μ_{i1}^s *AND ... AND* $z_p(t)$ *is* μ_{ip}^s *THEN*

$$\dot{x} = A_i x + \sum_{k=1}^h A_{ik}(t - \tau_k) + Bu(t) + \phi(t)$$

ELSE IF $z_1(t)$ *is* $\mu_{i1}^{se_1}$ *AND ...* $z_p(t)$ *is* $\mu_{ip}^{se_1}$

$$\text{THEN } \dot{x} = A_i^{e_1} x + \sum_{k=1}^h A_{ik}^{e_1}(t - \tau_k) + Bu(t) + \phi(t) \quad (2)$$

ELSE IF $z_1(t)$ *is* $\mu_{i1}^{se_2}$ *AND ...* $z_p(t)$ *is* $\mu_{ip}^{se_2}$ *THEN*

$$\dot{x} = A_i^{e_2} x + \sum_{k=1}^h A_{ik}^{e_2}(t - \tau_k) + Bu(t) + \phi(t) \dots$$

ELSE IF $z_1(t)$ *is* $\mu_{i1}^{se_l}$ *AND ...* $z_p(t)$ *is* $\mu_{ip}^{se_l}$ *THEN*

$$\dot{x} = A_i^{e_l} x + \sum_{k=1}^h A_{ik}^{e_l}(t - \tau_k) + Bu(t) + \phi(t),$$

$x(t) = 0, t \leq 0, i = 1, 2, \dots, q, l$ вариантов *ELSE*.

Такие логические структуры в Т-S-системах рассматривались в работах И.Перфильевой и др. Подобные схемы рассматриваются с целью эффективного использования гибкости таких схем..Ограничимся обобщенным правилом следующего вида (более общие конструируются аналогично):

PLANT RULE i: IF $z_1(t)$ *is* μ_{i1}^s *AND ...* $z_p(t)$ *is* μ_{ip}^s *THEN*

$$\dot{x} = A_i x + \sum_{k=1}^h A_{ik}(t - \tau_k) + Bu(t) + \phi(t)$$

ELSE IF $z_1(t)$ *is* $\mu_{i1}^{se_1}$ *AND ...* $z_p(t)$ *is* $\mu_{ip}^{se_1}$ $\dot{x} = A_i^e x + \sum_{k=1}^h A_{ik}^e(t - \tau_k) + Bu(t) + \phi(t),$

$$\text{THEN } x(t) = 0, t \leq 0, i = 1, 2, \dots, q. \quad (3)$$

Для такой схемы синтезируется система правил. Всего может быть определено 2^q комбинаций. Рассматриваемые системы приближенные и не совсем точно представляют абсолютно исходную; далее вводится поправка с помощью нейронечеткого управления.. Здесь

$z_1(t) \in R^p$, $\mu_{ip}^{se_i}$ нечеткое множество, q - число правил. $A_i, A_{ik}, A_i^e, A_{ik}^e$ - постоянные матрицы

с соответствующими размерностями, $B = \begin{Bmatrix} 0 & 0 \\ I_{n1} & 0 \\ 0 & I_{n2} \end{Bmatrix} \in R^{n \times m}$. Выход нечеткой системы имеет вид:

в варианте *IF*

$$\dot{x} = \left(\sum_{i=1}^q w_i(z(t))(A_i x(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik}(t - \tau_k)) + Bu(t) + \phi(t) \right) / \sum_{k=1}^h w_i(z(t))$$

в варианте *IF ELSE*

$$\dot{x} = \left(\sum_{i=1}^q w_i(z(t))(A_i^e x(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik}^e(t - \tau_k)) + Bu(t) + \phi(t) \right) / \sum_{k=1}^h w_i(z(t)) \quad (4)$$

где $z_1(t) \in R^p$ - исходный vector, $\mu_{ip}^{se_i}$ - нечеткое множество, q - число правил. $A_i, A_{ik}, A_i^e, A_{ik}^e$

- постоянные матрицы соответствующих размерностей, $B = \begin{Bmatrix} 0 & 0 \\ I_{n1} & 0 \\ 0 & I_{n2} \end{Bmatrix} \in R^{n \times m}$ Окончательный

выход нечеткой системы выводится в виде:

$$\dot{x} = \sum_{i=1}^q h_i(z(t))(A_i^{e_s} x(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik}^{e_s}(t - \tau_k)) + Bu(t) + \phi(t)$$

где s вариант определяется заданным логическим алгоритмом *IF - ELSE*.

$w_i(z(t)) = \prod_{j=1}^p \nu_{ip}^{se_i}(z_j(t))$, $h_i(z(t)) = \omega_i(z(t)) / \sum_{i=1}^q \omega_i(z(t))$ Предполагается, что $w_i(z(t)) \geq 0$

и $\sum_{i=1}^q w_i(z(t)) > 0$ для $i = 1, 2, \dots, q$. Следовательно, $\mu_i(z(t)) \geq 0$ и $\sum_{i=1}^q \mu_i(z(t)) = 1$, $i = 1, 2, \dots, q$. Система может быть представлена следующим образом. Система может быть преобразована в следующую эквивалентную систему:

$$\dot{x} = \sum_{i=1}^q h_i(z(t))(A_i^e x(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik}^e(t - \tau_k)) + B(u(t) + \Delta(x(t), x(t - \tau), u, t)) + \phi(t)$$

где $x(t - \tau) = (x(t - \tau_1), \dots, x(t - \tau_h))^T$, $\Delta(x(t), x(t - \tau), u(t), t) = \tilde{f} + \tilde{g} + \Delta f + \Delta g$, \tilde{f} , \tilde{g} - неизвестные неопределенные нелинейности системы, Δf и Δg обозначают ошибки, вызванные нечетким моделированием. Предполагается, что следующий нечеткий регулятор используется для управления нелинейной системой [6]

$$u_f(t) = \sum_{i=1}^q \mu_i(z(t)) K_i x. \quad (5)$$

Подстановка (5) в систему дает соответствующую нечеткую систему с обратной связью следующим образом

$$\dot{x} = \sum_{i=1}^q h_i(z(t))((A_i^e + BK_i)x(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik}^e x(t - \tau_k)) + \phi(t) \quad (6)$$

Для этой модели проектируется H_∞ нечеткое управление. Для линеаризованных систем с H_∞ -подходом реализуется следующий алгоритм для синтеза системы управления. Рассматриваются уравнения с входом $u(t)$, выходом $y(t)$ и возмущениями $d(t)$: $\dot{x} = Ax + Bu + Dd$, $y = Cx$; выход $z(t)$: $\|z(t)\|^2 = x^T Q x + u^T R u$; вход-выход регулятор задается в виде $u = -Ky = -KCx$. Для заданной γ требуем

$$\int_0^{\infty} \|z(t)\|^2 dt / \int_0^{\infty} \|d(t)\|^2 dt = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt / \int_0^{\infty} (d^T d) dt \leq \gamma^2$$

Нечеткий алгоритм синтеза H_{∞} регулятор. 1. Положим $n=0$, $L_0=0$, выберем γ , Q и R .

2. n -я итерация: решаем относительно. $P_n A + A^T P_n + Q + P_n D D^T P_n / \gamma^2 - P_n B R^{-1} B^T P_n + L_n^T R^{-1} L_n = 0$. Вычисляем $K_{n+1} = R^{-1}(B^T P_n + L_n) C^T (C C^T)^{-1}$, $L_{n+1} = R K_{n+1} C - B^T P_n$. Если L_{n+1} и L_n достаточно близки, идти к п. 3, иначе положим $n=n+1$ и идти к п. 2.. 3. Положим $K = K_{n+1}$. Алгоритм записывается как нечеткий типа Т-S-алгоритма.

Системы управления общего вида. Рассматривается система

$$\dot{x} = f(x, x_t) + b(x, x_t)u, \quad x \in R^n, \quad u \in R^m. \quad (7)$$

Согласно идеям подхода Tomescu и др. [4] и метода ВФЛ [1,2,8] строятся системы сравнения. Здесь используются линейные системы сравнения (СС) [1] вида $\dot{y} = A_c y_c$, A_c - постоянная матрица с известными свойствами [1] (напр., $A_c = \text{diag}(a_{ii}), a_{ii} < 0$). Запишем ВФЛ $v = \{v_1, v_2, \dots, v_{m_c}\}^T$. Компоненты ВФЛ выбираем в виде квадратичных форм $v_i = x^T P_i x$, $i = 1, \dots, m_c$, $P_i > 0$ - симметричная положительно определенная матрица. Производная компонент ВФЛ в силу СУ имеет вид $\dot{v}_i = \frac{\partial v_i}{\partial x} \dot{x} = \frac{\partial v_i}{\partial x} f(x, x_t) + b(x, x_t) + \frac{\partial v_i}{\partial x} b(x, x_t)u = 2x^T P_i f(x, x_t) + b(x, x_t) + 2x^T P_i b(x, x_t)u$ Или $\dot{v}_i = F_i(x, x_t) + B_i(x, x_t)u$, где $F_i(x, x_t) = \frac{\partial v_i}{\partial x} f(x, x_t) = 2x^T P_i f(x, x_t)$, $B_i(x, x_t) = \frac{\partial v_i}{\partial x} b(x, x_t)u = 2x^T P_i b(x, x_t)$. Определим множества по всем компонентам ВФЛ $B_i^0 = \{x \in X : B_i(x) = 0\}$, $B_i^+ = \{x \in X : B_i(x) > 0\}$, $B_i^- = \{x \in X : B_i(x) < 0\}$, $i = 1, \dots, m_c$. Аналогичные выражения будем использовать и в других случаях, имеющих подобный смысл.

Из дифференциального неравенства [1] $F(x) + B(x)u \leq A_c v$ следует (см. [7])

$$F_i(x) + B_i(x)u \leq a_{i1}^c x^T P_1 x + a_{i2}^c x^T P_2 x + \dots + a_{im_c}^c x^T P_{m_c} x; \quad \text{или} \quad F_i(x) + B_i(x)u \leq \sum_{s=1}^{m_c} a_{ij}^c x^T P_j x,$$

$$F_i(x, x_t) = \frac{\partial v_i}{\partial x} f(x, x_t), \quad B_i(x, x_t) = \frac{\partial v_i}{\partial x} b(x, x_t). \quad \text{Дифференциальное неравенство запишется в следующем виде [7,8]}$$

$$Su \leq R,$$

$$\text{где } S = \left\| \begin{matrix} s_{11} & s_{12} & \dots & s_{1m_c} \\ s_{21} & s_{22} & \dots & s_{2m_c} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ s_{m_c 1} & s_{m_c 2} & \dots & s_{m_c m_c} \end{matrix} \right\| = \left\| \begin{matrix} B_1(x) \\ B_2(x) \\ \dots \\ B_{m_c}(x) \end{matrix} \right\|, \quad B_i(x) \text{ - вектор-строка } B(x), \quad i = 1, \dots, m_c. \quad R = \left\| \begin{matrix} r_1 & r_2 & \dots & r_{m_c} \end{matrix} \right\|^T, \\ r_1 = \sum_{j=1}^{m_c} a_{1j}^c x^T P_j x - F_1(x); \quad r_2 = \sum_{j=1}^{m_c} a_{2j}^c x^T P_j x - F_2(x); \quad \dots; \quad r_{m_c} = \sum_{j=1}^{m_c} a_{m_c j}^c x^T P_j x - F_{m_c}(x).$$

Если $m = m_c$, синтезируемое управление определяется $u \leq S^{-1}R$ (размерность ВФЛ и вектора управления одинаковы). Тогда из $Su \leq R \Rightarrow S^{-1}R$, задача синтеза решается. Для $u \leq S^{-1}R$ строится система правил, по которым строится нечеткий логический регулятор [7].

Случай $m_1 < m$. Размерность ВФЛ меньше размерности вектора управлений. $S \Rightarrow S^+$ (можно записать полную формулу для псевдообратной матрицы). Здесь также для $u \leq S^+R$ строится система правил, по которым строится нечеткий регулятор [Алексеев Алексеев Дегтярев]. Случай $m > m_1$. В этом случае можно $u = (u_1, u_2, \dots, u_{m_1})$ разбить на подблоки так, чтобы можно было разрешить $Su \leq R$ относительно u . И формируется нечеткий регулятор $\bar{u} \leq S^{-1}R$. Вообще какое-то многообразие структур $m_1 > m$ можно рассмотреть, когда можно найти решение. Т.е. какое-то многообразие решений. Можно по норме рассматривать (сворачивать). Также можно приводить к системе линейных матричных неравенств (LMI). Тогда все равно какие m и m_1 , лишь бы решение линейных матричных неравенств было получено. Т.е. имеет смысл рассмотреть идеи LMI (как правило, для линейных СУ или СУ типа Лурье).

Линейные системы. Воспользуемся вспомогательной леммой.

Лемма. Пусть Q любая $n \times n$ матрица. Для $k > 0$ постоянной и симметричной матрицы $S > 0$ выполняется ($x \in R^n, y \in R^n$), Тогда справедливо $2x^T Qy \leq kx^T QS^{-1}Q^T x + y^T Sy / k$.

Пусть система имеет вид

$$\dot{x} = Ax + A_1 x_t + Bu, \quad x_t = x(t - \tau(t)) \quad (8)$$

$A, A_1 - n \times n$, $B - n \times m$ - постоянные матрицы.; i -я компонента ВФЛ определяется выражением $v_i = x^T P_i x$. Тогда с линейной СС можно записать дифференциальные неравенства

$$x^T G_i x + 2x^T P_i A_1 x_t + 2x^T P_i Bu \leq a_{i1}^c x^T P_1 x + a_{i2}^c x^T P_2 x + \dots + a_{im_c}^c x^T P_{m_c} x,$$

где $\dot{v}_i = x^T P_i \dot{x} + x^T P_i \dot{x} = x^T G_i x + 2x^T P_i A_1 x_t + 2x^T P_i Bu$, $G_i = A^T P_i + P_i A$, $i = 1, 2, \dots, m_c$. Отсюда определяется система неравенств

$$\sum_{j=1}^{m_c} a_{ij}^c x^T P_j x, \quad x^T G_i x + 2x^T P_i A_1 x_t + x^T P_i Bu \leq \sum_{j=1}^{m_c} a_{ij}^c x^T P_j x, \quad i = 1, 2, \dots, m_c.$$

Перепишем неравенства в следующем виде

$$2x^T P_i Bu \leq \sum_{s=1}^{m_c} a_i^{jc} x^T P_{j_c} x - x^T G_i x - 2x^T P_i A_1 x_t, \quad i = 1, 2, \dots, m_c.$$

И используя лемму, преобразуем неравенства

$$2x^T P_i Bu \leq \sum_{s=1}^{m_c} a_i^{jc} x^T P_{j_c} x - x^T G_i x - k_i x^T P_i A_1 S_i^{-1} A_1^T P_i x - x_t^T S_i x_t / k_i, \quad i = 1, 2, \dots, m_c. \quad S_i > 0$$

- симметричные матрицы, $k_i > 0$ - постоянные. Еще раз перепишем с обозначениями $Su \leq R$,

$S = \begin{bmatrix} \|s_{ij}\|, i=1, m; j=1, m \\ \|s_{11} & s_{12} & \dots & s_{1m_c}\| \\ \|s_{21} & s_{22} & \dots & s_{2m_c}\| \\ \dots \\ \|s_{m_c 1} & s_{m_c 2} & \dots & s_{m_c m_c}\| \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \|2x^T P_1 B\| \\ \|2x^T P_2 B\| \\ \dots \\ \|2x^T P_{m_c} B\| \end{bmatrix}, \quad R = \begin{bmatrix} r_1 & r_2 & \dots & r_{m_c} \end{bmatrix}^T, \quad r_i = \sum_{j=1}^{m_c} a_{ij}^c x^T P_j x - x^T G_i x - k_i x^T P_i A_1 S_i^{-1} A_1^T P_i x - x_t^T S_i x_t / k_i, \quad i = 1, 2, \dots, m_c$. В общем случае матрица $A_c = \|a_{ij}\|$ должна удовлетворять специальным свойствам [1]. Применим частный случай диагональной матрицы $A_c = \text{diag}\{a_{11}, a_{22}, \dots, a_{m_c m_c}\}$, $a_{ii} < 0$, получим

$$r_i = a_{ii} x^T P_i x - x^T G_i x - k_i x^T P_i A_1 S_i^{-1} A_1^T P_i x - x_t^T S_i x_t / k_i, \quad i = 1, 2, \dots, m_c.$$

Теперь, аналогично, если $m = m_c$, управление находится из $u_i \leq (S^{-1}R)_i$, $i = 1, 2, \dots, m_c$. Или рассматриваются другие варианты.

Адаптивные алгоритмы управления для RBF сетей. Т.к. в СУ остаются неопределенные слагаемые Δf , Δg из-за неточности нечеткого моделирования системы трудно добиться выполнения заданной точности. Для устранения ошибок моделирования и приближения системы на основе Т-S модели добавляется нейросетевая нечеткая дополнительная система, настройка которой позволяет уточнить модель и обеспечить синтез управления. Определяется робастное управление комбинируя нечеткого H_∞ регулятор и i -й адаптивной нейросети следующим образом:

$$u(t) = u_f(t) - u_{nn}(t)$$

Общий случай в варианте Tomescu [3,7]

$$\text{СУ } \dot{x} = f(x, x_t) + b(x, x_t)u, \quad x \in R^n, \quad u \in R^m. \quad (9)$$

Уравнение ля ошибки $e(t) = x(t) - x_f(t)$ ($x(t) = e(t) - x_f(t)$);

$$\begin{aligned} \dot{e} = & f(x(t), x(t - \tau(t))) + b(x(t), x(t - \tau(t)))(u_f - u_{nn}) - \\ & f(x_f(t), x_f(t - \tau(t))) + b(x_f(t), x_f(t - \tau(t)))(u_f - u_{nn}), \end{aligned}$$

$$u_{nn} = W^T G(X, \xi, \eta), \quad G_i(X) = \exp(-(X - \xi_i)^T (X - \xi_i)) / \eta_i^2$$

Вычисляем \dot{V}_s вида квадратичной формы с заменой x на e . Вводим СС $\dot{y} = A^c y$ с требуемой A^c (напр., $A^c = \text{diag}(a_{ii})$, $a_{ii} < 0$), формируем дифференциальное неравенство с линейной СС

$$\dot{V}_s \leq a_{i1}^c e^T P_1 e + \dots + a_{in_c}^c e^T P_{n_c} e.$$

Формируем алгоритм типа алгоритма скоростного градиента для RBF NN СУ

$$\dot{e} = f(x, x_t) + b(x, x_t)(u_f - u_{nn}) - f(x_f, x_{ft}) + b(x_f, x_{ft})(u_f - u_{nn}),$$

$$u_{nn} = W^T G(X, \xi, \eta), \quad G_i(X) = \exp(-(X - \xi_i)^T (X - \xi_i)) / \eta_i^2,$$

$$\dot{W} = -\Gamma_W \nabla_W (\dot{V}_s - a_{i1}^c X^T P_1 X + \dots + a_{in_c}^c X^T P_{n_c} X) + k_s (\dot{V}_s - a_{i1}^c X_s^T P_1 X_s + \dots + a_{in_c}^c X_s^T P_{n_c} X_s),$$

$$\dot{\xi} = -\Gamma_\xi \nabla_\xi (\dot{V}_s - a_{i1}^c X^T P_1 X + \dots + a_{in_c}^c X^T P_{n_c} X) + k_s (\dot{V}_s - a_{i1}^c X_s^T P_1 X_s + \dots + a_{in_c}^c X_s^T P_{n_c} X_s),$$

$$\dot{\eta} = -\Gamma_\eta \nabla_\eta ((\dot{V}_s - a_{i1}^c P_1 x + \dots + a_{in_c}^c x^T P_{n_c} x) + k_s (\dot{V}_s - a_{i1}^c X_s^T P_1 X_s + \dots + a_{in_c}^c X_s^T P_{n_c} X_s)),$$

$$X = (x^T, x_t^T, u^T t), \quad X \in R^N, \quad N = n + nh + m + 1.$$

Линейная система в варианте Tomescu [3]

$$\dot{x} = Ax + A_1 x_t + Bu, \quad x_t = x(t - \tau(t)), \quad \dot{e} = Ae + A_1 e_t + B(u_f - u_{nn}), \quad e_t = e(t - \tau(t)),$$

$$u_{nn} = W^T G(X, \xi, \eta), \quad G_i(X) = \exp(-(X - \xi_i)^T (X - \xi_i)) / \eta_i^2.$$

Вычисляем \dot{V}_s того же вида с заменой x на e . Вводим СС $\dot{y}_{NN} = A^c y_{NN}$ с требуемой A^c (напр., $A^c = \text{diag}(a_{ii})$, $a_{ii} < 0$). Формируем дифференциальное неравенство с линейной СС

$$\dot{V}_s \leq a_{i1}^c X^T P_1 X + \dots + a_{inc}^c X^T P_{n_c} X, \quad X = (x^T, x_t^T, u^T t), \quad X \in R^N, \quad N = n + nh + m + 1.$$

Формируем алгоритм типа алгоритма скоростного градиента

$$\begin{aligned} \dot{e} &= Ae + A_1 e_t + B(u_f - u_{nn}), \quad e_t = e(t - \tau(t)); \quad u_{nn} = W^T G(X, \xi, \eta); \\ G_i(X) &= \exp((-X - \xi_i)^T (X - \xi_i)) / \eta_i^2. \end{aligned}$$

$$\dot{W} = -\Gamma_W \nabla_W ((\dot{V}_s - a_{i1}^c X_s^T P_1 X_s + \dots + a_{inc}^c X_s^T P_{n_c} X_s) + k_s (\dot{V}_s - a_{i1}^c X_s^T P_1 X_s + \dots + a_{inc}^c X_s^T P_{n_c} X_s)),$$

$$\dot{\xi} = -\Gamma_\xi \nabla_\xi ((\dot{V}_s - a_{i1}^c X_s^T P_1 X_s + \dots + a_{inc}^c X_s^T P_{n_c} X_s) + k_s (\dot{V}_s - a_{i1}^c X_s^T P_1 X_s + \dots + a_{inc}^c X_s^T P_{n_c} X_s)),$$

$$\dot{\eta} = -\Gamma_\eta \nabla_\eta ((\dot{V}_s - a_{i1}^c X_s^T P_1 X_s + \dots + a_{inc}^c X_s^T P_{n_c} X_s) + k_s (\dot{V}_s - a_{i1}^c X_s^T P_1 X_s + \dots + a_{inc}^c X_s^T P_{n_c} X_s)).$$

k_s - коэффициенты штрафа.

Случай Ну, Liu. Вводится СС $\dot{y}_{NN} = A^c y_{NN}$ с требуемой A_{NN}^c (напр., $A_{NN}^c = \text{diag}(a_{NNii})$, $a_{ii} < 0$). Получаем

$$\dot{x} = \sum_{i=1}^q \mu_i(z(t)) ((A_i^e + BK_i)x(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik}^e x(t - \tau_k)) + \phi(t) + B(\Delta(x(t), x(t - \tau_k), u_f, t) - u_{nn})$$

$$\text{Рассматриваем СУ } \dot{x} = \sum_{i=1}^q \mu_i(z(t)) ((A_i^e + BK_i)x(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik}^e (t - \tau_k)) + \phi(t).$$

Уравнение для ошибки нечеткого моделирования $e(t) = x(t) - x_f(t)$.

$$\dot{e} = \sum_{i=1}^q \mu_i(z(t)) ((A_i^e + BK_i)e(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik}^e e(t - \tau_k)) + B(\Delta(x(t), x(t - \tau_k), u_f(t), t) - u_{nn})$$

Подавление $\Delta(x(t), x(t - \tau_k), u_f(t), t)$ позволяет стабилизировать СУ и добиться желаемых характеристик. RBF NN регулятор выберем вида [6] [Ну, Liu] $u_s = W_s^T G(X, \xi, \eta)$, где $X = (x^T, x_t^T, u^T, t)^T \in R^N$, $N = n + nh + m + 1$, $X \in A_d$, A_d компакт; $W_s = \|w_{sij}\|_{i=1, l, j=1, m}$ матрица весов, число узлов NN $l > 1$, $G_s = \|G_{si}\|_{i=1, l}$, $G_{si}(X) = \exp((-X - \xi_{si})^T (X - \xi_{si})) / \eta_{si}^2$, $\eta_s = (\eta_{s1}, \dots, \eta_{sl})^T$. Доказано, что RBF NN способна аппроксимировать любую вещественную нелинейную функцию на компакте A_d с заданной точностью $\Delta_s(X) = W_s^{*T} G_s(X, \xi^*, \eta^*) + \varepsilon_{sf}(X)$, где W_s^* , ξ_s^* , η_s^* идеальные постоянные веса, центр и ширина, соответственно, $\varepsilon_{sf}(X)$ ошибка аппроксимации.

Предложение (Nardi [9]). Существуют идеальные веса W_s^* , центр ξ_s^* , ширина η_s^* такие, что $\|\varepsilon_{sf}(X)\| < \varepsilon_s^*$ с постоянной $\varepsilon_s^* > 0$ для всех $X \in A_d$, и существуют константы $\bar{W}_s, \bar{\xi}_s, \bar{\eta}_s$, удовлетворяющие $\|W_s^*\|_F \leq \bar{W}_s$, $\|\xi_s^*\| \leq \bar{\xi}_s$, $\|\eta_s^*\| \leq \bar{\eta}_s$, соответственно.

Т.к. идеальные W_s^*, ξ_s^*, η_s^* неизвестны, используются их оценки $\hat{W}_s, \hat{\xi}_s, \hat{\eta}_s$, т.е. выход адаптивной NN определяется как $u_{sm} = \hat{W}_s^T G_s(X, \hat{\xi}, \hat{\eta})$. Введем ошибки оценок

$\tilde{W}_s = W_s^* - \hat{W}_s$, $\tilde{\xi}_s = \xi_s^* - \hat{\xi}_s$, $\tilde{\eta}_s = \eta_s^* - \hat{\eta}_s$, $\tilde{Z}_s = \text{diag}(\tilde{W}_s; \tilde{\xi}_s; \tilde{\eta}_s)$. Ошибка аппроксимации функции может быть выражена как

$$\Delta_s(X) - u_{sm} = W_s^{*T} G_s^* - \hat{W}_s^T \hat{G}_s + \varepsilon_{sf}(X) = \tilde{W}_s^T \tilde{G}_s + \tilde{W}_s^T \hat{G}_s + \hat{W}_s^T \tilde{G}_s + \varepsilon_{sf}(X) []$$

Для того чтобы иметь дело с \tilde{G} , запишем разложение в ряд Тейлора $G_s(X, \xi_s^*, \eta_s^*)$ в точке $\xi_s^* = \hat{\xi}_s$ и $\eta_s^* = \hat{\eta}_s$: $G(X, \xi^*, \eta^*) = G(X, \hat{\xi}, \hat{\eta}) + G_\xi'(X, \hat{\xi}, \hat{\eta})(\xi^* - \hat{\xi}) + G_\eta'(X, \hat{\xi}, \hat{\eta})(\eta^* - \hat{\eta}) + O(X, \tilde{\xi}, \tilde{\eta})$, где $G_\xi' = \text{diag}(g_{\xi_i}) \in R^{l \times nl}$, $G_\eta' = \text{diag}(g_{\eta_i}) \in R^{l \times l}$. $O(X, \tilde{\xi}, \tilde{\eta})$ содержит члены разложения в ряд Тейлора высших порядков.

$$g_{\xi_i} = 2((X - \xi_i)^T / \eta_i^2) \exp(-(X - \xi_i)^T (X - \xi_i) / \eta_i^2),$$

$$g_{\eta_i} = 2(\|X - \xi_i\|^2 / \eta_i^3) \exp(-(X - \xi_i)^T (X - \xi_i) / \eta_i^2), \quad i = 1, 2, \dots, l.$$

$O(X, \tilde{\xi}, \tilde{\eta})$ ограничивается $\|O(X, \tilde{\xi}, \tilde{\eta})\| = \|\tilde{G} - G_\xi' \tilde{\xi} - G_\eta' \tilde{\eta}\| \leq \|\tilde{G}\| + \|G_\xi'\| \|\tilde{\xi}\| + \|G_\eta'\| \|\tilde{\eta}\| \leq c_1 + c_2 \|\tilde{\xi}\| + c_3 \|\tilde{\eta}\|$.

Получается $\Delta(X) - u_{sm} = \tilde{W}^T (\hat{G} - G_\xi' \hat{\xi} - G_\eta' \hat{\eta}) + \tilde{W}^T (G_\xi' \tilde{\xi} + G_\eta' \tilde{\eta}) + d_f$, где $d_f = \tilde{W}^T (G_\xi' \tilde{\xi}^* + G_\eta' \tilde{\eta}^*) + W^* O(X, \tilde{\xi}, \tilde{\eta}) + \varepsilon_f(X)$. d_f ограничено на множестве A_d

$$\|d_f\| \leq \|\tilde{W}\|_F c_2 \|\tilde{\xi}\| + \|\tilde{W}\|_F c_3 \|\tilde{\eta}\| + \tilde{W} (c_1 + c_2 \|\tilde{\xi}\| + c_3 \|\tilde{\eta}\|) + \varepsilon^*$$

Уравнение для ошибки

$$\dot{e} = \sum_{i=1}^q \mu_i(z(t)) (A_i + BK_i) e(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik} e(t - \tau_k) + B(\tilde{W}^T (\hat{G} - G_\xi' \hat{\xi} - G_\eta' \hat{\eta}) + \tilde{W}^T (G_\xi' \tilde{\xi} + G_\eta' \tilde{\eta}) + d_f)$$

Теорема. Решение системы (1) равномерно ограничено при H_∞ и адаптивном NN регуляторе. RBF NN веса, центр и ширина определяются

$$\begin{aligned} \dot{\hat{W}}_i &= L_{1i} (\hat{G} - G_\xi' \hat{\xi}_i - G_\eta' \hat{\eta}_i) e^T P_i B - \lambda_w \|e^T P_i B\|_{L_{1i}} \hat{W}_i, \quad \dot{\hat{\xi}}_i = L_{2i} (e^T P B \hat{W} G_\xi')^T - \lambda_\xi \|e^T P B\|_{L_{2i}} \hat{\xi}_i, \\ \dot{\hat{\eta}}_i &= L_{3i} (e^T P B \hat{W}_i^T G_\eta')^T - \lambda_\eta \|e^T P B\|_{L_{3i}} \hat{\eta}_i \end{aligned}$$

L_{1i}, L_{2i}, L_{3i} положительно определенные матрицы соответствующих размерностей, $\lambda_w, \lambda_\xi, \lambda_\eta$ положительные постоянные; P симметричная положительно определенная матрица.

Тогда $e(t), \tilde{W}, \tilde{\xi}, \tilde{\eta}$ равномерно ограничены, если $\|e(t)\| > \Omega_1$ или $\|\tilde{Z}\|_F > \Omega_2$, где Ω_1, Ω_2 постоянные.

Выбираем ВФЛ $V = (V_1, V_2, \dots, V_{\bar{m}_c})$

$$V_s = e^T(t) P_s e(t) + \sum_{k=1}^h \int_{t-\tau_k}^t \sigma_{ks} e^T(s) e(s) ds + \text{tr}(\tilde{W}^T L_{1s}^{-1} \tilde{W}) + \tilde{\xi}^T L_{2s}^{-1} \tilde{\xi} + \tilde{\eta}^T L_{3s}^{-1} \tilde{\eta},$$

$s = 1, 2, \dots, \bar{m}_c$. Производная компонент ВФЛ

$$\dot{V}_s = \dot{e}^T(t) P_s e(t) + e^T(t) P_s \dot{e}(t) + \sum_{k=1}^h \sigma_{ks} e^T(t) e(t) - \sum_{k=1}^h \sigma_{ks} e^T(t - \tau_k) e(t - \tau_k) + 2 \text{tr}(\tilde{W}^T L_{1s}^{-1} \tilde{W}) +$$

$$+2\tilde{\xi}^T L_{2s}^{-1} \tilde{\xi} + 2\tilde{\eta}^T L_{3s}^{-1} \tilde{\eta}, \quad s=1,2,\dots,\bar{m}_c$$

Вариант общий случай. $\dot{V}_s = \dot{e}^T(t)P_s e(t) + e^T(t)P_s \dot{e}(t) + \sum_{k=1}^h \sigma_{ks} e^T(t)e(t) -$

$$- \sum_{k=1}^h \sigma_{ks} e^T(t-\tau_k)e(t-\tau_k) + 2tr(\tilde{W}^T L_{1s}^{-1} \tilde{W}) + 2\tilde{\xi}^T L_{2s}^{-1} \tilde{\xi} + 2\tilde{\eta}^T L_{3s}^{-1} \tilde{\eta}, \quad s=1,2,\dots,\bar{m}_c$$

$$\dot{x} = f(x(t), x(t-\tau(t))) + b(x(t), x(t-\tau(t)))u, \quad x \in R^n, \quad u \in R^m. \quad (10)$$

Согласно идеям метода ВФЛ строятся системы сравнения [1]. Здесь используются линейные системы сравнения (СС) [1] вида $\dot{y} = A_c y_c$, A^c - постоянная матрица с известными свойствами [1]. Запишем ВФЛ $v = \{v_1, v_2, \dots, v_{m_c}\}^T$. Компоненты ВФЛ выбираем в виде квадратичных форм $v_i = x^T P_i x$, $i=1, \dots, m_c$, $P_i > 0$ - симметричная положительно определенная матрица.

Вариант линейные системы

$$\begin{aligned} \dot{V}_s = & \dot{e}^T(t)P_s e(t) + e^T(t)P_s \dot{e}(t) + \sum_{k=1}^h \sigma_{ks} e^T(t)e(t) - \sum_{k=1}^h \sigma_{ks} e^T(t-\tau_k)e(t-\tau_k) + 2tr(\tilde{W}^T L_{1s}^{-1} \tilde{W}) + \\ & + 2\tilde{\xi}^T L_{2s}^{-1} \tilde{\xi} + 2\tilde{\eta}^T L_{3s}^{-1} \tilde{\eta}, \quad s=1,2,\dots,\bar{m}_c \end{aligned}$$

$$\dot{x} = Ax + A_1 x_t + Bu, \quad x_t = x(t-\tau(t)) \quad (11)$$

A, A_1 - $n \times n$ -, B - $n \times m$ - постоянные матрицы.; i -я компонента ВФЛ определяется выражением $v_i = x^T P_i x$. Тогда с линейной СС можно записать дифференциальное неравенство

$$x^T G_i x + 2x^T P_i A_1 x_t + 2x^T P_i B u \leq a_{i1}^c x^T P_1 x + a_{i2}^c x^T P_2 x + \dots + a_{im_c}^c x^T P_{m_c} x,$$

где $\dot{v}_i = \dot{x}^T P_i x + x^T P_i \dot{x} = x^T G_i x + 2x^T P_i A_1 x_t + 2x^T P_i B u$, $G_i = A^T P_i + P_i A$, $i=1,2,\dots,m_c$.

Вариант системы $\dot{x} = \sum_{i=1}^q \mu_i(z(t))(A_i^{e_s} x(t) + \sum_{k=1}^h A_{ik}^{e_s}(t-\tau_k)) + Bu(t) + \phi(t)$ (Hu, Liu [6]).

Здесь обобщаются рассуждения [6] (Hu, Liu) с применением ВФЛ.

Замечание. Ниже рассматриваемые неравенства и формулы определяются по своей компоненте ВФЛ, соответственно. Индекс s -й формулы опущен.

Известно, что $S_s = H_i^T P_s + P_s H_i + P_s A_{di} \sigma_s^{-1} A_{di}^T P_s + I \sigma_s I^T < 0$. Положим $\lambda = -\lambda_{\max}(S)$ и с учетом, что $\dot{W} = -\hat{W}$, $\dot{\xi} = -\hat{\xi}$, $\dot{\eta} = -\hat{\eta}$, получается $\dot{V}_s < -\lambda e^T(t)e(t) + 2e^T(t)P_s B(\tilde{W}^T(\hat{G} - G_\xi \hat{\xi} - G_\eta \hat{\eta}) + \hat{W}^T(G_\xi \hat{\xi} + G_\eta \hat{\eta}) + d_f) - 2tr(\tilde{W}^T L_{1s}^{-1} \hat{W}) - 2\tilde{\xi}^T L_{2s}^{-1} \hat{\xi} - 2\tilde{\eta}^T L_{3s}^{-1} \hat{\eta}$.

С учетом предыдущего

$$\begin{aligned} \dot{V} < & -\lambda e^T(t)e(t) + 2e^T(t)PBd_f + 2\lambda_w \|e^T PB\| tr(\tilde{W}^T \hat{W}) + 2\lambda_\xi \|e^T PB\| \tilde{\xi}^T \hat{\xi} + 2\lambda_\eta \|e^T PB\| \tilde{\eta}^T \hat{\eta} - \\ & - 2tr(\tilde{W}^T L_1^{-1} \hat{W}) - 2\tilde{\xi}^T L_2^{-1} \hat{\xi} - 2\tilde{\eta}^T L_3^{-1} \hat{\eta}. \end{aligned}$$

Справедливо $tr(\tilde{W}^T \hat{W}) = \langle \tilde{W}, W^* \rangle_F - \langle \tilde{W} \rangle_F < \|\tilde{W}\|_F \|\bar{W} - \tilde{W}\|_F^2$, $\tilde{\xi}^T \hat{\xi} < \|\tilde{\xi}\| \|\bar{\xi} - \tilde{\xi}\|^2$, $\tilde{\eta}^T \hat{\eta} < \|\tilde{\eta}\| \|\bar{\eta} - \tilde{\eta}\|^2$ и $\|d_f\| \leq \|\tilde{W}\|_F c_2 \bar{\xi} + \|\tilde{W}\|_F c_3 \bar{\eta} + \bar{W}(c_1 + c_2 \|\tilde{\xi}\| + c_3 \|\tilde{\eta}\|) + \varepsilon^*$, отсюда определяется $\dot{V} < -\lambda e^T(t)e(t) +$

$+2\|e^T PB\|\{\|\tilde{W}\|_F c_2 \bar{\xi} + \|\tilde{W}\|_F c_3 \bar{\eta} + \bar{W}(c_1 + c_2 \|\tilde{\xi}\| + c_3 \|\tilde{\eta}\|) + \varepsilon^* + \lambda_w(\|\tilde{W}\|_F \bar{W} - \|\tilde{W}\|_F^2) + \lambda_\xi(\|\tilde{\xi}\| \bar{\xi} - \|\tilde{\xi}\|^2) + \lambda_\eta(\|\tilde{\eta}\| \bar{\eta} - \|\tilde{\eta}\|^2)\} = -\lambda e^T(t)e(t) + 2\|e^T PB\|\{(C + C_1 \|\tilde{W}\|_F + C_2 \|\tilde{\xi}\| + C_3 \|\tilde{\eta}\|) - \lambda_w \|\tilde{W}\|_F^2 - \lambda_\xi \|\tilde{\xi}\|^2 - \lambda_\eta \|\tilde{\eta}\|^2\},$
 где $C = \bar{W}c_{12} + \varepsilon^*$, $C_1 = c_2 \bar{\xi} + c_3 \bar{\eta} + \lambda_w \bar{W}$, $C_2 = \bar{W}c_2 + \lambda_\xi \bar{\xi}$, $C_3 = \bar{W}c_3 + \lambda_\eta \bar{\eta}$. Положим $\lambda_m = \min\{\lambda_w, \lambda_\xi, \lambda_\eta\}$, $\tilde{Z} = \text{diag}(\tilde{W}, \tilde{\xi}, \tilde{\eta})$. $Y = (C_1, C_2, C_3)^T$, $\lambda_M = \|Y\|$. Очевидно, что $C_1 \|\tilde{W}\|_F + C_2 \|\tilde{\xi}\| + C_3 \|\tilde{\eta}\| \leq \lambda_M \|\tilde{Z}\|_F$. В результате получается $\dot{V} = -\lambda e^T(t)e(t) + 2\|e^T PB\|\lambda_m(\|\tilde{Z}\|_F - \lambda_M / (2\lambda_m)^2) + 2\|e^T PB\|(C + \lambda_M^2 / 4\lambda_m)$, если положить $\Omega_1 = (2\|e^T PB\|(C + \lambda_M^2 / 4\lambda_m) / \lambda)^{1/2}$ и $\Omega_2 = \lambda_M / 2\lambda_m + (C + \lambda_M^2 / 4\lambda_m) / \lambda_m^{1/2}$. Если $\|e(t)\| > \Omega_1$ или $\|\tilde{Z}\|_F > \Omega_2$, тогда $\dot{V} < 0$ Формируем дифференциальное неравенство $\dot{V}_s < a_{i_s}^c x^T P_1 x + a_{s_2}^c x^T P_2 x + \dots + a_{s_{m_c}}^c x^T P_{m_c} x$..Отсюда следует, что $e(t), \tilde{W}, \tilde{\xi}, \tilde{\eta}$ равномерно ограничены.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Метод векторных функций Ляпунова в теории устойчивости. Под ред. А.А.Воронова, В.М.Матросова. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат.лит., 1987. 312 с.
2. Громова П.С. Метод векторных функций Ляпунова для систем с отклоняющимся аргументом. В кн.: Прямой метод в теории устойчивости и его приложения. Новосибирск: Наука, С. 46-54.
3. Tomescu M.-L., Preitl S., Precup R.-E., Tar J.K. Stability Analysis Method for fuzzy Control Systems Dedicated Controlling Nonlinear Processes. Acta Polytechnica Hungarica. V. 4. No. 3. 2007. Pp. 127-141.
4. Takagi T., Sugeno M. Fuzzy identification of systems and its application to modeling and control. IEEE Trans. Systems Man Cybernet. 15 (1) 1985. Pp. 116-132.
5. Cao Y.-Y., Frank P.M. Stability and synthesis of nonlinear time-delay systems via linear Takagi-Sugeno fuzzy models. Fuzzy Sets and Systems. V.124. 2001. Pp. 213-229.
6. Hu S., Liu Y. Robust H_∞ control of multiple time-delay uncertain nonlinear system using fuzzy model and adaptive neural network. Fuzzy sets and systems 146 (2004) 403-420.
7. Алексеев А.Ф., Алексеев Ф.Ф., Дегтярев Г.Л. Синтез нелинейных нечетких алгоритмов управления на основе метода векторных функций Ляпунова. Вестник КГТУ № 4. 2012. С.247-255.
8. Алексеев А.Ф., Алексеев Ф.Ф., Горшкова К.Л., Дегтярев Г.Л. Синтез нечетких алгоритмов управления на основе метода векторных функций Ляпунова для систем с запаздыванием. Вестник КГТУ № 2. 2013.
9. Nardi F. Neural network based adaptive algorithms for nonlinear control. Ph.D.Thesis. Georgia Institute of Technology. November. 2000.

SYNTHESIS AND ANALYSIS OF FUZZY CONTROL SYSTEMS WITH FUZZY LOGIC CONTROLLER WITH NEURAL NETWORK ADAPTATION

G.L. Degtyarev, F.F. Alekseev, A.F. Alekseev, P.S. Shirokov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Fuzzy control systems with fuzzy logic controller are considered. Method of analysis and synthesis is based on vector Lyapunov functions method. Adaptation procedure with application of neural networks on the basis of radial basis functions was developed.

СИНТЕЗ РОБАСТНЫХ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ВЕРТОЛЕТОМ

Гаркушенко В.И. , Виноградов С.С.* , Varakos G.N.***

*(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева; ** Ливерпульский университет)*

Рассматривается задача синтеза законов управления беспилотным вертолетом *Raptor* при минимальной исходной информации о параметрах его математической модели. При этом в математической модели вертолета учитываются его основные движения и параметры, неучтенная динамика вертолета, неизвестные параметры и нелинейности относятся к приведенным внешним воздействиям. Предлагаются два метода решения поставленной задачи: синтез регулятора в виде обратной связи с компенсацией приведенных возмущений оцениваемых наблюдающими устройствами; построение нечеткого регулятора на основе подхода Мамдани по результатам работы системы с регулятором первого метода. Проводится сравнительный анализ динамики вертолета для разработанных законов управления при наличии ветровых возмущений.

Введение. Актуальность задачи синтеза систем управления БПЛА определяется сложностью их математической модели, большим числом экспериментально определяемых параметров, а также высокими требованиями к их функционированию, в том числе, при ветровых возмущениях.

Известны различные подходы к проектированию системы управления БПЛА, однако предпочтительными для практической реализации являются законы управления с простой настройкой их параметров.

К таким законам управления традиционно относятся ПИД-регуляторы, которые, однако, не эффективны в условиях неопределенностей и при наличии связанных между собой каналов управления. Поэтому ведутся разработки автопилотов на основе других законов управления, к которым относятся: ПИД-регуляторы с настройкой коэффициентов и с ограничением на управление; робастные регуляторы с обратной связью по вектору состояния H_∞ , LQR, μ – регуляторы и с компенсацией возмущений; нелинейные законы управления на основе метода *backstepping*, на основе метода динамической инверсии; адаптивные регуляторы с подстройкой коэффициентов регулирования.

Следует отметить, что настройка коэффициентов ПИД-регуляторов требует усложнения закона управления и не снимает проблему управления вертолетом при ветровых возмущениях. Робастные регуляторы H_∞ , LQR, μ – регуляторы снижают действие внешних возмущений на регулируемый выход, но не устраняют их влияние, и, как правило, требуют полного измерения вектора состояния системы. Для повышения качества стабилизации вертолета используются регуляторы с компенсацией возмущений, оценка которых строится с помощью наблюдателя.

Нелинейные законы управления, построенные с помощью метода *backstepping*, не требуют настройки параметров регулятора, но зависят от принятой математической модели, сложны в реализации и чувствительны к параметрическим и внешним возмущениям. От этих недостатков свободен метод динамической инверсии, для которого не требуется точной модели вертолета, но необходима модель моментов несущего и рулевого винта, и для реализации регулятора требуется измерение ускорений, и высокая производительность контроллера.

Адаптивные регуляторы используют как дополнение к основному закону управления, изменяя параметры регулятора под изменяющиеся внешние условия или параметры вертолета. Эффективность таких алгоритмов зависит от скорости сходимости процессов адаптации, что в конечном итоге зависит от принятой математической модели вертолета и неконтролируемой динамики.

В последнее время широкую популярность находят нечеткие алгоритмы управления. Это связано с тем, что их использование для сложных объектов не требует точного математического описания. Помимо этого, такие системы способны сохранять свою работоспособность, несмотря на изменение параметров объекта и воздействие на него внешних возмущений.

В основном используются два подхода к построению нечеткого регулятора вертолета: с использованием нечеткой модели вертолета типа Такаги-Сугено и подхода Мамдани на основе экспертных знаний о работе системы управления вертолета. Если в подходе Такаги-Сугено требуются знания о модели вертолета, то в подходе Мамдани необходима лишь информация о входных и выходных сигналах, которая может быть получена в процессе летных экспериментов, либо экспертных знаний, полученных при работе известного регулятора.

Дальнейшее повышение качества процессов управления вертолетом связано с использованием нейронных и нейронно-нечетких регуляторов, а также их различных комбинаций, что требует значительного времени на их разработку и специальных программных средств.

В данной работе на примере вертолета Raptor предлагается подход синтеза законов управления по упрощенной его динамической модели и минимальной исходной информации о параметрах. При этом неучтенная в модели динамика вертолета, неизвестные параметры и нелинейности относятся к приведенным внешним воздействиям, а закон управления формируется в виде обратной связи с компенсацией приведенных возмущений, оцениваемых наблюдающим устройством работы [1].

С целью упрощения алгоритма управления по результатам работы системы с найденным регулятором проводится построение нечеткого регулятора на основе подхода Мамдани.

Постановка задачи. Рассматривается беспилотный вертолет Raptor, нелинейная математическая модель которого и ее идентифицированные параметры приведены в [2]. С целью упрощения процедуры построения регулятора пространственным движением вертолета, его уравнения динамики представляются в следующем виде.

1) Уравнения динамики линейных перемещений вертолета в земной системе координат:

$$\dot{X}_1 = R(X_3)X_2, \quad (1)$$

где $X_1 = [x \ y \ z]^T$ - вектор перемещений вертолета в земной системе координат; $X_2 = [u \ v \ w]^T$ - вектор линейных скоростей в связанной с вертолетом системе координат; $X_3 = [\theta \ \varphi \ \psi]^T$ - вектор углов поворота Эйлера; $R(X_3)$ матрица преобразования:

$$R(X_3) = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi & \sin \varphi \cos \theta \\ \cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix}.$$

2) Уравнения динамики линейных скоростей вертолета в связанной с вертолетом системе координат:

$$\dot{X}_2 = F_1(\bar{X}, \bar{U}, W), \quad (2)$$

где $\bar{X} = [X_2^T \ \bar{X}_3^T \ X_4^T \ X_5^T]^T$; $\bar{X}_3 = [\theta \ \varphi]^T$, $X_4 = [q \ p \ r]^T$ - вектор угловых скоростей в связанной с вертолетом системе координат, $X_5 = [a_s \ b_s \ \delta_{ped,int}]^T$, a_s, b_s - углы взмахов лопа-

стей несущего винта, $\delta_{\text{ped.int}}$ – вспомогательная переменная контура стабилизации с помощью датчика угловой скорости курса; $\bar{U} = [\delta_{\text{ped}} \quad \delta_{\text{col}}]^T$, δ_{ped} – входной сигнал сервопривода рулевого винта, δ_{col} – входной сигнал сервопривода общего шага несущего винта; $W = [w_1 \quad w_2 \quad w_3]^T$ – вектор ветровых воздействий в связанной с вертолетом системе координат.

3) Уравнения кинематики для угловых скоростей:

$$\dot{X}_3 = S^{-1}(\bar{X}_3)X_4, \quad (3)$$

где $S(\bar{X}_3)$ – матрица преобразования:

$$S(\bar{X}_3) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \cos \theta \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix}.$$

4) Уравнения динамики угловых скоростей вертолета в связанной с вертолетом системе координат:

$$\dot{X}_4 = F_2(\bar{X}, \bar{U}, W). \quad (4)$$

5) Уравнения динамики взмаха лопастей и вспомогательного контура стабилизации угловой скорости курса:

$$\dot{X}_5 = F_3(X_4, \bar{X}_5, U_1), \quad (5)$$

где $\bar{X}_5 = [a_s \quad b_s]^T$, $U_1 = [\delta_{\text{lon}} \quad \delta_{\text{lat}} \quad \delta_{\text{ped}}]^T$.

Уравнения (1) - (5) можно переписать в отклонениях

$$x = X - X^* = [\Delta x \quad \Delta y \quad \Delta z \quad u \quad v \quad w \quad \Delta \theta \quad \Delta \varphi \quad \psi \quad q \quad p \quad r \quad \Delta a_s \quad \Delta b_s \quad \delta_{\text{ped.int}}]^T,$$

$$u = U - U^* = [\Delta \delta_{\text{lon}} \quad \Delta \delta_{\text{lat}} \quad \delta_{\text{ped}} \quad \Delta \delta_{\text{col}}]^T,$$

от балансирующего режима вертолета:

$$X^* = [x_0 \quad y_0 \quad z_0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad \theta^* \quad \varphi^* \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad a_s^* \quad b_s^* \quad 0]^T, \quad U^* = [\delta_{\text{lon}}^* \quad \delta_{\text{lat}}^* \quad 0 \quad \delta_{\text{col}}^*]^T.$$

Тогда полученную систему уравнений представим в виде, удобном для синтеза управления:

$$\dot{x}_1 = R(X_3^* + x_3)x_2, \quad (6)$$

$$\dot{x}_2 = A_1 u_0 + f_1, \quad (7)$$

$$\dot{x}_3 = S^{-1}(\bar{X}_3^* + \bar{x}_3)x_4, \quad (8)$$

$$\dot{x}_4 = A_2 x_5 + f_2, \quad (9)$$

$$\dot{x}_5 = B_0 u_1 + f_3, \quad (10)$$

Здесь $u_0 = [\Delta\theta \quad \Delta\varphi \quad \Delta\delta_{col}]^T$ – виртуальное управление для внешнего контура по перемещению вертолета относительно земной системы координат; $u_1 = [\Delta\delta_{lon} \quad \Delta\delta_{lat} \quad \delta_{ped}]^T$; $f_i, i = \overline{1,3}$ – вектора приведенных возмущений, зависящие от оставшихся слагаемых исходных уравнений (1) – (5) после выделения линейных частей $A_1 u_0, A_2 x_3, B_0 u_1$.

В качестве матриц A_1, A_2, B_0 возьмем их упрощенные выражения в виде диагональных матриц:

$$A_1 = \text{diag}(a_{11}^{(1)}, a_{22}^{(1)}, a_{33}^{(1)}), A_2 = \text{diag}(a_{11}^{(2)}, a_{22}^{(2)}, a_{33}^{(2)}), B_0 = \text{diag}(b_{11}^{(0)}, b_{22}^{(0)}, b_{33}^{(0)}),$$

девять параметров которых определяются с помощью метода идентификации рассмотренного в [3]. Отметим, что в [2] для синтеза робастного регулятора в модели определяются 53 заранее неизвестных параметра.

Ставится задача синтеза робастных регуляторов, стабилизирующих заданное движение вертолета при действии ветровых возмущений.

I. Синтез законов управления с наблюдателями. Для упрощения закона управления его синтез проведем отдельно для каждой подсистемы.

A. Сначала рассмотрим первую подсистему (6), (7), для которой запишем

$$\ddot{x}_1 = R(X_3^* + x_3)\dot{x}_2 + \frac{d}{dt}(R(X_3^* + x_3))x_2 = R(X_3^* + x_3)A_1 u_0 + \tilde{f}_1,$$

или

$$\dot{x}_1 = \tilde{x}_2,$$

$$\dot{\tilde{x}}_2 = R(X_3^* + x_3)A_1 u_0 + \tilde{f}_1.$$

Здесь $\tilde{x}_2 = R(X_3^* + x_3)x_2$, $\tilde{f}_1 = R(X_3^* + x_3)f_1 + \frac{d}{dt}(R(X_3^* + x_3))x_2$ – приведенное возмущение.

1) При измерении векторов x_1, x_2 закон управления примем в виде:

$$u_0 = (R(X_3^* + x_3)A_1)^{-1} [K_1 \Delta x_1 + K_2 R(X_3^* + x_3)x_2 - \tilde{f}_1], \quad (11)$$

где $\Delta x_1 = x_1 - x_{1r}$, x_{1r} – заданное значение; K_1, K_2 – диагональные матрицы, которые находятся аналитически по заданным прямым показателям качества переходных процессов, \tilde{f}_1 – оценка возмущения, которая определяется с помощью наблюдателя:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \hat{\tilde{x}}_2 &= R(X_3^* + x_3)A_1 u_0 + \hat{\tilde{f}}_1 + L_1(\tilde{x}_2 - \hat{\tilde{x}}_2), \\ \frac{d}{dt} \hat{\tilde{f}}_1 &= \mu^{-1}(L_1 + L_2)(\tilde{x}_2 - \hat{\tilde{x}}_2). \end{aligned} \quad (12)$$

Здесь L_1, L_2 – диагональные матрицы с положительными элементами, которые находятся аналитически.

Учитывая, что вектор \tilde{x}_2 измеряется можно получить редуцированный наблюдатель пониженного порядка:

$$\frac{d}{dt}\eta = -\mu^{-1}(I_3 + L_2L_1^{-1})\eta - \mu^{-1}(I_3 + L_2L_1^{-1})\left[(I_3 + L_2L_1^{-1})\tilde{x}_2 + R(X_3^* + x_3)A_1u_0\right],$$

$$\hat{f}_1 = \eta + \mu^{-1}(I_3 + L_2L_1^{-1})\tilde{x}_2.$$

2) Если вектор x_2 не измеряется, то закон управления примем в виде:

$$u_0 = (R(X_3^* + x_3)A_1)^{-1}\left[K_1\Delta x_1 + K_2\hat{x}_2 - \hat{f}_1\right].$$

При этом оценки векторов \hat{x}_2 , \hat{f} строятся с помощью наблюдателя:

$$\dot{\hat{x}}_{ext1} = A_{ext1}\hat{x}_{ext1} + B_{ext1}u_0 + H_{ext1}L_{ext1}(x_1 - C_{ext1}\hat{x}_{ext1}),$$

где $\hat{x}_{ext1} = \begin{bmatrix} \hat{x}_1 \\ \hat{x}_2 \\ \hat{f}_1 \end{bmatrix}$, $A_{ext1} = \begin{bmatrix} 0_3 & I_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 & I_3 \\ 0_3 & 0_3 & 0_3 \end{bmatrix}$, $B_{ext1} = \begin{bmatrix} 0_3 \\ R(X_3^* + x_3)A_1 \\ 0_3 \end{bmatrix}$, $L_{ext1} = \begin{bmatrix} L_1 \\ L_2 \end{bmatrix}$, $H_{ext1} = \begin{bmatrix} I_6 & 0_{6 \times 3} \\ \mu^{-1}[0 \ I_3] & \mu^{-1}I_3 \end{bmatrix}$,

$C_{ext1} = [I_3 \ 0_3 \ 0_3]$, L_1 , L_2 – диагональные матрицы с положительными элементами, которые находятся аналитически. Здесь размерность наблюдателя также может быть понижена до 6-го порядка.

Таким образом, найден закон управления для $\Delta\delta_{col} = [0 \ 0 \ 1]u_0$, и требуемое изменение углов $\begin{bmatrix} \theta_r \\ \varphi_r \end{bmatrix} = [I_2 \ 0_{2 \times 1}]u_0$.

В. Рассмотрим теперь вторую подсистему (8) –(10), которую аналогично перепишем в виде

$$\dot{x}_3 = \tilde{x}_4,$$

$$\dot{\tilde{x}}_4 = \tilde{x}_5,$$

$$\dot{\tilde{x}}_5 = S^{-1}(\bar{X}_3^* + \bar{x}_3)A_2B_0u_1 + \tilde{f}_3,$$

где \tilde{f}_3 – приведенное возмущение.

При измерении векторов x_3 , x_4 закон управления примем в виде:

$$u_1 = (S^{-1}(\bar{X}_3^* + \bar{x}_3)A_2B_0)^{-1}\left[\bar{K}_1\Delta x_3 + \bar{K}_2S^{-1}(\bar{X}_3^* + \bar{x}_3)x_4 + \bar{K}_3\tilde{x}_5 - \tilde{f}_3\right], \quad (13)$$

где $\Delta x_3 = x_3 - [\theta_r \ \varphi_r \ 0]^T - x_{3r}$, x_{3r} – заданное значение; \bar{K}_1 , \bar{K}_2 , \bar{K}_3 – диагональные матрицы, которые можно найти аналитически.

Оценки векторов \hat{x}_5 , \hat{f}_3 определяется с помощью наблюдателя:

$$\dot{\hat{x}}_{ext2} = A_{ext2}\hat{x}_{ext2} + B_{ext2}u_1 + H_{ext2}L_{ext2}(S^{-1}(\bar{X}_3^* + \bar{x}_3)x_4 - C_{ext2}\hat{x}_{ext2}), \quad (14)$$

где $\hat{x}_{ext2} = \begin{bmatrix} \hat{x}_4 \\ \hat{x}_5 \\ \hat{f}_3 \end{bmatrix}$, $A_{ext2} = \begin{bmatrix} 0_3 & I_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 & I_3 \\ 0_3 & 0_3 & 0_3 \end{bmatrix}$, $B_{ext2} = \begin{bmatrix} 0_3 \\ S^{-1}(\bar{X}_3^* + \bar{x}_3)A_2B_0 \\ 0_3 \end{bmatrix}$, $L_{ext2} = \begin{bmatrix} \bar{L}_1 \\ \bar{L}_2 \end{bmatrix}$, $H_{ext2} = \begin{bmatrix} I_6 & 0_{6 \times 3} \\ \mu^{-1}[0 \ I_3] & \mu^{-1}I_3 \end{bmatrix}$,

$C_{ext2} = [I_3 \ 0_3 \ 0_3]$, \bar{L}_1 , \bar{L}_2 – диагональные матрицы с положительными элементами, которые

можно найти аналитически. Здесь размерность наблюдателя также может быть понижена до 6-го порядка.

Таким образом, закон управления (13) отслеживает требуемое значение углов θ_r , φ_r .

Результаты моделирования. Для системы (6) - (10) проведено моделирование динамики вертолета в режиме висения при действии возмущений ветра: $w_1 = 10\sin 0.5t$, $w_2 = 10\sin t$, $w_3 = 10\sin 1.5t$ (м/с).

На рис. 1, рис. 2 приведены процессы при заданном начальном отклонении от точки висения: $x(0) = -10$ м, $y(0) = 0$, $z(0) = 0$. Здесь синим цветом отмечены процессы с законом управления (11) - (14), а красным отмечены процессы при отсутствии сигнала компенсации \hat{f}_1 в управлении (11).

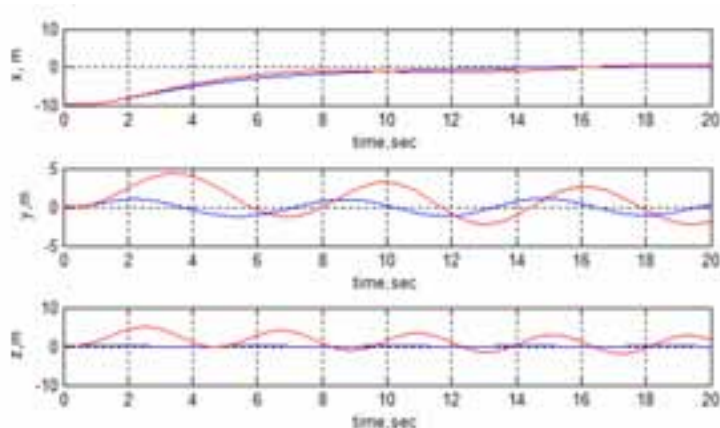


Рис. 1. Стабилизация положения вертолета относительно земли

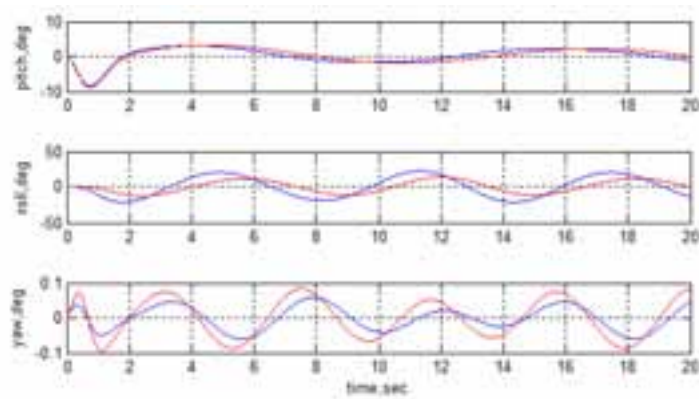


Рис. 2. Угловые положения вертолета

Если не требуется стабилизировать заданное положение вертолета относительно земли, то в законе управления (13) сигналы $\theta_r = 0$, $\varphi_r = 0$. В этом случае на рис. 3 представлены процессы угловой стабилизации вертолета, где синим цветом отмечены процессы с законом управления (11) - (14), а красным отмечены процессы при отсутствии сигнала компенсации \hat{f}_3 в управлении (13).

Таким образом, спроектированный регулятор с наблюдателями успешно справляется с ветровыми возмущениями. Достоинством разработанного регулятора является простота настройки его коэффициентов на реальном вертолете, которые могут изменяться в контроллере для различных режимов полета с помощью аналитических зависимостей.

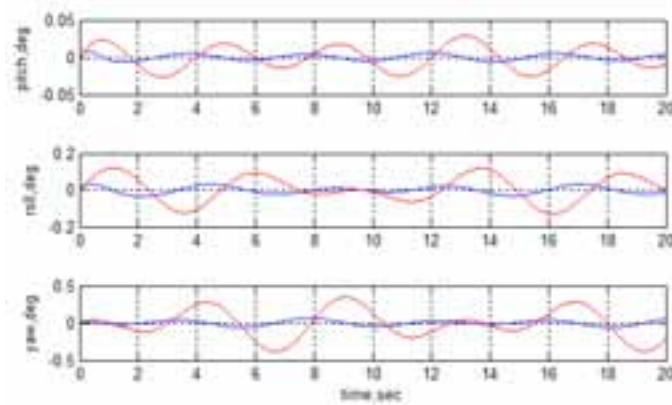


Рис. 3. Угловая стабилизация вертолета

II. Построение нечеткого регулятора. Для проектирования нечеткого регулятора используется блок среды визуализации SIMULINK “Fuzzy Logic Controller”. В качестве входов используются ошибка угла и ее скорость изменения.

Написание правил для нечетких регуляторов типа Мамдани заключается в создании базы правил следующего вида:

$$\begin{aligned}
 & \text{If } A_{i,j} = B_{i,j} \text{ and } A_{i+1,j} = B_{i+1,j} \text{ and } \dots \text{ and } A_{n,j} = B_{n,j} \text{ Then } C_j \\
 & \text{If } A_{i,j+1} = B_{i,j+1} \text{ and } A_{i+1,j+1} = B_{i+1,j+1} \text{ and } \dots \text{ and } A_{n,j+1} = B_{n,j+1} \text{ Then } C_{j+1} \\
 & \dots \\
 & \text{If } A_{i,m} = B_{i,m} \text{ and } A_{i+1,m} = B_{i+1,m} \text{ and } \dots \text{ and } A_{n,m} = B_{n,m} \text{ Then } C_m
 \end{aligned}$$

где $A_{i,j}$ – входная переменная, $B_{i,j}$ - сравниваемое значение, C_j - вывод.

На основании работы системы с разработанным выше регулятором составлены следующие правила:

- If Ang = N₃ and rAng = Z then U = P₃;
- If Ang = N₂ and rAng = Z then U = P₂;
- If Ang = N₁ and rAng = Z then U = P₁;
- If Ang = Z and rAng = Z then U = Z;
- If Ang = P₁ and rAng = Z then U = N₁;
- If Ang = P₂ and rAng = Z then U = N₂;
- If Ang = P₃ and rAng = Z then U = N₃;
- If Ang = N₃ and rAng = N then U = P₃;
- If Ang = P₃ and rAng = P then U = N₃;

где N₃ – много отрицательно; N₂ – средне отрицательно; N₁ – мало отрицательно; Z – близко к нулю; P₁ – мало положительно; P₂ – средне положительно; P₃ – много положительно; Ang – ошибка угла; rAng – скорость изменения ошибки угла; U – управление.

Пространство управления для каналов тангажа и курса представлено на рис. 4. Здесь по оси X указана входная величина скорости изменения ошибки угла, по оси Y входная величина ошибки угла и по оси Z выходное значение управления.

Результаты моделирования. Для проверки работы регулятора при отработке заданного угла тангажа на вход подается сигнал 1 радиан. На рис. 5 представлена реакция угловых координат с прежним ветровым возмущением и без него.

Результатам моделирования показали хорошую работоспособность нечеткого регулятора при изменении параметров модели.

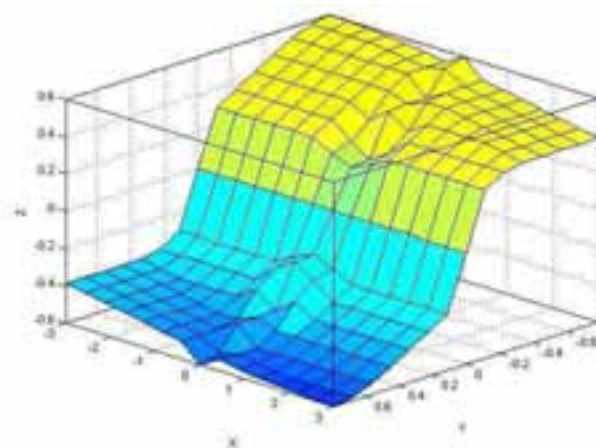


Рис. 4. Пространство управления

Таким образом, достоинствами разработанного регулятора являются:

- работоспособность регулятора при изменении параметров модели;
- подавление внешних возмущений;
- не требуется настройка коэффициентов закона управления;

Выявленным недостатком регулятора является наличие колебательных процессов в переходных процессах, которые можно устранить увеличением числа правил.

На следующем этапе работы планируется апробирование полученных алгоритмов управления на лабораторном вертолетном стенде.

Выявленным недостатком регулятора является наличие колебательных процессов в переходных процессах, которые можно устранить увеличением числа правил.

На следующем этапе работы планируется апробирование полученных алгоритмов управления на лабораторном вертолетном стенде.

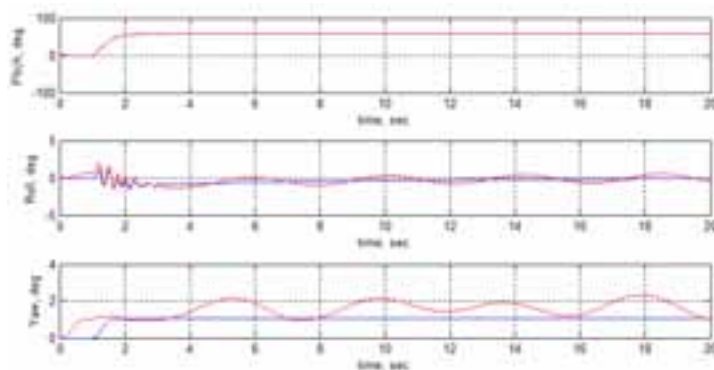


Рис. 5. Отработка заданного угла тангажа

Таким образом, представленные в докладе регуляторы обеспечивают требуемую динамику вертолета при действии ветровых возмущений и могут быть рекомендованы для дальнейшего их исследования на реальных вертолетах.

Работа поддержана грантом Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010 г. № 11.G34.31.0038.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Garkushenko V.I., Bezbrayazov M.V., Lazareva P.A., Sorokina A.V., Degtyarev G.L., Barakos G.N. Demonstration of controller with observer for the Ansat aircraft // 38th European Rotorcraft Forum 2012, ERF-2012, 2, pp. 1003-1014.

2. Cai G., Chen B. M., Lee T.H. Unmanned Rotocraft Systems // Springer London Dordrecht Heidelberg New York, 2011.

3. Гаркушенко В.И., Дегтярев Г.Л., Лазарева П.А., Безбрызгов М.В. Алгоритмы идентификации состояния и параметров вертолета при наличии внешних воздействий // Труды X Международной Четаевской конференции «Аналитическая механика, устойчивость и управление», Т.3. Секция 3. Управление. Ч.1. Казань, 12-16 июня 2012г. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2012. – С. 298-306.

ROBUST CONTROL SYNTHESIS OF AN UNMANNED HELICOPTER

V.I. Garkushenko^{}, S.S. Vinogradov^{*}, G.N. Barakos^{**}*

(^{}Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI;
^{**}The University of Liverpool)*

The problem of control laws synthesis for the unmanned helicopter Raptor with minimum initial information about the parameters of its mathematical model is considered. At the same times in the mathematical model of the helicopter are taken into account his basic movements and parameters unaccounted dynamics helicopter. Unknown parameters and nonlinearity are given to external disturbances. Two methods are proposed to solve this problem: synthesis controller using feedback with the compensation disturbances estimated using the observers; the design of fuzzy controller based on the approach of Mamdani by results of work system with the regulator of the first method. A comparative analysis of the helicopter dynamics is made for the constructed control laws under wind disturbances.

УДК 004.94

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ НА ЗАНЯТИЯХ ПО ФИЗИКЕ

Юнусов Р.Ф., Юнусова Э.Р.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева)*

В работе освещен опыт использования мультимедиа на занятиях по физике, приведено сравнение с традиционной формой занятий.

Несмотря на то, что мел и доска по-прежнему являются основными доступными инструментами труда для большинства преподавателей физики и математики, все большее число учителей мечтают об использовании мультимедийных средств на своих занятиях. Одним из препятствий по претворению этой мечты в жизнь является отсутствие проекторов. Имеющиеся же на кафедрах проекторы используются для выступлений дипломников, аспирантов. В предыдущем учебном году удалось использовать специализированную аудиторию, оснащенную комплектом: компьютер – документ камера AVerVision CP130 – планшет - проектор. Удобство использования таких аудиторий заключается в том, что с собой достаточно принести только флешку с электронными конспектами. Опыт использования такого оборудования в течение семестра - это научно-методическая работа по созданию и использованию электронных конспектов лекций, презентаций, видеофрагментов опытов с целью повышения эффективности лекционной формы обучения и управления познавательной деятельностью студен-

тов. Основой использования указанных технических средств является разработанный электронный конспект лекций вместо его рукописного варианта. Электронный конспект лекции должен быть достаточно глубоким с планом, полным набором ключевых формул, необходимых описаний, выводов, рисунков. И в то же время он должен быть достаточно компактным, не напоминать размытый параграф учебника. В ряде случаев его желательно дополнить практическими задачами, особенно для тех специальностей, у которых отсутствуют практические занятия. В конце каждой лекции желательно наличие контрольных вопросов, а иногда и тестов для самостоятельного изучения конспекта студентами. Каждая лекция дополнялась презентацией, в которой ключевая информация подается в сжатой, наглядной форме, без излишних описаний и подробностей. Методика преподавания с использованием указанных технических средств была следующей: электронный конспект студенты могли скачать с компьютера, на лекции материал излагался в форме презентации, а иногда и электронного конспекта. Стоит ли давать студентам электронный конспект лекций? В ряде вузов это не делается по понятным причинам. Отметим, что в случае выдачи электронного конспекта иногда возникает проблема активизации на лекции студента, которому уже нет необходимости ее записывать. На занятиях использовалась также документ камера AVerVision CP130, которая позволяла отобразить все, что находилось на лекторском пульте. В ряде случаев приходилось дополнить электронный конспект новыми материалами. Тогда обычной шариковой ручкой на обычном чистом листе бумаги шаг за шагом с объяснениями и разъяснениями наносились формулы, рисунки, схемы и все это документ камера отображала на экран. Получается намного быстрее и проще, чем мелом на доске. В данном случае происходит живая подача материала, а не простая констатация готовых рисунков на экране, что, безусловно, делает лекцию более разнообразной. Подведение итогов коллоквиума тоже удобно проводить с помощью документ камеры. Письменная работа каждого студента проецируется на экране, идет живое обсуждение достоинств и недостатков, студент тоже может внести свои комментарии. В перспективе планируется использовать документ камеру для демонстрации мелких по размеру опытов, показа набора деталей, например, полупроводниковых диодов. В начале каждой лекции документ камера отображает на экране журнал посещаемости и баллы, набранные студентами. Отмечу, что указанные технические средства позволяют лектору использовать текстовый и графический материал, фотоснимки, компьютерную анимацию, видеофрагменты натурального эксперимента и при этом не отменяют живого общения лектора с аудиторией. Опыт использования технологии мультимедиа на лекциях по физике показал, что студенты легко адаптируются к новым для них условиям лекции – презентации, электронного конспекта. Выданный конспект позволяет студентам творчески готовиться к сдаче коллоквиумов, зачетов и экзаменов. В условиях постоянного сокращения объема часов аудиторных занятий, разработка и внедрение в учебный процесс электронных конспектов лекций по естественнонаучным дисциплинам представляется актуальной и своевременной задачей. Для его подготовки и практического применения удобно использовать редактор Power Point Editor. В новых условиях начинают изменяться формы работы лекторов. Требуются значительные затраты рабочего времени для подготовки качественной лекции-презентации. Для более эффективного использования и оценки новых форм лекционных занятий необходимо продолжать их практическое исследование, обеспечить активно участвующих преподавателей соответствующей материальной базой.

THE USE MULTIMEDIA ON EMPLOYMENT IN PHYSICS

R.F. Iunusov, E.R. Iunusova

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In lit experience with multimedia lessons in physics and a comparison with the traditional form of employment.

БРОСКИ ТОКА НАМАГНИЧИВАНИЯ МОЩНЫХ ТРАНСФОРМАТОРОВ И МЕТОДЫ ИХ СНИЖЕНИЯ

Мамалимов Д.О.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева)*

Броски тока намагничивания (БТН) представляют собой серьезную проблему в процессе эксплуатации мощных силовых трансформаторов и автотрансформаторов. Включение ненагруженных трансформаторов сопровождается БТН, которые воспринимаются релейной защитой трансформатора как внутреннее КЗ, вследствие чего защита отключает трансформатор от сети. Нередко повторные включения ни к чему не приводят, защита раз за разом отключает трансформатор. Поэтому, в настоящее время широко применяются различные блокировки дифференциальных защит трансформатора, т.е. при распознавании режима БТН формируется запрет на срабатывание дифференциальной защиты и защита блокируется на время, требуемое для затухания БТН. Но следует отметить, что хотя использование подобных блокировок и предотвращает ложную работу защиты при БТН, однако, при этом увеличивается время ее срабатывания при тяжелых внутренних повреждениях. Кроме того, блокировка защиты, т.е. ее несрабатывание при тяжелых БТН приводит к сокращению срока службы трансформатора. Таким образом, применение блокировок защиты трансформатора является лишь полумерой, т.е. борьбой со следствием, не устраняющей самой причины явления. Системно проблема не решена до сих пор. Во всем мире делаются попытки предотвратить само явление БТН или уменьшить его влияние. Значение пика БТН во многом зависит от остаточной намагниченности в магнитопроводе трансформатора. Большое значение остаточной индукции в несколько раз увеличивает значение БТН. Автором публикации предлагается свой эффективный способ сведения к нулю остаточной индукции трансформатора. В данный момент представленное решение находится на завершающей стадии разработки и имеет широкие перспективы решения вышеописанных проблем средств РЗА. Данная публикация содержит общие краткие сведения о рассматриваемой проблеме, сведения об известных в настоящее время способах уменьшения БТН и методе, предложенном автором.

В энергосистемах и распределительных электрических сетях эксплуатационные включения в сеть мощных силовых трансформаторов, осуществляемые толчком на номинальное напряжение сопровождаются бросками тока намагничивания (БТН).

Эти броски особенно сильны при включении трансформатора на холостой ход. Значение пика БТН при включении на холостой ход в несколько раз превышает значение номинального тока и воспринимается релейной защитой трансформатора как внутреннее повреждение трансформатора. При этом защита отключает трансформатор от сети. Нередко повторные включения ни к чему не приводят, защита раз за разом отключает трансформатор сразу же после включения. В ходе пуско-наладочных работ или в процессе эксплуатации имеют место случаи, когда невозможно включить силовой трансформатор на холостой ход вследствие значительного броска намагничивающего тока.

Негативному влиянию броска тока намагничивания подвержены не только мощные трансформаторы и автотрансформаторы энергосистем, но даже и силовые трансформаторы относительно небольшой мощности. По роду своей профессиональной деятельности, автор непосредственно выполняет работы, связанные с вводом электрооборудования в эксплуатацию. В процессе приемо-сдаточных испытаний трансформаторов распределительных сетей, самим автором были отмечены несколько случаев, когда при включении под рабочее напряжение ненагруженного трансформатора – мощностью 1000 кВА – максимальная токовая защита отключала трансформатор в момент включения. Наладочный персонал в подобных

случаях, как правило, прибегает к загрузлению проектной уставки защиты трансформатора, что крайне нежелательно.

Строго говоря, БТН возможен в различных режимах включения трансформатора: на холостой ход, под нагрузку, при включении на замкнутую вторичную обмотку (опыт КЗ). БТН может также возникать при переходном процессе восстановления напряжения после отключения внешнего КЗ со стороны питания трансформатора, так как напряжение на зажимах трансформатора, в этом случае, возрастает скачком. Примером может служить отключение трансформатора TRARE-63000/220 вследствие броска тока намагничивания после отключения внешнего КЗ на параллельном присоединении. Осциллограммы отключения представлены на рис. 1.

Вышеуказанный переходный процесс аналогичен процессу БТН при включении трансформатора на холостой ход.

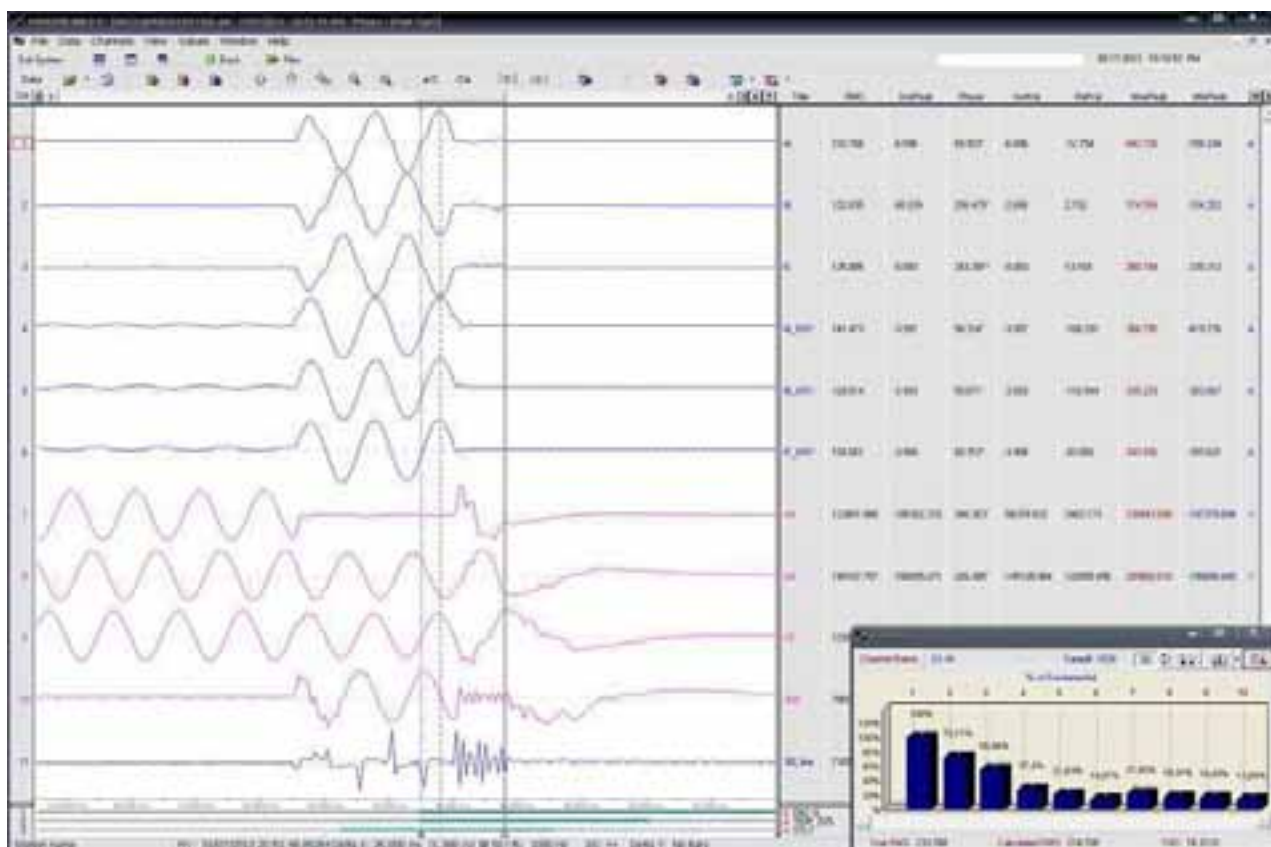


Рис. 1. Осциллограммы отключения трансформатора вследствие БТН после отключения защитой внешнего КЗ на параллельном присоединении

При таком включении возникает переходный процесс, обусловленный изменением магнитного потока в сердечнике от начального значения до установившегося. Начальный или остаточный магнитный поток может достигать половины номинального значения потока. При значительной остаточной намагниченности и неблагоприятной фазе включения амплитуда суммарного магнитного потока в сердечнике может достигать 2,5-кратного значения амплитуды установившегося потока. Такое увеличение переходного значения магнитного потока приводит к сильному насыщению стали магнитопровода. Вследствие нелинейности характеристики намагничивания стали, при таких значениях потока значение намагничивающего тока может в сотни раз превышать установившееся значение тока $X.X.$ и в несколько раз (от 3 до 10) значение номинального тока трансформатора.

Переходный процесс носит затухающий характер. Время затухания определяется постоянными времени трансформатора и сети и для мощных трансформаторов может достигать 2 – 3 с.

В практике отечественного аналогового релестроения применяются следующие методы борьбы с влиянием БТН на работу релейной защиты:

- Отстройка тока срабатывания реле от тока намагничивания по значению. На таком принципе выполняется защита, называемая дифференциальной отсечкой.

- Применение быстронасыщающихся трансформаторов тока (НТТ). НТТ не пропускают апериодическую составляющую БТН, которая составляет значительную часть тока намагничивания. Применение НТТ позволяет предотвратить ложное срабатывание дифференциальной защиты при БТН и бросках тока небаланса при внешних КЗ и обеспечить надежное срабатывание защиты при КЗ в защищаемой зоне. Данный способ реализован в реле серии РНТ-560.

- Комбинированный время-импульсный принцип блокирования защиты в сочетании с торможением или блокировкой от второй гармоники дифференциального тока. Время-импульсный принцип основан на анализе длительности бестоковых пауз, характерных для апериодического БТН. Так же, кроме бестоковых пауз, кривая БТН (как периодического, так и апериодического) содержит значительную долю второй гармонической составляющей, которая отсутствует в кривой тока КЗ. При появлении в кривой тока пауз заданной длительности и определенного уровня второй гармоники защита трансформатора блокируется. Данный способ реализован в реле серии ДЗТ-20.

Дифференциальная токовая отсечка устанавливается на трансформаторах сравнительно небольшой мощности. Для мощных трансформаторов применяется токовые защиты с НТТ, с НТТ и магнитным торможением, на время-импульсном принципе.

Данные способы отстройки от токов намагничивания, реализованные в аналоговой релейной защите, имеют ряд существенных недостатков:

- Недостатком дифференциальной токовой отсечки является то, что эта защита не обладает хорошей чувствительностью. Отстройка тока срабатывания по значению от пика БТН приводит к значительному загроблению дифференциальной защиты. В настоящее время дифференциальная токовая отсечка применяется в дополнение к дифференциальным защитами, основанных на более сложных принципах.

- Недостатком дифференциальных защит с использованием НТТ является замедление действия защиты (0,01 – 0,04 с.) вследствие насыщения магнитопровода апериодической составляющей тока КЗ.

- Недостаток время-импульсного метода связан с возможностью неправильной работы дифференциальной защиты при насыщении ТТ, когда во вторичном токе появляются отрицательные полуволны, т.е. появлением периодического БТН. Длительность бестоковых пауз в этом случае существенно сокращается, что затрудняет распознавание режима периодического БТН, что может привести к ложному срабатыванию защиты. Таким образом, защита, выполненная на данном принципе, отстроена от всех типов БТН, кроме периодического БТН. Для отстройки от периодического БТН используется блокировка от второй гармонической составляющей. Но торможение от второй гармоники создает возможность замедления срабатывания защиты в переходном режиме при насыщении трансформаторов тока, т.е. понижения быстродействия защиты.

Применение микропроцессорных устройств релейной защиты обеспечивает более высокие показатели технического совершенства и устойчивости функционирования релейной защиты.

Практически во всех микропроцессорных терминалах, выпускаемых отечественными производителями, программно реализованы прежние принципы распознавания режима БТН на основе анализа кривой тока БТН:

- Наличие относительно длительных (более 4,5 – 5 мс.) бестоковых пауз в кривой тока;
- Наличие значительной аperiodической составляющей в кривой тока;
- Наличие значительной второй гармоники в кривой тока БТН, отсутствующей в токе нагрузки и несвойственной токам КЗ.

В зависимости от фирмы-производителя терминала, специальные алгоритмы анализа формы кривой тока намагничивания могут варьироваться. Но общие принципы отстройки от режимов БТН характерны для всех производителей – в терминалах предусмотрены орган блокировки по второй гармонике и орган блокировки по форме тока.

Таким образом, в настоящее время, основной мерой борьбы с влиянием БТН являются блокировки защит трансформатора (по форме кривой тока, по второй гармонике и проч.). Однако, практика показывает, что хотя использование подобных блокировок и предотвращает ложную работу защиты при БТН, однако, при этом увеличивается время срабатывания при тяжелых внутренних повреждениях, вызывающих насыщение измерительных трансформаторов тока. Кроме того, блокировка защиты, т.е. ее несрабатывание при тяжелых БТН приводит к сокращению срока службы трансформатора.

Таким образом, применение блокировок защиты трансформатора является лишь полумерой, т.е. борьбой со следствием, не устраняющей самой причины явления.

Во всем мире делаются попытки предотвратить само явление БТН или уменьшить его влияние.

Как уже было показано выше, величина пика БТН зависит от двух основных факторов:

- Фазы включения трансформатора (от нее зависит возникновение свободной аperiodической составляющей магнитного потока);
- Значения и знака остаточного магнитного потока в сердечнике.

Воздействуя на данные факторы, можно сильно уменьшить возникающий БТН или предотвратить совсем его возникновение. В настоящее время известны способы физического уменьшения величины БТН:

1) «Синхронное включение». Этот способ используется для исключения возникновения аperiodической составляющей магнитного потока, сильно насыщающей магнитопровод трансформатора. Напомним, величина аperiodической составляющей потокосцепления зависит от момента, когда произошло включение. Способ «синхронного включения» заключается в том, чтобы произвести включение трансформатора в нужную фазу так, чтобы никакой аperiodической составляющей не возникало, и в сети сразу устанавливался нормальный режим.

Данный способ сложен тем, что для его реализации необходим специальный коммутационный аппарат – синхронный выключатель [1]. Синхронизированные выключатели отличаются от обычных тем, что они требуют применения специальных устройств управления моментом коммутации и сверхбыстродействующего высокоточного привода.

2) «Синхронное отключение». Данный способ применяется для воздействия на величину остаточной магнитной индукции в магнитопроводе трансформатора. Способ основан на

аналогичном вышеизложенному принципе – отключении трансформатора в «нужную» фазу для обеспечения необходимой остаточной магнитной индукции [1].

Данный способ сложен по аналогичным п.1 обстоятельствам.

3) Включение трансформатора со стороны обмотки, наиболее удаленной от стержня магнитопровода (чаще всего, обмотки ВН). В этом случае, пик БТН может уменьшиться в 1,5 – 2 раза [1].

Очевидно, что данный способ включения не всегда применим на практике.

4) Включение трансформатора через защитное сопротивление. Данный способ состоит в существенном уменьшении пика БТН путем включения цепи через защитное сопротивление (резисторы или реактор). Такое сопротивление вводится в цепь всего на несколько периодов переменного напряжения и затем закорачивается дополнительными специальными аппаратами.

Значительным недостатком данного метода является то, что он требует дополнительной аппаратуры, что ведет к значительному удорожанию трансформаторного оборудования.

Рассмотрев все способы физического уменьшения величины БТН, автор публикации рассмотрел возможность значительного снижения пика БТН путем полного размагничивания магнитопровода трансформатора, т.е. сведение практически к нулю остаточную индукцию B_r трансформатора. В этом случае значение пика броска тока существенно снижается, так как известно, что большое значение остаточной индукции B_r в несколько раз увеличивает значение пика БТН.

Величина магнитной индукции B_r является одним из самых непредсказуемых параметров силового трансформатора. Ее значение зависит от таких факторов как:

- Режим работы трансформатора, предшествующий отключению (фаза и значение приложенного напряжения при отключении);
- Качество магнитопровода трансформатора (чем оно выше, тем выше значение B_r).

Автором предлагается воздействие на остаточную индукцию B_r в магнитопроводе трансформатора колебательным процессом разрядки емкостного элемента через нелинейную индуктивность намагничивания отключенного трансформатора. Метод преследует своей целью снижение остаточной намагниченности до минимально возможного значения независимо от фазы отключения трансформатора. Физический принцип, на котором основан данный метод, обосновывается результатами ряда экспериментов [2,3].

Определение значения остаточной магнитной индукции в трансформаторах проводилось целым рядом исследователей. В работе [2] исследовались осциллограммы отключения ненагруженных трансформаторов сверхвысокого напряжения различных типов, как из неустановившегося, так и из установившегося режимов. В результате исследований было выявлено, что переходный процесс отключения трансформатора характеризуется нелинейным колебательным процессом, размагничивающим магнитопровод. Данные размагничивающие колебания происходят за счет запаса энергии в контуре из индуктивности намагничивания и емкости обмоток и ошиновки трансформатора.

Так же в результате анализа осциллограмм отключения, эмпирически была определена взаимосвязь низкочастотных затухающих колебаний напряжения на обмотке и процесса затухания потокосцепления этой обмотки. Было выяснено, что продолжительность колебательного процесса зависит от соотношения значения запаса энергии и значения потерь в трансформаторе. Т.к. активные потери в трансформаторе демпфируют колебательный процесс, то при большом запасе энергии и относительно низких потерях в трансформаторе колебательный процесс затухает достаточно медленно.

Наиболее фундаментальные исследования зависимости остаточной индукции от величины энергии, запасенной в емкости, были проведены А. С. Засыпкиным (Новочеркасский политехнический институт) в работе [3]. Целью работы являлось выяснение влияния переходного процесса, возникающего при отключении ненагруженного трансформатора на остаточную индукцию в сердечнике. Опыты проводились с использованием малых макетов.

Переходный процесс имитировался разрядом заряженного конденсатора, имитирующего эквивалентную емкость реального трансформатора, на включенную параллельно ему обмотку дросселя.

В результате исследований было установлено, что основное влияние на значение остаточной индукции в сердечнике оказывает значение начальной энергии, запасенной в емкости конденсатора, что согласуется с результатами экспериментов [2].

Результаты экспериментов графически представлены на рис. 2. Кривые зависимостей остаточной индукции от других величин построены в относительных единицах, в долях от базисных величин. На графике (рис. 2) ось абсцисс представляет собой изменение относительной начальной энергии конденсатора, ось ординат – изменение относительной величины остаточной индукции.

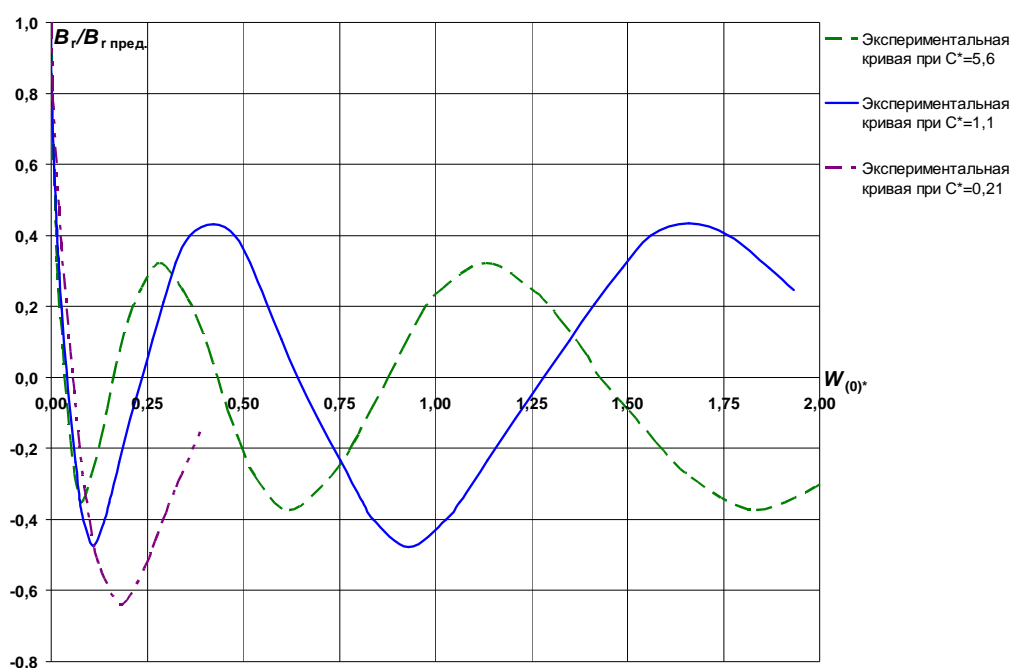


Рис. 2. Зависимость значения относительной остаточной индукции дросселя от значения относительной энергии, запасенной в емкости

Как видно из рис. 2, изменения колебательных кривых имеют периодический характер с увеличивающейся длиной периода по оси энергии конденсатора. Амплитуды колебаний постоянны в продолжение всего опыта.

Очевидно, что основное влияние на величину остаточной индукции в сердечнике оказывает величина начальной энергии, запасенной в емкости, что согласуется с результатами экспериментов М. Х. Зихермана (ВНИИЭ) [2].

Анализ экспериментальных кривых, полученных при исследованиях А. С. Засыпкина, показал, что основным параметром процесса разряда конденсатора на нелинейную индуктивность является емкость разряжаемого конденсатора. При постановке задачи достижения минимальной (или даже нулевой) остаточной индукции значение емкости должно быть мак-

симальным, а значение напряжения заряда конденсатора может быть во много раз меньше амплитудного значения номинального напряжения стороны трансформатора, на которую производится разряд.

Эффективным решением проблемы ложной работы релейной защиты трансформатора при БТН является применение автоматического устройства размагничивания магнитопровода (АУРМ), позволяющего уменьшить практически до нуля остаточную индукцию в магнитопроводе, и, как следствие, сильно уменьшить БТН.

Следует отметить, что автоматические устройства, позволяющие свести к нулю магнитный поток, остающийся в магнитопроводе после отключения трансформатора, ранее не выпускались.

В данный момент представленное решение находится на завершающей стадии разработки и имеет широкие перспективы решения вышеописанных проблем средств РЗА, а также улучшения качественных показателей режима в энергосистеме.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Силовые трансформаторы. Справочная книга / Под ред. С. Д. Лизунова, А. К. Лоханина. М.: Энергоиздат, 2004. – 616 с.
2. *Зихерман М.Х., Камнева Н.П.* Об остаточной индукции в трансформаторах 330 – 750 кВ // *Электричество*, 1972, № 5, с. 86 – 88.
3. *Засыпкин А.С.* Остаточная индукция в ненагруженных силовых трансформаторах после отключения от сети. // *Изв. вузов. Электромеханика*, 1977, № 2, с. 168 – 172.

MAGNETISING INRUSH POWER TRANSFORMERS AND METHODS OF REDUCING

D.O. Mamalimov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Magnetising inrush is a serious problem in the operation of large power transformers and auto-transformers. Turning unloaded transformers accompanied effect of magnetizing-current inrush perceived transformer protective relaying as an internal short-circuit, resulting in protective relaying disables the transformer from the mains. Often reintroductions to nothing lead, the defense again and again off the transformer. Therefore, it is now widely used different locking differential protective relaying of transformer, that is in recognition regime magnetising inrush formed ban on operation of the differential protective relaying of transformer and the protective relaying is blocked for the time required for the decay of the magnetising inrush. But it should be noted that although the use of such locks and prevents false job protection during the magnetising inrush, however, this increases the response time of protective relaying by severe internal damage. Furthermore, the lock protective relaying, i.e. its failure to function in severe magnetising inrush leads to a reduction in the life of the transformer. Thus, the use of locks transformer protective relaying is only a half-measure, that is struggle with the investigation, not eliminating the very causes of the phenomenon. Systemic problem is not solved yet. Worldwide, there are attempts to prevent the phenomenon of magnetising inrush or reduce its impact. The value of the peak magnetising inrush largely dependent on the residual magnetization in the magnetic core transformer. Great value residual induction several times the value of magnetising inrush. The author of the publication of its proposed effective way to reduce to zero the residual induction transformer. At the moment, the presented solution is in the final stages of development and has broad prospects for solving the above problems means of protective relaying. This publication contains general summary of the problem under consideration, the information about the currently known methods for reducing the magnetising inrush and the method proposed by the author.

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ ПРИЕМНИКА ПОТОКА МАЛОРАЗМЕРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ЗАДАНЫМ СТАТИЧЕСКИМ И ДИНАМИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

Тюрина М.М., Порунов А.А.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева)*

В докладе рассмотрена методика проведения параметрического синтеза приемника потока системы воздушных сигналов малоразмерного летательного аппарата по заданным статическим и динамическим характеристикам, рассмотрены целевые функции каналов полного и дросселированного давлений приемника потока, приведены методика синтеза моделей основных пневматических элементов приемника потока и результаты их имитационного моделирования.

Одной из важных задач параметрического синтеза измерительных каналов системы воздушных сигналов (СВС) малоразмерных летательных аппаратов (МЛА) являются определение не только их характеристик, но и их параметров базовых модулей. Каналы СВС МЛА содержат сложные функциональные элементы (преобразователи), в которых протекают разнородные по физике и роду энергии процессы преобразования информативных сигналов. Для конкретизации задачи параметрического синтеза измерительных каналов СВС МЛА (рис. 1) выделим принципиально важные функциональные элементы, отличающиеся по характеру, происходящих в них процессов измерительного преобразования.

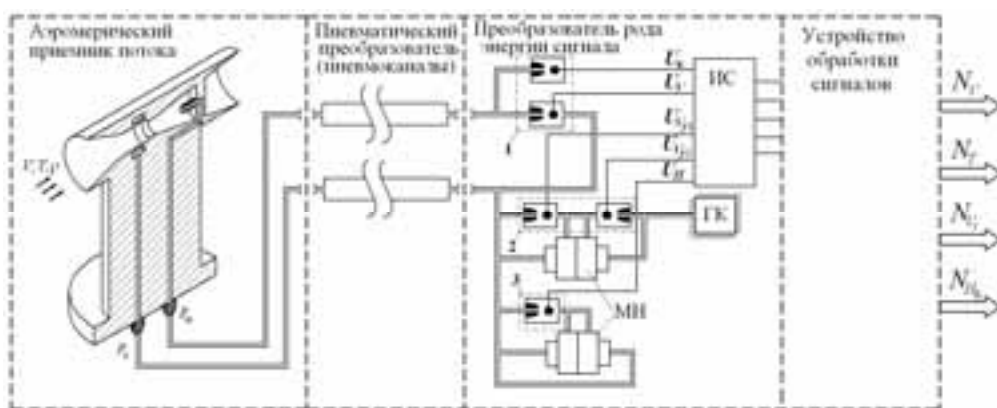


Рис. 1. Декомпозиция измерительных каналов СВС МЛА на базовые функциональные модули: ИС – измерительная схема; ГК – глухая камера; 1 – струйные модули канала воздушной скорости; 2 – струйные модули канала вертикальной скорости; 3 – струйные модули канала барометрической высоты

Входной (аэрометрический) преобразователь СВС МЛА непосредственно взаимодействует с измеряемой средой – воздушным потоком. На его выходе в зависимости от измеряемых параметров формируется не более двух базовых пневматических сигналов. Следующим в структуре измерительных каналов СВС МЛА является пневматический преобразователь, конструктивно выполненный в виде пневматических каналов в виде проточных элементов (трубок различных по длине и геометрии сечения канала). Кроме того, в состав пневматических функциональных элементов измерительных каналов входят глухие и проточные пневматические камеры, сообщающиеся с элементами струйного модуля. Базовыми элементами этого модуля являются конфузурный элемент предварительного деформирования потока газа

и сопло, формирующее струю газа. В створе струи находится анемочувствительный элемент струйно-конвективного модуля, выполняющего преобразование пневматического сигнала в электрический сигнал. Структурно в этом модуле происходят газодинамические и теплоэлектрические процессы, связанные с преобразованием информативного сигнала по уровню и динамическим свойствам. Выходные электрические сигналы струйно-конвективных модулей после предварительной аналоговой и последующей цифровой обработки позволяют получить на выходе каждого из измерительных каналов СВС МЛА информативные сигналы о параметрах истинной воздушной и вертикальной скоростях, барометрической высоте и температуре, позволяющих успешно решать задач управления и контроля МЛА.

С учетом специфики рода энергии информативных сигналов каждый из измерительных каналов разделим на два фрагмента: пневматический и электрический. В состав пневматического фрагмента входят приемник потока, пневматический преобразователь и струйно-конвективный модуль, являющийся стыковым преобразователем обоих фрагментов измерительных каналов. Во второй фрагмент измерительных каналов входят модули преобразования рода энергии сигнала с последующей его аналоговой и цифровой обработкой.

В соответствии с представленным делением на фрагменты измерительных каналов СВС МЛА постановка задач параметрического синтеза основных функциональных элементов включает решение следующих вопросов:

- разбиение полной модели измерительного канала на функциональные элементы;
- формирование целевой функции;
- декомпозиция целевой функции на ряд частных критериев;
- определение чувствительности частных критериев к вариациям доминирующих конструктивных факторов функциональных элементов, входящих в первый фрагмент измерительных каналов;
- определение доминирующих конструктивных параметров конструктивных форм и параметров из всего массива факторов, присущих каждому из модулей первого фрагмента измерительного канала;
- разработка рекомендаций по интервалу предпочтительных значений этих параметров с учетом обеспечения заданных статических и динамических характеристик.

Это подход к постановке и решению задачи параметрического синтеза более близок к методам рационального проектирования. Несмотря на это, его применение оправдано как ограниченной точностью исходных данных при разработке модели функциональных элементов измерительных каналов СВС МЛА, так и невозможностью практической реализации строго оптимальных решения в процессе конструктивной проработки и изготовления натуральных моделей функциональных элементов, входящих в измерительные каналы. Поэтому предложенный подход к решению задачи параметрического синтеза является более предпочтительным при решении конкретной задачи по проектированию базовых функциональных элементов СВС МЛА.

1. Методика и алгоритмы параметрического синтеза приемника потока по заданным статическим характеристикам

Задача параметрического синтеза аэрометрического преобразователя (приемника потока), т.е. выбор и обоснование его предпочтительных форм и параметров, как правило, многокритериальная и в большинстве случаев не имеет строгого аналитического решения. Эта задача отличается большой трудоемкостью в силу сложности воспроизведения реального режима работы приемников потока, недостаточности априорных сведений и многомерностью целевой функции.

Решение задачи параметрического синтеза приемников потока характеризуется рядом особенностей. На первом его этапе априори допускается, что целевая функция приемника потока чувствительна к изменению его конструктивных форм и параметров. При этом выражение для численной оценки целевой функции должно быть по возможности простым и легко вычисляемым. Это особенно важно, поскольку при проведении экспериментов по оценке адекватности модели приемника потока в статистической постановке эти вычисления приходится выполнять многократно. Рассмотренные требования к целевой функции, как правило, противоречивы, и выполнить их можно далеко не всегда [1, 2]. Особенно важным является то, что целевая функция должна быть содержательной, т.е. учитывать особенности объекта анализа и синтеза и, в результате, обеспечивать выполнение предъявляемых к ней требований в заданных условиях эксплуатации.

Задача параметрического синтеза приемников потока состоит в обоснованном выборе вектора определяющих параметров приемника потока (рис. 2) с учетом особенностей процесса измерительного преобразования, при котором можно обеспечить близость целевой функции (критерия качества) к ее оптимальному значению

$$\text{opt } \Phi(u, z) = \Phi(u, z_{\text{опт}}), \quad u \in U, \quad z \in Z. \quad (1)$$

Область допустимых значений параметров разрабатываемого приемников потока определяется неравенствами

$$\bar{z}_- < \bar{z} < \bar{z}_+, \quad \xi_i(\bar{z}) \leq 0, \quad i \in \{1 \dots k\}, \quad (2)$$

где \bar{z}_-, \bar{z}_+ – конструктивные или физические ограничения на параметры синтезируемого ПП; $\xi_i(z)$ – функциональные (неявные) ограничения.

Этим требованиям в значительной степени соответствует такой интегральный параметр приемников потока, как коэффициент восстановления давления χ , который входит в уравнения, описывающие процессы восприятия полного p_n и дросселированного p_b давлений

$$p_n = p_{c.m.} + 0,5\chi_n \rho V^2; \quad (3)$$

$$p_b = p_{c.m.} + 0,5\chi_b \rho V^2, \quad (4)$$

где $p_{c.m.}$ – местное статическое давление; ρ и V – плотность и скорость воздушного потока, набегающего на летательный аппарат при полете; χ_n и χ_b – коэффициенты восстановления давления соответственно для канала восприятия полного и дросселированного давлений.

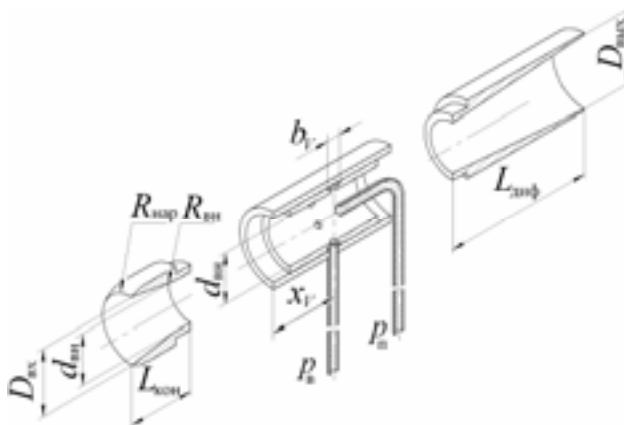


Рис. 2. Геометрическая модель аэроматрического приемника потока

Численные соотношениями значения коэффициентов χ_n и χ_b определяются известными зависимостями

$$\chi_n = (p_n - p_0) / 0,5\rho V^2; \quad (5)$$

$$\chi_b = (p_b - p_0) / 0,5\rho V^2, \quad (6)$$

где p_0 – невозмущенное статическое давление.

Физическую модель первого приближения для приемника потока предлагается принять в виде, представленном на рис. 2. Отличительной особенностью этой модели является выполнение проточного канала в виде осесимметричного тела вращения с профилированием, близким к контуру Вентури. В соответствии с этим обобщенный критерий качества приемника потока может быть представлен как некоторый функционал Φ от коэффициентов восстановления, определяемых конструктивными формами и параметрами приемника потока, а также характером его взаимодействия с набегающим воздушным потоком [2]. В структуру функционала также должны входить величины, оценивающие вариации коэффициентов χ_n и χ_b по скорости V и углу скоса ϕ воздушного потока. Таким образом, функционал Φ для канала полного давления распадается на три частных критерия

$$\Phi[\chi_n] \rightarrow \max; \quad (7)$$

$$\Phi[J_V] \rightarrow \min, \text{ где } J_V = \partial\chi_n / \partial V; \quad (8)$$

$$\Phi[J_\phi] \rightarrow \min, \text{ где } J_\phi = \partial\chi_n / \partial\phi, \quad (9)$$

Первый из этих критериев требует обеспечения максимально возможного значения χ_n при сохранении его постоянства в рабочем диапазоне скоростей полета МЛА. Это позволяет повысить уровень информативного перепада давления $\Delta p = p_n - p_{с.м}$ и, как результат, расширить диапазон измерения в сторону малых скоростей полета. Второй и третий критерии требуют минимума чувствительности коэффициента χ_n к вариациям скорости и угла скоса воздушного потока в рабочем диапазоне их измерения при заданном уровне воспроизводимости зависимостей $\chi_n = \chi(V)$ и $\chi_n = \chi(\phi)$ с достаточно простой их аппроксимацией.

Для канала дросселированного давления приемника целевая функция Φ примет вид также трех частных критериев

$$\Phi[\chi_b] \rightarrow \max; \quad (10)$$

$$\Phi[J_V] \rightarrow \min, \quad J_V = \partial\chi_b / \partial V, \quad (11)$$

$$\Phi[J_\phi] \rightarrow \min, \quad J_\phi = \partial\chi_b / \partial\phi \quad \chi_b \in K_b. \quad (12)$$

Необходимость использования критерия (10) при решении задачи параметрического синтеза канала дросселированного давления, обусловлена тем, что он учитывает требования по обеспечению максимального из возможных значений коэффициента χ_b , т.е. преследуется практически та же цель, как и для канала полного давления, а критерии (11), (12) вытекают из необходимости обеспечения инвариантности коэффициента χ_b к изменениям скорости и угла скоса воздушного потока в рабочем диапазоне их значений.

Из выражения (7) -(12) следует, что решение задачи обеспечения заданных статических характеристик приемников потока включает не только поиск эффективных мер по повышению инвариантности выходных пневматических сигналов приемника потока к действию дестабилизирующих факторов (в первую очередь, таких как скосы потока в ортогональных плоскостях, а также пульсации потока, вызванные неустойчивостью приземного слоя атмосферы), но и выбор оптимальных (чаще рациональных) конструктивных форм и параметров приемников потока.

В процессе параметрического синтеза приемника потока [4] в целях сокращения размерности задачи произведено разделение его полной модели (рис. 2) на базовые функциональные модули (БФМ). В модели проточного приемника к таким модулям следует отнести: модуль конфузора (МК); модуль восприятия давления (МВД); модуль диффузора (МД).

В соответствии с предложенным разделением модели приемника потока на функциональные модули, для каждого из них априори выбраны характерные конструктивные параметры, вариации которых могут существенно повлиять на его статические характеристики, оцениваемые через критерии (7) -(9) или (10) -(12).

Таким образом, задача параметрического синтеза приемника потока по заданным статическим и динамическим характеристикам по существу сводится к оптимизации по взаимно противоречивым критериям. Это чрезвычайно усложняет решение поставленной задачи и приводит к необходимости при ее решении использовать методы рационального проектирования.

2. Параметрический синтез основных пневматических функциональных элементов приемников потока

Большое значение при исследовании задач параметрического синтеза пневматических функциональных элементов приемника потока имеет анализ, протекающих в них процессов, связанных с изменением формы и уровня информативного сигнала, а также определение условий обеспечения заданных статических и динамических характеристик пневмометрического тракта (ПТ) приемника потока (ПП) в целом. Анализ этих процессов базируется на исследовании особенностей течения газа в элементах пневматических каналов ПТ с различными геометрическими формами и параметрами, а также при необходимости с учетом пневмоакустических эффектов, возникающих во время переходных процессов.

Сложность решения этой задачи, с одной стороны, заключается в том, что аналитические методы исследования позволяют получить только приближенные модели, которые в ряде случаев не приводят к достоверным результатам и не позволяют разработать инженерные рекомендации по проектированию ПТ с заданными статическими и динамическими характеристиками. С другой стороны экспериментальные методы, как правило, позволяют получить математические модели, применение которых возможно для узкого класса элементов ПТ, близких по принципам и схемам построения.

Таким образом, при разработке и исследовании пневматических функциональных элементов приемника потока возникает ряд проблем и задач, которые могут быть решены как аналитически (приближенно), так и на основании исследования натурального прототипа исследуемых пневматических элементов. Развитие компьютерных технологий создало возможность их использования в рассматриваемых задачах разработки пневматических функциональных элементов. Такой подход в большинстве случаев целесообразно использовать, когда необходимо получить оценку возможности функционирования элемента с заданными характеристиками, а также определить будет ли этот элемент устойчиво работать при вариациях условий эксплуатации. Важными также являются оценка чувствительности характеристик

пневматических функциональных элементов приемника потока к разбросу его конструктивных параметров, а также определение комбинаций этих параметров, при которых его характеристики будут наилучшими.

В работе физико-математические модели основных функциональных элементов пневмометрического тракта получены в три этапа [3-5]. Первый этап связан с получением математических моделей функциональных элементов вне зависимости от реализованного в них базового технического эффекта, лежащего в основе процесса формирования информативного сигнала. Второй этап состоит в экспериментальной оценке адекватности полученной модели по результатам трубных исследований, на основе которых корректируется аналитическая модель с заданными статическими характеристиками и уточняется область ее применения. Третий этап заключается в выработке инженерных рекомендаций по результатам моделирования.

В рамках первого этапа рассмотрим задачу синтеза моделей таких пневматических функциональных элементов приемника потока, как пневматические каналы постоянного сечения, элементы сужения (конфузор), расширения (диффузор), а также их сочетание с цилиндрическим проточным элементом. Общим для этих элементов является однонаправленное и осесимметричное течение газа, описываемое, в общем случае, системой уравнений Навье-Стокса [6]. Уравнение Навье-Стокса для установившегося одномерного течения газового потока, при допущении, что силы трения в установившемся и в неустановившемся режимах имеют одну и ту же величину, можно записать в следующем виде:

$$\nu\rho\nabla V_x = \nu\rho\left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial z^2}\right) = \frac{\partial p}{\partial x} + \rho\frac{\partial V_x}{\partial x}V_x. \quad (13)$$

Это уравнение с учетом допущения об установившемся режиме течения ($\partial V_x / \partial x = 0$) можно привести к виду

$$\nu\rho\left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial z^2}\right) = \frac{\partial p}{\partial x}, \quad (14)$$

а с учетом равенства правой и левой части выражения (3.14), которое возможно только при $\frac{\partial p}{\partial x} = const$ и принимая справедливость равенств

$$\frac{\partial p}{\partial x} = -\frac{\Delta p}{l}, \quad (15)$$

где Δp – разность давлений на участке проточного элемента длиной l .

Тогда выражение (14) примет вид

$$\nu\rho\left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial z^2}\right) = -\frac{\Delta p}{l}. \quad (16)$$

Для пневматических каналов при практических расчетах допустимо пренебречь [7] величиной статического давления и поправкой к величине давлений, обусловленной неравномерностью радиального распределения скоростей. При записи уравнений для каналов малой длины можно пренебречь силами трения, а для каналов большой длины, когда потери на трение являются определяющими, можно пренебречь действием сил инерции [7].

Проведенный анализ особенностей процессов, протекающих в проточном элементе цилиндрической формы, показал, что система уравнений движения газового потока может быть записана в виде:

– для каналов малой длины:

$$\begin{cases} -\frac{\partial p}{\partial x} = \rho \frac{\partial V}{\partial t}; \\ \frac{1}{c^2} \frac{\partial p}{\partial t} = -\rho \frac{\partial V}{\partial x}; \end{cases} \quad (17)$$

– для каналов большой длины:

$$\begin{cases} -\frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\lambda}{8\delta} \rho V^2; \\ \frac{1}{c^2} \frac{\partial p}{\partial t} = -\rho \frac{\partial V}{\partial x}, \end{cases} \quad (18)$$

где $\lambda = \frac{64}{Re}$ – коэффициент сопротивления, учитывающий потери давления на трение в канале; δ – гидравлический радиус сечения.

Для удобства дальнейшего анализа с учетом инерционных сил и сил трения и пренебрегая влиянием гидростатического давления, а также учитывая, что $G_m = \rho F V$, выражения (17) и (18) в общем виде можно переписать следующим образом:

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial x} + R G + L \frac{\partial G}{\partial t} = 0; \\ \frac{\partial G}{\partial x} + C \frac{\partial p}{\partial t} = 0, \end{cases} \quad (19)$$

где $R_n = \frac{128\nu l}{\pi d^4}$; $L_n = \frac{1,28l}{d^2}$; $C_n = \frac{V}{kgRT}$ – соответственно активное, индуктивное и емкостное сопротивления, распределенные по длине l канала диаметром d , площадь которого равна $F = 0,25\pi d^2$. На основании выражений (19) можно сделать вывод о том, что модель проточного элемента может быть представлена в виде пневматической схемы замещения, включающей в общем случае соответственно активное, индуктивное и емкостное сопротивления. В частных случаях, в зависимости от особенностей геометрии канала некоторыми из этих величин можно пренебречь. Кроме того, система уравнений (19) показывает, что давление в пневматическом канале во время неустановившегося движения распространяется по законам волнового движения.

При построении моделей пневматических функциональных элементов необходимо определить, к какому классу относиться эта модель: с сосредоточенными или распределенными параметрами. Переход от моделей с распределенными параметрами к моделям с сосредоточенными параметрами допустим только в том случае, если длина элемента в направлении течения потока существенно меньше, четверти длины волны передаваемого сигнала. Это условие для пневматических функциональных элементов выполняется с запасом, так как частотный диапазон информативного сигнала находится в пределах $\Delta F = 0 \dots 40$ Гц, и тогда длина волны $\lambda = c_a t \approx 8,3$ м. Обозначено $c_a \approx 332$ м/с – местная скорость звука, $t = 1 / \Delta F$ – время распространения акустической волны.

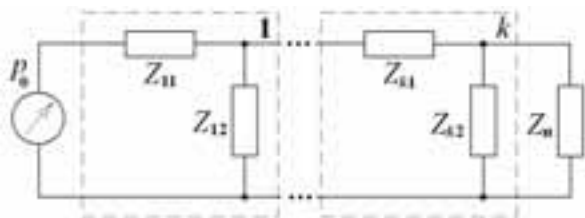


Рис. 3. Полная пневматическая схема замещения проточного канала

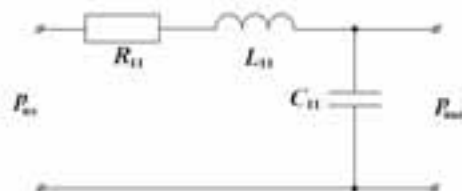


Рис. 4. Пневматическая схема замещения проточного канала

При этом длина элемента (приемника потока), равная 0,1 м значительно меньше четверти длины волны ($1/4 \lambda = 2,07$ м) [8]. В этом случае волновые процессы не оказывают существенного влияния на динамические характеристики элементов. Схема замещения проточных пневматических элементов в большинстве случаев представляется Г-образной схемой замещения, имеющей вид, показанный на рис. 3. На основании этой схемы замещения, используя зависимости [2]

$$Z_{11}(s) = R_{11}(T_{1L}s + 1); \quad (20)$$

$$Z_{12}(s) = \frac{1}{C_{12}s}, \quad (21)$$

можно записать передаточные функции для i -го пневматического тракта проточного канала в виде фрагментов

$$W_i(s) = \frac{Z_{12}(s)}{Z_{11}(s) + Z_{12}(s)}. \quad (22)$$

С учетом обозначения параметров элементов, входящих в пневматическую схему замещения (рис. 4) выражение (22) примет вид

$$W_i(s) = \frac{1}{T_{11}T_{12}s^2 + T_{12}s + 1}. \quad (23)$$

где $T_{11} = L_{11} / R_{11}$ и $T_{12} = R_{11}C_{11}$ – постоянные времени.

Оценка постоянных времени T_{11} и T_{12} , проведенная для натуральных моделей [6] пневматических каналов, показывает, что постоянная времени $T_{12} \gg T_{11}$. Кроме того, при анализе пневматических каналов в его структурной модели представлены только те из них, которые имеют близкие по величине постоянные времена, величина которых значительно превышает постоянные времена других звеньев пневматических каналов.

На основе проведенных ранее исследований [2-5, 9] были систематизированы сведения по определению параметров и характеристик пневматических функциональных элементов, таких как конфузор, вставка, диффузор, проточный канал с прямоугольным сечением, сочетание проточного элемента с глухой камерой и т.д., которые являются базовыми (табл. 1). При информативных перепадах давления до 10 кПа эти модели необходимы для постановки и решения задач имитационного моделирования, конечной целью которого является создание пневмометрического тракта с заданными метрологическими характеристиками.

При синтезе математической модели на основе этого метода исследуемый пневматический канал тракта декомпозируется на ряд участков (рис. 2), геометрические формы и пара-

метры которых представлены в табл. 1. Параметры тракта изменяются дискретно (рис. 2) от участка к участку, поэтому электрическая схема замещения должна представлять собой сочетание групп однородных звеньев, соответствующих участкам реального ПТ приемника потока одного диаметра. В зависимости от особенностей геометрии каждого из участков ПТ можно определить пневматические параметры R_n , L_n , C_n по следующим зависимостям:

$$R_n = \frac{128\nu l}{\pi d^4}; L_n = \frac{1,28l}{d^2}; C_n = \frac{V}{kgRT}, \quad (24)$$

где R_n – пневматическое сопротивление, 1/м·с; ν – коэффициент кинематической вязкости м²/с; d – диаметр участка, м; l – длина участка, м; L_n – пневматическая индуктивность, 1/м; C_n – пневматическая емкость, м·с²; k – показатель процесса; R – универсальная газовая постоянная; g – ускорение свободного падения, м/с²; T – температура воздуха в пневматическом канале, °К; V – объем участка пневматического канала, м³.

На основе полученных с помощью выражений (24) после их соответствующего масштабирования получим пневматические параметры фрагментов ПТ (табл. 2), которые затем использованы для составления и исследования полной схемы замещения (рис. 3), построенной на основе Т-образных схем замещения (рис. 4) выделенных участков ПТ. Полученная имитационная модель ПТ приемника потока представлена на рис. 5.

В результате исследования имитационной модели в виде схемы замещения ПТ (рис. 5) в программном пакете Electronic Work Bench, получены его АЧХ и ФЧХ, которые показаны соответственно на рис. 6 и 7, из которых следует что практически значимыми для оценки динамических свойств приемника потока являются два звена: конфузор и пневматический канал статического давления. Аналогичные исследования были проведены и для других вариантов ПТ приемника потока.

После перехода от АЧХ и ФЧХ, полученных для имитационной модели ПТ приемника потока электрических аналогов, можно сделать следующие выводы. Исследуемую модель ПТТ, показанная на рис. 2, в пределах частот 5 кГц ... 10 МГц можно представить в виде безынерционного звена первого порядка с коэффициентом передачи близким к 1 до граничной частоты $f_{cp} = 15$ кГц, что следует из анализа АЧХ и ФЧХ электрического аналога. За граничную частоту принимаем частоту, на которой ФЧХ электрической модели ПТ претерпевает резкие изменения величины фазового сдвига.

Другой важной задачей является определение чувствительности динамических характеристик к вариациям параметров модели. Полученная схема замещения и имитационная модель ПТ однозначно коррелированы не только по физике протекающих в них процессов, но и по результатам ее исследования в машинном эксперименте и на натурной модели. Полученная модель можно использовать не только для получения динамических характеристик исследуемого ПТ с конкретными геометрическими параметрами, но и для оптимизации его геометрических параметров по известным АЧХ и ФЧХ. Промежуточные исследования имитационной модели показали [2, 5], что динамические характеристики ПТ (АЧХ и ФЧХ) наиболее чувствительны к изменениям таких его геометрических параметров, как внутренний диаметр канала $d_{ин}$, длина конфузора $L_{кон}$, длина статического канала $L_{ст}$.

Конструктивные параметры геометрической модели

№ п/п	Наименование участка	Входной диаметр, $\times 10^{-3}$ м	Выходной диаметр, $\times 10^{-3}$ м	Длина, $\times 10^{-3}$ м	Объем, $\times 10^{-6}$ м ³
1	Конфузор	20	15	15	3,7
2	Внутренняя вставка	15	15	5	0,88
3	Диффузор	15	22	45	12,1
4	Отверстие отбора давления	2	2	1	0,003
5	Щель отбора давления	4	4	53	0,85
6	Пневматический канал статического давления	3	3	5000	35000
7	Приемное отверстие полного давления	2,5	2,5	30	0,15
8	Пневматический канал полного давления	3	3	5000	35000

Таблица 2

Пневматические параметры геометрической модели

№ п/п	Наименование участка	Сопротивление, 1/с·м	Индуктивность, 1/м	Емкость, $\times 10^{-12}$ м·с ²	Постоянная времени, $\tau(R,C) \times 10^{-9}$ с	Постоянная времени, $\tau(R,L)$ с
1	Конфузор	97,14	62,69	31,44	3,05	0,65
2	Внутренняя вставка	60,00	28,40	7,50	0,45	0,47
3	Диффузор	233,00	168,00	102,83	23,99	0,72
4	Отверстие отбора давления	37 960,00	320,00	0,027	1,01	0,008
5	Щель отбора давления	118 630,00	2 560,00	7,20	854,00	0,022
6	Пневматический канал статического давления	2 343 320,00	710 000,00	30 000,00	7000000,00	0,302
7	Приемное отверстие полного давления	29150,00	6144,00	1,25	36,43	0,21
8	Пневматический канал полного давления	2 343 320,00	710 000,00	30 000,00	7000000,00	0,302

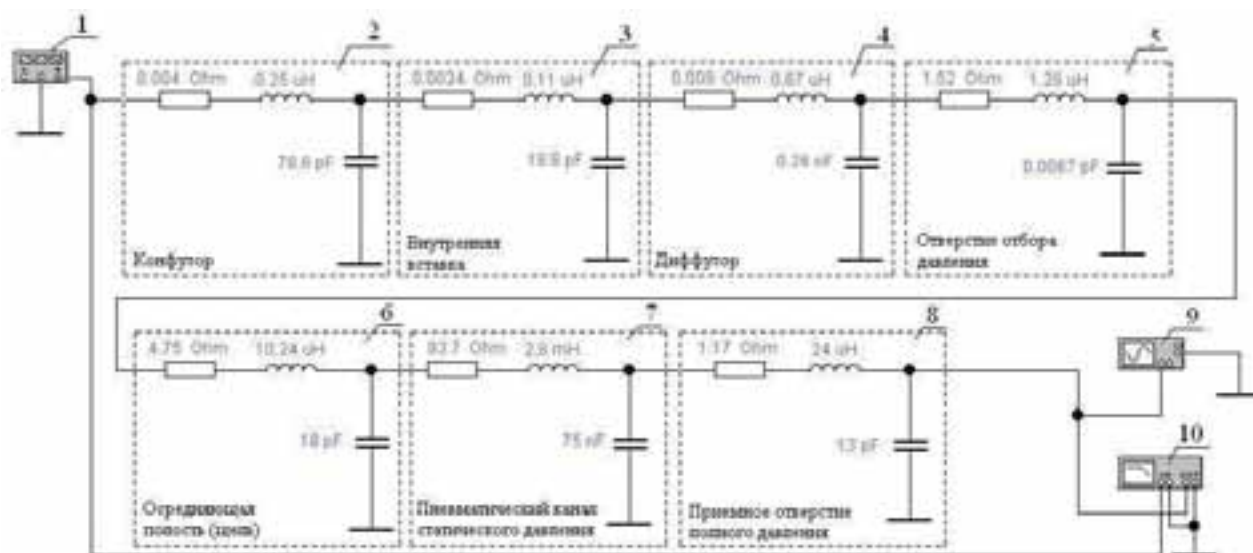


Рис. 5. Имитационная модель пневмометрического тракта приемника потока: 1 – генератор входных воздействий; 2 – схема замещения конфузора; 3 – схема замещения внутренней вставки; 4 – схема замещения диффузора; 5 – схема замещения отверстия отбора давления; 6 – схема замещения щели отбора давления; 7 – схема замещения пневматического канала статического давления; 8 – схема замещения приемного отверстия полного давления; 9 – осциллограф; 10 – построитель графиков

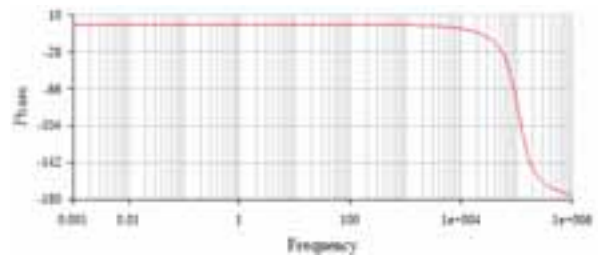
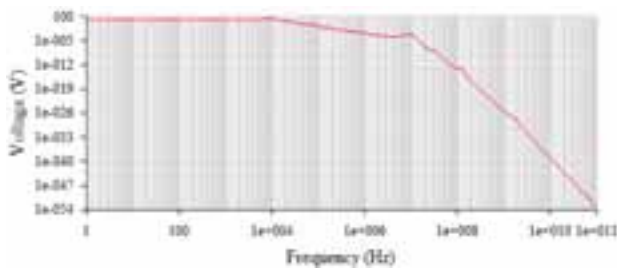


Рис. 6. Амплитудно-частотная характеристика ПТ приемника потока

Рис. 7. Фазо-частотная характеристика ПТ приемника потока

Результаты анализа проведенных экспериментов показали, что при уменьшении внутреннего диаметра $d_{вн}$ с 15 мм до 10 мм частота среза $f_{ср}$ увеличилась в 2,3 раза. При увеличении входного диаметра конфузора $D_{вх}$ с 20 мм до 23 мм частота $f_{ср}$ увеличилась 2,7 раз. Увеличение длины конфузора в 2 раза приводит к тому, что частота среза уменьшилась в 2,8 раз. При уменьшении диаметра отверстия отбора статического давления в 2 раза $f_{ср}$ увеличилась в 3 раза. При уменьшении длины $L_{ст}$ канала статического давления в 3 раза $f_{ср}$ увеличилась в 7,8 раз, а при увеличении длины канала статического давления в 2 раза $f_{ср}$ увеличилась в 2,2 раза.

Представленное выше исследование задачи параметрического синтеза приемника потока проточного типа позволило разработать подходы и методику его проведения, возможность применения которых в инженерной практике подтверждается результатами экспериментальных исследований и натурных испытаний на аэродинамическом стенде. Предложенный подход к решению задачи параметрического синтеза доступен для широкой инженерной практики и может быть успешно использован при решении аналогичных задач при разработке и исследовании других типов приемников потока.

Таким образом, представленные результаты исследования пневматических функциональных элементов приемника потока, входящих в СВС МЛА позволяют решать задачи их параметрического синтеза по заданным статическим и динамическим характеристикам (по чувствительности и быстродействию).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тюрина М.М., Порунов А.А. Система измерения высотно-скоростных параметров винтокрылых и сверхлегких летательных аппаратов/ Тюрина М.М., Порунов А.А. // Известия вузов. Авиационная техника. – 2007. – № 4 – С. 53-57.
2. Тюрина М.М. Многофункциональная система измерения параметров газовых потоков на основе многоканального приемника потока и струйно-конвективных преобразователей: автореф. дис канд. техн. наук: 05.11.16/ Тюрина Марина Михайловна. – Казань, 2012. – 24 с.
3. Козлова О.А., Тюрина М.М. Принципы и схема построения системы измерения давления и скорости его изменения в магистральном самолете // Электронный журнал "Труды МАИ". – 2013. – № 68. – <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41712>.
4. Тюрина М.М., Шамсуллина А.Ф. Синтез моделей элементов аэроматрического тракта на основе метода прямой аналогии // VI Международной конференции студентов и молодых ученых "Перспективы развития фундаментальных наук", - Томск: Изд-во Томского политех. ун-та, 2009. - С. 666-668.104.
5. Тюрина М.М., Порунов А.А. Вопросы инженерного проектирования приемников потока систем измерения расхода газового топлива // Материалы VI Международной научно-практической конференции «Автомобиль и техносфера» (ICATS'2011). Казань: ЗАО «Мир без границ», 2011. - с. 232-234.

6. Лебедев И.В., Трескунов С.Л., Яковенко В.С. Элементы струйной техники. М.: Машиностроение, 1973. – 360 с.

7. Елимелех И.М., Сидоркин Ю.Г. Струйная автоматика (пневмоника). – Л.: Ленинздат, 1972. – 212 с.

8. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1970. – 936 с.

9. Разработка теории и методов проектирования панорамной и всенаправленной систем воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного многоканального приемника давлений. Отчет по этапу 1 проекта № 2.1.2/6100 // Порунов А.А., Солдаткин В.М., Макаров Н.Н., Олаев В.А, Тюрина М.М. и др. (рег. номер 01200905031 от 10.07.09). Казань: Казан. гос. техн. ун-т им. А.Н. Туполева. 2009.

PARAMETRICAL SYNTHESIS OF THE RECEIVER OF THE STREAM OF THE SMALL-SIZED AIRCRAFT ON THE GIVEN STATIC AND DYNAMIC CHARACTERISTICS

M.M. Tyurina, A.A. Porunov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In the report the technique of carrying out parametrical synthesis of the receiver of a stream of system of air signals of the small-sized aircraft on the set static and dynamic characteristics is considered, target functions of channels of the complete and throttled pressure of the receiver of a stream are considered, the technique of synthesis of models of the basic pneumatic elements of the receiver of a stream and results of their simulation modeling are given.

УДК 629.7.95/06:531.781.2(075.8)

МИКРОМЕХАНИЧЕСКИЙ АКСЕЛЕРОМЕТР ДЛЯ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Гаврилов А.А., Вавилов В.Д.

(Арзамасский политехнический институт НГТУ им. Р.Е. Алексеева)

В статье произведено теоретическое обоснование возможности создания компенсационного микромеханического акселерометра с электростатической обратной связью. Выполнен анализ недостатков электростатического преобразователя, предложены пути их решения. Разработана конструкция чувствительного элемента, которая позволяет исключить основные недостатки электростатического преобразователя обратной связи. Произведено моделирование перемещения чувствительного элемента. Описаны модернизированные датчик перемещения и электростатический преобразователь. Для исключения электромассопереноса разработан знакопеременный линеаризатор.

Одно из актуальных направлений, соответствующее критическим технологиям РФ: «Технологии наноустройств и микросистемная техника» - это разработка и исследование микросистемных датчиков информации с применением кристаллических анизотропных материалов, а также развитие принципиально новых технологий, связанных с созданием и интеллектуализацией микросистемных датчиков и с использованием их в системах контроля и управления. Одним из наиболее востребованных микросистемных датчиков является датчик линейных ускорений (акселерометр), разработкой различных вариантов которого успешно занимается ряд зарубежных фирм и отечественных предприятий.

Современное состояние приборостроения характеризуется активизацией внедрения в конструктивные разработки глобального принципа микроминиатюризации, техническая реа-

лизация которого происходит поэтапно по мере решения возникающих научных и изобретательских задач.

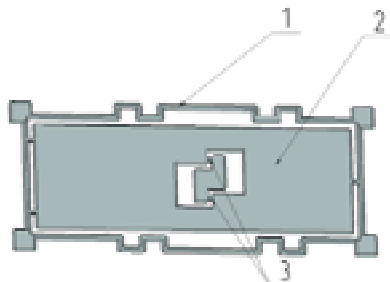


Рис. 1. Маятник акселерометра

Современные тенденции развития приборостроения предъявляют к микромеханическим датчикам довольно противоречивые требования: снижение массогабаритных характеристик, повышение точности и снижение себестоимости.

С учетом этих требований точности датчиков прямого измерения становится недостаточно, а акселерометры с обратной связью, обладая высокой точностью, имеют завышенные массогабаритные характеристики. Это связано с использованием в качестве элементов компенсационного преобразователя навесных катушек, магнитных систем и магнитов. Помимо увеличения массогабаритных характеристик из-за сложной микросборки существенно возрастает себестоимость датчика.

Электростатический силовой преобразователь обладает приемлемыми размерами, прост в изготовлении, не требует дополнительных технических операций. Но наряду с этими преимуществами он имеет несколько существенных недостатков: малая величина компенсационной силы, нелинейная зависимость силы от напряжения обратной связи, эффект «залипания» маятника.

Основными задачами данной работы являются:

- проработка конструктивных решений и технологических аспектов чувствительного элемента акселерометра с целью увеличения диапазона измерений;
- проработка электронного преобразователя с целью обеспечения стабильности характеристик акселерометра;
- разработка методики расчета силового электростатического преобразователя.

Конструкция акселерометра с электростатической обработкой включает основные узлы: чувствительный элемент (ЧЭ), емкостной преобразователь перемещения, электростатический преобразователь силы.

Кристаллический элемент (КЭ) в проектируемом акселерометре выполняется по типу «коромысло», на рисунке 1 приведена конструкция этого элемента. Конструктивной особенностью КЭ является несимметричное расположение массы по обе стороны от оси качания, что позволяет добиваться необходимого соотношения жесткости «электрической пружины» и маятниковости для обеспечения требуемого диапазона измерений.

ЧЭ получают методом размерного травления из пластины монокремния. При этом формируется каркасная рамка 1, маятник 2 и подвесы 3.

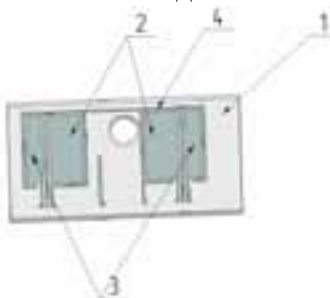


Рис. 2. Обкладка ЧЭ

Электроды силового преобразователя (см. рисунок 2) и электроды емкостного датчика перемещений нанесены на стеклянные обкладки. Топология металлизации на первой и второй неподвижных обкладках одинакова. Площади электродов силового преобразователя и площади электродов емкостного преобразователя перемещений равны между собой.

На стеклянной обкладке (1) напылены две неподвижные обкладки датчика угла (3), две обкладки электростатического силового преобразователя (2). Для предотвращения перетекания зарядов обкладки разделены охранным контуром (4).

ЭК и стеклянные обкладки с электродами соединены между собой при помощи электродиффузионной сварки.

Для уменьшения связи ЭК с основанием соединение маятника со стеклом локализовано в одной точке.

Под действием измеряемого ускорения a за счет разбаланса плеч «коромысла» происходит угловое перемещение подвижного узла ПУ, которое детектируется емкостным датчиком перемещения ПП. Разбаланс емкостей датчика перемещения преобразуется электроникой в электрический сигнал – постоянное напряжения $U_{вых}$, пропорциональное ускорению. Это напряжение подается в цепь обратной связи с коэффициентом передачи $K_{ос}$ для создания компенсирующей электростатической силы.

На фоне полезного углового перемещения возникает плоскопараллельное перемещение кристаллического элемента, которое будет детектироваться ДП, состоящим из двух дифференциальных емкостей. Изменяя геометрические размеры подвеса, полная отстройка от плоскопараллельного перемещения невозможно. С учетом технологических особенностей жидкостного травления кремния в среде T-FLEX Анализ 11 (см. рисунок 3) подобраны геометрические размеры подвеса.

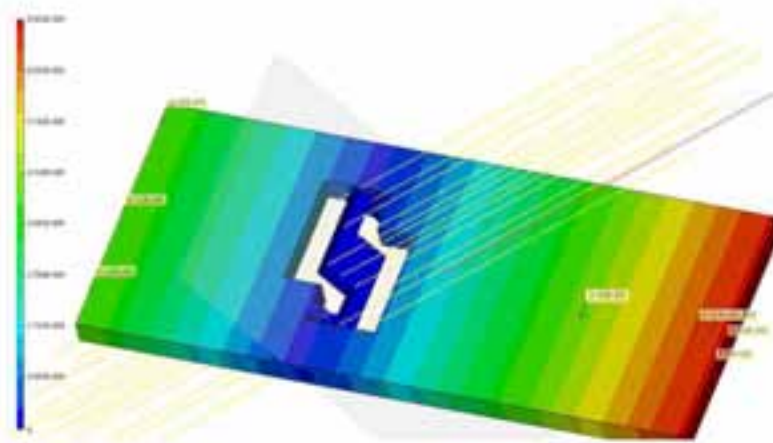


Рис. 3. Оптимизация подвесов

Результаты моделирования показали, что плоскопараллельное перемещение составляет 1,5 % от углового. Для полной отстройки от чувствительности акселерометра к паразитному перемещению модернизирован датчик перемещения (см. рисунок 4).

Датчик перемещения представляет собой дважды дифференциальную систему, состоящую из четырех емкостей. Схема соединения емкостей представлена на рисунке 3.

При плоскопараллельном движении маятника емкости $C1$ и $C4$ изменяются на одну и ту же величину:

$$C_{\text{ЭКВ1}} = C_1 + C_3 = \varepsilon_0 \cdot \varepsilon \cdot S \cdot \left(\frac{1}{d + \Delta_{\text{П}}} + \frac{1}{d - \Delta_{\text{П}}} \right) = 2 \cdot \frac{\varepsilon_0 \cdot \varepsilon \cdot S}{d \left(1 - \left(\frac{\Delta_{\text{П}}}{d} \right)^2 \right)} \approx 2 \cdot \frac{\varepsilon_0 \cdot \varepsilon \cdot S}{d} \cdot \left(1 + \left(\frac{\Delta_{\text{П}}}{d} \right)^2 \right),$$

$$C_{\text{ЭКВ2}} = C_2 + C_4 = 2 \cdot \frac{\varepsilon_0 \cdot \varepsilon \cdot S}{d \left(1 - \left(\frac{\Delta_{\text{П}}}{d} \right)^2 \right)} \approx 2 \cdot \frac{\varepsilon_0 \cdot \varepsilon \cdot S}{d} \cdot \left(1 + \left(\frac{\Delta_{\text{П}}}{d} \right)^2 \right),$$

Логометрический аппарат преобразования не чувствителен к данному виду перемещения

$$\frac{C_{\text{ЭКВ2}} - C_{\text{ЭКВ1}}}{C_{\text{ЭКВ2}} + C_{\text{ЭКВ1}}} U_{\text{ОП}} = 0.$$

Чувствительный элемент имеет две степени свободы: линейную вдоль оси x и угловую α относительно оси z . Таким образом, положение маятника в пространстве определяется двумя координатами x и α . Запишем уравнение Лагранжа второго рода в следующем виде:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{x}} - \frac{\partial L}{\partial x} = 0, \quad \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\alpha}} - \frac{\partial L}{\partial \alpha} = 0,$$

где $L = T - D - V$ - функция Лагранжа; T - кинетическая энергия ЧЭ; D - диссипативная функция; V - потенциальная энергия ЧЭ.

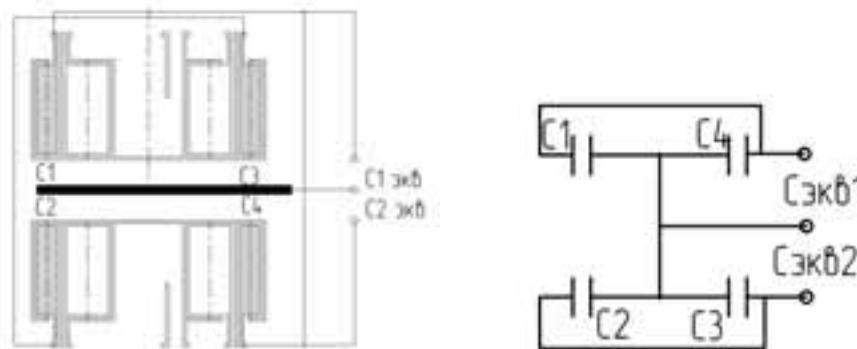


Рис. 4. Конструкция датчика перемещения

Дифференциальное уравнение движения ЧЭ маятникового типа:

$$J \ddot{\alpha} + K_{\text{д}} \dot{\alpha} + G_y \alpha = m a_{\text{кц}}.$$

где $a_{\text{к}}$ – компонента ускорения, действующего на корпус и ЧЭ акселерометра, представляющая собой входное воздействие в виде сложной функции времени, м/с^2 ;

$K_{\text{д}}$ – абсолютный коэффициент газодинамического демпфирования, $\text{Н}\cdot\text{с}$;

G_y – угловая жесткость подвеса, $\text{Н}\cdot\text{м}$;

J – момент инерции рабочей части маятника, $\text{кг}\cdot\text{м}^2$.

Угловая жесткость подвеса определяется формулой:

$$G_y = \frac{k E_{[100]} J_p}{a_{\text{П}}} f(\gamma),$$

где k – число подвесов;

$E_{[100]}$ – модуль упругости кремния в направлении $[100]$.

$E [100] = 1,295 \cdot 10^{11}$ Па;

$f(\gamma)$ – функция кривизны подвеса по толщине F_1, F_2, F_1, F_2 ;

J_p – момент инерции сечения подвеса относительно оси x , кг·м²;

Функция кривизны подвеса по толщине определяется по формуле:

$$f(\lambda) = \frac{3 \operatorname{arctg} \sqrt{2\gamma}}{4\sqrt{2\gamma}} + \frac{5+6\gamma}{4(1+2\gamma)^2}, \quad \gamma = \frac{(c_{n \max} - c_{n \min})}{c_{n \min}}$$

где $c_{n \max}$ – максимальная толщина подвеса, мкм,

$c_{n \min}$ – минимальная толщина подвеса, мкм.

Формула для определения момента инерции сечения подвеса относительно оси качания:

$$J_p = \frac{b_n c_{n \min}^3}{12}$$

При разработке ЧЭ удобно дифференциальные уравнения его движения представить в виде передаточных функций, применив преобразование Лапласа. Таким образом, передаточная функция подвижного узла с предельно короткими подвесами может быть оценена колебательным звеном второго порядка:

$$W_{ny}(s) = \frac{K_{че}}{Js^2 + K_{dy}s + G_y},$$

где $K_{че}$ – коэффициент передачи ЧЭ.

Коэффициент статической передачи подвижного узла

$$K_{cm} = \frac{ml_u}{G_y}.$$

Данный вид чувствительного элемента позволяет не снижать коэффициент статической передачи подвижного узла при увеличении диапазона измерения, что улучшает соотношение «сигнал-шум» для акселерометра.

Силовые обкладки электростатического преобразователя представлены на рисунке 5.

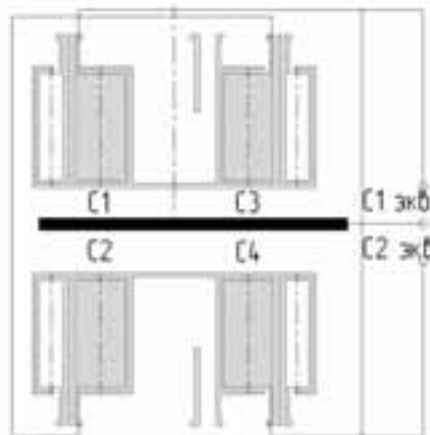


Рис. 5. Обкладки электростатического преобразователя

Схема соединения идентична схеме соединения конденсаторов для датчика перемещения.

Определим силу, которую может развивать данный преобразователь. Емкость каждого конденсатора равна 41,6 пФ. Электростатическая сила, действующая на маятник со стороны одного конденсатора равна:

$$F = qE = \frac{q^2}{2\varepsilon \cdot \varepsilon_0 \cdot S} = \frac{C^2 \cdot U_{oc}^2}{2\varepsilon \cdot \varepsilon_0 \cdot S}, \quad (8)$$

где $S = 2,2 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$ – площадь обкладки, U_{oc} – напряжение обратной связи, В.

Для устранения нелинейной зависимости между силой и напряжением обратной связи на обкладки подается высокостабильное напряжение опоры:

$$F_1 = F_3 = \frac{C^2 \cdot (U_{оп} + U_{oc})^2}{2\varepsilon \cdot \varepsilon_0 \cdot S}$$

$$F_2 = F_4 = \frac{C^2 \cdot (U_{оп} - U_{oc})^2}{2\varepsilon \cdot \varepsilon_0 \cdot S}$$

где $U_{оп}$ – 6,4 В – опорное напряжение силового преобразователя, F_1, F_2, F_3, F_4 – силы, действующие на маятник со стороны конденсаторов электростатического преобразователя, Н.

Результирующий момент, действующий на маятник со стороны электростатического преобразователя:

$$\begin{aligned} M_{\varepsilon} &= l \cdot (F_2' + F_4' - F_1' + F_3') = 2l \cdot \left(\frac{C^2}{2\varepsilon \cdot \varepsilon_0 \cdot S} \left[(U_{оп} + U_{oc})^2 - (U_{оп} - U_{oc})^2 \right] \right) = \\ &= 2l \left(\frac{4U_{оп} \cdot U_{oc} \cdot C^2}{2\varepsilon \cdot \varepsilon_0 \cdot S} \right) = 2l \left(\frac{2U_{оп} \cdot U_{oc} \cdot \varepsilon \cdot \varepsilon_0 \cdot S}{h^2} \right), \end{aligned}$$

Численно максимально развиваемый момент равен $2,66 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м}$.

Определим максимальное ускорение, которое может быть скомпенсировано силовым преобразователем:

$$M_{\varepsilon} \geq M_a$$

$$M_a = n \cdot g \cdot m \cdot l_y = n \cdot 9,81 \cdot 2,51 \cdot 10^{-5} \cdot 22,1 \cdot 10^{-3} = n \cdot 5,44 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}$$

$$n \leq \frac{2,66 \cdot 10^{-4}}{5,44 \cdot 10^{-6}} \approx 50 \text{ g}$$

Максимальная напряженность поля в силовых конденсаторах равна:

$$E = \frac{U}{d} = 1,14 \cdot 10^6 \frac{\text{В}}{\text{м}}$$

Критическая напряженность электрического поля в среде сухого азота, при которой возникает электрический пробой, составляет $E_{кр} \approx 5 \cdot 10^6 \text{ В/м}$.

Одним из недостатков электростатического преобразователя момента является эффект электропереноса между подвижными обкладками, который имеет место при питании преобразователя постоянным опорным напряжением. Схема преобразования емкость-напряжение полностью заимствована из изделия АТ 1105, но в цепь обратной связи для устранения электропереноса включен знакопеременный линейризатор (см. рисунок б).

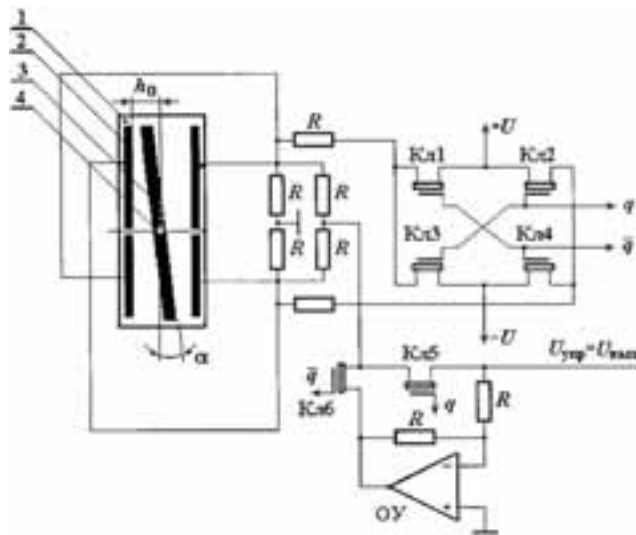


Рис. 6. Знакопеременный линейризатор

Для работы электростатического преобразователя важен модуль напряжения на обкладках, а не его знак. Данная схема позволяет менять знак на обкладках конденсатора и сохранять модуль напряжения.

Ключи управляются генератором опорного напряжения. Рассмотрим случай когда ключи Кл1, Кл4, Кл5 открыты, а ключи Кл2, Кл3, Кл6 закрыты. На обкладках 1,2,3 и 4 конденсаторов формируется напряжение:

$$\begin{aligned} U_1 = U_3 &= (U_{\text{оп}} + U_{\text{ос}}) \\ U_2 = U_4 &= (-U_{\text{оп}} + U_{\text{ос}}) \end{aligned}$$

Рассмотрим случай когда ключи Кл2, Кл3, Кл6 открыты, а ключи Кл1, Кл4, Кл5 закрыты. На обкладках 1,2,3 и 4 конденсаторов формируется напряжение:

$$\begin{aligned} U_1 = U_3 &= (-U_{\text{оп}} - U_{\text{ос}}) \\ U_2 = U_4 &= (U_{\text{оп}} - U_{\text{ос}}) \end{aligned}$$

Из выражений видно, что модуль напряжения на обкладках не меняется.

В данной работе приведено теоретическое обоснование возможности создания акселерометра с электростатической обратной связью на основе чувствительного элемента «коромысло». Предложенное конструктивное решение позволяет, не снижая полезную массу и не повышая питание акселерометра, повысить диапазон измерения. Использование дважды дифференциального преобразователя перемещения позволит отстроить датчик от чувствительности к плоскопараллельному перемещению. Использование знакопеременного линейризатора в сочетании с малой напряженностью электрического поля в компенсационном преобразователе должны исключить явление электропереноса, который проявляется при создании электростатического акселерометра на классическом маятнике.

Выгодное отличие электростатического преобразователя от магнитоэлектрического преобразователя – это простота изготовления. Ориентировочная трудоемкость изготовления акселерометра сравнима с трудоемкостью изготовления акселерометров прямого измерения, так как напыление обкладок не требует введение дополнительной технологической операции. В связи с этим датчик, построенный на данном принципе, будет обладать точностными характеристиками акселерометров с обратной связью и себестоимостью акселерометров прямого измерения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вавилов В.Д. Интегральные датчики // Н.Новгород.: НГТУ, 2003. - 503 с.

MICROMECHANICAL ACCELEROMETERS FOR NAVIGATION SYSTEMS

V.D. Vavilov, A.A. Gavrilov

(Arzamas polytechnic institute (branch) Nizhny Novgorod state technical university named after R.E. Alexeev)

In this paper, theoretical justification of the possibility of creating a compensation of micro-mechanical accelerometer with electrostatic feedback. The analysis of the shortcomings of the electrostatic transducer, the ways to solve them. The design, the sensor, which eliminates the main disadvantages of the electrostatic transducer feedback. Produced modeling movement sensor. Are described upgraded motion sensor and an electrostatic transducer. To exclude elektromassoperenosa developed alternating linearize.

УДК 629.7.05/06:531.781.2 (075.8)

УГЛОВОЙ АКСЕЛЕРОМЕТР

Шипунов А.Н., Вавилов В.Д.

(Арзамасский политехнический институт)

Предложенная конструкция чувствительного элемента датчика угловых ускорений обладает высокой чувствительностью к полезному сигналу, но также чувствительна к линейному ускорению и угловой скорости. В статье теоретически обоснованы и экспериментально апробированы методики отстройки чувствительного элемента от линейного ускорения и угловой скорости.

Введение

Для получения полной информации о движении различного рода объектов в современных навигационных системах, системах автоматического управления, телеуправления применяются датчики первичной информации (ДПИ):

- датчики угловых скоростей (ДУСы), с помощью которых определяются угловые параметры движения летательного объекта (ЛО) в любой момент времени;
- датчики линейных ускорений (ДЛУ или акселерометры), предназначены для определения, в основном, линейной скорости и координат центра масс объекта посредством математических вычислений.

Наряду с угловой скоростью и линейным ускорением одной из величин, служащих для управления движением ЛО, является угловое ускорение вращательного движения объекта.

Угловое ускорение позволяет решать следующие задачи:

- определение угловой скорости и угловой ориентации объекта относительно выбранной системы отсчета в навигации и управлении ЛО;
- определение угловых перегрузок ЛО для выдачи предупредительных сигналов;
- компенсация возмущений, воздействующих на ЛО (например, угловая вибрация);
- техническая диагностика вращающихся элементов различной аппаратуры и силовых установок [3].

Для измерения углового ускорения служат так называемые датчики угловых ускорений (ДУУ) или угловые акселерометры. В зависимости от задачи, а также быстродействия, сложности, маневренности ЛА, точности сигнала в основу работы ДУУ могут быть положены разные принципы.

Уровень сигнала линейного ускорения в разы превышает уровень сигнала углового ускорения, поэтому возникают сложности при создании ДУУ. Принимая во внимание быстрый рост технологий и усовершенствования измерительной техники в сфере ее быстродействия и миниатюризации, стало возможным изготавливать угловые акселерометры, способные регистрировать низкий уровень входного сигнала.

В настоящее время в приборостроении датчики угловых ускорений вызывают большой интерес, а исследование величины углового ускорения позволит решать новые более сложные задачи военной и гражданской тематики.

1. АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ АКСЕЛЕРОМЕТРА УГЛОВОГО

Разработка углового акселерометра создаст новый виток в развитии малогабаритных, более маневренных летательных объектов, а также более совершенных систем стабилизации.

Технические требования:

Диапазон измеряемых угловых ускорений, рад/с ² (°/с ⁻)	41,88(2400)
Диапазон изменения выходного сигнала, В	±10
Вибрационные ускорения, м/с ² /Гц	5/500
Суммарная погрешность 3σ:	
от 0 до 1 Гц	не более 4 %
от 1 до 10 Гц	не более 10 %
Время готовности, с	не более 5
Диапазон рабочих температур, °С	-50 + 60
Напряжение питания, В	±15
Габаритные размеры, мм	62
длина,	50
ширина,	29
высота	
Масса, кг	0,1

2. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АКСЕЛЕРОМЕТРА УГЛОВОГО

При выборе схемы построения датчика предпочтительней оказалась схема компенсационного типа с магнитоэлектрической обратной связью, так как в датчиках прямого измерения не обеспечиваются требуемые динамические характеристики, а датчики с электростатической ОС имеют низкий уровень компенсации внешнего воздействия, что с увеличением инерционной массы ЧЭ для повышения чувствительности приведет к увеличению статической погрешности устройства.

Чувствительный элемент представляет собой инерционную массу, содержащую подвижную обкладку из кремния с закрепленным на ней инерционным кольцом из титана. Подвижная обкладка закреплена на двух упругих подвесах и содержит 2 катушки обратной связи. Рамка подвижной обкладки соединена электростатической диффузионной сваркой со стеклянной неподвижной обкладкой ДУ с нанесенными на нее металлизированными полигонами. Подвижная и неподвижная обкладки образуют емкостной датчик угла. При действии углового ускорения $\ddot{\psi}$ подвижная обкладка чувствительного элемента отклоняется на определенный угол α (рисунок 1), изменяя при этом дифференциальную емкость датчика угла.

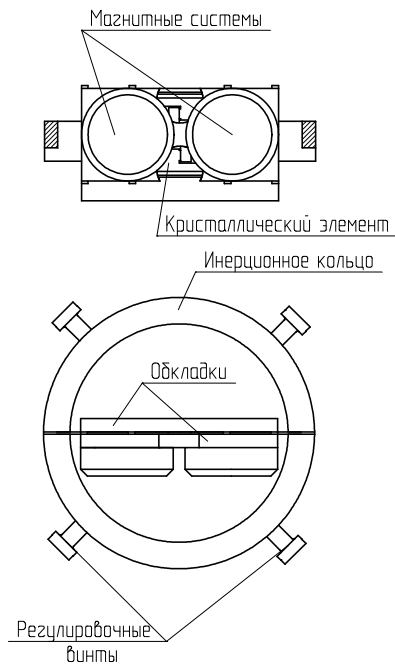


Рис. 1

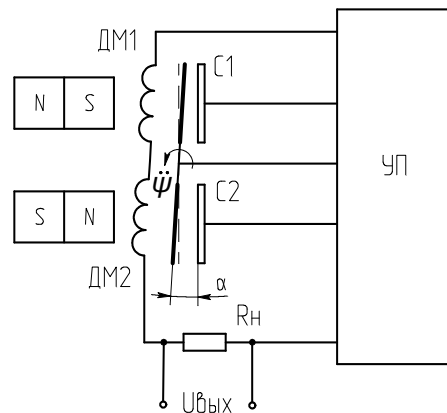


Рис. 2

Разбаланс емкостей преобразуется сервисной электроникой в напряжение, которое подается на катушки ДМ и нагрузочное сопротивление R_n .

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕДАТОЧНОЙ ФУНКЦИИ ПОДВИЖНОГО УЗЛА ЧЭ

В данном случае подвижный узел ЧЭ имеет одну степень свободы – угловое перемещение, поэтому система уравнений Лагранжа второго рода вырождается в одно уравнение:

$$\frac{d\partial T}{dt\partial\dot{\phi}} - \frac{\partial T}{\partial\phi} = Q_\phi,$$

где $T = \frac{mv^2}{2} + \frac{J_x\omega^2}{2}$ – кинетическая энергия ЧЭ, m – масса подвижного узла, $v = \dot{y}$, $\omega = \dot{\phi}$ – линейная и угловая скорость центра масс ЧЭ, J_x – момент инерции относительно центра масс.

Кинетическая энергия определяется:

$$T = \frac{m\dot{y}^2}{2} + \frac{J_x\dot{\phi}^2}{2}$$

С учетом сил и момента газодинамического демпфирования углового движения ЧЭ, а также угловой жесткости упругого подвеса обобщенный момент можно выразить следующим образом:

$$Q_\phi = J_x\ddot{\psi} - K_{\partial y}\dot{\phi} - G_y\phi,$$

где J_x – момент инерции относительно центра масс,

$\ddot{\psi}$ - действующее угловое ускорение,

$K_{\partial y}$ - угловой коэффициент газодинамического демпфирования,

G_y - угловая жесткость подвеса.

Подставляя уравнения для кинетической энергии и обобщенного момента в исходное уравнение Лагранжа, получим:

$$J_x\ddot{\psi} - K_{\partial y}\dot{\phi} - G_y\phi = J_x\ddot{\psi}$$

Уравнение можно записать в операторной форме:

$$(J_x s^2 + K_{\partial y} s + G_y) \phi = J_x \ddot{\psi},$$

где $s = \frac{d}{dt}$ - оператор Лапласа.

Передаточная функция примет вид:

$$W_{ny}(s) = \frac{\phi(s)}{\ddot{\psi}(s)} = \frac{J_x}{J_x s^2 + K_{\partial y} s + G_y}$$

или

$$W_{ny}(s) = \frac{k}{T^2 s^2 + 2T\xi s + 1},$$

где $k = \frac{J_x}{G_y}$, $T = \sqrt{\frac{J_x}{G_y}}$, $\xi = \frac{K_{\partial y}}{2\sqrt{G_y J_x}}$.

Жесткость упругого подвеса определяется:

$$G_y = \frac{E J_n}{l_n},$$

где E - модуль Юнга, $J_n = \frac{h_n \cdot d_n^3}{12}$ - момент инерции сечения упругого элемента подвеса,

l_n - длина упругого элемента подвеса. Путем нескольких итераций определяется длина подвеса $l_n = 200 \text{ мкм}$, при которой оптимальная жесткость подвеса:

$$G_y = 2G_n = 0,02H \cdot m$$

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ ПОГРЕШНОСТИ

Суммарная погрешность измерения углового ускорения должна быть:

- в диапазоне частот от 0 до 1 Гц не более 4 %;
- в диапазоне частот от 1 Гц до 10 Гц не более 10 %.

Суммарная погрешность включает в себя:

- погрешность нулевого сигнала;
- погрешность крутизны тарировочной характеристики;
- погрешность от линейного ускорения (небаланс);
- погрешность при действии синусоидальной вибрации;
- динамическая погрешность.

Динамическая погрешность содержит две составляющие:

- амплитудная погрешность на частоте 10 Гц σ_a (%),
- фазовая погрешность на частоте 10 Гц σ_ϕ (%).

Составляющая амплитудной погрешности определяется по формуле:

$$\sigma_a = \frac{A_{10} - A_1}{A_1} \cdot 100\%,$$

где A_1 - амплитуда выходного сигнала измерителя на частоте 1 Гц,

A_{10} - амплитуда выходного сигнала измерителя на частоте 10 Гц.

Составляющая фазовой погрешности определяется по формуле:

$$\sigma_{\phi} = (\sin \phi) \cdot 100\% .$$

Собственная частота подвижного узла без учета демпфирования вычисляется по формуле:

$$f = \frac{T}{2\pi} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{G_y}{J_x}} = 15,8 \text{ Гц}$$

При данной частоте амплитудная и фазовая погрешности значительно превышают технические требования:

$$\sigma_a = \left[\frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{f_{10}^2}{f_x^2}\right)^2 + 4\xi^2 \frac{f_{10}^2}{f_x^2}}} - \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{f_1^2}{f_x^2}\right)^2 + 4\xi^2 \frac{f_1^2}{f_x^2}}} \right] \sqrt{\left(1 - \frac{f_1^2}{f_x^2}\right)^2 + 4\xi^2 \frac{f_1^2}{f_x^2}} \cdot 100\%$$

$$\sigma_{\phi} = \sin \left(\arctg \left(\frac{2\xi \frac{f_{10}}{f_x}}{1 - \frac{f_{10}^2}{f_x^2}} \right) \right) \cdot 100\%$$

где $f_{10} = 10 \text{ Гц}$, $f_1 = 1 \text{ Гц}$, $\xi = 0,707$ $\sigma_a = 17\%$, $\sigma_{\phi} = 96\%$,

Поэтому следует увеличить собственную частоту подвижного узла за счет жесткости датчика момента обратной связи.

Удовлетворяющие требованиям динамические погрешности получаются при частоте $f_x = 500 \text{ Гц}$:

$$\sigma_a = 4 \cdot 10^{-6} \% , \quad \sigma_{\phi} = 2,82\%$$

8. БАЛАНСИРОВКА АКСЕЛЕРОМЕТРА УГЛОВОГО

Статическая балансировка датчика (отстройка от действия линейного ускорения) может быть осуществлена с помощью 4-х регулировочных винтов, расположенных в инерционной массе (титановом кольце, вклеенным в элемент кристаллический) так, чтобы каждая пара винтов лежала на одной оси, а их оси пересекались. На рисунке 3 показано положение регулировочных винтов массой m до регулировки, пунктиром показано первоначальное положение центра тяжести инерционной массы.



Рис. 3

Статическая балансировка заключается в том, чтобы перемещением регулировочных винтов добиться совпадения центра тяжести инерционной массы с осью чувствительности датчика. Несовпадение изначально центра тяжести с осью чувствительности обуславливается рядом причин: неточность установки титанового кольца, несимметричность конструкции чувствительного элемента, неидеальность изготовления деталей ЧЭ.

Так как балансировка датчика осуществляется с помощью регулировочных винтов, то кольцо и элемент кристаллический можно исключить из расчета.

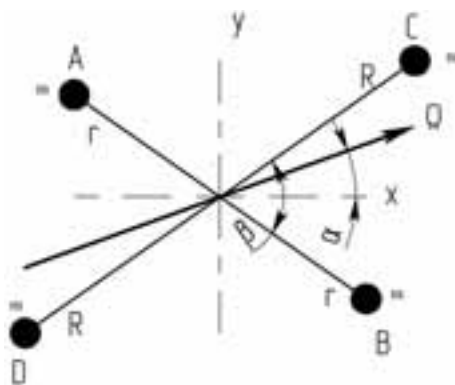


Рис. 4

Проанализируем поведение статически отбалансированной инерционной массы, состоящей из 4-х винтов при действии на нее угловой скорости.

Рассмотрим общий случай, когда оси винтов пересекаются друг с другом под углом β , а вектор угловой скорости перпендикулярен оси чувствительности и повернут на произвольный угол α относительно оси x , являющейся биссектрисой угла β (рисунок 4). Пара винтов АВ и пара винтов CD под действием центробежных сил стремятся развернуться вокруг оси чувствительности так, чтобы составить перпендикуляр с вектором угловой скорости. Создаваемые при этом центростремительные моменты будут направлены в разные стороны.

Рассмотрим действие угловой скорости на каждую пару винтов АВ и CD (рисунок 5).

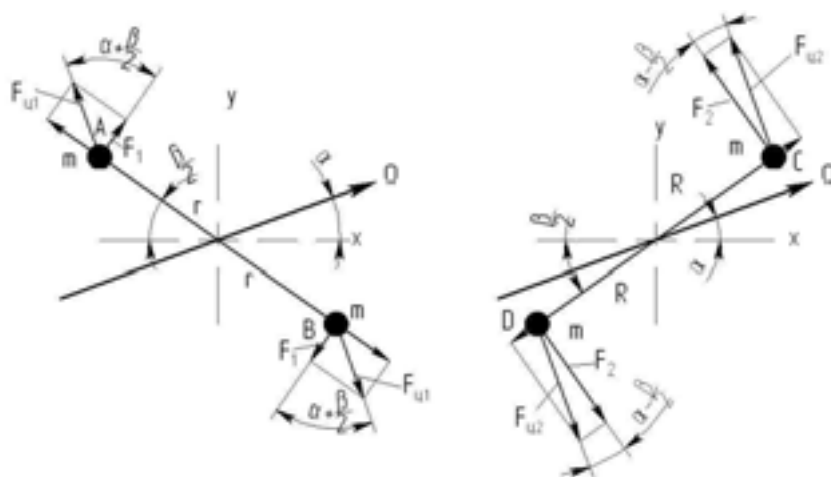


Рис. 5

Возникающие центростремительные силы F_{u1} и F_{u2} будут определяться выражениями:

$$F_{u1} = m \cdot \Omega^2 \cdot r \cdot \sin\left(\alpha + \frac{\beta}{2}\right)$$

$$F_{y2} = m \cdot \Omega^2 \cdot R \cdot \sin\left(\alpha - \frac{\beta}{2}\right)$$

В результате центробежные моменты определяются как произведение силы, стремящейся развернуть винты на расстояние, где эта сила возникает:

$$M_1 = F_1 \cdot r = F_{y1} \cdot \cos\left(a + \frac{\beta}{2}\right) \cdot r = m \cdot \Omega^2 \cdot r^2 \cdot \sin\left(a + \frac{\beta}{2}\right) \cdot \cos\left(a + \frac{\beta}{2}\right) = \frac{m \cdot \Omega^2 \cdot r^2}{2} \cdot \sin(2\alpha + \beta)$$

$$M_2 = -F_2 \cdot R = F_{y2} \cdot \cos\left(a - \frac{\beta}{2}\right) \cdot R = -m \cdot \Omega^2 \cdot R^2 \cdot \sin\left(a - \frac{\beta}{2}\right) \cdot \cos\left(a - \frac{\beta}{2}\right) = -\frac{m \cdot \Omega^2 \cdot R^2}{2} \cdot \sin(2\alpha - \beta)$$

Произведение $m \cdot r^2$ или $m \cdot R^2$ есть ничто иное, как момент инерции материальной точки J_x , в данном случае винтов.

Для того чтобы датчик не чувствовал действие угловой скорости необходимо, чтобы сумма возникающих моментов была равна 0 независимо от угла приложения вектора угловой скорости α :

$$\sum M_i = 0 \quad (*),$$

или

$$M_1 = -M_2$$

Условие (*) выполняется в случае:

- 1) когда угол $\beta = 90^\circ$, т.е. когда оси винтов расположены по отношению друг к другу под прямым углом;
- 2) моменты инерции пар винтов J_x равны между собой (при одинаковой массе винтов $R = r$).

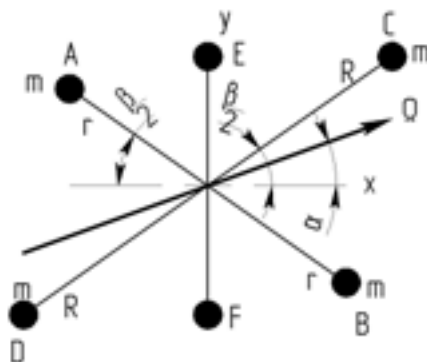


Рис. 6

Ввиду неидеальности изготовления инерционного кольца угол $\beta \neq 90^\circ$, поэтому с помощью 4-х регулировочных винтов отстройку от действия угловой скорости осуществить невозможно.

Рассмотрим систему состоящую из 6-ти регулировочных винтов, где добавляется еще одна пара винтов, ось которых ортогональна оси x (рисунок 6).

Тем самым, появляется еще один центростремительный момент от пары винтов EF:

$$M_3 = J_{EF} \cdot \Omega^2 \cdot \sin(\alpha) \cdot \cos(\alpha) = \frac{J_{EF} \cdot \Omega^2}{2} \cdot \sin(2\alpha)$$

Сохраняя условие (*):

$$M_1 + M_2 + M_3 = 0$$

получим:

$$\frac{J_{AB} \cdot \Omega^2}{2} \cdot \sin(2\alpha + \beta) - \frac{J_{CD} \cdot \Omega^2}{2} \cdot \sin(2\alpha + \beta) + \frac{J_{EF} \cdot \Omega^2}{2} \cdot \sin(2\alpha) = 0$$

при условии $J_{AB} = J_{CD} = J$:

$$J \cdot (\sin 2\alpha \cdot \cos \beta - \cos 2\alpha \cdot \sin \beta + \sin 2\alpha \cdot \cos \beta + \cos 2\alpha \cdot \sin \beta) + J_{EF} \cdot \sin 2\alpha = 0$$

$$J_{EF} = -2 \cdot J \cdot \cos 2\beta$$

Отсюда следует, что в системе, состоящей из 3-х пар регулировочных винтов, оси которых неперпендикулярные, можно выполнить балансировку.

Заключение

Акселерометр угловой - законченное изделие и в перспективе на его базе можно построить более совершенные системы с более широким спектром применения.

Проведенные теоретические расчеты доказывают возможность создания акселерометра углового, что подтверждается экспериментальными исследованиями макетных образцов. Конструкция ЧЭ, выбранная при рассмотрении принципов построения датчиков углового ускорения, является принципиально-новой.

В ходе анализа рынка датчиковой аппаратуры не найдено углового акселерометра, удовлетворяющего заданным требованиям, поэтому создание для оснащения им систем, разрабатываемых нашим предприятием, необходимо.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шваб И.А., Селезнев А.В. Измерение угловых ускорений // М.: Машиностроение, 1983.
2. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. // М.: Наука, 1970.
3. Браславский Д.А., Логунов С.С, Пельпор Д.С. Авиационные приборы. // М.: Машиностроение, 1964.

THE INTEGRAL SENSOR OF THE ANGULAR SPEEDUPS

A.N. Shipunov, V.D. Vavilov

(Arzamas polytechnic institute (branch) Nizhny Novgorod state technical university named after R.E. Alexeev)

The Offered design of the detector element of the sensor of the angular speedups possesses high sensitivity to useful signal, but also sensitive to linear speedup and angular velocity. In article are theoretically motivated and experimental is proved methods adjustment detector element from linear speedup and angular velocity.

ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ ЖИВУЧЕСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МОБИЛЬНЫХ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ АСУ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Тутубалин П.И.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

В докладе выявлены тенденции развития систем и средств обеспечения информационной безопасности распределенных систем, в том числе и мобильных распределенных АСУ. Приводится определение двух ключевых терминов защита информации и информационная безопасность. Сформулирована проблема обеспечения информационной безопасности мобильных распределенных АСУ, которая включает две подгруппы задач: обеспечение информационной безопасности мобильных распределенных АСУ в процессе ее создания (проектирования и изготовления); обеспечение информационной безопасности мобильных распределенных АСУ при эксплуатации системы. Практические наработки автора в области проектирования, разработки и эксплуатации мобильных распределенных АСУ позволяют изначально представить решение проблемы обеспечения информационной безопасности мобильных распределенных АСУ в виде дерева целей и задач. Вводится и раскрывается понятие об информационном оружии, а также об активных методах и средствах обеспечения информационной безопасности. Рассмотрен перечень задач обеспечения информационной безопасности, решаемых в процессе функционирования мобильных распределенных АСУ.

Для мобильных распределенных АСУ специального назначения (МРАСУ СН) важным является критерий эффективности, которой описывает живучесть таких систем. Под живучестью понимается способность систем к сохранению своих основных функций (хотя бы с допустимой потерей качества их выполнения) при воздействии факторов внешней среды катастрофического характера - неблагоприятных условий эксплуатации.

Живучесть МРАСУ СН предлагается оценивать с помощью следующих компонент

- 1) боевая живучесть системы – возможность противостояния физическим воздействиям противника
- 2) функциональная живучесть – способность системы оперативно восстанавливать свои свойства при отказах и неисправностях аппаратных программных средств МРАСУ СН
- 3) Информационная живучесть - возможность системы защищаться от информационных атак противника, а также оперативно устранять их последствия.

Отметим, что понятие информационная живучесть (ИЖ) систем СН в настоящее время является не разработанным. При формализации этого показателя эффективности предлагается учитывать такие характеристики, как: поток информационных атак, вероятность их пресечения, а также вероятность устранения успешных атак, за заданное время.

Естественно потребовать чтобы показатель ИЖ достигало на интервале времени функционирования системы максимального значения.

Важным компонентом этого критерия является достижение информационной безопасности (ИБ) разрабатываемой и эксплуатируемой МРАСУ СН. Характерной особенностью такой безопасности является тот факт, что ее обеспечение должно осуществляться на интервале времени. Все это требует разработки специальных методов обеспечения ИБ систем рассматриваемого класса.

В докладе рассматриваются модели управления ИЖ построенные на основе Марковских процессов с дискретным множеством состояний и непрерывным временем.

Вопросам обеспечения информационной безопасности (ИБ) в различных сферах деятельности человека на сегодняшний день уделяется особое внимание. Об этом можно судить по возрастающему числу сообщений в средствах массовой информации, свидетельствующих об инцидентах связанным как с успешными, так и неуспешными попытками получить несанкционированный доступ к конфиденциальной информации. Степень важности сохранения таких данных значительно возрастает с уровнем их секретности, что влечет за собой необходимость решения актуальной и злободневной задачи обеспечения ИБ систем их хранящих, использующих и обрабатывающих.

Одними из важных и специфичных систем подобного рода являются мобильные распределенные автоматизированные системы управления (МРАСУ), которые зачастую используются в военной сфере, МЧС, ССМП и т.п. Необходимость в выделении подобного класса систем и их изучение обусловлена постоянными изменениями в составе функциональной оснащенности доступных технико-информационных средств воздействия на информационные системы, что определяет и формирует динамически изменяющийся внешний контур воздействия на информационные системы, в общем случае произвольные, но с присущими им различными требованиями.

Таким образом, выделение класса систем, таких как МРАСУ, с присущими им требованиями и особенностями, диктует необходимость в анализе моделирования, оптимальной разработки и эксплуатации таких систем. При этом одним из ключевых условий функционирования МРАСУ, за счет их сферы применения, является обеспечение их информационной безопасности. На фоне этого можно отметить отсутствие теоретических основ их построения и главное методов и средств обеспечения их ИБ.

Для разработки эффективных методов и технологий создания перспективных МРАСУ необходимо выделить их основные особенности как объектов исследований и разработки.

К таким особенностям будем относить:

- 1) распределение множества элементов системы и объектов управления на значительной территории наземного (надводного) и воздушного пространств;
- 2) реализация ее элементов на совокупности специально оборудованных транспортных средств (ТС) (автомобили, вертолеты, корабли и т.д.);
- 3) изменение конфигурации МРАСУ с течением времени в следствии внешних и внутренних воздействий (смена района ее развертывания, выход из строя ее элементов и т.п.);
- 4) вероятностный характер изменения состава элементов системы, их состояний и взаимодействий;
- 5) необходимость автономного, оперативного восстановления работоспособности элементов МРАСУ в процессе ее функционирования;
- 6) выполнение функций МРАСУ с помощью управленческого (лица, готовящие, принимающие и реализующие решения) и обслуживающего персонала (операторы, администраторы и т.д.);
- 7) значительные объемы данных и вычислительных работ, формируемых и реализуемых в реальном масштабе времени функционирования системы;
- 8) наличие специальных вычислительных мощностей и телекоммуникационных средств, обеспечивающих эффективное выполнение функций системы;
- 9) потребность обеспечения ИБ МРАСУ от применения информационного оружия, информационного терроризма и других видов угроз;
- 10) вероятностный характер и состав средств информационного воздействия на МРАСУ.

Среди перечня угроз ИБ МРАСУ в первую очередь можно выделить следующие:

- 1) перехват электромагнитных излучений работающих аппаратных средств;
- 2) принудительное облучение («подсветка») линий связи с целью получения паразитной модуляции несущей;
- 3) применение подслушивающих устройств («закладок»);
- 4) дистанционное фотографирование;
- 5) хищение носителей информации;
- 6) считывание данных из файлов пользователей;
- 7) чтение остаточной информации в памяти ЭВМ после выполнения санкционированных запросов;
- 8) копирование носителей с преодолением мер ИБ;
- 9) маскировка под зарегистрированного пользователя (подбор паролей);
- 10) маскировка под запросы системы;
- 11) использование программных «ловушек»;
- 12) использование недостатков языков программирования и операционных систем;
- 13) использование «тройного коня»;
- 14) незаконное подключение к аппаратуре и линиям связи;
- 15) разрушение механизмов ИБ;
- 16) использование компьютерных вирусов;
- 17) разглашение сотрудниками служебной и конфиденциальной информации.

Следует отметить, что само по себе понятие информационной безопасности определено на сегодня не однозначно и его зачастую сводят к другому, не менее вольно трактуемому, понятию о защите информации (ЗИ). Данное несоответствие недопустимо. С нашей точки зрения следует вводить понятия информационной безопасности и защиты информации, взяв за основу ГОСТ 51898-2002 и ГОСТ 50922-2006.

В соответствии с которыми могут быть введены следующие понятия о информационной безопасности и защиты информации.

Информационная безопасность – допустимая, приемлемая в рассматриваемых условиях, вероятностная характеристика, определяющая возможный ущерб, который может быть нанесен информационной системе в результате несанкционированного доступа к ее конфиденциальным данным, нарушения их целостности и доступности, а так же при нарушении целостности и доступности ее программного обеспечения.

Защита информации – действия направленные на обеспечение ИБ объекта (данных, программ, аппаратных средств и их возможных сочетаний).

Таким образом, опираясь на эти определения можно заключить, что понятие информационной безопасности по отношению к понятию защита информации не является конкурирующим, а по существу они являются объектами различной природы – первое определяет набор признаков, характеристик информационной системы, а второе определяет направление их достижения и обеспечения.

В итоге мы имеем ситуацию, когда остро встает проблема обеспечения ИБ специфического класса информационных систем, т.е. МРАСУ, в условиях постоянного развития информационных технологий и динамического вероятностного характера взаимодействия МРАСУ с внешней средой, представленной, в общем случае, как природными силами (стихийные бедствия), так и враждебными намерениями, как отдельных лиц, так и хорошо организованных групп.

При этом данная проблема является комплексной, поэтому она должна решаться, начиная с этапа проектирования МРАСУ, в течение ее разработки и эксплуатации. На всех этих этапах целесообразным является применение моделирования поведения МРАСУ и моделей и

методов обеспечения ее ИБ. Комплекс этих проблем может быть решен в ходе разработки теоретических основ и практических методик обеспечения эффективного функционирования МРАСУ в условиях не прогнозируемого воздействия противника.

Озвученные проблемы предлагается решать в виде следующей совокупности этапов.

Первый этап - постановка проблемы обеспечения ИБ и функциональной надежности (ФН) МРАСУ:

- 1) анализ существующих подходов, методов и средств обеспечения ФН и ИБ распределенных информационных систем различного назначения;
- 2) особенности разработки и эксплуатации мобильных интегрированных систем данного вида;
- 3) анализ существующих подходов, методов и средств защиты информации и возможностей их применения в решении задач обеспечения ИБ МРАСУ;
- 4) обоснование необходимости совместного рассмотрения задач ФН и ИБ МРАСУ;
- 5) формулировка проблемы обеспечения ФН и ИБ МРАСУ;
- 6) системный анализ проблемы и разработка дерева целей, задач и методов ее решения.

Второй этап - математическое моделирование МРАСУ:

- 1) анализ существующих и перспективных подходов к моделированию распределенных информационных систем с указанием нерешенных вопросов, необходимых для разработки моделей МРАСУ;
- 2) обоснование необходимости применения теории множеств и дискретных отношений при формальном описании МРАСУ как сложной организационно-технической системы на морфологическом, функциональном и информационном уровнях;
- 3) общая теоретико-множественная модель МРАСУ;
- 4) модель защищенной информационной системы;
- 5) модель прикладной информационной технологии;
- 6) новые виды отношений над дискретными множествами (условные, динамические, стохастические и смешанные отношения);
- 7) типовой алгоритм описания функционирования МРАСУ на базе ее теоретико-множественной модели;
- 8) примеры моделей МРАСУ различного назначения:
 - модель мобильной распределенной АСУ ликвидацией крупных техногенных и природных чрезвычайных ситуаций и катастроф;
 - модель системы управления крупными группировками беспилотных летательных аппаратов;
 - модель перспективной распределенной системы госопознавания и ОПБ.

Третий этап - построение перспективных моделей и методов активной защиты информационных ресурсов МРАСУ:

- 1) разработка основных принципов реализации активной защиты данных, программ и аппаратных средств МРАСУ в процессе ее эксплуатации;
- 2) выбор (или разработка) методов компьютерной разведки для анализа угроз ИБ при функционировании МРАСУ;
- 3) разработка структуры и функции разведывательных серверов МРАСУ;
- 4) выбор (или разработка) компьютерных средств воздействия на источники угроз ИБ МРАСУ;
- 5) разработка структуры и функций командных серверов для управления средствами воздействия на источники угроз ИБ МРАСУ;
- 6) разработка общей структуры и алгоритма функционирования подсистемы активной защиты МРАСУ;

- 7) аналитическое и релятивное моделирование работы средств активной защиты МРАСУ;
- 8) разработка моделей и методов оптимизации подсистемы активной защиты МРАСУ.

Четвертый этап – разработка модели и методов расчета и оптимизации показателей ФН МРАСУ:

- 1) анализ существующих и перспективных моделей и методов теории надежности информационных систем;
- 2) постановка задачи обеспечения ФН МРАСУ;
- 3) разработка методик (расчетные схемы, методы, алгоритмы) расчета показателей ФН элементов, подсистем и МРАСУ в целом;
- 4) разработка моделей и методов оптимизации показателей ФН надежности МРАСУ

Этап пятый – определение вероятностно-временных характеристики обеспечения живучести МРАСУ:

- 1) анализ существующих подходов к описанию живучести информационных систем;
- 2) определение понятия «боевая живучесть» МРАСУ, обобщающего понятия ФН и ИБ системы;
- 3) формирование и исследование свойств функции живучести МРАСУ;
- 4) разработка методов теоретического и экспериментального построения функций живучести элементов, подсистем и МРАСУ в целом;
- 5) разработка комплекса (совокупности) вероятностно-временных характеристик живучести МРАСУ;
- 6) применение непрерывных и дискретных марковских моделей расчета и оптимизации вероятностно-временных характеристик живучести МРАСУ.

Этап шестой – разработка моделей и методов принятия оптимальных решений по обеспечению живучести МРАСУ на стадиях ее разработки и эксплуатации:

- 1) классификация проектных, организационных, аналитических и оперативных решений по обеспечению живучести МРАСУ;
- 2) постановки, модели и методы формирования оптимальных решений при создании аппаратно-программных средств обеспечения живучести МРАСУ;
- 3) постановки, модели и методы формирования эксплуатационных (организационных, аналитических, оперативных) решений по обеспечению живучести МРАСУ;
- 4) разработка структуры и алгоритмов функционирования подсистемы управления боевой живучестью МРАСУ.

STATEMENT OF THE PROBLEMS OF INFORMATION SURVIVABILITY PROSPECTIVE MOBILE DISTRIBUTED CONTROL SPECIAL PURPOSE

P.I. Tutubalin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The report identifies trends in the development of systems and information security of distributed systems, including mobile and distributed control. Is the definition of two key terms data protection and information security. Formulated the problem of information security of mobile distributed control, which includes two sub- tasks: information security mobile distributed control in the process of its creation (design and manufacturing), information security mobile distributed control during system operation. Practical experience in the field of website design, development and operation of mobile distributed control allow initially present solve the information security of mobile distributed control in a tree objectives. Introduced and expanded the concept of information weapons, as well as active methods and means to ensure information security. Considered a list of information security problems to be solved in the operation of mobile distributed control.

СИМПОЗИУМ
ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ
И ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНЫХ УСТАНОВОК

Руководитель секции – доктор технических наук, профессор Дрегалин А.Ф.

УДК 541.121/519.65

КОНВЕРСИЯ И ПЕРЕДАЧА ИНФОРМАЦИИ МЕЖДУ БАЗАМИ ДАННЫХ
ВЕЩЕСТВ

Абдуллин А.Л., Крюков В.Г., Березовская К.А.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Разработаны алгоритм и программное обеспечение для преобразования и передачи информации между разными базами данных по веществам, используемых в расчетах высокотемпературных процессов. Алгоритм включает: чтение информации о веществе из базы-источника (ИВТАНТЕРМО, THERMO, LEEDS, BURCAT); формирование зависимостей энтальпии и энтропии от температуры в табличной форме; коррекция таблицы в соответствии с размерностями и термической шкалой рабочей базы (ТТИ); аппроксимация таблицы методом Чебышева в соответствии с формой полинома этой базы; оценка ошибок аппроксимации и запись в архив. Выполненные расчеты показали, что: эти ошибки незначительны; для однозначного определения коэффициентов аппроксимации в программе необходимо использовать двойную точность.

Введение

Математическое моделирование процессов горения и пиролиза широко используется для прогнозирования характеристик высокотемпературных энергоустановок (печи, газогенераторы, пиролизеры). Известно, что такие процессы описываются достаточно сложными механизмами реакций со значительным числом реагирующих веществ. Информация об этих веществах (молекулярная масса μ , параметры Леннарда-Джонса σ и ϵ/k и, главным образом, зависимости энтальпии и энтропии от температуры $H = f(T)$ и $S_o = f(T)$) собраны в базах данных индивидуальных веществ.

Но, как правило, каждая база данных имеет отличную от других: структуру информации, единицы измерения, термическую шкалу и набор индивидуальных веществ. Например, база данных THERMO [1] специализирована на определение характеристик продуктов сгорания ракетных топлив, а база [2] ориентируется на реагирующие углеводородные среды с

высокой молекулярной массой. Поэтому интересными являются, в частности следующие задачи:

- о влиянии рассогласования данных о веществах (содержащихся в разных базах) на результаты расчетов высокотемпературных процессов и какие данные являются более корректными;

- о расширении рабочей базы за счет веществ, представленных в других базах, что, например, необходимо при переходе от задач расчета энергетических характеристик к задачам прогнозирования вредных выбросов.

Пример первой задачи показан в работе [3], которая специально посвящена сравнению результатов полученных по одной и той же программе, но при использовании различных баз данных. На рис. 1 показаны изменения концентраций веществ ОН и NH в реагирующей среде О-N-H-Ar в ходе ее сгорания в реакторе идеального вытеснения. Расчеты были выполнены по программе CHEMKIN [4], с поочередным применением баз данных [5, 6, 7]. Как видно, на эволюцию вещества ОН смена базы практически не влияет, но имеется значительное влияние этого фактора на изменение концентрации NH.

Пример второй задачи представлен в работе [8], где моделируется сложная среда «Уголь + Воздух + CaCO₃». Сначала реагирующая среда представлялась 46 веществами, взятыми из базы ТТИ [9]. Но затем возникла необходимость увеличить число реакций и веществ. Эти вещества (отсутствующие в базе ТТИ) содержались в базах [10,11], но чтобы включить их в рабочую базу программы расчета пришлось реаппроксимировать температурные зависимости энтальпии и энтропии, оценивать погрешности и занести «вручную» определенный набор чисел.

Для рационального решения таких задач имеет смысл разработать некоторый алгоритм и программное обеспечение реаппроксимации и сравнения температурных зависимостей энтальпии и энтропии веществ содержащихся в различных базах данных.

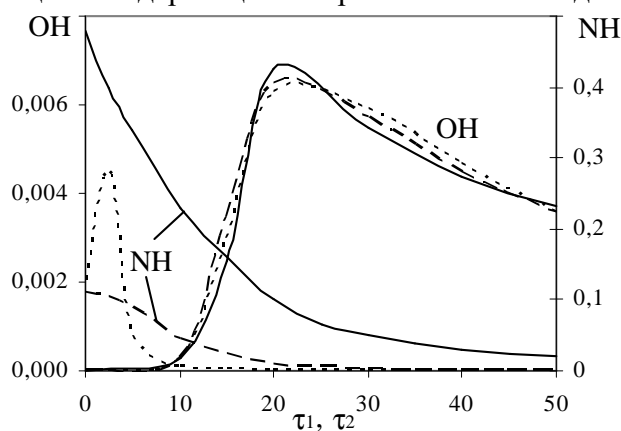


Рис. 1. Изменение концентраций веществ ОН и NH в реагирующей среде (O-N-H-Ar) при использовании различных баз данных: (—) — [5]; (- -) — [6]; (- · -) — [7]; [ОН (мольные доли)] = $f(\tau_1)$; [NH (ppm)] = $f(\tau_2)$; размерность τ_1 (мс); $\tau_2 = 0,1 \tau_1$

Краткая характеристика известных баз данных

В научных исследованиях широко используются базы данных: [1], [2], [9], [10], в которых зависимости $H = f(T)$, $S_o = f(T)$ представляются полиномами. Основные из этих баз кратко описаны ниже:

База данных THERMO [1]

Эта база содержит один архив индивидуальных веществ (газообразные, конденсированные и ионизованные). Зависимости их энтальпий и энтропий по температуре описываются формулами:

$$\frac{H}{R_0 T} = a_1 + \frac{a_2}{2} T + \frac{a_3}{3} T^2 + \frac{a_4}{4} T^3 + \frac{a_5}{5} T^4 + \frac{a_6}{T} \quad (1)$$

$$\frac{S_0}{R} = a_1 \ln T + a_2 T + \frac{a_3}{2} T^2 + \frac{a_4}{3} T^3 + \frac{a_5}{4} T^4 + a_7 \quad (2)$$

где H – энтальпия; S_0 – энтропия при давлении $P = 1$ атм.; a_1, a_2, \dots, a_7 - коэффициенты аппроксимации для газообразных веществ записываемые для двух температурных интервалов 300К.. 1000К, 1000К.. 5000 (6000) К. Для конденсированных веществ количество этих интервалов может быть больше (например вещество SiO_2 представляется 4-мя температурными интервалами). Каждое вещество идентифицируется химической формулой и дополняется индексом: G (газ), L (жидкость), S (твердое вещество). В базе используются международные единицы измерения, а именно: H (дж/кмоль) и S_0 (дж/(кмоль К)). Для элементов в наиболее устойчивом состоянии (при $T_0 = 298,15\text{К}$) теплота образования $(\Delta H_f^0)_{298,15} = 0$. Такую же структуру имеют другие базы по веществам (BURCAT [2], LEEDS [11], и др.) используемые за рубежом.

База данных ТТИ [9]

Эта база содержит 2 архива: газообразных (G) и конденсированных веществ (K). Зависимости $H(T)$, $S_0(T)$ для газообразных веществ представляются формулами:

$$H = a_0 + \sum_{q=1}^7 a_q x^q \quad x = 0,001 T \quad (3)$$

$$S_o = a_s + 10^{-3} a_1 \ln x + \sum_{q=2}^7 \frac{q}{q-1} a_q x^{q-1} \quad (4)$$

где значения $a_0, a_s, a_1 \dots a_7$ являются коэффициентами аппроксимации H, S_0 на интервале $T = 300 \dots 6000\text{К}$. Зависимости $H(T), S_0(T)$ для конденсированных веществ имеют точки разрыва (фазовые переходы) и поэтому аппроксимация этих зависимостей выполняется между этими точками по формулам:

$$H = a_0 + \sum_{q=1}^3 a_q x^q \quad x = 0,001 T; \quad (5)$$

$$S_o = a_s + 10^{-3} a_1 \ln x + \sum_{q=2}^3 \frac{q}{q-1} a_q x^{q-1}; \quad (6)$$

Для каждого конденсированного вещества предусматриваются от 2-х до 4-х субинтервалов аппроксимации. В архивы G и K включены: молекулярная масса и химическая формула (а также валентность для атомарных веществ). Кроме того, в архиве G содержатся параметры Леннарда-Джонса (σ и ϵ/k). В этой базе используются единицы: (ккал/кмоль) – для энтальпии; (ккал/(кмоль К)) - для энтропии. Термическая шкала энтальпии формируется по тем же правилам, что и в базе THERMO, но при $T_0 = 293,15\text{К}$.

База данных ИВТАНТЕРМО [10]

Эта база включает только один архив, содержащий информацию о газовых, конденсированных и ионизированных веществах. Зависимости $H(T), S_0(T)$ для каждого вещества представляются формулами:

$$H = A_f + 10^4[-2a_{-2}X^{-1} + a_{-1} + a_2X + a_1X^2 + 2a_2X^3 + 3a_3X^4] \quad (7)$$

$$S_o = -a_{-2}X^{-2} + a_1 \ln X + a_0 + a_L + 2a_1X + 3a_2X^2 + 4a_3X^3 \quad (8)$$

где $X = 10^{-4}T$

Для газовых веществ общий интервал аппроксимации $T = 300 \dots 20000K$, а для конденсированных $T = 300K..6000K$, и для каждого вещества аппроксимация выполняется на двух или более температурных субинтервалах. Используется та же самая термическая шкала и система единиц, что и в базе THERMO. Приводятся также параметры Леннард-Джонса.

Таким образом, между способами представления данных в базах: THERMO, ИВТАНТЕРМО, ТТИ существуют значительные отличия в: формулах аппроксимации энтальпий и энтропий по температуре; температурных субинтервалах; в единицах измерения и термических шкалах и т.д. В то же время часто возникает необходимость сравнения данных и их передачи из одной базы в другую. В настоящей работе для упрощения решения этих задач были разработаны алгоритм и программное обеспечение конвертирования и передачи информации из баз данных типа THERMO и ИВТАНТЕРМО (базы – источники), в базу ТТИ (рабочая база).

Алгоритм конвертирования информации

Основная задача этого алгоритма заключается в трансформации функций $H, S_0 = f(T)$ из представлений базы-источника (например, ИВТАНТЕРМО) в форму, принятую в рабочей базе (в дальнейшем для описания параметров базы-источника используется индекс E, а для параметров рабочей базы - индекс R).

Предлагаемый алгоритм включает следующие шаги:

1. По химическому символу вещества из базы E считать необходимую информацию: $A_f, T_{in}, T_f, a_0, a_L, a_{-2}, a_{-1}, a_1, a_2, a_3$ для всех температурных субинтервалов (индексы: in- начало, f- конец субинтервала).

2. Сформировать таблицу температур для всего интервала $T_k, k = 1 \dots (\sum_1^t k_i + 1)$, где t- число температурных субинтервалов, k_i – количество «шагов» по температуре на каждом субинтервале;

3. Произвести расчет параметра ΔE_s , характеризующего смещение в значениях энтальпий при различных началах отсчета, принятых в базах E ($T_{E,0}$) и R ($T_{R,0}$):

$$F_j = 10^4[-2a_{-2}X_j^{-1} + a_{-1} + a_2X_j + a_1X_j^2 + 2a_2X_j^3 + 3a_3X_j^4] \quad j=1,2 \quad (9)$$

где $X_1 = 10^{-4}T_{E,0}; X_2 = 10^{-4}T_{R,0}$.

Тогда:

$$\Delta E_s = F_2 - F_1 \quad (10)$$

4. Произвести расчет параметров H_k^E, S_{0k}^E по соотношениям (7, 8) для определенных на шаге 2 значений T_k .

5. Произвести перерасчет значений энтальпии и энтропии в соответствии с начальным значением температуры и размерностью, принятыми в расчетной модели:

$$\frac{H_k^E + \Delta E_s}{4,184} \Rightarrow H_k^R; \quad \frac{S_{0k}^E}{4,184} \Rightarrow S_{0k}^R; \quad (11)$$

При одинаковых началах отсчета энтальпии в базах E и R шаг 3 не выполняется, а в формуле (11) производится только пересчет размерности.

6. В соответствии с полученными значениями $H_k^R = f_H(T_k); S_{0k}^R = f_S(T_k)$ найти коэффициенты a_0, a_s, a_1, a_2, a_7 полиномов (3,4) по методу Чебышева [12].

7. Вычислить значения $H_k^R = f_H(T_k)$ и $S_{0k}^R = f_S(T_k)$ по формулам (3,4).

8. Определить погрешность реаппроксимации $\epsilon_k^H, \epsilon_k^S$ по формулам:

$$\epsilon_k^H = \frac{|H_k^R - H_k^E|}{C_{pk}^E}; \quad \epsilon_k^S = \frac{|(S_{0k}^R - S_{0k}^E)T_k|}{C_{pk}^E}; \quad (12)$$

9. Если полученная погрешность меньше допустимой (например, среднее арифметическое $\bar{\epsilon}^H, \bar{\epsilon}^S < 1^\circ\text{K}$), то результаты реаппроксимации корректны и могут быть использованы в базе R для применения в программах расчета процессов горения и пиролиза.

В соответствии с приведенным алгоритмом (шаги 1-9) были созданы программы конвертирования и передачи информации по направлениям: (THERMO \Rightarrow ТТИ) и (ИВТАНТЕРМО \Rightarrow ТТИ).

Влияние точности вычислений на коэффициенты аппроксимации

В соответствии с приведенным алгоритмом на шаге 6 методом Чебышева определяются коэффициенты аппроксимации по табличным данным температуры ($x_j = bT_j$) и энтальпии (H_j) заданных в точках j где b – масштабный коэффициент (в базе ТТИ $b = 0,001$). Из табличной зависимости $[x_j, H_j]$ необходимо получить коэффициенты a_i полинома (3), т.е.:

$$[x_j, H_j] \Rightarrow H(x) = \sum_{i=0}^n a_i x^i; \quad (13)$$

Полиномы Чебышева имеют вид:

$$\begin{aligned} g_0(x) &= 1; & g_1(x) &= x; \\ g_{n+1}(x) &= 2xg_n(x) - g_{n-1}(x); \end{aligned} \quad (14)$$

Традиционный символ для этих полиномов «Т» мы заменили на символ «g», чтобы не путать с символом температуры. На базе полиномов Чебышева зависимость $H(x,)$ можно записать в виде:

$$H(x, a') = \sum_{i=0}^n a'_i g_i(x) \quad (15)$$

где $a' \equiv (a'_1, a'_2, \dots, a'_n)$ и a'_i - «промежуточные» коэффициенты аппроксимации. Для их определения необходимо решить систему линейных уравнений:

$$A_{ik} a'_k = B_i, \quad j = 1, \dots, m; \quad i, k = 0, \dots, n; \quad (16)$$

$$A_{ik} \equiv (g_i, g_k) = \frac{1}{m+1} \sum_{j=0}^m g_i(x_j) g_k(x_j) \quad (17)$$

$$B_i \equiv (g_i, H) = \frac{1}{m+1} \sum_{j=0}^m g_i(x_j) H(x_j) \quad (18)$$

После решения системы (16) значения a_i' несложно пересчитать применяемые в рабочей базе коэффициенты a_i .

Предварительные расчеты показали, что матрица A_{ik} может быть плохо обусловленной, что приведет к погрешностям при вычислении коэффициентов a_i . Поэтому необходимо определить факторы, влияющие на эти погрешности, и важнейшим из них, очевидно, является число значащих цифр, учитываемых в расчетах. Для этого были написаны 4 версии программы аппроксимации:

- с одинарной точностью (на языках Fortran (AF₁) и C++ (AC₁));
- с двойной точностью (Fortran (AF₂) и C++ (AC₂)).

Используя их, были выполнены численные эксперименты по реаппроксимации данных из базы THERMO в «стандарт» базы ТТИ с целью установления разницы между коэффициентами a_i , определяемыми по этим программам. Некоторые результаты представлены в таблицах 1 и 2. Коэффициенты аппроксимации $a_0, a_1 \dots, a_7$ для газообразных веществ H₂O и NO в интервале T = 200 ... 6000K, вычисленные по кодам AF₁ и AC₁ показаны в таблице 1. Как видно, по коэффициентам a_0, a_1, a_2, a_3, a_4 разница является незначительной, но становится заметной для коэффициентов a_5, a_6 и a_7 , что является сигналом «ухудшения» обусловленности системы уравнений (16)

Для конденсированных веществ разница по коэффициентам может стать еще заметнее. В Таблице 2 показаны коэффициенты реаппроксимации a_5, a_1, a_1, a_2, a_3 (определенных по четырем кодам: AF₁, AC₁, AF₂ и AC₂) для вещества SiO₂* на интервалах: T = 200 ... 847K, T = 847 ... 1000K, T = 1000 ... 1600K. Как видно, разница между коэффициентами, полученными по кодам AF₁, AC₁ значительна, особенно на интервале T = 847 ... 1000K. Кроме того, по коэффициентам a_2, a_3 разница является более значительной, чем по коэффициентам a_1, a_1 . В тоже время, коэффициенты, определенные по кодам двойной точности (AF₂ и AC₂) являются практически одинаковыми. Поэтому дальнейшие расчеты выполнялись по программам AF₂ или AC₂.

Таблица 1

Коэффициенты реаппроксимации (THERMO ⇒ ТТИ) веществ H₂O и NO в интервале T = 200K – 6000K

H ₂ O	$a_1 \cdot 10^{-5}$	$a_1 \cdot 10^{-4}$	$a_2 \cdot 10^{-3}$	$a_3 \cdot 10^{-4}$
AC ₁	-.60077	.77361	-.23521	.16747
AF ₁	-.60078	.77413	-.24629	.16852
	$a_4 \cdot 10^{-3}$	$a_5 \cdot 10^{-3}$	$a_6 \cdot 10^{-2}$	$a_7 \cdot 10^{-1}$
AC ₁	-.80102	.18547	-.21921	.10569
AF ₁	-.80621	.18683	-.22103	.10666
NO	$a_1 \cdot 10^{-5}$	$a_1 \cdot 10^{-4}$	$a_2 \cdot 10^{-3}$	$a_3 \cdot 10^{-4}$
AC ₁	.19919	.60671	.15681	-.04581
AF ₁	.19920	.60621	.15794	-.04691
	$a_4 \cdot 10^{-3}$	$a_5 \cdot 10^{-1}$	a_6	a_7
AC ₁	.07327	-.49383	-.11892	.02640
AF ₁	.07873	-.63961	-.07863	.01573

Таблица 2

Коэффициенты реаппроксимации (THERMO ⇒ ТТИ) вещества SiO₂* в 3-х температурных интервалах

00K – 847K	AF ₁	AC ₁	AF ₂	AC ₂
$a_5 \cdot 10^{-2}$.058094	.058067	.058349	.058349
$a_1 \cdot 10^{-6}$	-.219755	-.219755	-.21976	-.21976
$a_1 \cdot 10^{-5}$.032225	.032216	.03234	.03234
$a_2 \cdot 10^{-4}$	1.45689	1.45717	1.4546	1.4546
$a_3 \cdot 10^{-3}$	-4.78180	-4.78387	-4.7673	-4.7673

847K – 1000K	AF ₁	AC ₁	AF ₂	AC ₂
a _S ·10 ⁻²	.047670	-.031870	.25431	.25431
a _T ·10 ⁻⁶	-.218093	-.216557	-.22210	-.22210
a ₁ ·10 ⁻⁵	.010822	-.039375	.14144	.14144
a ₂ ·10 ⁻⁴	1.52962	2.07526	.11309	.11309
a ₃ ·10 ⁻³	-5.08680	-7.05929	.02449	.02449
1000K – 1696K	AF ₁	AC ₁	AF ₂	AC ₂
A _S ·10 ⁻²	.254220	.252499	.25324	.25324
a _T ·10 ⁻⁶	-.222112	-.222052	-.22208	-.22208
a ₁ ·10 ⁻⁵	.141539	.140139	.14074	.14074
a ₂ ·10 ⁻⁴	.114314	.124890	.12035	.12035
a ₃ ·10 ⁻³	.014209	-.011933	-.00077	-.00077

Результаты численных исследований

В ходе численных исследований по программе AF₂ были выполнены расчеты конвертирования по более, чем 50 веществам из каждой источниковой базы. Некоторые результаты по погрешностям конвертирования информации из базы данных IVTANTHERMO в рабочую базу приведены на рис. 2-4.

На рис. 2 представлено распределение погрешностей ϵ_k^H , ϵ_k^S по температуре для газообразного вещества H₂O. Очевидно, что в выбранном температурном интервале (298 – 6000 К) эти погрешности не превышают 1 К, имея максимум в зоне низких температур.

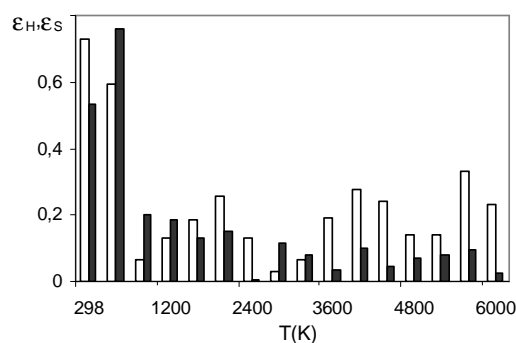


Рис. 2. Распределение погрешностей ϵ_S (□) и ϵ_H (■) по температурному интервалу (298 – 6000К) для H₂O-газ

На рис. 3,4 представлено распределение погрешностей ϵ_k^H , ϵ_k^S по температуре для конденсированного вещества Fe₂O₃* на двух температурных интервалах. Максимальная величина погрешностей ϵ_H , ϵ_S достигает 1,5 К в интервале от 300К до 400К (рис. 3) при средних значениях $\bar{\epsilon}_H$, $\bar{\epsilon}_S = 0,4$ К.

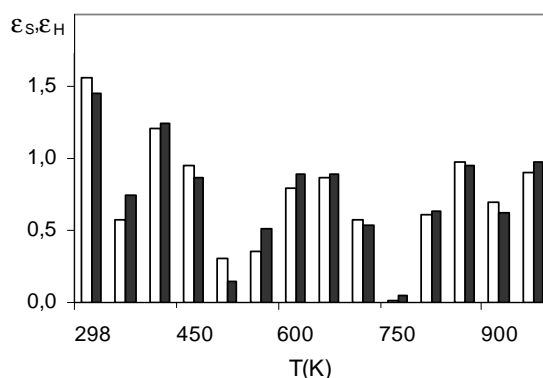


Рис. 3. Распределение погрешностей ϵ_S (□) и ϵ_H (■) по интервалу температуры для конденсированного вещества Fe₂O₃* (ΔT = 298 ... 955K)

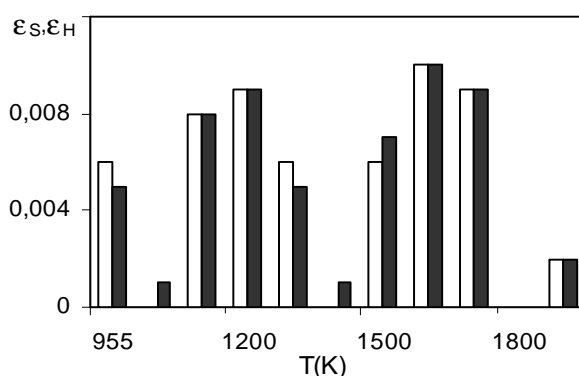


Рис. 4. Распределение погрешностей ϵ_S (□) и ϵ_H (■) по интервалу температуры для конденсированного вещества Fe_2O_3^* ($\Delta T = 955 \dots 1812\text{K}$)

Аналогичные результаты были получены для всех рассмотренных веществ. Средняя погрешность реаппроксимации для газов находится в допустимых пределах и не превышает 1K . Однако, для конденсированных веществ наблюдаются погрешности $\bar{\epsilon}_H, \bar{\epsilon}_S$ более высокие, чем для газов, особенно на первом температурном интервале, соответствующем относительно низким температурам.

Заключение

1. Для обеспечения моделирования высокотемпературных процессов широко используются базы данных по веществам (THERMO, ГТИ, ИВТАНТЕРМО). Однако, эти базы имеют разные структуры, термические шкалы, формы зависимостей энтальпии и энтропии от температуры, что затрудняет обмен данными между базами.

2. В результате проведенных исследований был разработан алгоритм, реализованный в программу, обеспечивающую оперативное конвертирование информации о свойствах индивидуальных веществ из баз данных типа THERMO и ИВТАНТЕРМО в рабочую базу ГТИ с оценкой погрешностей, вызванными реаппроксимацией зависимостей $H = f(T)$, $S_0 = f(T)$.

3. Для всех «проверенных» веществ как газообразных, так и конденсированных (на назначенных температурных интервалах) эти погрешности находятся в допустимых пределах ($\epsilon_H, \epsilon_S \approx 1\text{K}$). Максимальная погрешность ($\epsilon_H, \epsilon_S \approx 3\text{K}$) отмечается для конденсированных веществ в интервале невысоких температур (от 300K до 600K).

4. В целях большей однозначности определения коэффициентов реаппроксимации рекомендуется использовать версию программного обеспечения с переменными двойной точности (AF2), так как применение одинарной точности может привести к ошибкам при расчете этих коэффициентов из-за возможности плохой обусловленности системы уравнений (16).

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований (Грант № НК 13-08-97070\13).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Gordon S., McBride B.J.* Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks and Chapman – Jouguet Detonations. NASA SP-273, Washington, USA, 1971, 245 p.

2. *Burcat A.* Third Millennium Ideal Gas and Condensed Phase Thermochemical Database for Combustion. Technion Aerospace Engineering (TAE) Report # 867, January 2001, 127 p.

3. *Martin R.J., Brown N.J.* The importance of Thermodynamics to the Modeling of Nitrogen Combustion Chemistry // *Combustion and Flame*. 1989.V. 78, pp. 365-376.

4. *Kee R.J., Miller J.A., Jefferson T.H.* CHEMKIN: A General-Purpose Transportable. Fortran Chemical Kinetics Code Package. SAND80-8003, 1980. 106 p.
5. *Kee R.J., Rupley F.M., Miller J.A.* The CHEMKIN Thermodynamic Data Base. SAND87-8215, 1987. 67 p.
6. *Westbrook C.K., Chase L.L.* Chemical Kinetics and Thermochemical Data for Combustion Applications. UCID-17833, Rev. 3, 1983, 53 p.
7. *Chase Jr.M.W., Davies C.A., Downey Jr.J.R., Frurip D.J., McDonald R.A., Syverud A.M.* JANAF Thermochemical Tables. 3rd Edition, V.14, № 1, 1985, 1856p.
8. *Costa V.J., Krioukov V.G., Maliska C.R.* Pulverized Coal Combustion and its Interaction with Moisture // Proceedings of 35-th National Heat Transfer Conference- NTHC, California, USA, V.1, 2001, 6 p.
9. *Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П., Худяков В.И.* Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник, Том 1, Москва, ВИНТИ, 1971, 266 стр.
10. *Белов Г.В., Иорин В.С., Юнгман В.С.* Моделирование равновесных состояний термодинамических систем с использованием IVTANTHERMO для Windows // Теплофизика высоких температур, Т. 28, № 2, 2000. стр. 191-196.
11. LEEDS Reaction Kinetics Database. School of Chemistry, University of Leeds, 2000. 43 p.
12. *Калиткин Н.Н.* Численные методы. Москва, Изд. Наука, 1978, 512 стр.

CONVERSION AND TRANSFER OF INFORMATION BETWEEN DATABASES OF SUBSTANCES

A.L.Abdullin, V.G. Krioukov, K.A. Berezovskaia

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Are developed a algorithm and code to convert and transfer the information between different databases of substances used in calculations of high-temperature processes. The algorithm includes: reading information of specie from the source database (IVTANTHERMO, THERMO, LEEDS, BURCAT); formation of the temperature dependencies of enthalpy and entropy in tabular form; correction table according to the dimensions and thermal scale working base (TTI); approximation of table in polynomial form by Chebyshev method; error estimations of approximation and record store in the archive. Calculations showed that: there errors are minor; to determine punctually the approximation coefficients is necessary to use the double precision in code.

УДК 621.438

ТЕПЛОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ МАЛОЙ МОЩНОСТИ НА НИЗКОПОТЕНЦИАЛЬНОМ ТОПЛИВЕ

*Демидов Г.В., Морозов С.А., Сабирзянов А.Н., Тихонов О.А., Хаиров Л.Ш.,
Щербаков А.В.*

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Представлены результаты исследования нового инновационного направления в теплоэнергетике, каким является разработка автономных энергетических установок малой мощности с использованием энергосберегающих технологий. Обеспечение наиболее полного использо-

вания теплоты сгорания при утилизации низкопотенциального топлива, например, попутного нефтяного газа, является важнейшей научно-технической задачей текущего момента. Поставленная задача способствует решению проблемы децентрализованного энергоснабжения малых поселений, нефтяных компаний на ранней стадии разработки месторождений. При малых объемах утилизации эта задача решается на основе использования микротурбинных технологий. Результатом работы являются проектные предложения по созданию ряда инновационных экономически приемлемых энергетических установок малой мощности в рамках программы рационального безотходного природопользования, решения задачи переработки и утилизации попутного нефтяного газа, получаемого при добыче нефти и газового конденсата.

В значительной части территории России, относящейся к регионам Севера и Дальнего Востока, осуществляется в основном децентрализованное энергоснабжение потребителей, и отдельные локальные потребности в электрической и тепловой энергии по мощности не превышают 100кВт ... 50 МВт. Автономные теплоэнергетические установки малой мощности используются для получения тепловой и электрической энергии в качестве постоянных, резервных или аварийных источников тепло- и электроснабжения в малых городах, в отдаленных поселках или на производственных объектах в труднодоступных районах.

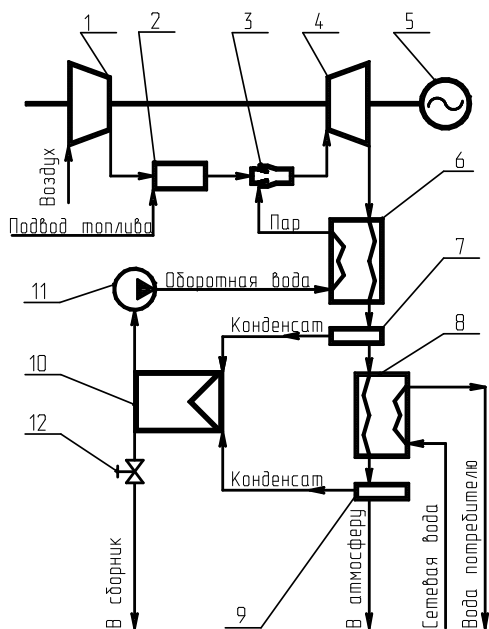


Рис.1. Схема энергетической установки с газотурбинным блоком: 1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – камера смешения; 4 – силовая турбина; 5 – электрогенератор; 6 - теплообменный аппарат; 7, 9 – влагоотделители; 8 - теплообменный аппарат II ступени; 10 – бак; 11 – насос оборотной воды; 12 – регулирующие органы

Характерные особенности эксплуатации автономных установок (тяжелые климатические условия, минимальные требования к качеству топлива, недостаточная техническая квалификация обслуживающего персонала) определяют необходимость использования простых, надежных и проверенных практикой проектных решений. К теплоэнергетическим установкам малой мощности с использованием низкопотенциального тепла выдвигаются дополнительные требования по номенклатуре и качеству используемого низкопотенциального топлива. При исследовании вопроса утилизации отходов, например, попутного нефтяного газа в энергетической установке, нефтяными компаниями ставятся условия: в установке может использоваться низконапорный попутный нефтяной газ ($p = 0,12 \dots 0,14$ МПа); в установку может подаваться неочищенный попутный газ, получаемый на различных ступенях подго-

товки нефти без дополнительных каких либо технологических операций по снижению в своем составе тяжелых углеводородов и серосодержащих примесей. Эти условия продиктованы отсутствием на месторождении инфраструктуры подготовки, транспортировки, накопления и хранения попутного нефтяного газа.

Целью данной работы является разработка автономных теплоэнергетических установок малой мощности с минимальными требованиями к качеству топлива и исследование теплофизических процессов в таких установках.

Исследование теплофизических процессов направлено на эффективное использование энергетических ресурсов, в том числе низкопотенциальных топлив, снижение капитальных затрат промышленности и коммунальных хозяйств. Новым инновационным направлением в теплоэнергетике является разработка проектных предложений автономных энергетических установок малой мощности с газотурбинным блоком и эффективным использованием остаточной теплоты рабочего тела после турбины [1]. На рис. 1 представлена схема такой энергетической установки. Авторам работы [1] удалось разработать уникальную теплоэнергетическую установку с прекрасными техническими параметрами. Рабочее тело после турбины 4, обычно направляемое в атмосферу, обладает значительным запасом тепловой энергии, поэтому наиболее полное использование теплоты сгорания топлива в энергетических установках является важнейшей научно-технической задачей использования низкопотенциального тепла.

Техническим результатом, на достижение которого направлено данное исследование, является повышение эффективности использования энергии топлива, и снижение техногенной нагрузки на окружающую среду, в частности, сокращение эмиссии в атмосферу парниковых газов. Основными парниковыми газами, в порядке их оцениваемого воздействия на тепловой баланс Земли, приведены в таблице 1.

Таблица №1

Газ	Формула	Вклад, (%)
Водяной пар	H ₂ O	36 - 72
Диоксид углерода	CO ₂	9 - 26

Водяной пар в соответствии с Киотским протоколом, действие которого в декабре 2012 года Россия отказалась «волочить» и не продлила до 2020 года, не считается вредным компонентом для окружающей среды. Водяной пар при воздействии на него солнечной энергии в тропосфере является основным поставщиком лабильных частиц в атмосфере типа OH, HO₂, которые вступают в химические реакции и разрушают вредные для окружающей среды компоненты CH₄, O₃.



Рис. 2. вид ГТЭС с газотурбинной установкой ГТУ-4П

Многолетняя эксплуатация обычных автономных энергетических установок с газотурбинным блоком (без технологии эффективного использования низкопотенциального тепла)

свидетельствует о большой экологической и экономической эффективности их применения. Например, только одна газотурбинная электрическая станция (ГТЭС) с газотурбинными установками ГТУ-4П на «Конитлорском» месторождении, работающая на попутном нефтяном газе, уменьшает выбросы в атмосферу вредных веществ на 120 тысяч тонн в год, в том числе и парниковых газов (метан, диоксид углерода) – на 107,7 тысяч тонн. Кроме того, электростанция размещена в непосредственной близости от участков нефтедобычи, что исключает необходимость строительства объектов газосбора. На рис. 2 представлен внешний вид ГТЭС с газотурбинной установкой ГТУ-4П. Это стационарный объект, который способен реализовать утилизацию попутного газа крупных нефтяных месторождений. Однако для реализации большого ресурса надежной работы ГТЭС требуется предварительная трудоемкая технологическая операция по обеспечению высоких по качеству теплофизических параметров топлива.

Использование методов энергосберегающих технологий позволяет существенно повысить экономический эффект работы газотурбинных установок. Эффективность использования топлива в энергетических установках определяется двумя КПД: КПД установки, определяемым получаемой механической или электрической энергии; общим КПД, определяемым совокупностью полученной механической, электрической и полезной тепловой энергией для снабжения низкотемпературных потребителей, который обычно называется коэффициентом использования топлива.

При утилизации низкопотенциального тепла, как правило, используют третий компонент (вода, аммиак, воздух, фреон и др.), которому передается тепло и он становится новым носителем теплоты, более удобным для преобразования тепловой энергии в другие виды энергии. В данной работе в качестве третьего компонента выбрана вода. Тепловая энергия высокотемпературных продуктов сгорания топлива, являясь потоком рабочего тела, преобразуется в механическую энергию при расширении в турбине, соединенной с электрогенератором, вырабатывающего электрическую энергию.

При сжигании углеводородного топлива в воздушной среде при коэффициенте избытка окислителя $\alpha > 1$ в составе продуктов сгорания мольная доля H_2O преобладает над мольной долей CO_2 . За турбиной в результате дальнейшего охлаждения рабочего тела в теплообменном устройстве, реализуя конденсационные технологии, выводят из состава продуктов сгорания компонент H_2O , получая конденсат H_2O . Выведенный конденсат обрабатывают, отделяя растворенные в нем газы, и одну часть его возвращают в высокотемпературную зону проточной части энергетической установки. Перед вводом в газовый тракт возвращаемую часть H_2O направляют на теплообмен в качестве рабочего тела холодного тракта в теплообменное устройство 6, регулируя его величину расхода. После силовой турбины 4 низкопотенциального тепла достаточно для нагрева и испарения потребного количества конденсата до температуры, равной температуре насыщения пара и последующего возврата его в проточную часть газотурбинного блока перед турбиной. Давление насыщенного пара на выходе теплообменного устройства 6 превышает давление в камере сгорания на 15 ... 30 %. Количество насыщенного пара на выходе теплообменного устройства 6 по холодному тракту может составлять величину до 60 % от расхода продуктов сгорания после камеры сгорания 2 в камере смешения 3. Такая величина впрыска насыщенного пара с величиной молярной массы $\mu = 18$ г/моль в продукты сгорания топлива позволяет увеличить мощность в 1,8 раза, подаваемую потребителю. Возврат части теплоты рабочего тела из-за турбины, в виде теплоты парообразования H_2O , а она имеет большую величину, удельная теплота парообразования 2250 кДж/кг, в газовый тракт за камерой сгорания перед турбиной энергетической установки осуществляют подачей, сгенерированного в виде мольных долей H_2O , в состоянии насыщен-

ного пара. При этом общий коэффициент полезного действия (кпд) энергетической установки увеличивается на 15 ... 16 % за счет увеличения доли механической энергии по сравнению с кпд энергетической установки без ввода. Он достигает величины 55 ... 56 %. При утилизации низкопотенциального тепла после турбины 4 на I стадии температура рабочего тела на выходе горячего тракта теплообменного устройства 6 с $T = 652 - 655$ К уменьшается и достигает величины, равной температуре $T = 340 - 345$ К. Оставшуюся теплоту рабочего тела после теплообмена реализуют во второй ступени теплообмена для теплоснабжения низко-температурных потребителей перед выбросом в атмосферу. Во второй ступени теплообмена вновь преобразуют оставшуюся теплоту рабочего тела в дополнительном теплообменнике в нагрев другой жидкости для нужд ЖКХ для обогрева здания и/или в виде горячей воды потребителя. В общем объеме потребления энергии доля теплотребления, как правило, составляет величину 60 ... 80 % от общего энергопотребления.

Достижимый объем использования теплоты сгорания топлива зависит от системы отопления, ее рабочих температур, например, часовой расход тепла на отопление и вентиляцию здания составляет величину $Q = 1350$ ккал/чел. при норме полезной площади $S = 15$ м²/чел., объеме помещения $V = 45$ м³/чел. и наружной температуре воздуха $T = -30$ С, а температура внутреннего воздуха должна быть $T = 20$ С.

Источниками низкопотенциального тепла могут служить также техногенные системы:

- промышленные предприятия (теплота продуктов сгорания различного рода топлива);
- биогазовые установки, газогенераторные установки (теплота сгорания топлива, сгенерированного в этих установках);
- тепловые двигатели транспортных средств (теплота выхлопных газов) и др.

Основными поставщиками низкопотенциального тепла в стране являются нефтедобывающая и газодобывающая отрасли промышленности, сжигающие огромные объемы низкопотенциального топлива, т.е. попутного нефтяного газа на факелах. Свой вклад вносят лесная и деревообрабатывающая промышленность, сельское хозяйство и сфера ЖКХ.

Авторами работы [2], при разработке инновационной энергетической установки, учитывая работу ее на низкопотенциальном топливе (попутном нефтяном газе с нестабильной плотностью, низкой теплотворной способностью, при наличии в своем составе жидких фракций тяжелых углеводородов и серосодержащих примесей), учитывая эксплуатацию ее обслуживающим персоналом с недостаточной технической квалификацией, решено было лопаточные машины газотурбинного блока энергетической установки выполнять с возможностью взаимного обмена электрической энергией вместо механической связи, при этом термохимический реактор (камеру сгорания) расположить между лопаточными машинами и установить вертикально. Корпус энергетической установки выполнен в виде вытяжной трубы, геометрия которой обеспечивает скорость течения продуктов сгорания $W > 0,2 a_f$, где a_f – скорость звука замороженного состава.

Вышеуказанные параметры выбраны в соответствии с рекомендациями документа «Правила устройства и безопасной эксплуатации факельных систем», утвержденного постановлением Госгортехнадзора РФ от 10 июня 2003г. № 83. Настоящим Правилам безопасности присвоен шифр ПБ 03-591-03.

Эти Правила можно использовать для проведения экспертизы промышленной безопасности проектов энергетических установок малой мощности в случае замены ими при техническом перевооружении и ликвидации факельных систем в газовой, нефтяной и других отраслях промышленности. Эти Правила используют при проведении экспертизы промышленной безопасности в вопросах, связанных с обращением токсичных веществ, способных образовывать газо-воздушные взрывопожарные смеси.

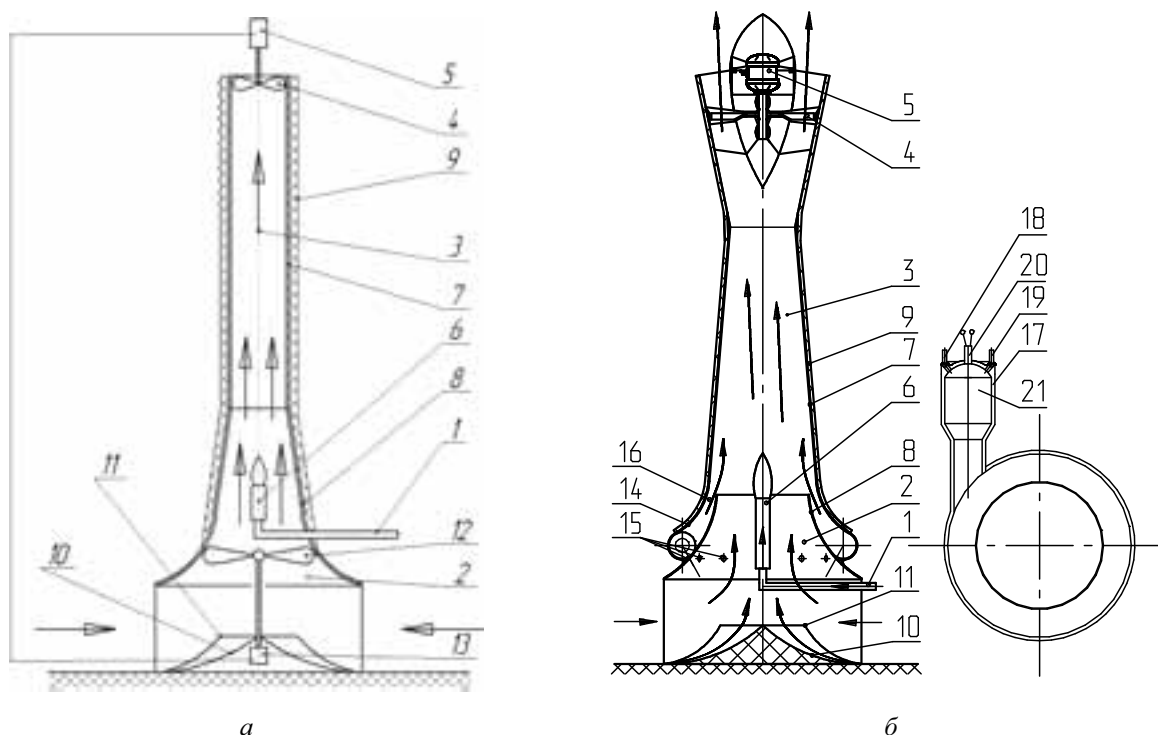


Рис. 3. Схемы энергетических установок, работающих на низкопотенциальном топливе: 1 – канал подвода неочищенного попутного нефтяного газа; 2 – профилированный канал подвода атмосферного воздуха; 3 – канал проточной части (полость образования низкопотенциального тепла); 4 – лопаточная машина, для преобразования теплоты в механическую энергию; 5 – электрогенератор; 6 – камера сгорания с горелочным устройством; 7 – вытяжная труба, формирующая корпус энергетической машины; 8 – внутренняя стенка корпуса струйного насоса; 9 – теплоизоляционный слой; 10 – направляющий аппарат; 11 – радиальные перегородки; 12 – лопаточная машина, создающая напор воздуха и его турбулизацию; 13 – электродвигатель; 14 – корпус вихревой камеры; 15 – каналы подвода воздуха в вихревую камеру; 16 – канал газогенераторного рабочего тела; 17 – корпус газогенератора; 18 – линия подвода воздуха в запальное устройство; 19 – линия подвода неочищенного попутного нефтяного газа в запальное устройство; 20 – запальное устройство; 21 – камера сгорания газогенератора

Давление в камере сгорания превышало атмосферное давление на величину рк.с. = 0,02 ... 0,04 МПа. Величина объемного расхода горючего составляла величину 0,04 ... 0,08 м³/с, а коэффициент стехиометрического соотношения компонентов составлял величину $\chi = 12,96$. Величина этого коэффициента изменяется в интервале величин $\chi = 12 \dots 13$, и зависит, главным образом, от величины мольной доли сероводорода H₂S в составе попутного нефтяного газа (меньшая величина соответствует меньшей величине мольной доли сероводорода H₂S). При режиме бессажевого горения, т.е. при коэффициенте избытка окислителя в интервале $\alpha = 4 - 6$ величина скорости звука в продуктах сгорания составляет величину $a_f = 602,56 \dots 538,89$ м/с.

Такое техническое решение позволяет:

- обеспечить бесперебойную переработку любого секундного расхода попутного нефтяного газа в качестве топлива без дополнительной его очистки непосредственно после его получения в процессе добычи нефти на месторождении при безопасных низких давлениях в магистрали подачи попутного нефтяного газа;
- снять ограничение геометрических параметров энергетической машины, обеспечивающей преобразование химической энергии попутного нефтяного газа в полезную нагрузку, например, в электрическую энергию;
- обеспечить простоту технического обслуживания энергетической машины, не требующей высокой квалификации персонала.

Из анализа потребностей в таких установках видно, что только в нефтяной отрасли горящих факелов более 1500 штук, а в газодобывающей отрасли и того более. Другими словами, в России имеется обширный рынок для теплоэнергетических установок малой мощности. Одним из таких проектных решений являются схемы энергетических установок, работающих на низкопотенциальном топливе, представленные на рис. 3.

Разработанные технические предложения по созданию энергетической установки малой мощности, состоящей из агрегатов полной заводской готовности, с минимальными теплофизическими требованиями к качеству топлива можно успешно использовать при решении проблемы энергообеспечения нефтедобывающей отрасли путем модернизации факельного хозяйства. Модернизация факельного хозяйства будет намного эффективней, если сжигание попутного нефтяного газа проводить в энергетической установке и вырабатывать электроэнергию для нужд промысла. В энергетическую установку подают воздух и подают очищенный попутный нефтяной газ, их смешивают и сжигают. Полученная теплота используется для организации потока рабочего тела в канале, геометрия которого обеспечивает завершение механизма химического преобразования без установки специальных средств повышающих полноту сгорания и выравнивание поля концентраций по сечению канала на входе в лопаточную машину 4. В лопаточной машине 4 теплота и кинетическая энергия потока рабочего тела в преобразуется в механическую энергию вращения ротора. Неравномерность поля концентраций связана с точечным подводом горючего, которая определяется конструкцией горелочного устройства, как агрегата полной заводской готовности, Выравнивание поля концентраций в газовом потоке, завершение преобразований в механизме химических реакций происходит за время пребывания $\tau \approx 0,2 \dots 1$ с. Скорость движения газового потока в канале (ориентировочно равна 106 – 120 м/с в сечении расположения камеры сгорания 6 канала 3) обеспечивается тягой вытяжной трубы 7 и напором лопаточной машины 12, установленной на входе энергетической установки, представленной схемой на рис. 3а. На рис. 3а корпус энергетической машины выполнен неразъемным соединением профилированной стенки струйного насоса 8 на входе и стенки корпуса в виде вытяжной трубы 7.

На рис. 3б представлена схема автономной энергетической установки малой мощности с вихревой камерой на входе, для работы на низкопотенциальном топливе, реализующей режим с низким коэффициентом избытка окислителя, в интервале $\alpha = 0,8 - 0,9$. Это режим обеспечивающий устойчивое воспламенение. В этой схеме на рис. 3б в отличие от схемы энергетической установки (на рис. 3а), вместо создания напора воздушного потока лопаточной машиной 12 с приводом от электродвигателя 13, напор создается газодинамическим путем элементами вихревого насоса, сформированного геометрией канала 3 вытяжной трубы 7.

Продукты сгорания в вихревой камере смешиваются дополнительно с поступающим холодным атмосферным воздухом по каналу 15, образованное рабочее тело поступает по каналу 16 в канал 3 отвода продуктов сгорания вытяжной трубы 7. Корпус 17 газогенератора расположен в корпусе вихревой камеры, тангенциальное движение рабочего тела которого создает возможность засасывания (инжектирования) холодного воздуха из атмосферы на входе вдоль оси энергетической машины. В корпусе газогенератора 17 размещена камера сгорания 21, в которой происходит воспламенение пусковой части горючего, подаваемого по каналу 18, и пусковой части окислителя, подаваемого по каналу 19 от запального устройства 20. Лопаточная машина 4 на выходе вытяжной трубы 7 расположена по оси энергетической машины в диффузорной части канала 3, в которой происходит замедление потока рабочего тела. Движение рабочего тела в диффузорной части канала 3 характеризуется тем, что динамическое давление в направлении движения потока уменьшается, а статическое – увеличива-

ется. Геометрия и расположение лопаточной машины 4, которое препятствует прямому осевому течению рабочего тела и наличие вихревого потока генераторного газа на входе в канал 3 формирует течение эквивалентное течению в камере вихревого насоса, создавая разрежение вдоль оси. В канале 3 обеспечивается дожигание генераторного газа, воспламенение, а затем горение основного потока горючего, т.е. основной массы попутного нефтяного газа в воздушной среде.

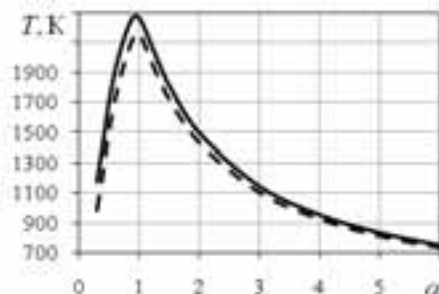


Рис.4. Равновесная температура в зависимости от избытка воздуха: сплошная кривая – керосин; пунктирная – попутный нефтяной газ

Энергетические характеристики низкопотенциального топлива сопоставимы с традиционными топливами. Практически все составы попутных газов обеспечивают одинаковую равновесную температуру горения и близкие по своему компонентному составу продукты сгорания. На рис. 4 приведено сопоставление изменения расчетных значений равновесной температуры горения керосина и попутного газа в зависимости от избытка воздуха. Равновесная температура горения керосина при стехиометрии превышает температуру продуктов сгорания попутного нефтяного газа приблизительно на 200 К. С увеличением α различия уменьшаются. В качестве попутного нефтяного газа рассматривались ряд составов. Следует указать граничные по качественному паспорту составы, которые обеспечили практически одинаковые результаты расчета – O1.3071H123.40S0.064562N25.595C41.139 (качественный паспорт на попутный нефтяной газ «Н-Суксинская УПВСН» от 22.04.2010) и O2.2620H140.74S1.0917N17.106C45.569 (качественной паспорт на попутный нефтяной газ «Лениногорск-нефть» от 19.03.2008). Сопоставления изменений равновесной мольной доли H_2O , CO_2 , CO и NO в продуктах сгорания в зависимости от избытка воздуха приведено на рис. 5.

Показано, что равновесный состав продуктов сгорания керосина и попутного газа мало отличается. Существенные изменения равновесного состава наблюдаются для компонентов, обусловленных образованием некоторых примесей в попутном газе, например, таких как сера. Значительные отличия могут быть в содержании в продуктах сгорания SO_3 , наличие которого приводит к образованию серной кислоты на стенках камеры сгорания. Однако эти примеси не влияют на равновесную температуру горения и на содержание в продуктах сгорания типовых, устойчивых к диссоциации компонентов. Полученные результаты равновесной температуры горения, компонентного состава продуктов сгорания, их теплофизические свойства выполнены в соответствии с методикой [Алемасова В.Е., том I]. Результаты расчета по керосину соответствуют данным [Алемасова В.Е., том III].

По предварительной оценке предлагаемый способ утилизации попутного нефтяного газа в предлагаемой энергетической машине при вытяжной трубе 40 м, при давлении $p_{\text{пнтг}} = 0,12 \dots 0,2$ МПа в линии подачи попутного нефтяного газа обеспечит не менее 0,25 кВт·ч электроэнергии с каждого кубометра попутного нефтяного газа. По разным источникам добыча 1 тонны нефти компаниями составляет затраты 12 – 32 кВт·ч электроэнергии. Невысокие значения КПД преобразования химической энергии в электрическую объясняется низким

термическим КПД, вызванным низкими значениями давления в камере сгорания. Для увеличения термического КПД необходимо увеличение температуры на входе в лопаточную машину 4 и увеличения давления на входе в нее, что противоречит исходным данным. Исследования по разработке теплоэнергетических установок малой мощности с минимальными теплофизическими требованиями к качеству топлива показали, что более высокие показатели термического КПД можно получить, если лопаточные машины сжатия и расширения, представленные на рис. 3, механически соединить, используя модульную концепцию газотурбинных блоков с однокомпонентным рабочим телом для привода электрогенератора.

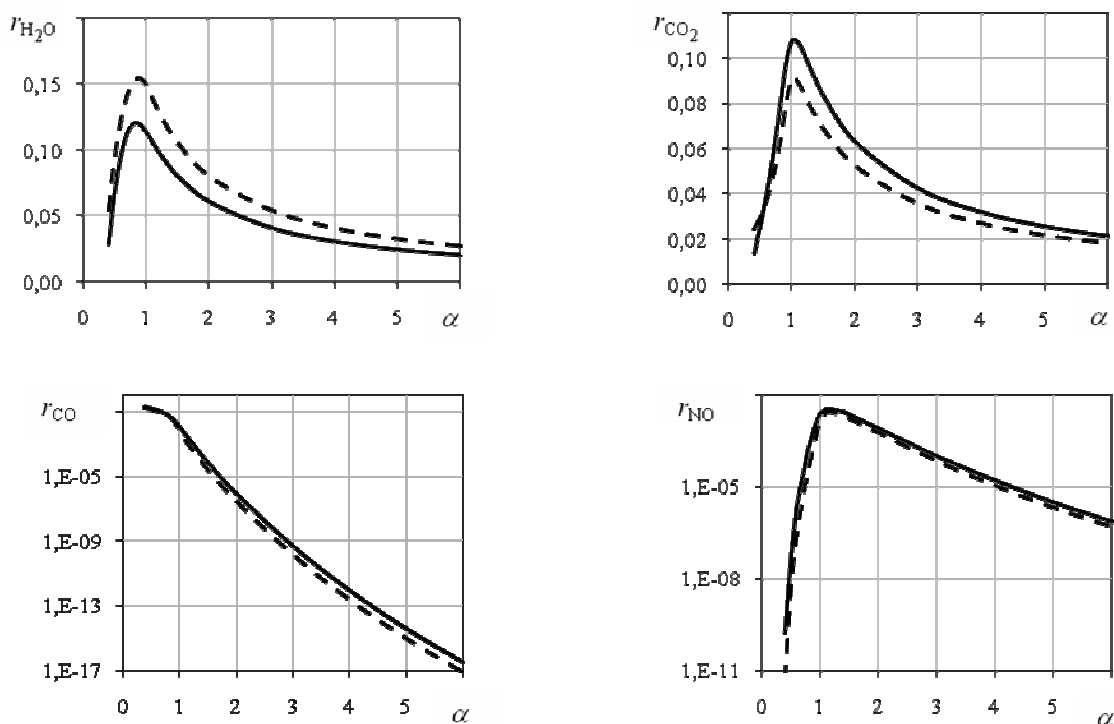


Рис. 5. Изменение мольной доли H_2O , CO_2 , CO и NO в зависимости от избытка воздуха: сплошная кривая – керосин; пунктирная – попутный нефтяной газ

Авторами работы [3] предложено в энергетической установке малой мощности, представленной на рис. 6, с минимальными теплофизическими требованиями к качеству топлива использовать схему внешнего горения. Модули газотурбинного блока заменены воздушными турбинными установками, в качестве которых используют турбокомпрессоры на малые расходы однокомпонентного рабочего тела. В качестве рабочего тела используют нагретый сжатый воздух с последующим использованием низкопотенциального тепла после турбины. В отличие от вышерассмотренной схемы на рис. 1, к низкопотенциальному теплу рабочего тела подводится теплота путем подачи низкопотенциального горючего, как компонента топлива и сжигания его в термохимическом реакторе (камере сгорания), продукты сгорания которого формируют основное рабочее тело энергетической установки. Перед выбросом основного рабочего тела в атмосферу оно отдает теплоту рабочему телу турбины путем теплообмена. Остаточная теплота основного рабочего тела преобразуется в механическую работу для последующего преобразования в другие виды энергий.

Особенностью схемы энергетической установки внешнего сжигания горючего является то, что она имеет разные газовые тракты рабочего тела:

- газовый тракт высокотемпературных продуктов сгорания в вытяжной трубе с охлаждением их путем передачи теплоты сжатому в компрессоре воздуху в воздушном рекуператоре перед выбросом в атмосферу;

- газовый тракт турбины, где в качестве рабочего тела используют сжатый в компрессоре воздух и нагретый до высоких температур перед входом в турбину в воздушном рекуператоре, расположенном в вытяжной трубе с последующем возвратом низкопотенциального тепла в термохимический процесс сжигания.

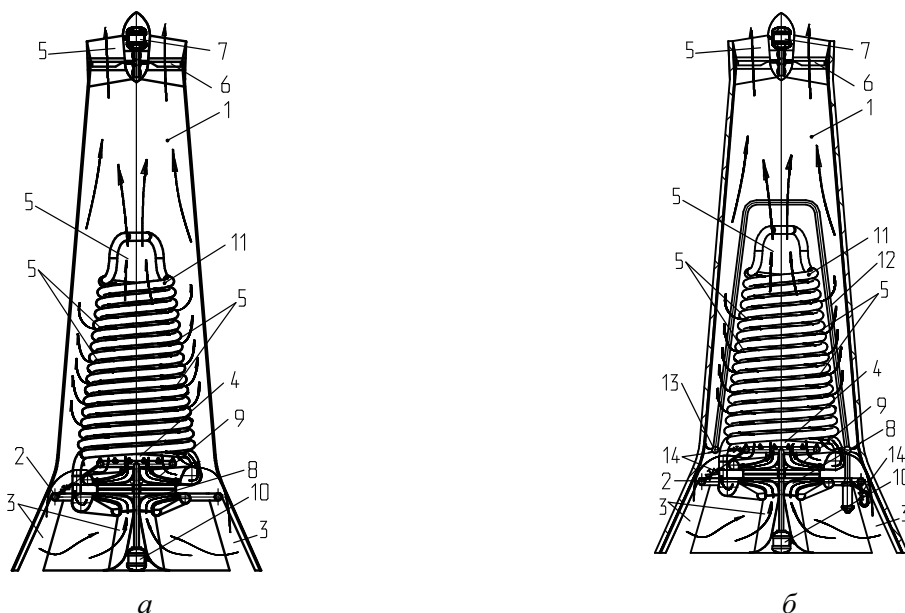


Рис. 6. Схемы энергетических установок, работающих на низкопотенциальном топливе: 1 – корпус в виде вытяжной трубы; 2 – элементы подвода попутного нефтяного газа; 3 – канал подвода атмосферного воздуха; 4 – термохимический реактор (камера сгорания); 5 – каналы отвода рабочего тела; 6 – лопаточная машина; 7 – электрогенератор; 8 – компрессор; 9 – турбина; 10 – электрическая машина; 11 – рекуператор воздушный; 12 – рекуператор части ПНГ; 13 – разделитель ПНГ; 14 – агрегаты автоматики

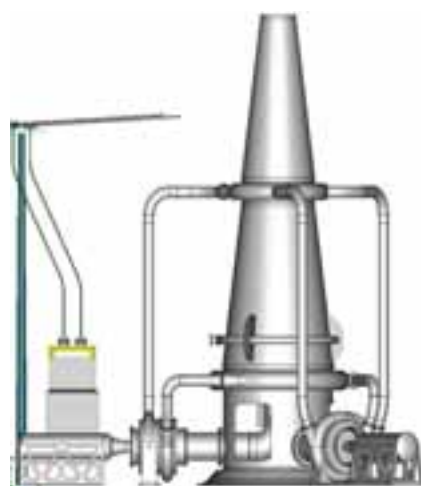


Рис.7. Внешний вид экспериментальной энергетической установки с агрегатами полной заводской готовности

В первом газовом тракте осуществляется охлаждение основного рабочего тела, т.е. высокотемпературных продуктов сгорания неочищенного попутного нефтяного газа в воздушной среде, используя возвращаемое низкопотенциальное тепло после турбины, в теплообменном устройстве, расположенном за камерой сгорания в корпусе вытяжной трубы. Во вто-

ром газовом тракте происходит нагрев в теплообменном устройстве сжатого в компрессоре атмосферного воздуха, направляемого на вход в турбину, а после – расширение в ней и удаление через камеру сгорания в вытяжной трубе в атмосферу.

По предварительной оценке предлагаемый способ утилизации попутного нефтяного газа в модернизируемой энергетической машине при вытяжной трубе 40 м, при давлении $p_{\text{пнг}} = 0,12 \dots 0,2$ МПа в линии подачи попутного нефтяного газа обеспечит не менее 0,5 кВт·ч электроэнергии с каждого кубометра попутного нефтяного газа. Анализ увеличения выхода электроэнергии с каждого кубометра попутного нефтяного газа показывает, что увеличение возможно и оно лежит в решении вопроса увеличения жаростойкости и жаропрочности материалов турбины. Смещение рабочего процесса в химическом реакторе при беспламенном горении в сторону стехиометрического соотношения компонентов показывает перспективу дальнейшего исследования этого направления.

Для исследования термодинамических и теплофизических процессов в энергетической установке разработан проект модельной экспериментальной установки для отработки параметров непосредственно на месторождении при различных степенях подготовки нефти без дополнительных каких либо технологических операций по снижению в своем составе тяжелых углеводородов и серосодержащих примесей.

Внешний вид экспериментальной энергетической установки, предназначенной для сжигания $150000 \text{ м}^3/\text{месяц}$ неочищенного попутного нефтяного газа, представлен на рис. 7, в которой были использованы практически все агрегаты полной заводской готовности, работоспособность которых проверена практикой. Турбокомпрессор типа ТК35 (ОАО «СКБТ» г. Пенза), расположен вне корпуса и вокруг корпуса энергетической установки, в случае увеличения секундного расхода рабочего тела. Рабочее тело состоит из одного компонента – воздуха, который не нуждается в дорогостоящем процессе очистки.

Особенностью таких агрегатов полной заводской готовности, представленных схемой продольного разреза на рис. 8, являются компоновочные варианты привода электрогенератора. Высокая частота вращения ротора газотурбинного блока предъявляет высокие требования к редуктору (на схеме условно не показан) для выработки электрогенератором электрического тока с рабочей частотой 50 Гц.

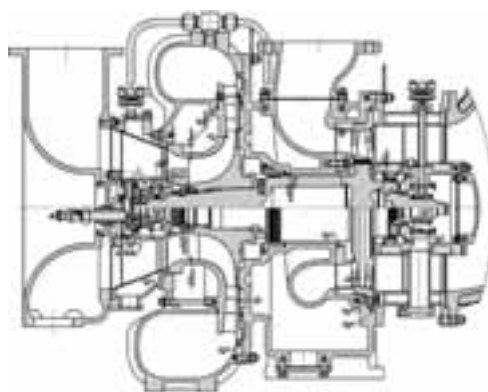


Рис. 8. Продольные разрезы турбокомпрессора

ОАО «Специальное конструкторское бюро турбоагрегатов» (ОАО «СКБТ» г. Пенза) на базе турбокомпрессора наддува ведет разработку турбинной установки, предназначенной для утилизации отработанных моторных масел и древесных отходов (опилок, щепы, шпал), выработки электрической и тепловой энергии. Авторами в работе [4] установлено, что агрегаты полной заводской готовности разработанного номенклатурного ряда турбоком-

прессоров типа ТК35(ОАО «СКБТ» г. Пенза) могут быть использованы при минимальной доработке, а в некоторых схемах и без доработки в автономных энергетических установках малой мощности.

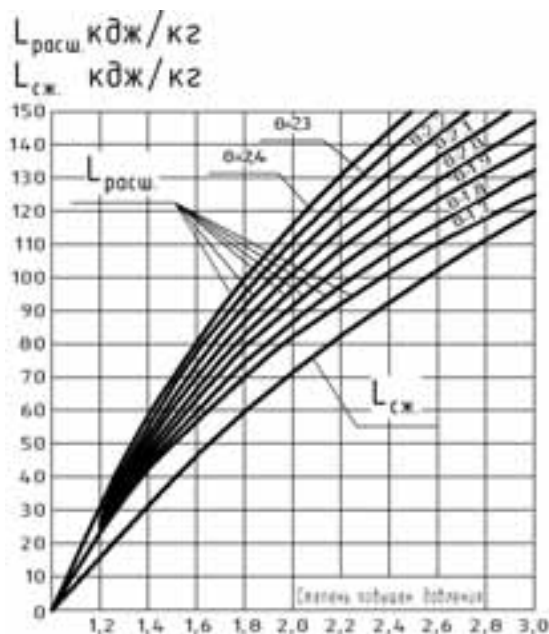


Рис.9

Оценочные расчеты мощности энергетической установки приведены на графике рис. 9 при разной степени подогрева сжатого воздуха в теплообменном устройстве $\theta = T_{вр}^* / T_{вх}^*$. Расчеты проводились по следующим зависимостям:

$$\text{работа сжатия} - L_{сж} = \frac{k}{k-1} RT_{вх}^* (\pi_k^{*(k-1)/k} - 1) / \eta_k^*,$$

$$\text{работа расширения} - L_{расш} = \frac{k}{k-1} \cdot RT_{вр}^* (1 - \pi_t^{*(k-1)/k}) \cdot \eta_t^*,$$

где $R = 0,287$ кДж/кг К – газовая постоянная; $k = 1,4$ – показатель адиабаты; π_k^* – степень повышения давления в компрессоре; π_t^* – степень понижения давления в турбине; η_k^* , η_t^* – адиабатные КПД компрессора и турбины; $T_{вх}^* = 288,15$ К – температура воздуха на входе в компрессор; $T_{вр}^*$ – температура воздуха на входе в турбину после подогрева в теплообменнике.

Представлены результаты эффективности преобразования химической энергии топлива в электрическую, как разность работ $L_{расш} - L_{сж}$ при заданной степени повышения давления в компрессоре. Коэффициент электрического КПД энергетической машины составляет величину $\eta = 0,28$, что является основанием для дальнейшего исследования по увеличению эффективности преобразования тепловой энергии в полезную работу.

Авторами предложено новое инновационное проектное решение схем экономически приемлемых автономных теплоэнергетических установок малой мощности с минимальными теплофизическими требованиями к качеству топлива. Исследование теплофизических процессов в таких теплоэнергетических установках показывает возможность их реализации в рамках программы рационального безотходного природопользования, решения задач переработки и утилизации как попутного нефтяного газа, получаемого при добыче как нефти, так и газового конденсата, добываемых вместе с газом при разработке газоконденсатных месторождений, а также их реализацию в других отраслях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Способ работы энергетической установки с газотурбинным блоком [Текст]: пат. 2411368 Рос. Федерация: МПКF 01 К 21/04, F02C3/34, F02C3/20 / Гортышов Ю.Ф., Гуреев В.М., Демидов Г.В., Мац Э.Б., Полежаев Ю.В.; заявитель и патентообладатель Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева (КГТУ им. А.Н. Туполева)». - № 2008147392/06; заявл.01.12.2008; опубл. 10.02.2011, Бюл. № 4, код раздела бюл. FG4A.
2. Способ утилизации попутного нефтяного газа и энергетическая машина для его осуществления [Текст]: пат. 2447363 Рос. Федерация: МПКF23 G 5/00 / Гарифуллина М.Ш., Демидов Г.В., Мишин В.Е., Хаиров Л.Ш., Щербаков А.В.; заявители и патентообладатели Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (КНИТУ - КАИ)» Демидов Герман Викторович, Хаиров Леонард Шамсиевич. - № 2010133703/03; заявл.11.08.2010; опубл. 10.04.2012, Бюл. № 10.
3. Способ утилизации попутного нефтяного газа и энергетическая машина для его осуществления [Текст]: пат. 2488705 Рос. Федерация: МПКF 02 С 1/02 / Гарифуллина М.Ш., Демидов Г.В., Хаиров Л.Ш., Юдина С.В.; заявители и патентообладатели Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева (КНИТУ - КАИ)» Демидов Герман Викторович, Хаиров Леонард Шамсиевич. - № 2012101626/06; заявл.17.01.2012; опубл. 27.07.2013, Бюл. № 21.
4. Демидов Г.В. Исследование возможности создания автономных теплоэнергетических установок малой мощности [Текст] / Г.В. Демидов, С.А. Морозов, Л.Ш. Хаиров, А.С. Шубина, А.В. Щербаков // Энергетика Татарстана. – 2013. - № 1. – С. 37-41.
5. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник т.3. Топливо на основе кислорода и воздуха/Под ред. акад. В.П.Глушко. М.: ВИНТИ АН СССР, 1971-1979, - 620с.

HEAT AND LOW-POWER PLANTS OPERATING ON LOW-GRADE FUEL

*G.V. Demidov, S.A. Morozov, A.N. Sabirzyanov, O.A. Tikhonov, L.Sh. Khairov,
A.V. Shcherbakov*

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Considered in the framework of innovation direction in the field of heat-power engineering, some data on the development of self-sufficient heat and low-power plants by using the energy-saving technologies have been presented. At present, the problem about total use of combustion heat for recovery of low-grade fuel (e.g., accompanying oil gas) is very topical. The herein-considered problem makes it possible to solve the problem on decentralized power supply to small settlements and oil industry companies at early stages of oil field development. When the volumes of recovery are small, this problem can be solved by using the micro-turbine technologies. Also presented in this paper are the design recommendations on creation of innovated and economically profitable heat and low-power plants. This scope of problems can be realized in the framework of the program aimed at rational and non-waste environmental management as well as by solving the problem on reprocessing and recovery of accompanying oil gas obtained during production of crude oil and oil condensate.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ТЕЧЕНИЙ С ПРЕЦЕССИЕЙ ВИХРЯ, РАСПЫЛИВАНИЯ И СМЕСООБРАЗОВАНИЯ В ПРЕЦЕССИРУЮЩИХ СТРУЯХ

Третьяков В.В., Миронов А.К., Свириденков А.А., Токталиев П.Д.

*(ФГУП Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
г. Москва)*

Проведены экспериментальные исследования нестационарного течения с прецессией вихря в модельной камере сгорания и распределения капельножидкого топлива за ней. Выполнены соответствующие численные расчеты. Получены данные о связи акустического излучения турбулентных струй с их прецессионным движением. Разработаны расчетно-экспериментальные методы моделирования процессов распыливания топлива и смесобразования за завихрительными фронтными устройствами камер сгорания. Проведенные измерения распыливания жидкости в прецессирующем воздушном потоке показали, что рассмотренное модельное устройство обеспечивает образование однородной топливовоздушной смеси на выходе из сопла со средним диаметром капель приблизительно 50 мкм. Разработана методика обработки экспериментальных и расчетных данных для нестационарных течений различных видов, которая использована для анализа течений в модельной камере с прецессией вихря. Показано, что в рассматриваемом поле течения присутствуют крупные образования, на которые приходится большая часть кинетической энергии турбулентности и которые имеют форму спирального вихря, начинающегося на срезе закручивающего устройства и огибающего ЗОТ.

Введение

Данная работа посвящена вопросам экспериментального и расчетного исследования нестационарных закрученных течений в камерах сгорания. В работе рассматриваются нестационарные течения с прецессией вихря. При этом решаются следующие задачи. Экспериментально определяется структура течения и распределение топлива на выходе из модельной камеры сгорания. Разрабатывается методика обработки результатов экспериментального и расчетного исследований. С помощью этой методики исследуется структура рассматриваемых прецессирующих течений.

Целями проводимых исследований являются: выявление особенностей в распределениях парообразного и капельно-жидкого топлива, связанных с нестационарностью течений, определение нестационарных характеристик закрученной струи при средних и высоких значениях параметров закрутки, выявление крупномасштабных вихревых структур в рассматриваемых течениях и определение их пространственных и временных характеристик.

Эксперименты выполнены на модели диаметром 100 мм при среднерасходной скорости течения $U_a = 14 - 17$ м/с. Интенсивность закрутки $W_0 = W_{\max}/U_a$ составляла 1,69, где U_a - среднерасходная скорость течения, W_{\max} - максимальное значение вращательной скорости на срезе сопла. Диаметр сопла $D = 50$ мм. Подача топлива производилась струйной форсункой со стенки камеры по нормали к ее оси. Схема экспериментальной модели показана на рис. 1.

Численные расчеты проведены по нестационарным моделям программного комплекса Fluent [1]. В данном случае использована модель расчета течения по нестационарным уравнениям Рейнольдса (Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes).

Расчетно -экспериментальное исследование нестационарных закрученных течений с прецессией вихря в модельной камере сгорания

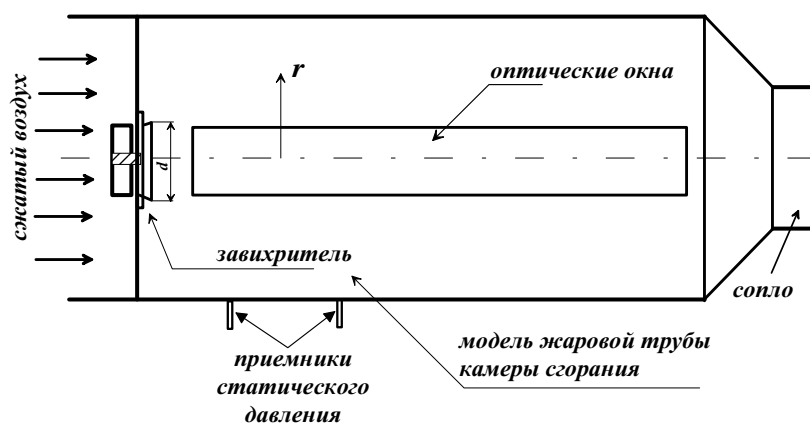


Рис. 1. Схема экспериментальной модели камеры сгорания

Результаты измерений осредненных по фазе полей продольной скорости в плоскости, параллельной срезу сопла, показали, что течение в струе не является осесимметричным и прецессирует. Оказалось, что центр рециркуляционной зоны (минимум продольной скорости) прецессирует в направлении вращения основного потока, и скорость прецессии близка к значению максимума вращательной скорости. Причем осредненное по фазе поле течения вращается вокруг оси струи с угловой частотой $\omega = 2\pi f_0$ без видимого изменения своей формы. На рис. 2 изображены распределения продольной скорости в плоскости, параллельной срезу сопла (вращение - против часовой стрелки) и находящейся от него на расстоянии приблизительно 1 мм. Измерения проведены с помощью аппаратуры PIV, $U_a = 14,4$ м/с, $W_0 = 1,69$, $f_0 = 250$ Гц. На рисунке $\Delta\Phi = 360 \cdot f_0 \cdot \Delta t$, где Δt - устанавливаемая задержка времени. Поле на рис. 2-г – результат осреднения данных, полученных при различных сдвигах фаз. В экспериментах этот сдвиг фаз варьировался от $\Delta\Phi = 0$ до 360 с шагом в 15 .

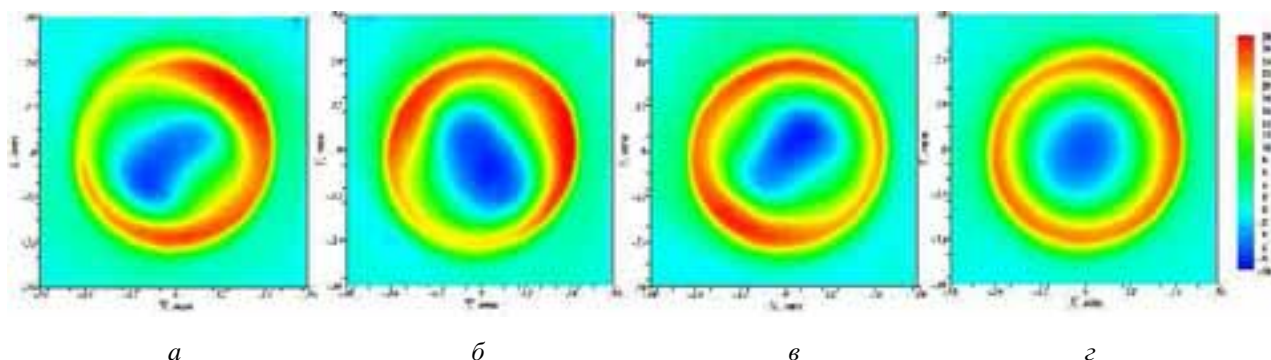


Рис. 2. Осредненные по фазе поля течения в закрученной струе: а – $\Delta\Phi = 0$, б – $\Delta\Phi = 90$, в – $\Delta\Phi = 180$, г – поле течения, осредненное по всем сдвигам фаз

Анализ представленных экспериментальных данных показывает, что осредненное по фазе поле течения не является симметричным, а прецессирует. При этом рециркуляционная зона имеет не круглую, а «удлиненную» форму.

Опыты показали, что при высоких степенях закрутки потока струя генерирует акустическое излучение на фиксированных частотах. Оказалось, что это акустическое излучение как раз и связано с крупномасштабным вихревым движением струи - прецессионным движением.

На начальном этапе были выполнены расчеты по различным моделям турбулентности и проведено сопоставление их результатов с экспериментальными данными. Пример такого сопоставления представлен на рис. 3.

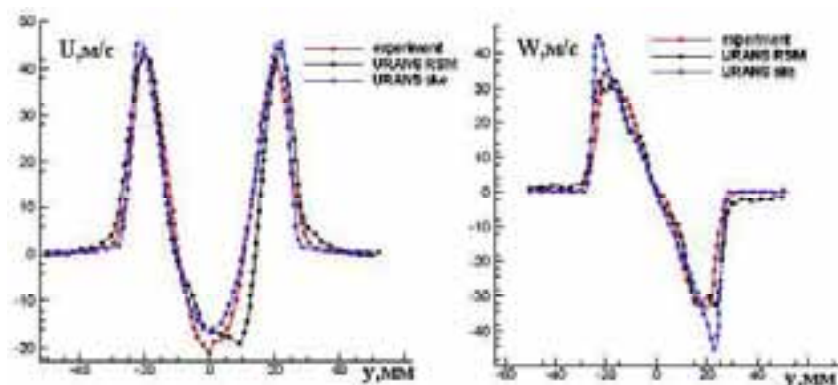


Рис. 3. Сравнение профилей осевой и вращательной компонент скорости на расстоянии $h = 5$ мм от выхода из закручивающего устройства

Видно, что обе модели турбулентности ($k - \epsilon$ и напряжений Рейнольдса - RSM) хорошо описывают экспериментальные данные.

На рис. 4 представлены мгновенные поля продольной скорости для различных моментов времени и на различном удалении от среза закручивающего устройства, рассчитанные по модели RSM. На рис. 4 приведена также сетка в азимутальном направлении с шагом в $\pi/4$ и контур, соответствующий нулевым значениям осевой компоненты скорости - он помечен штриховой линией. Видно, что на срезе устройства ($h = 0$) нулевой контур ЗОТ с течением времени практически не меняет своей формы (первый ряд), т.е. в поперечном сечении на выходе из устройства ЗОТ вращается как единое целое. Частота этого вращения, определенная по прохождению нулевым контуром полного оборота, приблизительно равна 735 Гц. На расстоянии одного калибра от среза ($h = D$, D – диаметр сопла) в области максимальных осевых скоростей становится заметной окружная неравномерность течения, см. рис. 4-б. При этом нулевой контур, как и вся ЗОТ, с течением времени существенно меняет свою форму, а область интенсивных обратных токов уменьшается по площади. Максимум площади поперечного сечения, занятой зоной обратных токов, для различных моментов времени находится на расстоянии 0,2 - 0,4 калибров от среза сопла. В последнем ряду (рис. 4-в) приведено распределение осевой скорости на расстоянии двух калибров ($h = 2D$) от среза сопла. Видно, что на этом расстоянии происходит заметное выравнивание и затухание возвратного течения.

Итак, эксперименты и расчеты показали, что а) течение в струе не осесимметрично и поле течения прецессирует; б) центр рециркуляционной зоны (минимум продольной скорости) прецессирует в направлении вращения основного потока, при этом скорость прецессии близка к значению максимума вращательной скорости; в) осредненное по фазе поле течения вращается вокруг оси струи с угловой частотой $\omega = 2\pi f_0$, которая совпадает с частотой основного тона акустического излучения струи, г) в поперечном сечении на выходе из устройства зона обратных токов вращается как единое целое с частотой вращения, определенная по прохождению нулевым контуром полного оборота, приблизительно равна для рассмотренного режима 735 Гц; д) максимальное значение поперечного размера зоны обратных токов для различных моментов времени располагается на расстоянии 0,2 - 0,4 калибра от среза сопла.. Результаты расчетов с хорошей точностью соответствуют полученным экспериментальным данным, при этом лучше эти данные описывает модель для напряжений Рейнольдса (RSM).

Экспериментальное исследование распределения капельно-жидкого топлива на выходе из модельной камеры сгорания в условиях нестационарного течения

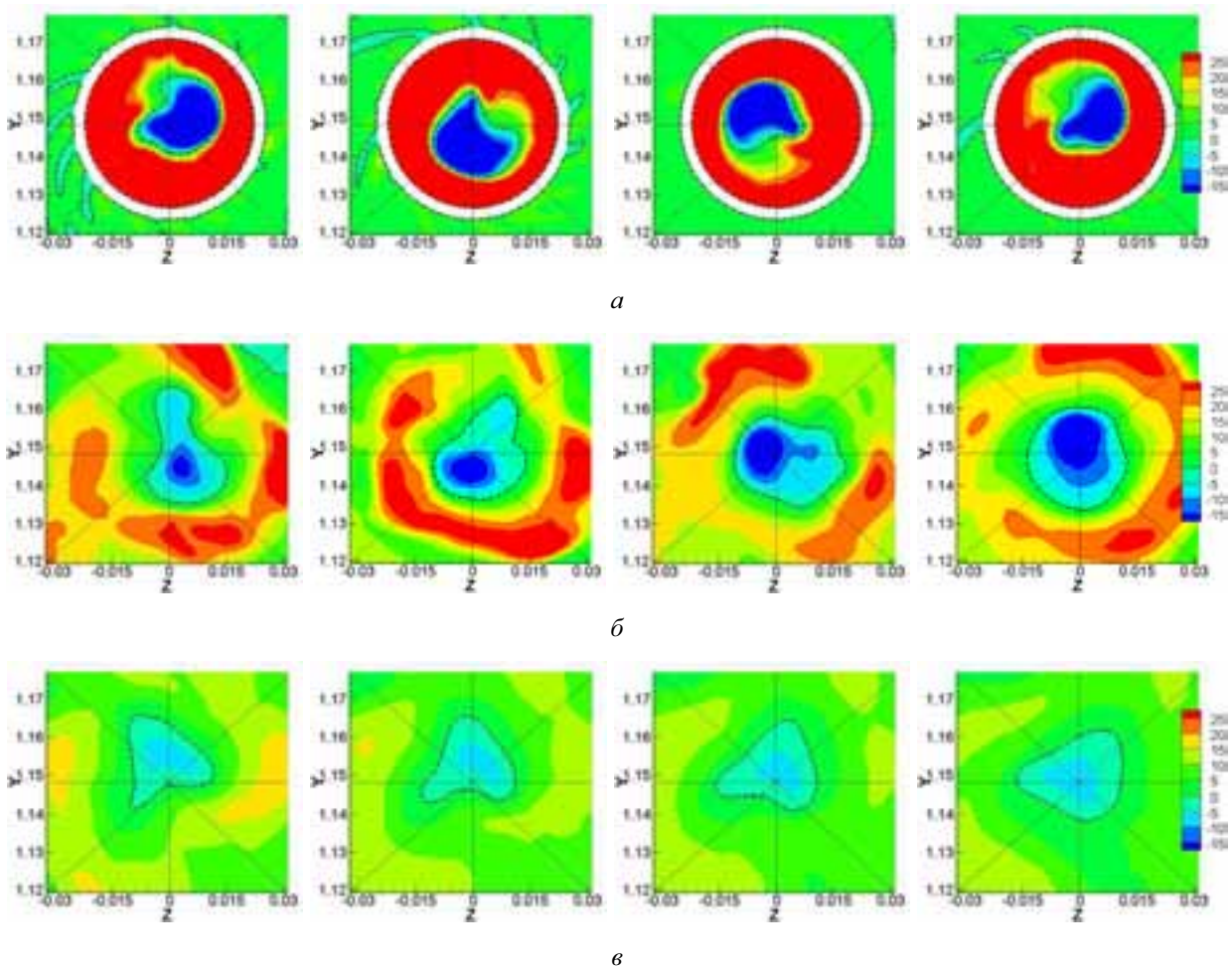


Рис. 4. Поля осевой скорости на различном удалении h от среза устройства (столбцы) в различные моменты времени t (ряды, слева направо $t = 20, 20.28, 20.56, 20.83$ с)

В данном разделе работы исследовались характеристики дисперсности единичной струи топлива, подаваемой в сносящий поток воздуха за завихрителем в модели рис. 1.

Исследования проводились при расходах топлива 3,2 и 5,3 г/с. Расходы воздуха составляли 30 и 38 г/с. Этим расходам воздуха соответствуют средние скорости воздушного потока на выходе из сопла 12,5 и 16,3 м/с. При отсутствии подачи воздуха струя топлива достигала противоположной стенки и стекала по ней. Подача воздуха приводит к дроблению струи топлива в закрученном потоке и на выходе из сопла образуется факел распыливания.

Образующаяся в сопле вращающаяся пленка на выходе образует структуры, которые под воздействием потока воздуха распадаются на капли. Для определения характеристик дисперсности факела распыливания за соплом использовался метод рассеяния света на малые углы [2].

На рис. 5 в качестве примера приведено распределение концентрации топлива (а) в поперечном сечении факела распыливания на расстоянии 20 мм от кромки выходного сопла при $G_b = 30$ г/с и $G_r = 5$ г/с и распределение размеров капель (б) для этого режима.

Эксперименты показали, что увеличение средней продольной скорости воздушного потока с 12,5 м/с до 16,3 м/с приводит к выравниванию распределения концентрации по сечению факела и уменьшению размеров капель топлива. Вместе с тем, уменьшение расхода топлива с 5 г/с до 3,2 г/с при постоянной скорости воздушного потока приводит к образованию периодических структур в распределении концентрации и размеров капель.

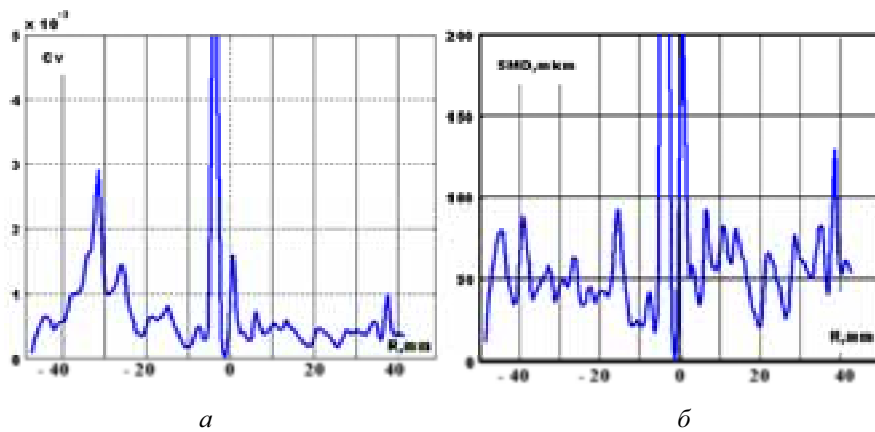


Рис. 5. Распределение: *a* - объемной концентрации керосина C_v и *б* - размеров капель керосина по диаметру факела распыливания. Режим $G_B = 30$ г/с, $G_T = 5$ г/с

Для оценки нестационарности процесса образования и распада жидкой пленки проведены измерения изменения концентрации по времени в произвольной точке на периферии факела распыливания. Результаты измерений представлены на рис. 6.

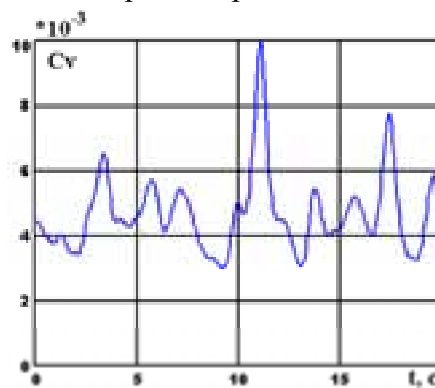


Рис. 6. Изменение объемной концентрации топлива по времени на периферии факела распыливания $G_B = 39$ г/с, $G_T = 3,2$ г/с

Как видно из приведенного рисунка отношение максимального значения концентрации к ее минимальному значению равно приблизительно 2,5 при частоте колебаний порядка 0,5 Гц.

Таким образом, в результате исследования процесса распыливания топлива в модельной камере обнаружено, что в рассмотренных режимах подача топлива не повлияла на наличие прецессионного движения воздуха в камере. Тональный шум, излучаемый камерой, при подаче и без подачи топлива имел практически одинаковую частоту. Проведенные измерения распыливания жидкости в прецессирующем воздушном потоке показали, что данное устройство обеспечивает образование достаточно однородной топливовоздушной смеси на выходе из сопла со средним диаметром капель приблизительно 50 мкм. В измерениях объемных концентраций топлива на периферии факела распыливания установлено, что топливный факел имеет нестационарную периодическую структуру.

Метод обработки результатов опытов и расчетов при исследовании нестационарных гидродинамических полей

В традиционных методах исследования нестационарных потоков может быть потеряна существенная часть информации о свойствах рассматриваемых течений. Одним из способов избежать потерь информации при обработке полученных результатов является метод [3], основанный на разложении решения по полной специально сконструированной системе функций. В данной работе такое разложение (декомпозиция) делается применительно к

представленным выше расчетным и экспериментальным результатам. Ставится задача построения системы базисных функций, которая бы оптимально представляла исходную совокупность данных. Под оптимальным базисом понимается такой базис, разложение по которому дает интегрально наименьшую разность между инвариантом разложения в этом базисе по сравнению с разложением в любым другом базисе, определенным в соответствующем функциональном пространстве. В данном случае в качестве инварианта разложения выбрана энергия. В этом случае результатом декомпозиции является исследование структуры течения с энергетической точки зрения. Подробности использованной процедуры можно найти в работах.

Проведенная обработка экспериментальных данных показала, что сразу за выходным сечением сопла имеют место крупномасштабные вихревые образования. Это является следствием наличия устойчивого спирального вихря, вращающегося вместе с ЗОТ вокруг нее. Форму этого вихря можно найти с помощью анализа поля завихренности Ω , представленного на рис. 7. Тонкими линиями на рисунках указаны границы области декомпозиции, серым цветом изображено закручивающее устройство.

На основании осредненных полей для каждой временной реализации были посчитаны пульсации компонент скорости и были построены графики относительных распределений между модами кинетической энергии турбулентности, приведенные на рис. 8. На рисунках по оси ординат для величины кинетической энергии турбулентности принят логарифмический масштаб, по оси абсцисс отложены номера мод, расположенные в порядке убывания соответствующих им собственных чисел.

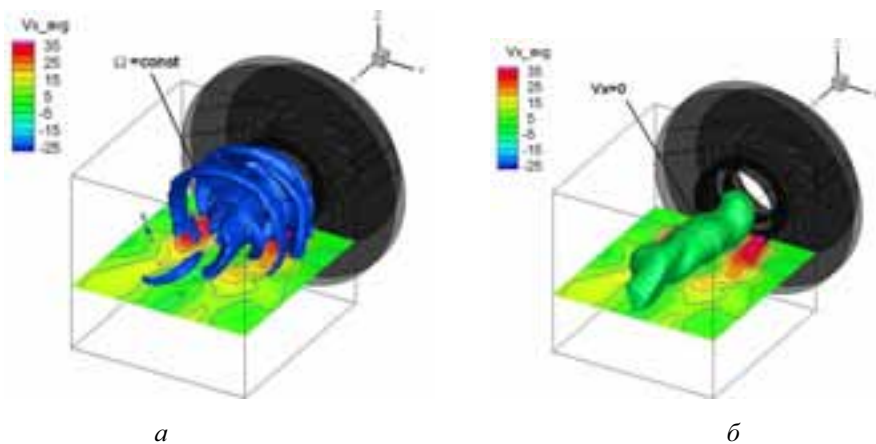


Рис. 7. Изоповерхности в осредненном течении завихренности $\Omega = 0,07$: *a* - осевой скорости v_x , *б* - $v_x = 0$

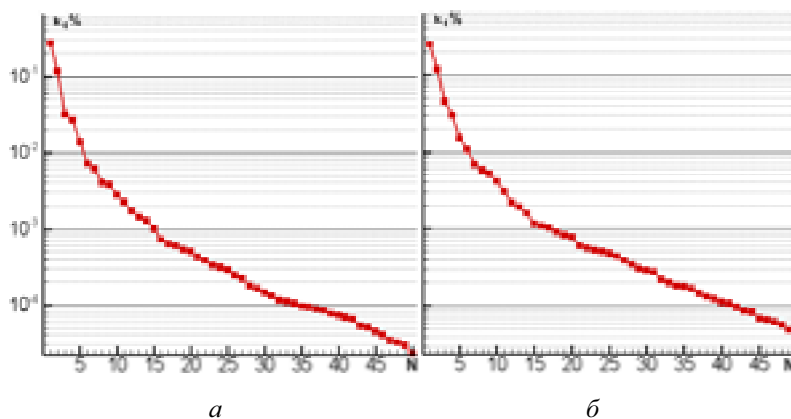


Рис. 8. Распределение энергии турбулентности между модами для продольного (*a*) и поперечного (*б*) сечений закрученной струи

Видно, что на первые две моды в продольном сечении приходится 27,2 % и 11,7 % всей кинетической энергии, в то время как на третью и четвертую моду приходится всего 3,1 % и 2,7 % всей энергии соответственно. Похожее распределение энергии можно наблюдать и для поперечного сечения - на первую и вторую моды приходится 24 % и 11,7 % всей энергии, на 3-ю и 4-ю – 4,4 % и 3 %, соответственно. Расчеты показали, что существенная неоднородность по уровням энергии наблюдается в первых 5 - 6 модах, для более низких мод уровни сближаются и в логарифмическом масштабе имеет место практически линейная зависимость энергии от номеров мод. Такое распределение подтверждает наличие в поле течения крупных устойчивых образований, несущих существенную долю турбулентной кинетической энергии. Для наглядности представления газодинамических структур, соответствующих различным модам, на рис. 9 в поперечном сечении приведены поля осевой скорости последовательно для первых четырех мод. Значения скоростей нормированы на максимальное значение осевой скорости в данном сечении.

Видно, что первая и вторая моды имеют структуру, сходную с чередующимися образованиями спирального типа (с точностью до вращения). Для четвертой моды с существенно более низкими энергетическими уровнями также можно выделить отдельные области спиральной структуры. Более высокие моды (не приведенные на рис. 9) имеют практически неупорядоченный вид и соответствуют энергетическим уровням меньшими 1 %.

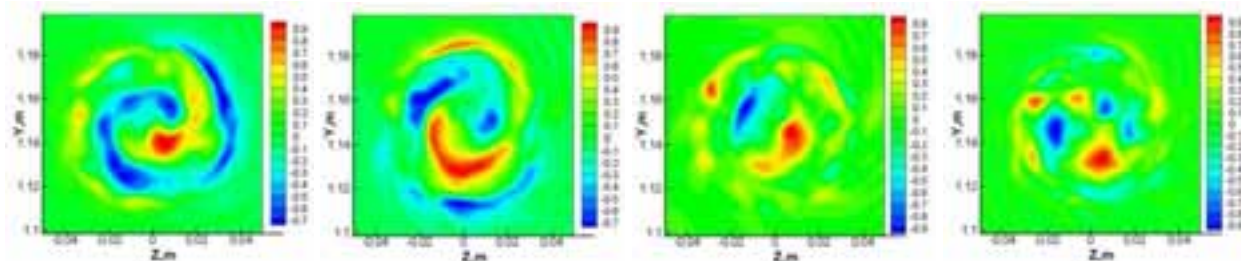


Рис. 9. Первые четыре моды в поперечном сечении

Видно, что первая и вторая моды имеют структуру, сходную с чередующимися образованиями спирального типа (с точностью до вращения). Для четвертой моды с существенно более низкими энергетическими уровнями также можно выделить отдельные области спиральной структуры. Более высокие моды (не приведенные на рис. 9) имеют практически неупорядоченный вид и соответствуют энергетическим уровням меньшими 1 %.

Для выяснения поведения мод рис. 9 во времени был проведен анализ их временных амплитуд. Оказалось, что графики для первой и второй мод имеют для рассматриваемого набора реализаций близкую к окружности форму, что говорит о равенстве амплитуд и частот первых двух мод и сдвигу фаз между ними приблизительно равному $\pi/2$. Можно считать, что первые две моды соответствуют вращающемуся спиральному вихрю, фрагменты которого можно было видеть и в осредненном течении. Фазовая траектория третьей моды имеет неправильную форму, что означает существенное различие в периодах колебаний первой и третьей мод. Учитывая характер рассматриваемого течения можно считать, что третья мода связана с осевым движением области ЗОТ. Фазовая траектория четвертой моды имеет форму знака бесконечности, что является признаком приблизительного равенства их амплитуд при двукратном различии частот.

Такие же выводы можно сделать и для поперечного сечения. Сравнивая формы первых двух мод в продольном и поперечном сечениях можно сделать вывод об их соответствии. Это означает, что первые две моды в обоих сечениях описывают одну и ту же вращающуюся структуру.

Обобщая результаты рассмотрения разложения по модам в продольной и поперечной плоскости можно сделать следующие выводы. В поле течения рассматриваемой струи присутствуют крупные образования, на которые приходится большая часть кинетической энергии турбулентности. Эти образования имеют форму спирального вихря, начинающегося на срезе устройства и огибающего ЗОТ. Этому образованию соответствуют две первые моды в ортогональном разложении как в продольном, так и в поперечном сечении. Частота вращения ЗОТ на срезе при этом совпадает с частотой вращения спирального образования и составляет около 735 Гц. Кроме того в поле течения присутствует мода с частотой, кратной первым двум модам - четвертая мода. Осевое движение ЗОТ с частотой, отличной от частот первых двух мод, описывается третьей модой.

Работа поддержана РФФИ (грант № 11-01-00352).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ANSYS FLUENT 12 User's Guide, [Электронный ресурс] // официальный портал пользователей ANSYS. Доступ для лицензированных пользователей. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader 4 и выше. <https://www1.ansys.com/customer/>

2. Ягодкин В.И., Голубев А.Г. Метод определения дисперсности и концентрации капель распыленной жидкости по интегральным характеристикам рассеянного света. Труды ЦИАМ № 867, 1979.

3. Holmes P., Lumley J.L., Berkooz G. Turbulence, Coherent Structures, Dynamical Systems and Symmetry, Cambridge: Cambridge University Press, 1996, 434 p.

EXPERIMENTAL AND NUMERICAL INVESTIGATION OF UNSTEADY FLOW WITH PRECESSING VORTEX, ATOMIZING AND MIXING IN SWIRLING JET

V.V. Tretjakov, A.K. Mironov, A.A. Sviridenkov, P.D. Toktaliev

(FSUE Central Institute of Aviation Motors, Moscow)

Experimental and numerical investigation of unsteady flow with precessing vortex in model combustion chamber and liquid fuel distribution in working volume was held. Dependence parameters of turbulent jet sound radiation from precessing motion were obtained. Numerical and experimental methods for modelling process of fuel atomization and mixing after frontal device in combustion chamber were developed. Experiment for fluid atomization in precessing air flowfield showed, that described model device form uniform fuel-air mixture at the exit section of swirler nozzle with mean droplet diameter about 50 mkm. Method for postprocess unsteady numerical and experiment results was developed. This method for analyzing unsteady flowfield with precessing core was used. Existing of large coherent vortex structures with main fraction of turbulent kinetic energy in flowfield was shown. Geometrical characteristics of these large structures in the jet nearfield are determined.

МЕТОД СОКРАЩЕНИЯ МЕХАНИЗМОВ РЕАКЦИЙ ДЛЯ СЛОЖНЫХ РЕАГИРУЮЩИХ СИСТЕМ

Крюков В.Г., Сафиуллин И.И., Трезубов В.М.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Предлагается новая техника сокращения механизма реакций, основанная на схеме реактора идеального смешения. Метод включает 3 этапа сокращения: метод зацепления, анализ по веществам, анализ по реакциям. Апробация метода проводилась для реагирующей системы CH_4 + воздух. Исходный механизм реакций был сокращен в 4 раза без значительной потери точности расчетов.

1. Введение

В настоящее время, благодаря созданию программных пакетов типа “FLUENT” [1, 2], стало возможным вычислять характеристики процессов горения для многомерных течений. Эти процессы наиболее корректно описываются детальными реакционными механизмами. Но современные механизмы горения включают десятки веществ и сотни реакций [3, 4], что не позволяет непосредственно внедрять их в расчетные схемы пакетов из-за чрезмерных затрат машинного времени. Поэтому в последние годы много внимания уделяется сокращению реакционных механизмов, тем более что большинство реакций и веществ оказывают незначительное влияние на характеристики процессов. В многочисленных работах [5, 6, 7, 8 и др.] был предложен ряд методов сокращения. Среди них можно выделить:

- метод анализа скоростей реакций [3, 6, 9];
- “Principal Component Analyses method” - метод PCA [10, 11];
- “Intrinsic low-dimensional manifold method” - ILD- метод [12]
- “Direct path flux analysis method” – PFA метод [13]
- “Principal component analysis of matrix F with simulation error minimization method” - SEM PCAF метод [14].

Следует отметить их разнообразие не только по алгоритмам сокращения, но и по базовым схемам горения и даже по формированию проблемы. Эта особенность вызвана тем, что задача сокращения является «обратной», и практически невозможно сформировать один оптимальный сокращенный механизм [14].

В настоящей работе развивается предложенный ранее [8] метод «зацепления» и представляются результаты приложения нового метода к реагирующей системе « CH_4 + воздух».

2. Формулировка проблемы и математические аспекты метода сокращения

При разработке новой техники были приняты следующие условия:

- предварительно найден (определен) «полный» механизм химических реакций (С – механизм) для исследуемой реагирующей смеси, для которой в рамках детальной химической кинетики необходимо сформировать сокращенный механизм;
- задан набор анализируемых веществ: реагенты (они образуют двух компонентное топливо, состоящее из горючего и окислителя) и основные продукты сгорания, а также вещества, интересующие исследователя;
- заданы показатели сокращения: пороговое значение (порог) для исключаемых реакций по методу зацепления (ζ_1); пороги для исключения веществ (ζ_2) и реакций (ζ_3).

- задана область приложения сокращенного механизма, ориентированного на многомерные течения, т.е. интервалы изменения параметров: $\alpha_{ок}$ (коэффициент избытка окислителя), T_0 (равновесная температура реагирующей среды, т.е. температура при $\tau = \infty$ где τ - время пребывания), P (давление). Обычно, эта область определяется интервалами: по коэффициенту избытка окислителя $[\alpha_{ок}(\max)\dots\alpha_{ок}(\min)]$ и по давлению $[P(\max)\dots P(\min)]$; ее можно задать прямоугольником, и выбрав некоторые значения k_f и m_f , можно определить:

$$\alpha_{окk} = \alpha_{ок}(\min) + (\alpha_{ок}(\max) - \alpha_{ок}(\min)) \frac{k}{k_f} \quad (1)$$

$$P_m = P(\min) + (P(\max) - P(\min)) \frac{m}{m_f}$$

$$k = 0 \dots k_f ; m = 0 \dots m_f$$

- локальный сокращенный механизм (L - механизм) будет определяться для каждой выбранной точки пространства $\alpha_{ок}, T_0, P$, а «глобальный» сокращенный механизм (G - механизм) формироваться в ходе объединения L – механизмов;

- каждый L – механизм формируется в рамках схемы реактора идеального смешения на стационарном режиме.

Для этого реактора уравнения химической кинетики будем применять в экспоненциальной форме [8]:

$$\frac{d\gamma_i}{d\tau} = -e^{\gamma_i} \left(\sum_j v_{ij} \Omega_j + \frac{r_i^+ \mu_\Sigma}{\mu^+ \tau_p} \right) + \sum_q \sum_j v_{qj} \Omega_j + \frac{\mu_\Sigma}{\mu^+ \tau_p} \quad i, p, q = 1, \dots, n_c; j = 1, \dots, 2m, \quad (2)$$

где

$$\Omega_j = k_j \left(\frac{P}{R_0 T} \right)^{\bar{m}_j} \exp \left(- \sum_p n_{pj} \gamma_p \right); \quad \bar{m}_j = m_j + \sum_p n_{pj} - 1; \quad \gamma_i = - \ln r_i; \quad (3)$$

$$v_{ij} = v''_{is} - v'_{is}; \quad n_{ij} = v'_{is}; \quad j = s; \quad s = 1 \dots m_c; \quad (4)$$

$$v_{ij} = v'_{is} - v''_{is}; \quad n_{ij} = v''_{is}; \quad j = s + m_c; \quad s = 1 \dots m_c;$$

v'_{is}, v''_{is} - стехиометрические коэффициенты в обратимых реакциях:

$$\sum_i v'_{is} B_i \Leftrightarrow \sum_i v''_{is} B_i; \quad s = 1, \dots, m_c, \quad (5)$$

где B_i – символ i -го вещества; m_j – признак участия в j -й реакции каталитической частицы M ($m_j = 1$ если частица M участвует в j -й реакции; $m_j = 0$ – в противном случае); k_j – константа скорости j -й реакции; r_i, r_i^+ – мольные доли i -го вещества в реакторе и во входном потоке; n_c , m_c – число веществ и реакций в реагирующей среде; $\mu_\Sigma = \sum_i r_i \mu_i$ – средняя молекулярная масса реагирующей среды; μ_i – молекулярная масса i -го вещества; R_0 – универсальная газовая постоянная; μ^+ – средняя молекулярная масса реагентов.

Уравнение энергии запишем в алгебраической форме:

$$h = h^+ - Q = \sum_i H_i r_i / \sum_i \mu_i r_i \quad (6)$$

где h – массовая энтальпия реагирующей смеси в реакторе ($h = \text{const}$); h^+ – энтальпия реагентов, т.е. энтальпия смеси веществ, поступающих в реактор; Q – тепловые потери в реакторе, отнесенные к единице массы входного потока; H_i – мольная энтальпия i -го вещества, являющаяся функцией температуры.

Уравнения (2, 6) необходимо интегрировать по времени до достижения стационарного (химически неравновесного) состояния. Начальный состав реагирующей смеси в реакторе задается химически равновесным (при заданных значениях $\alpha_{ок}, T_0, P$). Энтальпия топлива (h^+) определяется по известной формуле:

$$h^+ = h_z + \alpha_{ок} k_m^0 h_{ок} \quad (7)$$

где $h_z, h_{ок}$ – энтальпии горючего и окислителя; k_m^0 – массовое стехиометрическое соотношение.

Тепловые потери определяются по формуле: $Q = h^+ - h(T_0)$.

Интегрирование уравнений (2, 6) по времени проводится по неявно – разностной схеме с применением якобиана [8] до момента $\tau_f = 10\tau_p$. К этому моменту практически достигается стационарное состояние реагирующей смеси со значениями r_i^f, T_f . Однако, для достижения большей точности результатов далее решается система алгебраических уравнений, которая получается «занулением» производных в уравнениях (2):

$$F_{ji}(P, T_f, r_i, k_j^+) = 0 \quad (8)$$

где k_j^+ – константа скорости прямого направления j -й реакции.

Уравнения (8) решаются методом Ньютона при начальных значениях $r_{i0} = r_i^f$. При уточненном стационарном состоянии проводится формирование L – механизма. Необходимой стадией предлагаемого метода сокращения является решение уравнений (8) при изменении констант скорости k_j^+ , что также выполняется методом Ньютона, отталкиваясь от стационарного состояния.

3. Алгоритм формирования G – механизма для заданной области

Определение набора характерных точек

Для того, чтобы сформировать какой – либо сокращенный L – механизм необходимо выбрать точку в пространстве $\{\alpha_{ок}, T_0, P, \tau_p\}$. Значения $\alpha_{ок}, P_m$ вычисляются по формулам (1), а значения T_0 определяются в некотором температурном интервале $[T_0(\text{max})..T_0(\text{min})]$ при его равномерном делении на n_T участков. Значения τ_p рассчитываются так, чтобы реагирующая система находилась в зоне близкой к линии затухания (Рис 1), которая отделяет зону горения (А) от зоны затухания (В). Каждому значению T_0 (при заданных $\alpha_{ок}, P$) соответствует определенное значение τ_{ex} (называемое временем затухания). Известно, что при $\tau_p < \tau_{ex}$ горение прекращается и температура T_f падает скачкообразно до температуры реагентов [10]. Таким образом, на плоскости $\{\tau_p, T_0\}$ формируется линия “затухания”, которая

отделяет область горения (А) от области (В), где горение не происходит. Тогда время пребывания τ_p определяется следующим образом:

- выбирается некоторое приращение для $\delta\tau_p = \tau_{p,i+1} / \tau_{p,i}$ (например $\delta\tau_p = 1,1$);

- задается начальная точка $[T_0(max), \tau_{p1} < \tau_{ex}]$ с гарантированным «нахождением» в зоне В и выполняется расчет по С – механизму. В этом случае горение не «завязывается», что определяется по существенному снижению температуры в реакторе; расчет прекращается и L-механизм не формируется.

- время пребывания увеличивается $\tau_{p,2} = \tau_{p,1} \cdot \delta\tau_p$ и расчет повторяется при значении $T_0(max)$. Если система продолжает находиться в зоне В (точка 2, рис. 1), то определяется новое значение $\tau_{p,3} = \tau_{p,2} \cdot \delta\tau_p$ и выполняется расчет для точки 3;

- если расчет доводится до некоторого стационарного состояния с образованием продуктов сгорания (это означает, что реагирующая система находится в зоне горения А), то формируется L – механизм. Тогда определяется новое значение $T_{0,1} = T_0(max) - \Delta T$ и система переходит в точку 4.

- выполняется расчет в точке 4. Если горение не «завязывается», то увеличивается время пребывания $\tau_{p,4} = \delta\tau_p \cdot \tau_{p,3}$ и система переходит в точку 5. В случае нахождения этой точки в зоне А для нее формируется новый L – механизм, и определяется новое значение $T_{0,2} = T_{0,1} - \Delta T$ (точка 6) и т.д. до достижения температуры $T_0(min)$ с соответствующим увеличением τ_p .

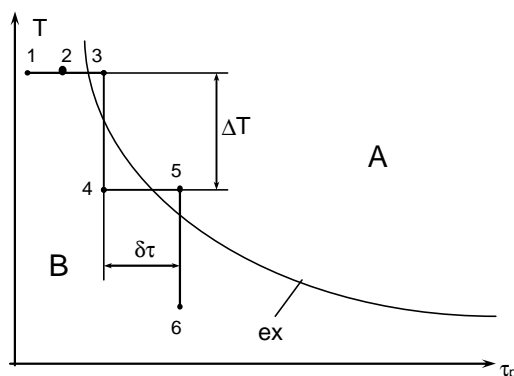


Рис. 1. Зависимость температур T_f от времени пребывания; *ex* – линия затухания; А – зона горения, В – зона затухания; 3, 5 – точки расчета для формирования L-механизма

Создание локальных и глобального механизмов.

Новый алгоритм сокращения С – механизма, реализуемый при достижении стационарного состояния реактора, включает метод «зацепления» и две дополнительные процедуры по уменьшению числа реакций и веществ.

Метод зацепления. В этом методе для каждого заданного вещества рассматривается сумма $\sum v_{ij} \Omega_j$ (где $v_{ij} \Omega_j = W_{ij} / C$, W_{ij} – скорость изменения концентрации *i*-го вещества в *j*-й реакции; C – общая концентрация реагирующей среды). В этой сумме каждая *s*-я обратимая реакция отражается двумя слагаемыми: $v_{ij} \Omega_j$ (для прямого направления $j = s$) и $v_{ij} \Omega_j$ (для обратного направления $j = s + mc$). Если вклад этих слагаемых значителен, то *s*-я реакция должна быть включена в L – механизм. Этот вклад определяется по отношению к макси-

мальному абсолютному значению $M_x = \max |v_{ij} \Omega_j|$. Реакции малозначительные, когда $v_{ij} \Omega_j \leq \zeta_1 M_x$ не включаются в сокращенный механизм. Такая проверка выполняется для всех анализируемых веществ. В ходе этой процедуры в сокращаемый механизм могут включаться реакции с другими веществами. Для этих веществ следует проводить такую же проверку, в результате чего формируется сокращенный механизм (LE-механизм). Подробно метод зацепления излагается в работе [8]. Однако, опыт применения только этого метода показал, что:

- при высоких значениях ζ_1 из LE – механизма будут исключен ряд важных веществ и реакций;

- при низких значениях ζ_1 этот механизм получится в значительной степени «избыточным», т.е. в него будут включены малозначимые фрагменты полного механизма.

Для исключения этих фрагментов в алгоритм включены дополнительные процедуры.

Сокращение по веществам.

На этом этапе «Анализ LE-механизма и исключение несущественных веществ» определяется влияние каждого i – го вещества (с концентрацией $r_i \leq 10^{-3}$ и не включенного в «начальный список») на основные характеристики процесса, и, если это влияние мало, то i – ое вещество и соответствующие реакции $R_j(i)$ исключаются из механизма. Это влияние оценивается пошаговым уменьшением всех констант $k_j^+(i)$, $k_j^-(i)$ реакций $R_j(i)$ по соотношениям:

$$\ln k_j^{+,m+1} = \ln k_j^{+,m}(i) - h_m \quad \ln k_j^{-,m+1} = \ln k_j^{-,m}(i) - h_m \quad (9)$$

Шаг сокращения h_m (где m – номер шага) вначале задается малым, а затем увеличивается. Если на каком-то шаге величина

$$\delta_{si} = \left| \frac{\gamma_s(LE) - \gamma_{si}(h_m)}{\gamma_s(C)} \right| \geq \zeta_2 \quad s \in (\text{заданные вещества}) \quad (10)$$

(где δ_{si} – относительное отклонение по s – тому веществу (из начального списка); $\gamma_s(C)$, $\gamma_s(h_m)$ – логарифмы концентраций веществ, определенных по С-механизму и на шаге h_m , соответственно; ζ_2 – порог для исключения веществ), то дальнейшее уменьшение констант прекращается, и вещество i остается в механизме реакций. Если же по достижении $\sum_m h_m > 20$ (т.е. при сокращении констант $k_j^+(i)$, $k_j^-(i)$ в e^{20} раз) выполняется соотношение

$\sum_s \delta_s < \zeta_2$, то i -е вещество и реакции $R_j(i)$ удаляются из механизма. В результате из LE-механизма получается LS-механизм. Однако в этом механизме еще могут содержаться мало влияющие реакции. Поэтому выполняется 3-я процедура «Анализ LS-механизма и исключение несущественных реакций».

Сокращение по реакциям.

Техника анализа аналогична методике, применяемой во второй процедуре. Расчеты выполняются на стационарном режиме реактора с пошаговым сокращением констант скорости k_j^+ , k_j^- для анализируемой j -й реакции. Полученный механизм называется LF-механизмом.

4. Формирование GS – механизма для реагирующей смеси «СН₄ + воздух»

Апробация изложенного метода была выполнена для смеси «СН₄ + воздух». Полный механизм ее горения, представлен в [5] и содержит 28 веществ и 131 реакций. Формирова-

ния GS – механизма проводилось для области изменения параметров реагирующей смеси: $\alpha_{ок} = 0,66 \dots 1,42$; $T_0 = 1600 - 2700$ K; $P = 1$ атм. Вещество N_2 считалось инертным. Заданный набор анализируемых веществ составляют: $CH_4, O_2, N_2, CO_2, H_2O$. В расчетах были приняты следующие пороговые значения: $\zeta_i = 0,02$; или $\zeta_i = 0,01$; ($i = 1; 2; 3$). В таблице 1 показаны результаты расчетов по сокращению C – механизма для $\alpha_{ок} = 1$ и $\zeta_i = 0,02$, где NR_1 – число реакций, оставшихся после первого этапа (метод зацепления, LE – механизм); NR_2 – число реакций, оставшихся после второго этапа (сокращение по веществам, LS – механизм); NR_3 – число реакций, оставшихся после третьего этапа (сокращение по реакциям, LF – механизм); B_i – символ вещества, по которому определяется значение $\delta\Sigma$; локальные ошибки (δ_1 – между C – и LE – механизмами; δ_2 – между LE – и LS – механизмами; δ_3 – между LS – и LF – механизмами; $\delta\Sigma$ – между C – и LF – механизмами), определяемые по формулам:

$$\delta_1 = \max \left| \frac{\gamma_i(C) - \gamma_i(LE)}{\gamma_i(C)} \right| \quad \delta_2 = \max \left| \frac{\gamma_i(LE) - \gamma_i(LS)}{\gamma_i(C)} \right| \quad (11)$$

$$\delta_3 = \max \left| \frac{\gamma_i(LS) - \gamma_i(LF)}{\gamma_i(C)} \right| \quad \delta_\Sigma = \max \left| \frac{\gamma_i(C) - \gamma_i(LF)}{\gamma_i(C)} \right| \quad (12)$$

где $i \in CH_4, O_2, N_2, CO_2, H_2O$

Таблица 1

Результаты сокращения C- механизма ($P = 1 \text{atm.}, T_0 = 2700 \dots 1800 \text{K}$ $\alpha_{ок} = 1$; $\zeta_i = 0,02$)

T_0	T_f	NR_1	NR_2	NR_3	δ_1	δ_2	δ_3	δ_Σ	B_i
2700	2435	48	20	10	0,0026	0,017	0,039	0,059	H_2O
2600	2344	48	20	11	0,0026	0,021	0,024	0,047	CO_2
2500	2256	50	21	11	0,0013	0,023	0,024	0,048	CO_2
2400	2166	50	21	11	0,0014	0,027	0,023	0,052	O_2
2300	2072	50	21	11	0,0015	0,030	0,024	0,055	O_2
2200	1985	49	20	11	0,0028	0,033	0,022	0,059	O_2
2100	1892	48	18	11	0,0054	0,035	0,020	0,061	O_2
2000	1816	49	19	11	0,0039	0,037	0,021	0,062	O_2
1900	1780	47	19	11	0,0030	0,040	0,018	0,061	O_2
1800	1725	47	24	13	0,0021	0,005	0,007	0,014	O_2

Для каждой точки (например: $\alpha_{ок} = 1$; $P = 1 \text{atm.}$; $T_0 = 2300 \text{K.}$) время пребывания (τ_p) определяется в ходе расчета, а сокращение начинается с C- механизма ($NR_0 = 131$ реакция). Основное сокращение (для $\alpha_{ок} = 1$) получается на первом этапе, когда из C- механизма исключается: $NR_0 - NR_1 \approx 80$ реакций при малой средней локальной ошибке $\bar{\delta}_1 \approx 0,003$. На втором этапе, когда выполняется переход от LE - к LS – механизму исключаются $NR_1 - NR_2 \approx 25$ реакций при средней локальной ошибке $\bar{\delta}_2 \approx 0,03$. На третьем этапе, при переходе от LS - к LF – механизму исключаются $NR_2 - NR_3 \approx 10$ реакций при средней локальной ошибке $\bar{\delta}_3 \approx 0,02$. Суммарная ошибка является заметной и колеблется в интервале $\delta\Sigma = 0,01 \dots 0,06$. Веществом, определяющим это значение, является O_2 . После определения LF – механизмов (для $\alpha_{ок} = 1$, и $T_0 = 2700 \text{K} \dots 1800 \text{K}$) они объединяются в единый $F(\alpha_{ок} = 1)$ – механизм, который включает 14 веществ ($H, O, N_2, O_2, OH, H_2, H_2O, HO_2, HCO, CO, CO_2, CH_3, CH_4, CH_2O$) и 13 реакций, представленных в Таб. 2, где $T_{ар}$ – температура первого включения реакции в $F(\alpha_{ок} = 1)$ – механизм. Большинство реакций включается при $T_0 = 2700 \text{K}$ в соответствии с

правилом «Если некоторая реакция включается в F – механизм при какой – либо температуре T_0 она должна учитываться и при других температурах». Полученный механизм отражает основной путь превращения реагентов (CH_4 , O_2) в продукты сгорания (H_2O , CO_2) через радикалы и промежуточные вещества: H , O , OH , HO_2 , HCO , CO , CH_3 , CH_2O . Альтернативные пути формирования продуктов сгорания реализуются через реакции с малыми скоростями, поэтому эти пути отбрасываются и механизм $F(\alpha_{ок} = 1)$ является несложным.

Таблица 2

Реакции $F(\alpha_{ок} = 1)$ механизма, для $P = 1\text{atm.}$, $T_0 = 2700 \dots 1800\text{K}$ $\zeta_i = 0,02$

Реаcao	T_{ap}	Реаcao	T_{ap}
$\text{H} + \text{O}_2 = \text{O} + \text{OH}$	2700	$\text{CH}_4 + \text{H} = \text{CH}_3 + \text{H}_2^*$	2700
$\text{H}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$	2700	$\text{CH}_4 + \text{OH} = \text{CH}_3 + \text{H}_2\text{O}$	2700
$\text{OH} + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{O}$	2700	$\text{CH}_3 + \text{O} = \text{CH}_2\text{O} + \text{H}$	2700
$\text{H} + \text{OH} + \text{M} = \text{H}_2\text{O} + \text{M}$	2600	$\text{CH}_2\text{O} + \text{OH} = \text{HCO} + \text{H}_2\text{O}$	2700
$\text{H} + \text{O}_2 + \text{M} = \text{HO}_2 + \text{M}$	1800	$\text{HCO} + \text{M} = \text{CO} + \text{H} + \text{M}$	2700
$\text{HO}_2 + \text{H} = \text{OH} + \text{OH}^*$	1800	$\text{HCO} + \text{H} = \text{CO} + \text{H}_2^*$	2700
$\text{CO} + \text{OH} = \text{CO}_2 + \text{H}$	2700		

*- Реакции, не включенные в механизм $F(\alpha_{ок} = 1,42)$

Аналогичные результаты по формированию F-механизма получаются при $\alpha_{ок} = 1,42$, $P = 1\text{atm}$, ($\zeta_i = 0,02$). Суммарная ошибка по заданным веществам изменяется в интервале $\delta\Sigma \approx 0.01 \dots 0.03$. Механизм $F(\alpha_{ок} = 1,42)$ включает только 10 реакций (Таб. 2, исключая реакции *), но содержит те же самые 14 веществ. Веществом, определяющим значение $\delta\Sigma$, является CH_4 . Таким образом, для «бедных» реагирующих смесей F-механизмы являются несложными и при внедрении их в модели многомерных течений объем вычислений (в части горения) может сократиться в $\left(\frac{131}{13}\right) \times \left(\frac{28}{14}\right)^3 \approx 80$ раз при допустимой ошибке расчета.

Для «богатых» реагирующих систем ($\alpha_{ок} \leq 1,0$) F-механизмы становятся более сложными. В Таблице 3 представлены результаты определения сокращенного механизма для подобласти $\alpha_{ок} = 0,66$; $P = 1\text{atm}$, $T_0 = 2400\text{K} \dots 1600\text{K}$. Как видно, метод зацепления (первый этап) исключает из C-механизма только $\text{NR}_0 - \text{NR}_1 \approx 50$ реакций с заметной локальной ошибкой ($\bar{\delta}_1 \approx 0,01$).

Таблица 3

Результаты сокращения C- механизма ($P = 1\text{atm.}$, $T_0 = 2400 \dots 1600\text{K}$ $\alpha_{ок} = 0,66$; $\zeta_i = 0,02$

T_0	T_f	NR_1	NR_2	NR_3	δ_1	δ_2	δ_3	δ_Σ	B_i
2400	2236	81	42	17	0,013	0,023	0,037	0,052	O_2
2300	2167	80	43	17	0,013	0,022	0,040	0,057	O_2
2200	2093	80	42	19	0,014	0,035	0,060	0,081	CH_4
2100	2015	79	50	21	0,015	0,018	0,089	0,095	CH_4
2000	1922	75	54	27	0,012	0,013	0,079	0,054	CH_4
1900	1833	69	50	27	0,005	0,016	0,069	0,049	CH_4
1800	1738	71	50	27	0,008	0,017	0,068	0,046	CH_4
1700	1636	74	49	28	0,006	0,019	0,041	0,018	CH_4
1600	1539	71	47	26	0,011	0,017	0,032	0,017	CH_4

На втором этапе «Сокращение по веществам» из LE-механизма исключаются $\text{NR}_1 - \text{NR}_2 \approx 30$ реакций при среднем значении локальной ошибки ($\bar{\delta}_2 \approx 0,02$). На этапе сокращения реакций исключаются $\text{NR}_2 - \text{NR}_3 \approx 25$ реакций при высоком среднем значении локальной

ошибки ($\bar{\delta}_3 \approx 0,06$). Суммарная ошибка по заданным веществам – значительна и находится в интервале $\delta\Sigma = 0.02 \dots 0.09$. Веществом, определяющим это значение, в основном, является CH_4 . Объединенный механизм $F(\alpha_{ок} = 0,66)$ с $\zeta_i = 0,02$ содержит 21 вещество (C , H , O , N_2 , O_2 , OH , H_2 , H_2O , HCO , CO , CO_2 , CH , CH_2 , CH_3 , CH_4 , CH_2O , C_2H_2 , C_2H_3 , C_2H_4 , C_2H_5 , C_2H_6) и 28 реакций, представленных в Таблице 4. Известно, что в «богатых» смесях существует несколько путей формирования основных продуктов сгорания (H_2O , CO_2) и промежуточных веществ (CO , H_2 и др.) в значительных количествах. Эти пути должны учитываться для проведения корректных расчетов. Поэтому объединенный механизм $F(\alpha_{ок} = 0,66)$ – более сложен, чем $F(\alpha_{ок} > 1,0)$. Следует отметить, что механизм $F(\alpha_{ок} = 0,66)$ формируется не только при температуре $T_0 = 2400\text{K}$, но также и при других температурах, например при $T_0 = 2000\text{K}$. Это означает, что с изменением температуры схема горения меняется.

Таблица 4

Реакции $F(\alpha_{ок} = 0,66)$ механизма, для $P = 1\text{atm.}$, $T_0 = 2400 \dots 1400\text{K}$ $\zeta_i = 0,02$

Реакао	T_{ap}	Реакао	T_{ap}
$\text{H} + \text{O}_2 = \text{O} + \text{OH}$	2400	$\text{CH}_2 + \text{OH} = \text{CH}_2\text{O} + \text{H}$	2400
$\text{H}_2 + \text{O} = \text{H} + \text{OH}$	2200	$\text{CH}_2 + \text{OH} = \text{CH} + \text{H}_2\text{O}$	2400
$\text{H}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$	2400	$\text{CH} + \text{H} = \text{C} + \text{H}_2$	2400
$\text{OH} + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{O}$	2400	$\text{CH} + \text{O}_2 = \text{HCO} + \text{O}$	2400
$\text{CO} + \text{OH} = \text{CO}_2 + \text{H}$	2400	$\text{C} + \text{OH} = \text{CO} + \text{H}$	2200
$\text{CH}_4 + \text{M} = \text{CH}_3 + \text{H} + \text{M}$	2400	$\text{C} + \text{O}_2 = \text{CO} + \text{O}$	2400
$\text{CH}_4 + \text{H} = \text{CH}_3 + \text{H}_2$	2400	$\text{CH}_3 + \text{CH}_3 = \text{C}_2\text{H}_6$	2000
$\text{CH}_3 + \text{H} = \text{CH}_2 + \text{H}_2$	2400	$\text{C}_2\text{H}_6 + \text{CH}_3 = \text{C}_2\text{H}_5 + \text{CH}_4$	2000
$\text{CH}_3 + \text{O} = \text{CH}_2\text{O} + \text{H}$	2400	$\text{C}_2\text{H}_5 + \text{M} = \text{C}_2\text{H}_4 + \text{H} + \text{M}$	2000
$\text{CH}_3 + \text{OH} = \text{CH}_2\text{O} + \text{H}_2$	2100	$\text{C}_2\text{H}_4 + \text{H} = \text{C}_2\text{H}_3 + \text{H}_2$	2000
$\text{CH}_2\text{O} + \text{H} = \text{HCO} + \text{H}_2$	2400	$\text{C}_2\text{H}_3 + \text{M} = \text{C}_2\text{H}_2 + \text{H} + \text{M}$	2000
$\text{HCO} + \text{M} = \text{CO} + \text{H} + \text{M}$	2400	$\text{C}_2\text{H}_3 + \text{H} = \text{C}_2\text{H}_2 + \text{H}_2$	2100
$\text{HCO} + \text{H} = \text{CO} + \text{H}_2$	2400	$\text{C}_2\text{H}_3 + \text{O}_2 = \text{HCO} + \text{CH}_2\text{O}$	1700
$\text{CH}_2 + \text{H} = \text{CH} + \text{H}_2$	2400	$\text{C}_2\text{H}_2 + \text{O} = \text{CH}_2 + \text{CO}$	2000

Используя механизм $F(\alpha_{ок} = 0,66)$ можно уменьшить объем вычислений по сравнению с С-механизмом только в $\left(\frac{131}{28}\right) \times \left(\frac{28}{24}\right)^3 \approx 7$ раз. Объединяя все $F(\alpha_{ок})$ механизмы (были созданы механизмы для $\alpha_{ок} = 0,66; 0,85; 1,00; 1,15; 1,42$) получаем GF-механизм (т.е. сокращенный глобальный механизм для всей области применения), который включает 34 реакции.

В общем случае с уменьшением ζ_i все ошибки (включая $\delta\Sigma$) должны уменьшаться. Для проверки этой тенденции были выполнены расчеты для той же области приложения, но с пороговыми значениями $\zeta_i = 0,01$. Результаты сравнения с глобальными ошибками при $\zeta_i = 0,02$ показаны на Рис. 2. Как правило, эти ошибки сокращаются с уменьшением пороговых значений. В среднем (при переходе с $\zeta_i = 0,02$ на $\zeta_i = 0,01$) значения δ_Σ сокращаются: для $\alpha_{ок} = 0,66$ приблизительно в 1,5 раза; для $\alpha_{ок} = 1,00 \approx$ в 2,5 раза; для $\alpha_{ок} = 1,42 \approx$ в 2 раза. Максимальная ошибка δ_Σ отмечается для механизма $F(\alpha_{ок} = 0,66)$ при $T_0 = 2100\text{K}$. Однако с уменьшением пороговых значений число реакций и веществ в $F(\alpha_{ок})$ механизмах увеличивается.

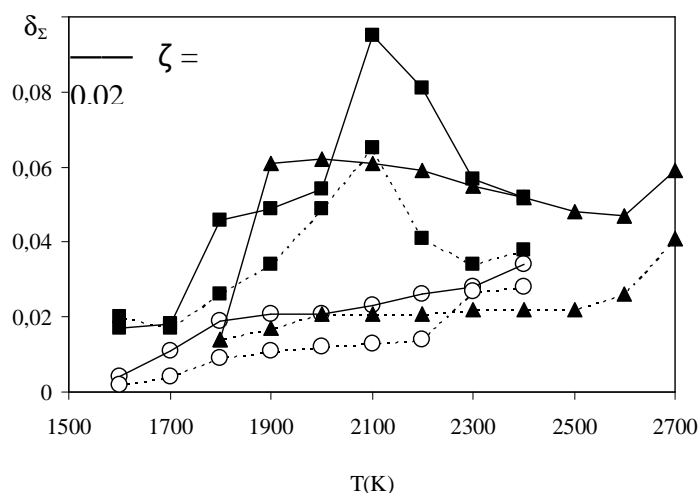


Рис.2. Распределение глобальных ошибок ($\delta\Sigma$) по температуре T_0 для различных значений ζ_i ; $\alpha_{ок} = 0,66$ (■); $\alpha_{ок} = 1,00$ (▲); $\alpha_{ок} = 1,42$ (○)

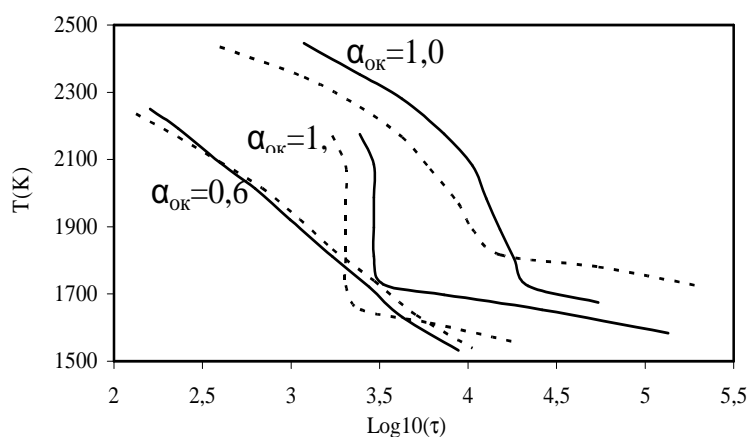


Рис. 3. Зависимость температур T_f в функции от τ_p (время пребывания) для различных значений $\alpha_{ок}$: С – механизм (---); GF – механизмы для $\zeta_i = 0,02$ (—)

На Рис. 3 сравниваются времена пребывания (для различных значений $\alpha_{ок}$), вычисленных по С-механизму и по механизмам GF ($\zeta_i = 0,02$). Эти времена определяются в ходе расчетов таким образом, чтобы реагирующая система находилась в зоне А рядом с линией затухания. Близость соответствующих линий показывает, что для данного коэффициента $\alpha_{ок}$ механизм F($\alpha_{ок}$) корректно отражает С-механизм. С этой точки зрения механизм F($\alpha_{ок} = 0,66$) является наиболее адекватным, в то время, как другие дают заметную ошибку.

5. Заключение

1. Предлагается новая техника сокращения сложных механизмов химических реакций в заданных интервалах $\alpha_{ок}$, Р, Т, что позволяет использовать получаемые редуцированные схемы для расчета многомерных реагирующих течений. Эта техника включает 3 этапа сокращения: метод зацепления; анализ по веществам; анализ по реакциям.

2. Развитый подход был применен для формирования F- и GF – механизмов для реагирующей среды “СН₄ + воздух” в интервалах изменения параметров: $\alpha_{ок} = 0,66 \dots 1,42$; Р = 1atm; Т = 2700 ... 1600К, при пороговых значениях $\zeta_i = 0,01$ а $\zeta_i = 0,02$.

3. В ходе этих исследований были получены следующие результаты:

- в подобласти $\alpha_{ок} > 1,0$ С – механизм (при $\zeta_i = 0,02$) сокращается примерно в 10 раз при средней глобальной ошибке $\bar{\delta}_\Sigma \approx 0,03$, что вызвано доминированием одного из возможных путей формирования продуктов сгорания в этой подобласти;

- в зоне $\alpha_{ок} < 1,0$ С – механизм (при $\zeta_i = 0,02$) сокращается только в 4 раза при $\bar{\delta}_\Sigma \approx 0,05$, что обусловлено увеличением роли других путей формирования продуктов сгорания;

- существенным является влияние пороговых параметров; при переходе от $\zeta_i = 0,02$ к $\zeta_i = 0,01$ значения $\bar{\delta}_\Sigma$ сокращаются в 1,5 ... 2,5 раза при заметном увеличении F- и GF – механизмов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований (Грант № НК 13-08-97070\13).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Батурин О.Б., Батурин Г.Б., Матвеев В.Н. Расчет течений жидкостей и газов с использованием универсального пакета “Fluent”. Изд. Самарский Государственный Аэрокосмический Университет, Самара, 2009, 151 стр.

2. Blom J.G. & Verwer J.G. A Comparison of Integration Methods for Atmospheric Transport-Chemistry Problems. Journal of computational and Applied Mathematics, 2000, No 126, pp. 381-396.

3. Glaude P.A., Battin-Leclerc F., Fournet R. и др. Construction and simplification of a model for the oxidation of alkanes. Combustion and Flame, 2000, Vol. 122, pp. 451-462.

4. Lindstedt R.P. & Maurice L.Q. Detailed chemical – kinetic model for aviation fuels. Journal of Propulsion and Power, 2000, Vol. 16, No 2, pp. 187-195.

5. Glarborg P., Miller J.A. & Kee R.J. Kinetic modeling and sensitivity analysis of nitrogen oxide formation in well-stirred reactors. Combustion and Flame, 1986, Vol. 65, pp.177-202.

6. Карасевич Ю.К., Нейгауз М.Г. Метод отбора определяющих стадий для сложных кинетических схем. В сб.: Быков В.И. и др. Прямые и обратные задачи в химической кинетике, 1993. стр. 248-254.

7. Peters N., Kee R.J. The computation of stretched laminar methane-air diffusion flames using a reduced four-step mechanism. Combustion and Flame, 1987, Vol. 68, pp. 17-29.

8. Никандрова М.В., Крюков В.Г., Исхакова Р.Л. Сокращение механизмов реакций методом “зацепления” // Журнал Физико-химическая кинетика в газовой динамике. МГУ. 2007. Т. 5, 28 с.

9. Smooke M.D. Reduced kinetic mechanisms and asymptotic approximations for methane-air flames. 1991, Ed. Springer-Verlag, Berlin.

10. Kalamatianos S., Park Y.K., Vlachos D.G. Two-parameter continuation algorithms for sensitivity analysis, parametric dependence, reduced mechanisms, and stability criteria of ignition and extinction. Combustion and Flame, 1998, Vol. 112, pp. 45-61.

11. Tianfeeng L., Yiguang J., Chung K.L. Complex CSP for chemistry reduction and analysis, Combustion and Flame, 2001, Vol. 126, pp. 1445-1455.

12. Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ. М. Физматлит. 2003. 352 стр.

13. Sun W., Chen Z., Gou X., Ju Y. A path flux analysis method for the reduction of detailed chemical kinetic mechanisms. Combustion and Flame, 2010, Vol. 157, pp. 1298-1307.

14. Nagy T., Turanyi T. Reduction of very large reaction mechanisms using methods based on simulation error minimization. Combustion and Flame, 2009, Vol. 156, pp. 417-428.

METHOD OF REDUCTION OF REACTION MECHANISMS FOR THE COMPLEX REACTIVE SYSTEMS

V.G. Krioukov, I.I. Safiullin, V.M. Tregubov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

For reduction of reaction mechanisms is proposed a new technique, based on model of the well-stirred reactor. Method includes the three reduction steps: the engagement procedure, analysis of substances, analysis of reactions. Reaction system “CH₄ + air” was used to test this method. The original mechanism was reduced in 4 times, without considerable loss in the precision of calculations.

УДК 621.3.002.3(076.5)

ОСОБЕННОСТИ ОБРАЗОВАНИЯ И ВЫХОДА ТОКСИЧНЫХ ВЕЩЕСТВ ПРИ ГОРЕНИИ РАСПЫЛЕННОГО ЖИДКОГО ТОПЛИВА

Щукин В.А., Валиев Ф.М., Дунай О.В.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Рассматриваются особенности образования и выхода токсичных веществ в реальных камерах сгорания авиационных газотурбинных двигателей при сжигании распыленного жидкого топлива в потоке воздуха. Анализ выхода токсичных веществ делается на основе простых модельных представлений, позволяющих получить простые аналитические соотношения для закономерностей горения и выхода вредных веществ, но отражающие главные особенности горения жидкого распыленного топлива. Используются известные закономерности горения отдельной капли жидкого топлива с последующим распространением этих закономерностей на горение совокупности жидких капель. Для выделения характерных случаев горения введены понятия степени двухфазности и степени диффузионности факела пламени распыленного жидкого топлива. Оценка выхода токсичных веществ делается по полученным ранее полуэмпирическим соотношениям для простых типов пламен.

В традиционных камерах сгорания авиационных газотурбинных двигателей широко используется горение распыленного жидкого топлива в воздухе. Топливо – воздушная смесь в этих камерах представляет собой сильно неоднородную систему, состоящую из мелких капель жидкого топлива, его паров, а также смеси паров с воздухом. Детальный анализ горения и образования токсичных веществ в такой системе из-за большой сложности представляется весьма затруднительным. Поэтому, несомненно, полезным и удобным является рассмотрение и анализ экспериментальных результатов выхода токсичных веществ в таких условиях на основе простых модельных представлений, отражающих главные особенности горения распыленного жидкого топлива.

В настоящее время при рассмотрении горения жидкой одиночной капли топлива используется по существу единый подход [1], основанный на следующих основных предположениях (рис. 1):

- жидкая капля имеет сферическую форму;
- локальный фронт пламени вокруг капли рассматривают как сферическую поверхность, concentрическую с каплей и влиянием конвекцией пренебрегают;
- рассматривают стационарное состояние при неизменном диаметре капли;

- температуру капли принимают одинаковой по всему ее объему и равной температуре возгонки топлива;
- давление в течении всего процесса считают неизменным;
- для физических параметров используют надлежащие средние значения;
- пламя считают разновидностью диффузионного пламени, причем полагают, что фронт пламени занимает такое положение вокруг капли, где соотношение воздуха и паров топлива соответствует стехиометрии.

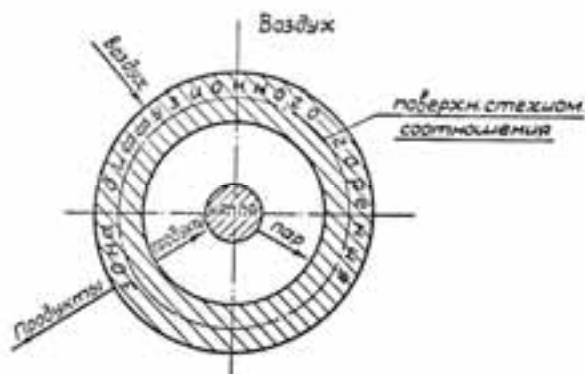


Рис. 1. Схема горения капли топлива

Эту схему горения одиночной капли топлива можно использовать для идеализированного случая горения в стационарном потоке монодисперсной двухфазной в среднем однородной смеси. (рис. 2). Для этого случая принимается, монодисперсной двухфазной однородной смеси в стационарном потоке

что до поступления в факел пламени все топливо находится в жидком состоянии и не испаряется, а горение каждой капли жидкого топлива в пределах зоны горения протекает в идентичных условиях. При горении жидкой капли топлива имеет место три главных процесса: испарение жидкой капли, смешение паров с воздухом и горение образовавшейся смеси.

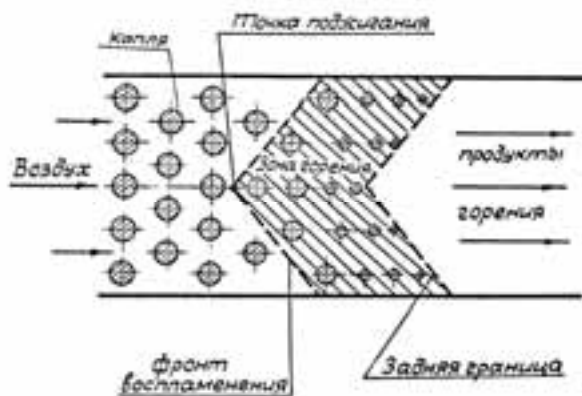


Рис. 2. Идеализированная схема горения

В зависимости от скоростей этих процессов можно выделить следующие существенные отличительные особенности протекания реакций в диффузионном пламени капли по сравнению с диффузионным пламенем газообразных веществ в горелках:

- количество парообразного топлива в факеле пламени определяется не только общим расходом топлива, но и процессом испарения. При сравнительно малой скорости испарения процесс горения будет контролироваться испарением и соответственно изменится условие протекания реакций в локальном диффузионном фронте пламени капли;

- общий коэффициент избытка воздуха по паровой фазе топлива не постоянен по длине зоны горения. При любом значении суммарного коэффициента избытка воздуха вблизи передней границы факела пламени всегда происходит диффузионное горение паров капель топлива при большом избытке воздуха, значение которого определяется предельными условиями воспламенения;

- при большом общем избытке воздуха значение коэффициента избытка воздуха по паровой фазе вдоль зоны горения будет меняться от предельно высокого значения на передней границе до значения равного общему коэффициенту избытка воздуха на задней границе факела;

- при большом общем избытке топлива значение коэффициента избытка воздуха по паровой фазе вдоль зоны горения будет меняться от предельно высокого значения на передней границе до значения близкого к стехиометрии на задней границе факела. За зоной горения часть топлива находится в жидкой фазе, и значение времени горения становится меньше значения времени испарения капли;

- вблизи общего стехиометрического состава смеси значение коэффициента избытка воздуха по паровой фазе вдоль зоны горения изменяется от предельно высокого значения на передней границе до значения близкого к общему значению или несколько большему;

- форма локального диффузионного фронта пламени вокруг отдельной капли может меняться в зависимости от скоростей испарения, смешения, химических реакций и относительной пространственной скорости капли и воздуха от сферической до общего плоского фронта, близкого по характеристикам фронту пламени однородной гомогенной смеси.

Для получения простых полуэмпирических соотношений закономерностей образования токсичных веществ (HC , CO и NO_x) при горении двухфазной смеси заменяем диффузионный факел отдельной капли на эквивалентный диффузионный факел газообразного топлива над горелкой, а названные особенности протекания реакций в диффузионном пламени отдельной капли можно оценить исходя из физических представлений и следующих соображений.

Принимаем, что массовый расход газа в такой горелке равен массовой скорости испарения капли. За характерный размер горелки принимаем диаметр сферы, которую занимает капля при мгновенном испарении, а за характерное значение общего коэффициента избытка воздуха принимаем значение коэффициента избытка воздуха по паровой фазе на задней границе факела.

Установлено [2], что закон испарения капли жидкого топлива подчиняется квадратичному соотношению вида:

$$\tau_u = \frac{d_{k0}^2}{K_u}, \quad (1)$$

где K_u – время испарения,

d_{k0} – начальный диаметр капли,

K_u – константа испарения

Значение константы испарения при отсутствии относительной скорости капли и среды определяется соотношением [2]:

$$K_u = \frac{8 \cdot \lambda}{\rho_k \cdot H_{исп}} \cdot (T_0 - T_{кин}), \quad (2)$$

где λ - коэффициент теплопроводности паров топлива,

ρ_k – плотность жидкого топлива,

$H_{исп}$ – теплота испарения топлива,
 T_0 – температура окружающей среды,
 $T_{кип}$ – температура кипения (возгонки) топлива.

Тогда средняя по времени массовая скорость испарения капли (образования пара) может быть оценена соотношением:

$$G_{исп} = \frac{m_{к0}}{\tau_{и}} = \frac{\pi}{6} \cdot \kappa_{и} \cdot \rho_{к} \cdot d_{к0}, \quad (3)$$

где $m_{к0}$ – исходная масса жидкой капли.

Поскольку массовая скорость потребления реагентов в ламинарном пламени однородной гомогенной смеси является предельным значением массовой скорости потребления реагентов в ламинарном диффузионном пламени [3], то предельная массовая скорость потребления реагентов во фронте пламени может быть оценена соотношением:

$$G_{потр} \approx \frac{3}{4} \cdot \pi \cdot d_{к0}^2 \cdot \rho_{пара} \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{\rho_{к}}{\rho_{пара}}\right)^2} \cdot U_{н,\alpha=1}, \quad (4)$$

где $U_{н,\alpha=1}$ – нормальная скорость распространения пламени стехиометрической смеси.

Для выделения характерных случаев горения вводятся понятия степени фазности $\kappa_{ф}$ и степени диффузионности $\kappa_{д}$ факела пламени распыленного жидкого топлива.

За степень фазности $\kappa_{ф}$ принимается отношение предельной массовой скорости потребления реагентов во фронте пламени $G_{потр}$ к скорости испарения $G_{исп}$, т.е.

$$\kappa_{ф} = \frac{G_{потр}}{G_{исп}} \approx \frac{d_{к0} \cdot U_{н,\alpha=1}}{\kappa_{и}} \cdot \sqrt[3]{\frac{\rho_{пара}}{\rho_{к}}} \quad (5)$$

Если $\kappa_{ф} \ll 1$, то время горения будет лимитироваться скоростью потребления и закономерности образования HC , CO и NO_x будут практически полностью одинаковы с закономерностями образования их в диффузионном пламени газообразного топлива.

Если $\kappa_{ф} \gg 1$, то время горения будет лимитироваться скоростью образования паров (испарения) и на закономерности образования HC , CO и NO_x будут накладываться особенности, отмеченные выше.

За степень диффузионности $\kappa_{д}$ факела пламени принимается отношение предельной массовой скорости потребления реагентов во фронте пламени к массовой скорости смешения горючего с окислителем до стехиометрии.

Средняя массовая скорость смешения до стехиометрического состава может быть оценена по аналогии со смешением в спутных ламинарных потоках, принимая за эквивалентный диаметр трубки подвода газообразного топлива диаметр объема парового облака при мгновенном испарении капли, т.е. при

$$d = \sqrt[3]{\frac{\rho_{к}}{\rho_{пара}}} \cdot d_{к0}. \quad (6)$$

Тогда средняя массовая скорость смешения до стехиометрического состава оценивается соотношениями:

- при общем избытке воздуха $\alpha_{\Sigma} > 1,0$

$$G_{см} \approx \pi \cdot d_{к0} \cdot D \cdot \rho_{пара} \cdot \sqrt[3]{\frac{\rho_{к}}{\rho_{пара}}} \cdot \ln \left[\frac{\alpha_{\Sigma} \cdot (L_0 + 1)}{(\alpha_{\Sigma} \cdot L_0 + 1)} \right], \quad (7)$$

- при общем недостатке воздуха $\alpha_{\Sigma} < 1,0$

$$G_{\text{см}} \approx \pi \cdot d_{\text{к0}} \cdot D \cdot \rho_{\text{пара}} \cdot \sqrt[3]{\frac{\rho_{\text{к}}}{\rho_{\text{пара}}}} \cdot \ln \left[\frac{(L_0 + 1)}{(\alpha_{\Sigma} \cdot L_0 + 1)} \right], \quad (8)$$

где L_0 – стехиометрический коэффициент,

D – коэффициент диффузии.

Степень диффузионности факела пламени распыленного жидкого топлива представится соотношениями:

- при общем избытке воздуха $\alpha_{\Sigma} > 1,0$

$$\kappa_{\delta} = \frac{G_{\text{потр}}}{G_{\text{см}}} \approx \frac{d_{\text{к0}} \cdot U_{\text{н}, \alpha=1}}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{\rho_{\text{к}}}{\rho_{\text{пара}}}} \cdot \frac{1}{\ln \left[\alpha_{\Sigma} \cdot (L_0 + 1) / (\alpha_{\Sigma} \cdot L_0 + 1) \right]}, \quad (9)$$

- при общем недостатке воздуха $\alpha_{\Sigma} < 1,0$

$$\kappa_{\delta} = \frac{G_{\text{потр}}}{G_{\text{см}}} \approx \frac{d_{\text{к0}} \cdot U_{\text{н}, \alpha=1}}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{\rho_{\text{к}}}{\rho_{\text{пара}}}} \cdot \frac{1}{\ln \left[(L_0 + 1) / (\alpha_{\Sigma} \cdot L_0 + 1) \right]}. \quad (10)$$

Степень фазности $\kappa_{\text{ф}}$ и степень диффузионности $\kappa_{\text{д}}$ горения распыленного жидкого топлива зависит главным образом от физических свойств топлива и среды, общего соотношения топлива и воздуха и от мелкости распыливания. Эти понятия позволяют выделить четыре характерных области горения и соответственно четыре условия образования токсичных веществ.

В случаях, когда $\kappa_{\text{ф}} \ll 1$ и $\kappa_{\text{д}} \ll 1$, что означает мгновенное испарение и перемешивание, характеристики горения и закономерности образования токсичных веществ близки к соответствующим характеристикам и закономерностям предварительно подготовленных гомогенных смесей. По данным [4] такой случай имеет место при горении распыленного топлива с диаметром капель порядка $d_{\text{к0}} \approx 3,5$ мкм при условии равномерного распределения их в потоке. Для таких условий закономерности изменения HC , CO и NO_x , полученные для однородных гомогенных смесей [5,6], практически применимы для описания закономерностей образования этих веществ при сжигания двухфазной смеси.

В случаях, когда $\kappa_{\text{ф}} \ll 1$, а $\kappa_{\text{д}} \gg 1$, происходит быстрое испарение капель, но медленное смешение с воздухом. Характеристики горения, включая и эмиссионные, в таких условиях близки к характеристикам диффузионного горения газов, которые были проанализированы в работе [7]. Этот случай реализуется при высоких температурах и умеренных диаметрах капель, порядка $d_{\text{к0}} \approx 20 \dots 50$ мкм.

В случаях, когда $\kappa_{\text{ф}} \gg 1$, а $\kappa_{\text{д}} \ll 1$, характеристики горения, включая и эмиссионные, близки к характеристикам горения однородной гомогенной смеси при коэффициенте избытка воздуха по паровой фазе. В этих условиях вокруг капель не образуются отдельные фронты пламени, т.е. не происходит диффузионное горение отдельных капель, а вследствие быстрого смешения образовавшихся паров с воздухом происходит горение получающейся смеси в межкапельном пространстве аналогично горению гомогенной однородной смеси. Время горения при этом ограничено временем испарения капель и достижения состава смеси в межкапельном пространстве стехиометрии в случае общего недостатка воздуха и временем испарения капли – в случае общего избытка воздуха. Практически этот случай имеет место при температуре воздуха ниже диапазона температур возгонки жидкого топлива и сравнительно небольших диаметрах капель, порядка $d_{\text{к0}} \approx 30 \dots 100$ мкм.

В случаях, когда $k_f \gg 1$, и $k_d \gg 1$, что означает медленное испарение и медленное смешение. В этих условиях происходит горение отдельных капель, каждая из которых окружена своим фронтом пламени. По данным [4] такой случай горения реализуется при крупных диаметрах капель, порядка $d_{к0} \approx 1000$ мкм. Подобные диаметры капель заметно крупнее типичных размеров капель распыленного топлива в камерах сгорания авиационных газотурбинных двигателей, которые составляют $d_{к0} \approx 20 \dots 200$ мкм. Следовательно, этот случай может иметь место на отдельных режимах работы камер сгорания, например, близких к режиму малого газа, при полете на максимальной высоте.

Процесс горения при $k_f \gg 1$, и $k_d \gg 1$, в основном лимитируется скоростью испарения, притом начало и окончание процесса горения имеют свои особенности в зависимости от суммарного коэффициента избытка воздуха.

При избытке воздуха ($\alpha_\Sigma > 1,0$) время горения двухфазной смеси ($\tau_{г.ф.}$) по величине практически равно времени испарения капли, т.е.

$$\tau_{г.ф.} \approx \tau_u = \frac{d_{к0}^2}{K_u} \quad (11)$$

В первом приближении закономерности образования HC , CO и NO_x можно оценить по полученным ранее закономерностям образования их в диффузионном пламени газообразного топлива. При этом основные отличия диффузионного пламени жидкой капли учитываются через величину времени горения $\tau_{г.ф.}$, через величину характерного размера горелки, за которую в данном случае принимается величина пропорциональная начальному диаметру капли:

$$d_r = A_\phi d_{к0}, \quad (12)$$

где A_ϕ - эмпирический коэффициент пропорциональности, который для углеводородных топлив по опытным данным [4] имеет порядок 10.

При избытке топлива ($\alpha_\Sigma < 1,0$) время горения определяется временем потребления кислорода воздуха, как недостающего компонента. Поскольку процесс в целом лимитируется скоростью испарения, то время горения может быть определено временем испарения такой доли капли, когда коэффициент избытка воздуха по паровой фазе равен единице. Если обозначить долю испарившейся массы капли через z_n (степень испарения), то в соответствии с квадратичным законом испарения капли, изменение z_n по времени выражается соотношением:

$$\tau = \frac{d_{к0}^2}{K_n} \cdot \left[1 - \sqrt[3]{(1 - z_n)^2} \right] \quad (13)$$

или

$$\tau = \tau_u \cdot \left[1 - \sqrt[3]{(1 - z_n)^2} \right] \quad (14)$$

Численно величина степени испарения, при которой коэффициент избытка воздуха по паровой фазе равен единице, равна суммарному значению коэффициента избытка воздуха, т.е. $z_n = \alpha_\Sigma$. Тогда, время горения двухфазной смеси при большом избытке топлива можно оценить соотношением:

$$\tau_{г.ф.} = \frac{d_{к0}^2}{K_n} \cdot \left[1 - \sqrt[3]{(1 - \alpha_\Sigma)^2} \right] \quad (15)$$

или

$$\tau_{z.ф.} = \tau_u \cdot \left[1 - \sqrt[3]{(1 - \alpha_\Sigma)^2} \right] \quad (16)$$

Вблизи суммарного стехиометрического состава при определении времени горения необходимо дополнительно учесть одну особенность. Дело в том, что по мере выгорания капли, образующиеся продукты горения перемешиваются с воздухом. В конце зоны горение последних порций топлива происходит в потоке воздуха разбавленном продуктами горения. Если степень разбавления воздуха продуктами горения достигнет предельного значения, то дальнейшее горение становится невозможным и топливо последних порций окисляется оставшимся кислородом без образования пламени. Критическое значение степени разбавления в первом приближении можно принять равным 0,8 ... 0,85, что соответствует продуктам горения при коэффициенте избытка воздуха $\approx 1,2$. Тогда время горения вблизи стехиометрического состава ($\alpha_\Sigma \approx 0,8 \dots 1,2$) можно оценить как время испарения капли, при котором коэффициент избытка воздуха по паровой фазе соответствует 1,2:

$$\tau_{z.ф.} = \frac{d_{к0}^2}{K_n} \cdot \left[1 - \sqrt[3]{\left(1 - \frac{\alpha_\Sigma}{1,2}\right)^2} \right], \text{ при } (\alpha_\Sigma \approx 1,0 \dots 1,2) \quad (17)$$

$$\tau_{z.ф.} = \frac{d_{к0}^2}{K_n} \cdot \left[1 - \sqrt[3]{\left(1 - \frac{1}{1,2 \cdot \alpha_\Sigma}\right)^2} \right], \text{ при } (\alpha_\Sigma \approx 0,85 \dots 1,0) \quad (18)$$

Закономерности изменения концентраций НС, СО и NO_x в запламенной области при общем избытке воздуха ($\alpha_\Sigma > 1,0$) в первом приближении можно оценить теми же полуэмпирическими соотношениями, что и для диффузионного горения газообразного топлива.

Отличия в закономерностях изменения концентраций НС, СО и NO_x в запламенной области при общем избытке топлива ($\alpha_\Sigma < 1,0$) могут быть оценены, используя относительное время испарения капли $\bar{\tau}_{исп}$, которое показывает время испарения капли от момента, когда коэффициент избытка воздуха по паровой фазе равен 1,0 до момента, когда коэффициент избытка воздуха по паровой фазе соответствует α_Σ .

Необходимо отметить, что рассмотренные особенности характеристик горения, включая и эмиссионные, получены для идеализированного случая горения двухфазных смесей при неизменном значении коэффициента избытка воздуха α_Σ по сечению и длине камеры сгорания. Эти закономерности проявляются в области устойчивого горения и распространения пламени по суммарному коэффициенту избытка воздуха ($\alpha_\Sigma^{\min} \dots \alpha_\Sigma^{\max}$). Абсолютные значения нижнего и верхнего пределов могут быть определены либо экспериментально, либо расчетом, рассматривая условие переброса пламени с одной капли на другую и возможности распространения пламени.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Варшавский Г.А.* Горение капли жидкого топлива (диффузионная теория). Труды НИИ-1, № 6, Изд-во БНТ НКАП, 1945 г. 16 с.
2. *Франк-Каменецкий Д.А.* Диффузия и теплопередача в химической кинетике. М. Наука, 1967 г. 491 с.

3. Зельдович Я.Б. Горение неперемешанных газов. ЖЭТФ, т.19, 1949г. 1199-1210 с.
4. Кумагаи С. Горение. Пер. с японского, М. Химия, 1979 г. 256 с.
5. Шукин В.А., Валиев Ф.М., Дунай О.В. Физико-химическая модель выхода несгоревших углеводородов из ламинарного пламени однородной смеси. Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева, № 1. Казань, Изд-во Казан. гос. техн. ун-та; 2010 г. 9-13 с.
6. Шукин В.А., Валиев Ф.М., Дунай О.В., Шукин Ф.В. Моделирование образования токсичных веществ в турбулентном пламени однородной смеси. Материалы VI Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики АНТЭ-2011». Казань, Изд-во Казан. гос. техн. ун-та; т.1; 2011 г. 313-320 с.
7. Шукин В.А., Валиев Ф.М., Дунай О.В. Моделирование образования токсичных веществ в ламинарном диффузионном пламени. Материалы IV Международного симпозиума по реактивному движению и энергетике. Китай, г. Сиань, 2012 г., 365-369 с.

SPECIAL FEATURES OF FORMATION AND OUTPUT OF TOXIC SUBSTANCES AT SPRAYED LIQUID FUEL COMBUSTION

V.A. Schukin, F.M. Valiev, O.V. Dunai

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The features of the formation and release of toxic substances in the actual combustion chambers of gas turbine aircraft engines burning liquid fuel atomized in a stream of air. Analysis of the output of toxic substances is based on the simple model representations that provide a simple analytical relations for the laws of combustion and release of hazardous substances, but reflect the main features of the combustion of liquid fuel spray. Use the known laws of burning a single drop of liquid fuels with the subsequent distribution of these laws on the combustion of liquid droplets together. To isolate the specific cases of burning introduced the concept of degree and extent of diffusion two-phase flame spray of liquid fuel. Rating out of toxic substances is obtained earlier by the semi-empirical relations for simple types of flames.

УДК 629.7.085

МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ВОЗДУШНО- РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*Мигалин К.В. *, Амброжевич А.В. **, Серeda В.А. ***

*(*ООО Научно-производственная фирма «Ротор», Россия;*

***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина)*

Рассмотрен класс пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (ПуВРД) с подачей и компрессией газа от струи пропана. Предложен метод расчета течения в ПуВРД на основе универсальной технологии вычислительного газодинамического эксперимента с использованием модели многорежимного горения топливо-воздушной смеси.

Несмотря на солидную предысторию, множество термогазодинамических предпочтений и внешнюю простоту конструкций, тепловые двигатели периодического действия с волновыми явлениями в качестве доминирующего фактора рабочего процесса не получили рас-

пространения по причине непригодности традиционного расчетного инструментария, базирующегося на неадекватных физике процесса квазистационарных представлениях. В связи с этим для обеспечения адекватности метода расчета интегральных характеристик ПуВРД необходимы комплексно-сопряженные модели внешнего и внутреннего обтекания, учитывающие пространственно-временную неоднородность физических полей в области пространства.

Разработана специальная технология опережающих численных исследований, включающих в себя триаду: «модель → численный метод → средства программной реализации → натуральный эксперимент» [1]. Разработана модель многорежимного горения, которая отображает переход «медленное горение → переход горения в детонацию → детонация» на основании потенциальных барьеров, полученных в натурном эксперименте. Средства реализации модели представляют собой авторский программный продукт, выполненный в среде языка Visual Fortran Pro. С использованием специально разработанной комплексной модели подтверждена работоспособность ряда схем ПуВРД [2, 3], получены характеристики рабочего процесса в ЭПВРД в заданном диапазоне высот и скоростей.

Двигатель состоит из нескольких ступеней эжектора (до трех), коленообразной камеры сгорания с козырьком для отклонения струи и резонансной трубы со змеевиком, оканчивающейся сопловым насадком (рис. 1). Рассмотрены также варианты осесимметричных ЭПВРД, в которых роль отражающей стенки играет коническое центральное тело. Принцип действия ЭПВРД основан на импульсной синхронной подаче воздуха наддува и активной струи предварительно нагретого в теплообменнике и газифицированного пропана в качестве активного рабочего тела. После прохождения струйного аппарата происходит инициализация горения вследствие торможения струи о вертикальную стенку камеры сгорания. После поворота потока в падающей струе пропана проявляются мерцающие постоянно действующие очаги быстрого пламени в отрывных зонах. Второй излом камеры сгорания приводит к лавинообразному развитию осциллирующих очагов быстрого пламени в проточной части трубы и распространению квазидетонации.

На основании технологии численных исследований произведен расчет ряда модификаций и проведен их сравнительный анализ с целью установления влияния на количественные и качественные показатели рабочего процесса ряда факторов. Судя по результатам численного и натурального эксперимента, всем исследованным образцам присущи прогрессивные (по нарастанию скорости полета) тяговые характеристики. В целом можно констатировать, что основным рабочим режимом горения в ЭПВРД в любых условиях подачи воздуха является высокочастотный вибрационный процесс с близкой для всех исследованных образцов частотой 1500 Гц. По показателям удельного расхода горючего ЭПВРД приближаются к ракетным двигателям, что однозначно указывает пути поиска области их целесообразного применения в классе БЛА с крейсерской скоростью полета не менее 150 м/с.

Произведен расчет импульсного детонационного двигателя с форкамерным поджигом (ИДД-Ф), конфигурация модели которого представлена на рис. 2. Тракт двигателя состоит из входного устройства с участком конических диафрагм акустических клапанов типа SNECMA и соосно расположенной форкамеры с заглушенным торцом. В цилиндрической камере сгорания располагаются свеча зажигания, которая срабатывает в момент пуска ИДД-Ф и пакет параллельных пластин. Далее следует растроб сопла с небольшим углом раскрытия, в начальном участке которого размещены кольца (спираль Щелкина), призванные инициализировать горение за счет создания скачков уплотнения на препятствиях.

Из полученных с использованием согласно математического аппарата результатов численного эксперимента вытекает, что на участке кольцевых препятствий может быть реализо-

ван переход горения в детонацию для околосвукового режима течения вследствие возникновения системы скачков малой интенсивности при условии использования легковоспламеняющегося горючего. Кроме того, предпосылкой к возникновению волн Чепмена-Жуге может быть сосредоточение критической массы заряда топливовоздушной смеси в объеме камеры сгорания, дающая в результате инициализации сверхзвуковую скорость истечения на входе в препятствия.

Предложен альтернативный вариант транспортной системы на основе пропанового ЭПВРД интегральной схемы «крыло-эжектор» (КЭ). Авторские права на способ создания подъемной силы и устройство, его реализующее защищены патентом Российской Федерации на изобретение (приоритетная справка № 2012139750 от 17.09.2012). В основе концепции летательного аппарата лежит эффекта Коанда, обеспечивающий получение в условиях принудительного обдува подъемно-пропульсивной силы, действующей на фюзеляж, выполненный в виде аэродинамического профиля. Результаты опережающих численных исследований позволяют сделать вывод о работоспособности концепции ЛА КЭ и возможность получения устойчивого ритмичного пульсирующего процесса в двигателе.

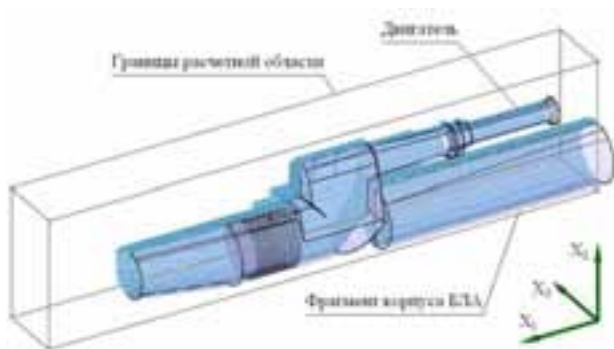


Рис. 1. Контрольный объем с сеточным отображением половины ЭПВРД и фрагмента фюзеляжа ЛА относительно плоскости симметрии с разрешением на $170 \times 40 \times 20$ ячеек



Рис. 2. Плоскосимметричная расчетная область мощностью $450 \times 15 \times 30$ ячеек с поверхностной маской модели ИДД-Ф

На основании проведенных численных исследований спроектированы и изготовлены действующие образцы ЭПВРД, ИДД-Ф и КЭ. Произведены стендовые испытания указанных двигателей с измерением основных интегральных и амплитудно-фазочастотных характеристик. Полученные в результате статистической обработки массивов параметров рабочих режимов ПуВРД тяговые и расходные характеристики послужили исходной базой для формирования основных ТТХ беспилотного летательного аппарата (БЛА). Полученное значение минимальной тяги позволило определить устойчивый режим работы двигателя на пусковом устройстве, т.е. при нулевой высоте и скорости. На основании этих данных был спроектирован и изготовлен беспилотный авиационный комплекс в составе пневматической катапульты и БЛА с ЭПВРД и проведены его бросковые испытания.

Предложенный метод проектирования ПуВРД обеспечивает необходимый для принятия решений об облике транспортной системы с БЛА набор априорных оценок, что позволяет исключить субъективизм и придать ранним стадиям проектирования детерминированный характер.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Амброжевич А.В. Исследование рабочего процесса в эжекторном ПВРД / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков, К.В. Мигалин, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 2 (79). – С. 62-68.

2. Патент на изобретение Российской федерации № 2468235. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель / Мигалин К.В., Сиденко А.И., Ужegov П.Н., Амброжевич А.В., Ларьков С.Н. // Заявка № 2011125934; приоритет от 22.06.2011; заявка зарегистрирована в Гос. Реестре изобретения РФ 27.11.12.

3. Патент на изобретение Российской федерации № 2468236. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель со стабилизацией горения на соударяющихся струйных течениях / Мигалин К.В., Сиденко А.И., Ужegov П.Н., Амброжевич А.В., Ларьков С.Н. // Заявка № 2011125950; приоритет от 22.06.2011; заявка зарегистрирована в Гос. Реестре изобретения РФ 27.11.12.

CONCEPTUAL DESIGN OF PULSE JET ENGINES

K.V. Migalin *, *A.V. Ambrozhevich* **, *V.A. Sereda* **

(* *OOO Scientific Production Company "Rotor", Russia;*

** *N.Ye. Zhukovskiy State Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Ukraine)*

A class of pulse jet engines (PJE) with the flow and compression of the gas stream from the propane. A method for calculating the flow in PJE based on universal technologies of computing gas flow experiment using a model of multi-mode combustion of the fuel-air mixture.

УДК 621.43.056

РАЗРАБОТКА ФРОНТОВОГО УСТРОЙСТВА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СТРУЙНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ

Мингазов Б.Г., Варсегов А.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Поскольку в настоящее время все большее внимание уделяется вопросам экологии и нормы выброса загрязняющих веществ в атмосферу становятся все более жесткими, разработка экологически чистой камеры сгорания приобретает все более актуальное значение, особенно для стационарных газотурбинных установок, работающих в наземных условиях.

Из компонентов загрязняющих веществ, образующихся в камерах сгорания, нормируются выбросы окислов азота (NO_x), моно-оксида углерода (CO), несгоревших углеводородов (HC) и сажистых частиц. Для стационарных ГТУ объектами контроля экологических служб являются вредные выбросы оксидов азота и углерода.

Относительное количество образующихся в продуктах сгорания оксидов азота определяется температурой воздуха на входе в камеру сгорания, а также экспоненциально зависит от максимального уровня температур в зоне горения. Температура воздуха на входе в камеру

сгорания зависит от степени повышения давления в компрессоре, величина которой у современных ГТУ достаточно высока. Поэтому снижение вредных выбросов NOx возможно только за счет снижения температуры в зоне горения и уменьшения времени пребывания топлива в ней.

При этом необходимо учитывать, что снижение выбросов NOx в продуктах сгорания приводит к увеличению содержания в них CO. Существует определенный диапазон температур первичной зоны горения, в котором концентрация обоих компонентов имеют допустимые значения. Этот диапазон ограничивается значениями $T_{п.з}^* = 1570...1750 \text{ K}$ (рис. 1), что соответствует коэффициентам избытка воздуха в зоне горения $\alpha = 2,35 \dots 2,95$. Если процесс горения протекает в кинетической области, что характерно для камер сгорания ГТУ, такие значения коэффициентов избытка воздуха не могут быть реализованы, поскольку находятся за границей бедного срыва пламени.

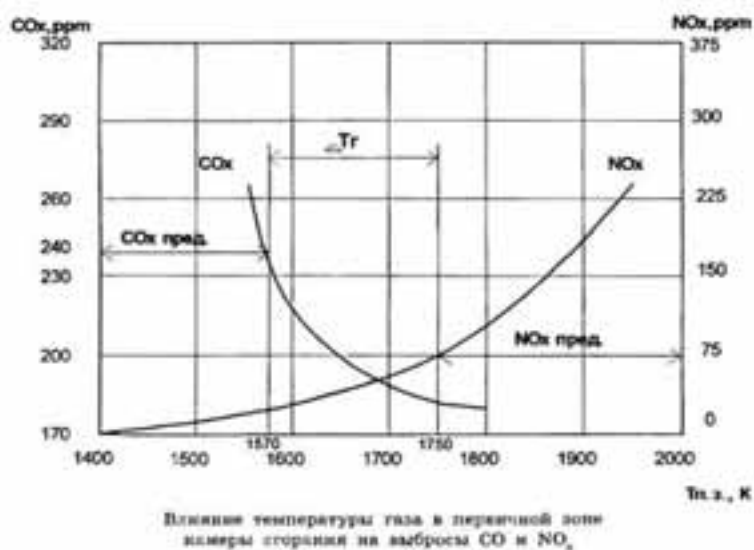
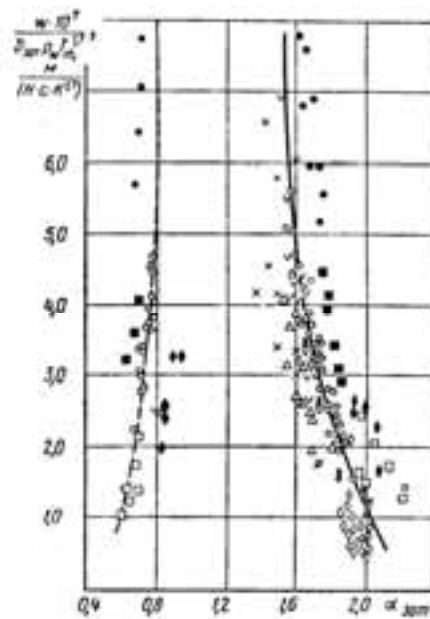


Рис.1

Обеспечение устойчивого горения в камере сгорания возможно при составах топливовоздушной смеси в первичной зоне горения, соответствующих коэффициентам избытка воздуха не более $\alpha = 1,8$ (рис. 2).

Поскольку сжигание бедных смесей газообразного топлива не требует деления объема камеры сгорания на зоны горения и смешения, разработка экологически чистой камеры сгорания ГТУ сводится к разработке фронтального горелочного устройства.

В качестве горелочного устройства для экологически чистой камеры сгорания выбрана эжекционная газовая форсунка, позволяющая обеспечивать заданный состав топливовоздушной смеси в зоне горения в широком диапазоне изменения расходов топлива. В газовом эжекторе в определенном диапазоне рабочих режимов расход пассивного газа имеет практически линейную зависимость от расхода активного газа. Если в качестве активного газа принять топливный природный газ, а в качестве пассивного – воздух, это обеспечит постоянство состава топливовоздушной смеси на выходе из эжекционной форсунки. Поскольку течение в диффузорном канале эжектора сопровождается увеличением давления, то на выходе из эжекционной форсунки обеспечивается повышенное давление топливовоздушной смеси, что позволяет реализовать струйный способ стабилизации пламени за фронтным устройством.



Обобщенная характеристика границ стабилизации пламени.

Конусы с углом при вершине 60° ($w_0 = 104 - 180$ м/с, $p_0 = 1 \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 693$ К): \bullet — $d = 30$ мм; \blacksquare — $d = 60$ мм. Свободные всерные струи: \circ — $d_0 = 15$ мм, $b_0 = 0,8$ мм, $\beta_0 = 135^\circ$, $\bar{q} = 16 - 47,1$, $T_j = 593$ К, $w_0 = 82 + 175$ м/с, $p_0 = 1 \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 693$ К; \triangle — $d_0 = 15$ мм, $b_0 = 0,8$ мм, $\beta_0 = 90^\circ$, $\bar{q} = 16 + 27,5$, $T_j = 593$ К, $w_0 = 73 + 138$ м/с, $p_0 = 1 \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 693$ К; \square — $d_0 = 22$ мм, $b_0 = 0,8$ мм, $\beta_0 = 135^\circ$, $\bar{q} = 20$, $T_j = 518 + 500$ К, $w_0 = 84 + 173$ м/с, $p_0 = 1 \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 970$ К; \diamond — $d_0 = 15$ мм, $b_0 = 0,8$ мм, $\beta_0 = 90^\circ$, $\bar{q} = 8 + 36,5$, $T_j = 443 + 573$ К, $w_0 = 56 + 67,4$ м/с, $p_0 = 1 \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 728 + 842$ К; ∇ — $d_0 = 15$ мм, $b_0 = 0,8$ мм, $\beta_0 = 90^\circ$, $\bar{q} = 25 + 40,1$, $T_j = 423 + 473$ К, $w_0 = 65 + 161$ м/с, $p_0 = 1 \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 483 + 875$ К. Встречная круглая струя: \times — $d_0 = 3$ мм, $\beta_0 = 180^\circ$, $\bar{q} = 25 + 61,7$, $T_j = 593$ К, $w_0 = 73 + 140$ м/с, $p_0 = 1 \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 693$ К. Пристеночные всерные струи: \odot — $d_0 = 15$ мм, $b_0 = 0,7$ мм, $w_0 = 73$, 135 , 100 м/с, $p_0 = 1 \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 773$ К; \otimes — $d_0 = 30$ мм, $b_0 = 2,5$ мм, $w_0 = 120$ м/с, $p_0 = 0,4 \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 980$ К; \ominus — $d_0 = 22$ мм, $b_0 = 0,87$ мм, $\bar{q} = 30$, $w_0 = 150$ м/с, $p_0 = (0,3, 0,4, 0,6, 0,9) \cdot 10^5$ Па, $T_0 = 973 + 1073$ К.

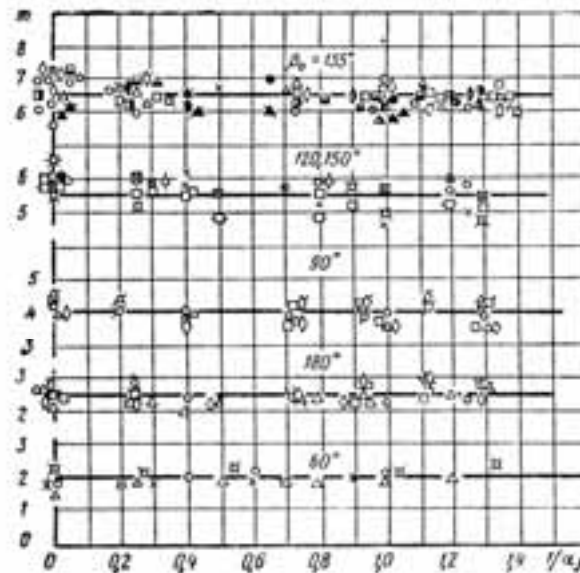
Рис.2

Исследование процессов смесеобразования за струйными экранами [1] показали, что состав топливовоздушной смеси, формирующейся в зоне циркуляции, в широком диапазоне изменения геометрических и режимных параметров струйного экрана и набегающего потока зависит только от угла выдува струи. Параметр смешения, определяющий отношение расходов воздуха набегающего потока, формирующего состав смеси в зоне циркуляции, и газа высоконапорной струи, принимает максимальное значение $m = 6,5$ при угле выдува, равном 135 к потоку (рис. 3).

Таким образом, задавшись составом топливовоздушной смеси в зоне горения, обеспечивающим минимальный выход оксидов азота, через величину параметра смешения можно определить потребный состав стабилизирующей струи, формирующийся в эжекторной форсунке.

Расчет эжектора горелки проводился по методике [2], основанной на теореме об изменении количества движения. При этом учитывалась величина скорости воздуха на входе в смеситель. Расчетными величинами являлись оптимальное сечение цилиндрической части смесителя $(F_3 / F_1)_{\text{опт}}$, соответствующее максимальному полному напору в конце смесителя при заданном значении коэффициента эжекции и максимальное относительное полное давление в конце смесителя:

$$\bar{p}_4 = \frac{P_4 - P_0}{P_1 - P_0}$$



Коэффициент смещения верхних струй при различных углах вдува.
 $d_0 = 22; 15; 5 \text{ мм}$, $\delta_0 = 0.8; 0.5 \text{ мм}$, $\bar{q} = 13 \rightarrow 86$, $T_f = 443 \rightarrow 543 \text{ К}$, $\bar{m}_0 = 73 \rightarrow 167 \text{ м/с}$, $T_c = 693 \rightarrow 923 \text{ К}$.

Рис.3

В работе [2] установлено, что оптимальное значение $(F_3 / F_1)_{\text{опт}}$ при расчете эжектора по теореме об изменении количества движения с учетом скорости воздуха на входе в смесительную камеру равно соответствующему значению для эжектора, рассчитанного по уравнению сохранения количества движения без учета потерь в конфузоре, диффузоре, а также потерь на выравнивание скоростного поля, в предположении равенства нулю скорости воздуха на входе в эжектор. т.е., смеситель горелки, рассчитанный по формулам без учета скорости входа воздуха, имеет минимальные потери, а, следовательно, и максимальную величину относительного давления в конце диффузора. Значение коэффициента формы смесителя по результатам экспериментальных исследований автора эжекционных смесителей с различными сечениями цилиндрической части составляет $\delta = 0,5$. Это значительно упрощает методику расчета и делает ее более универсальной.

Оптимальное сечение смесительной камеры определяется через эжекционный параметр:

$$A = (1 + u)(1 + us)$$

$$\left(\frac{F_3}{F_1} \right)_{\text{опт}} = A$$

От эжекционного параметра зависит и величина относительного полного давления в конце смесителя:

$$\bar{p}_{4 \text{ max}} = \frac{\phi_1^2}{A}$$

Коэффициент скорости сопла принимался равным:

$$\phi = 0,8$$

Длина камеры смешения определялась из уравнения:

$$l_{\text{см}} = 3d_c \left(1 + \frac{\alpha L_0}{s} \right)$$

Длина диффузора принималась равной:

$$l_{\text{диф}} = 4,2D_3$$

Диаметр диффузора определялся по заданному полному углу раскрытия γ .

По данным работы [1]:

$$m = \frac{G_{B_0}}{G_{B_j} + G_{\Gamma_j}}$$

$$m = A \cdot \sqrt{\frac{T_j \tau_j R_T}{T_{KBД} \cdot \tau_f \cdot R_B} \cdot \frac{1}{q_{эф}} \cdot \frac{D_{3и}^2 \cdot q_j}{4 \cdot \mu \cdot b_o \cdot d_o} \cdot \left(1 - \frac{d_o^2}{D_{3и}^2}\right)}$$

$$\alpha_{3от} = \frac{m \left(1 + \frac{1}{\alpha_j L_o}\right) + \left(1 + \frac{1}{\alpha_o L_o}\right)}{\frac{m}{\alpha_o} \left(1 + \frac{1}{\alpha_j L_o}\right) + \frac{1}{\alpha_j} \left(1 + \frac{1}{\alpha_o L_o}\right)}$$

$$\alpha_{3от} = \alpha_j (1 + m) + \frac{m}{L_o}$$

В результате проведенных расчетов была спроектирована эжекционная горелка, схема которой представлена на рис. 4.

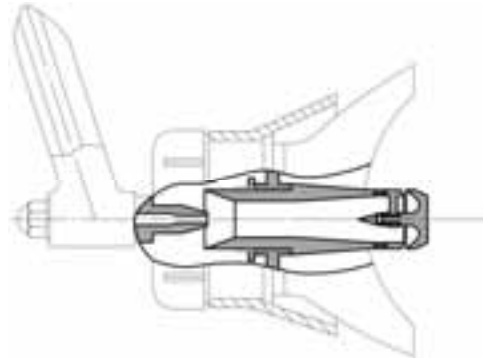


Рис.4. Схема эжекционной горелки

Расчет газодинамики течения, процессов смесеобразования и горения в камере сгорания с горелочным устройством эжекционного типа проводился с применением пакета прикладных программ Fluent ANSYS. Поля концентраций, скоростей потока и температур, формирующихся при взаимодействии топливного газа с набегающим воздушным потоком на режимах горения представлены на рис. 5-7.

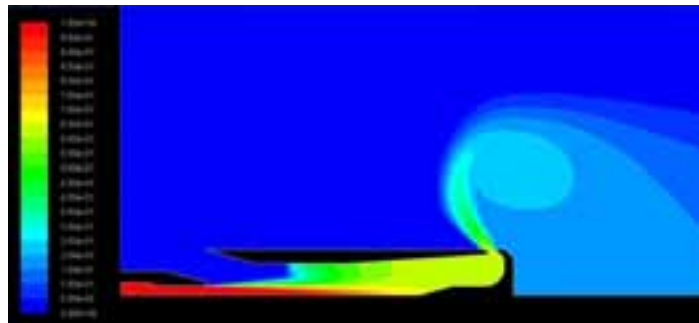


Рис.5. Поле концентраций топливовоздушной смеси в эжекционной горелке

Таким образом, расчетным путем показана возможность организации процесса низкоэмиссионного горения в камерах сгорания газотурбинных установок, работающих на природном газе, с применением фронтных устройств с эжекционными горелками.

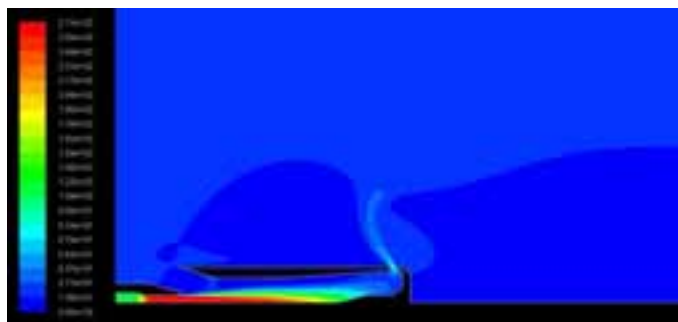


Рис.6. Поле скоростей в эжекционной горелке



Рис.7. Поле температур в эжекционной горелке

Полученные результаты требуют экспериментальной проверки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лебедев Б.П., Костерин В.А., Гордон М.С., Зикеев В.С., Носов Л.А. Аэродинамическая стабилизация пламени в форсажных камерах ТРДФ. / Труды ЦИАМ № 781. – М.: ЦИАМ, 1977. 246 с.
2. Привалова К.А. Применение эжекционных газовых горелок в отопительных котлах и бытовых газовых приборах. М.: изд-во ВНИТОЭ, 1956.

УДК 621.452.3 + 536.38

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭМИССИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД

Сабирзянов А.Н.* , Явкин В.Б.* , Александров Ю.Б.* , Маркушин А.Н. , Бакланов А.В.****

(* Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ; ** ОАО «Казанское моторостроительное производственное объединение»)

Сформирована физико-математическая модель для расчета и оптимизации рабочего процесса в тракте камеры сгорания ГТД, необходимая при модификациях и проектировании камер сгорания. Исследования показали, что сформированная модель позволяет с достаточной точностью рассчитать температурную неравномерность на выходе камеры сгорания и эмиссионные характеристики. Исследовалось влияние перераспределения вторичного воздуха на эмиссионные характеристики и равномерность температурного поля на выходе камеры сгорания. Получены зависимости эмиссионных характеристик от коэффициента избытка воздуха горелочного устройства.

В настоящее время в области математического моделирования процессов течения, горения и эмиссии токсичных веществ достигнут значительный прогресс. Современные коммерческие пакеты позволяют рассчитывать поля параметров потока и концентрации различных веществ. Разработан ряд эффективных моделей, обеспечивающих возможность проведения расчетов процесса горения с приемлемыми затратами компьютерного времени. Однако моделирование процессов эмиссии токсичных компонентов является сложной задачей, требующей учета большого количества различных процессов и факторов, и практически при решении каждой конкретной задачи необходима настройка математической модели, учитывающей особенности конструкции и режима работы камеры сгорания (КС).

Целями работы является оценка адекватности моделирования внутрикамерных процессов, включающей исследование применимости моделей горения и турбулентности для расчета изменения параметров по тракту КС, эмиссионных характеристик и температурной неравномерности на выходе из КС, и оптимизация геометрических параметров укороченной КС двигателя НК-16СТ с целью снижения эмиссионных характеристик.

Критерием пригодности моделей горения и турбулентности для прогнозирования параметров являлись экспериментальные данные, полученные для укороченной КС кольцевого типа ГТУ НК-16СТ в условиях стендовых испытаний и при номинальном режиме.

Все конструктивные особенности КС и условия эксперимента являлись исходными данными для моделирования. Расчетной областью служил сегмент 1/32 части КС (рис. 1) с одним горелочным устройством и всеми соответствующими отверстиями на стенках жаровой трубы (ЖТ) и смесительными патрубками в зоне смешения. Геометрическая модель выполнена с большой точностью, включающей детальную проработку всех отверстий поясов охлаждения, гофрированных лент, элементов скругления.

Расчетная сетка базовой модели содержала порядка 4,8 миллиона элементов и состояла из гексаэдральных, клиновидных, а в более сложных областях, таких как горелочное устройство и примыкающие к ней участки, из тетраэдральных и пирамидальных элементов. Процессы теплообмена с элементами конструкции не рассматривались и сетка на элементы конструкции не накладывалась. Расчетная геометрическая модель базового варианта КС показана на рис. 2.

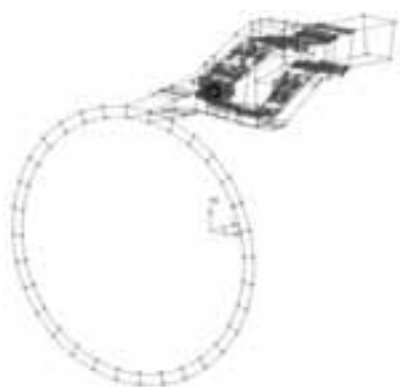


Рис. 1. Расчетный сегмент



Рис. 2. Геометрическая модель рассматриваемого варианта КС

На боковых границах расчетного сегмента, отделяющих выделенный объем от смежных областей, в качестве граничных условий задавались периодические условия для объема КС, ограниченного стенками ЖТ, и условия симметрии для всех остальных боковых поверхностей. Условия периодического подвода в объеме КС позволяют не нарушать закрутку по-

тока, создаваемую лопаточным завихрителем. На входе в соответствующих сечениях задавался массовый расход воздуха и метана. Сделано допущение об отсутствии закрутки на входе в КС. На выходе ставилось условие постоянства давления. На стенках моделируемой области ставились условия прилипания и непротекания.

Для проверки сеточной независимости решения были созданы модели, содержащие 10,5 и 3,5 миллионов элементов. Тестовые расчеты показали, что относительно оптимальной сеткой является сетка с 4,8 миллионами элементами.

Раздельная подача компонентов в КС предполагает применение модели горения предельно не перемешанной смеси и приводит к тому, что процесс горения в значительной степени лимитируется смешением, несмотря на то, что скорость химических реакций существенно выше скорости смешения (число Дамкелера $Da \gg 1$). Для моделирования горения возможны следующие предельные подходы: прямое моделирование детальной химической кинетики, что требует очень больших вычислительных мощностей и на данный момент ее реализация практически невозможна; моделирование, основанное на химическом равновесии, с предположением о равной скорости диффузии всех компонент реагирующей смеси. Промежуточное положение занимают модели, в основу которых положена брутто реакция или модели ламинарных микропламен.

В любых химических процессах общее число атомов элементов сохраняется и расчет концентрации элементов можно свести к одной переменной, называемой переменной смешения ξ и в этом случае расчет смешения существенно упрощается, так как все уравнения переноса сводятся к одному транспортному уравнению относительно переменной ξ [1], определяющей концентрации всех компонент, а в адиабатном приближении температуру и плотность. Данный подход к моделированию процессов горения целесообразен в рамках химического равновесия (быстрой химии). Подобная модель экономична с вычислительной точки зрения и позволяет правильно рассчитать температуру, однако, в турбулентных пламенах вследствие значительной деформации фронта пламени существенно возрастает скорость диффузионного переноса, что приводит к заметному отклонению от химического равновесия. Следовательно, данная модель горения может давать большую ошибку при определении эмиссионных характеристик.

Развитием этого подхода является отказ от полного химического равновесия и переход к частичному химическому равновесию, когда отдельные части химического процесса протекают с конечными скоростями, а все остальные по-прежнему, бесконечно быстро. Этот подход эквивалентен представлению о турбулентном фронте пламени, как об ансамбле ламинарных микропламен (flamelet). Параметры ламинарного пламени предварительно рассчитываются и сохраняются в виде таблицы, а затем ламинарное пламя внедряется в турбулентный поток с использованием статистических методов. Важной характеристикой в данной модели является скорость скалярной диссипации χ [1], которая по существу характеризует степень деформации фронта пламени.

При моделировании турбулентного горения при давлениях, близких к атмосферному, под воздействием турбулентности происходит деформация очага пламени, увеличиваются градиенты концентраций компонентов и температуры. Это обстоятельство требует корректного задания значения величины начальной скорости диссипации χ_0 и диапазона ее изменения в связи с тем, что в пределе $\chi \rightarrow 0$ химическое взаимодействие стремится к равновесию, а с увеличением χ неравновесность увеличивается из-за аэродинамического деформирования очага пламени. Соответственно, начальная скорость диссипации и диапазон ее изменения будут во многом определять характер внутрикамерных процессов, температурное неравнове-

сие и эмиссионные характеристики. Модель ламинарных микропламен является более совершенной моделью, по сравнению с моделью, основанной на химическом равновесии и, как правило, обеспечивает более правильное прогнозирование концентраций радикалов, вследствие чего улучшается качество прогноза эмиссии CO и NO.

Модели горения, основанные на химизме брутто реакции, в целом адекватно отражают характер процессов, но прогнозируют более высокую температуру продуктов сгорания по сравнению с моделями быстрой химии и ламинарных микропламен [2], а также не позволяют адекватно отражать эмиссионные характеристики в связи с невозможностью расчета компонентного состава. В данной работе в качестве модели горения использовалась модель ламинарных микропламен для не перемешанной смеси. В качестве набора химических реакций для окисления метана рассматривался механизм Кее (18 компонентов смеси и 58 химических реакций) [3].

В качестве моделей турбулентности рассматривались двухпараметрические модели: стандартная k-ε; Realizable k-ε; RNG k-ε; модель Ментора с переносом касательных напряжений SST k-ω. В моделях k-ε использовалась стандартная пристеночная функция.

В рамках принятой модели прогноз эмиссии NO в процессе горения может осуществляться с учетом 4-х основных механизмов его образования: термический (механизм Зельдовича); сверхравновесный (механизм Фенимора); образование из N₂O; топливный.

Термический NO образуется в следующих реакциях: 1) O + N₂ → NO + N; 2) O₂ + N → NO + O; 3) N + OH → NO + H. Реакция “1” обладает большой энергией активации и для нее требуется высокая температура. Реакция “1” является лимитирующей в механизме Зельдовича.

Сверхравновесный NO образуется в реакциях: 1) CH + N₂ → HCN + N; 2) O₂ + N → NO + O; 3) HCN + OH → CN + H₂O; 4) CN + O₂ → NO + CO. Этот механизм реализуется при более низких температурах (~ 1000 К), однако из-за присутствия радикала CH он наиболее эффективен в богатых смесях.

Ранее проведенные исследования показали, что скорость образования NO при горении метано-воздушных смесей по механизму Зельдовича на 1-2 порядка выше, чем по механизму Фенимора.

Механизм образования NO из закиси азота обладает крайне низкой скоростью и вносит существенно меньший вклад по сравнению с механизмом Зельдовича. Образование NO из топливного азота вероятно только для жидких и твердых топлив. Соответственно данные механизмы не рассматривались. В данной работе также не рассматривалось выгорание NO.

Исследования проводились средствами программного продукта ANSYS-Fluent в идеальном газовом приближении несжимаемой гомогенной среды в рамках адиабатной стационарной постановки задачи. Для верификации сформированной модели использовались следующие экспериментальные данные: концентрация CO – 1231 ppm; NO – 4 ppm; NO_x – 8 ppm; эпюры радиальной и окружной неравномерности температурного поля продуктов сгорания на выходе ЖТ со средней температурой 1034,9 К.

Результаты моделирования в условиях стендовых испытаний показали, что модели турбулентности стандартная k-ε, Realizable k-ε и SST k-ω с типовым набором модельных констант прогнозируют завышенные значения температур у фронтальной плиты, что обусловлено интенсивными рециркуляционными зонами между фронтальной плитой и горелочным устройством. В качестве примера на рис. 3 приведены температурные поля в продольной плоскости КС, проходящей через ось горелочного устройства (z = 0), полученные по рассматриваемым моделям турбулентности.

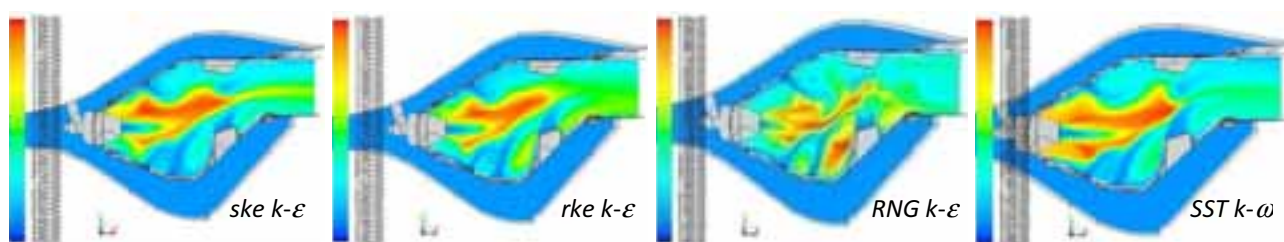


Рис. 3. Сравнение температурных полей в плоскости $z = 0$ при $\chi_0 = 5,3 \text{ c}^{-1}$

Закрутка потока, организуемая горелочным устройством, является одной из определяющих составляющих в организации процесса горения. Закрутка оказывает существенное влияние на структуру турбулентности, в частности, на турбулентную вязкость. Ослабить влияние рециркуляционных зон на распределение параметров в зоне горения возможно корректным моделированием закрутки потока в горелочном устройстве. Для дополнительного моделирования эффектов закрутки наиболее привлекательной является модель RNG k- ϵ , в которой турбулентная вязкость имеет функциональную зависимость

$$\mu_t = \mu_{t0} f(\alpha_s, \Omega, k/\epsilon),$$

где μ_{t0} – значение турбулентной вязкости без учета эффектов вращения; α_s – постоянная закрутки, которая должна увеличивать свое значение для сильно закрученных потоков.

Влияние начальной скорости диссипации μ_0 при организации структуры микропламен (число пламен 80, шаг изменения скалярной диссипации 0,5, время интегрирования соответствует времени пребывания продуктов сгорания в КС) на выбросы CO и NO_x отражено на рис. 4. Концентрации CO и NO_x здесь и далее определялись осреднением по массовому расходу в выходном сечении КС. Зависимости представлены для модели турбулентности RNG k- ϵ с постоянной величиной параметра закрутки в моделируемом пространстве $\alpha_s = 0,05$.

Представленные зависимости свидетельствуют, что для условий стендовых испытаний величина начальной скорости диссипации должна быть $\chi_0 \approx 2,5 - 2,8 \text{ c}^{-1}$. В этих пределах наблюдается удовлетворительное согласие расчетных и экспериментальных данных по концентрации CO ($C_{CO} = 1231 \text{ ppm} = 1539 \text{ мг/м}^3$). Расчетные значения эмиссии NO_x несколько занижены.

С увеличением χ_0 от 2 до 5,3 наблюдается уменьшение осредненной статической температуры в выходном сечении КС на 20 К и уменьшение температуры в районе фронтальной плиты и у корпуса горелочного устройства.

Влияние величины постоянной закрутки в модели RNG k- ϵ на эмиссионные характеристики представлено на рис. 5. Показано, что весьма хорошее согласие расчетных и экспериментальных данных по концентрации CO существует при $\alpha_s = 0,03$ и $\approx 0,08$ для $\chi_0 = 3 \text{ c}^{-1}$. Независимо от величины начальной скорости диссипации, максимальные значения концентраций CO и NO_x наблюдаются при $\alpha_s = 0,05$. Соответственно, максимальная температура в выходном сечении КС, где устанавливалась гребенка термпар, также получена при значении $\alpha_s = 0,05$. При $\alpha_s = 0,03$ и $\approx 0,08$ отклонение расчетной температуры, осредненной по массовому расходу, от экспериментальной не превышало 0,03 %. Следует отметить, что при $\chi_0 < 3 \text{ c}^{-1}$, а в частности при $\chi_0 = 2,5 \text{ c}^{-1}$ (рис. 5), расчетные значения концентрации CO ниже экспериментальных. При интенсивной деформации очага пламени ($\chi_0 > 3 \text{ c}^{-1}$) для обеспечения соответствия расчетных концентраций по выбросам CO с экспериментальными данными требуется значительное увеличение постоянной закрутки потока, что, в свою очередь, приводит к «очаговому» горению во внутрикамерном пространстве.

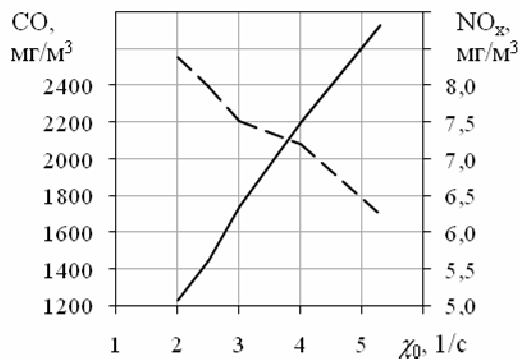


Рис. 4. Влияние величины начальной диссипации на эмиссионные характеристики: сплошная кривая – CO; пунктирная – NO_x

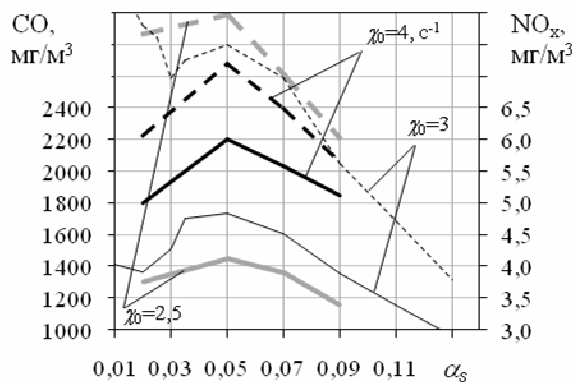


Рис. 5. Влияние величины постоянной закрутки в модели RNG k-ε на эмиссионные характеристики: сплошные кривые – CO; пунктирные – NO_x

Влияние постоянной закрутки на среднюю статическую температуру, мольную долю O₂ и CH₄ в продуктах сгорания в выходном сечении при различных значениях начальной скорости диссипации отражено на рис. 6. Осреднение проведено по массовому расходу в широком диапазоне итераций. Показано, что температура практически не зависит от начальной скорости диссипации. Максимальная температура продуктов сгорания на выходе КС наблюдается при $\alpha_s = 0,05$. Расчетные значения температуры соответствуют экспериментальным при $\alpha_s \approx 0,034$ и $\alpha_s \approx 0,077$, что полностью согласуется с данными при сопоставлении эмиссионных характеристик по CO (рис. 5). При использовании осреднения по площади значения температур получаются выше на 1-2,5 %. Содержание O₂ изменяется согласно изменению температуры в зависимости от α_s . Характерно наличие минимальной концентрации O₂ при $\alpha_s = 0,05$ и практически отсутствие зависимости концентрации O₂ от χ_0 . Для концентраций CH₄ наблюдается относительно монотонный характер изменения в зависимости от α_s . Различия в концентрациях CH₄ прослеживается при значениях $\chi_0 < 0,05 \text{ c}^{-1}$.

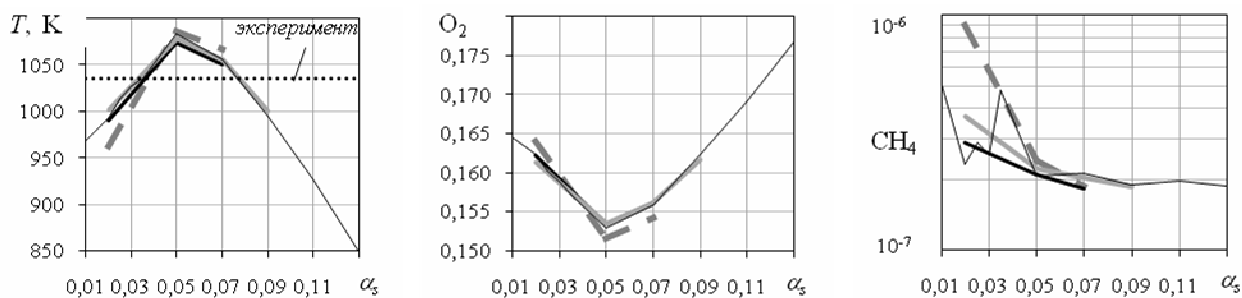


Рис. 6. Влияние величины постоянной закрутки в модели RNG k-ε на среднюю температуру, мольную долю O₂ и CH₄ в продуктах сгорания в выходном сечении: — — — $\chi_0 = 2,5 \text{ c}^{-1}$; — — — $\chi_0 = 3 \text{ c}^{-1}$; — — — $\chi_0 = 4 \text{ c}^{-1}$; — — — $\chi_0 = 5,3 \text{ c}^{-1}$.

Влияние постоянной закрутки в модели турбулентности RNG k-ε при $\chi_0 = 3 \text{ c}^{-1}$ на температурную неравномерность на выходе КС в сопоставлении с экспериментальными данными показано на рис. 7, где на границы разброса экспериментальных данных нанесены осредненные кривые изменения температуры в сечении расположения гребенки термопар по линиям с шагом 0,02 м (сплошная кривая соответствует плоскости $z = 0$). Представленные зависимости отражают тенденцию смещения высокотемпературной области продуктов сгорания от наружного кожуха ЖТ к внутреннему с увеличением постоянной закрутки. Неравно-

мерность температурного поля наблюдается, как при низких, так и высоких значениях постоянной закрутки. Наилучшее согласие с окружающими и радиальными эпюрами температурной неравномерности получено при $\alpha_s = 0,03$. Показано, что при большой величине постоянной закрутки ($\alpha_s = 0,13$) температура продуктов сгорания уменьшается.

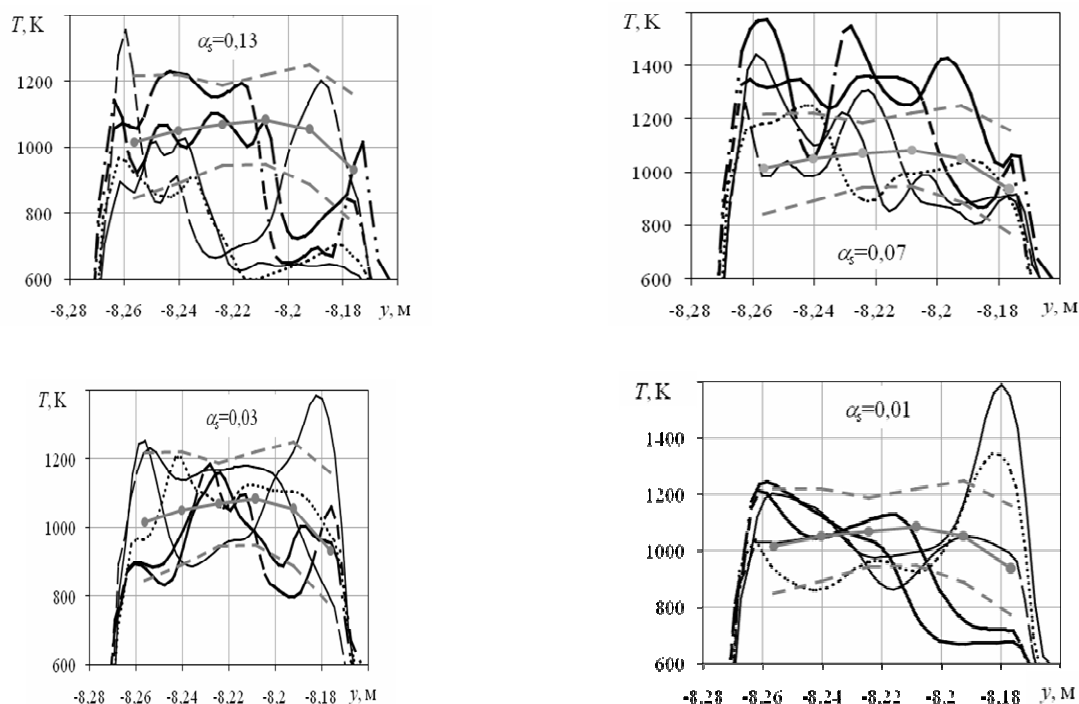


Рис. 7. Сопоставление расчетной и экспериментальной температурной неравномерности: --- – границы разброса экспериментальных данных; ● – средненные значения экспериментальных данных окружной и радиальной эпюр распределения температур.

Влияние постоянной закрутки на характер температурного поля в плоскости $z = 0$ проиллюстрировано рис. 8. С уменьшением постоянной закрутки исчезают отдельные очаги пламени, усиливается рециркуляционная зона между горелочным устройством и фронтальной плитой, а форма «факела» принимает вытянутый вид. При расчете по модели RNG k- ϵ при $\alpha_s = 0,01$ характер распределения температуры полностью соответствует характеру, полученному по модели турбулентности SST k- ω .

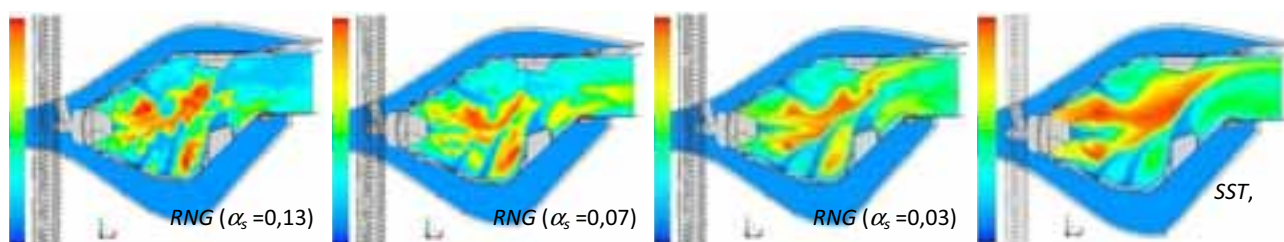


Рис. 8. Сопоставление температурных полей при $\chi_0 = 3$ в зависимости от постоянной закрутки

Моделирование рабочих процессов данного варианта конструкции КС в условиях стендовых испытаний показало хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных при начальной скорости диссипации $\chi_0 \approx 3 \text{ с}^{-1}$ и величине постоянной закрутки $\alpha_s \approx 0,03$ в модели турбулентности RNG k- ϵ .

Некоторое отличие расчетных значений эмиссии NO_x от экспериментальных возможно вызвано тем, что стационарная модель ламинарных очагов пламени в турбулентном потоке имеет ограничение по моделированию относительно быстрых химических реакций. Термическое образование NO_x является медленным процессом и адекватность его применения не вызывает сомнений. По всей вероятности, более корректный расчет образования NO_x требует детализации механизма сгорания углеводородов с целью выделения радикалов и уточнения образования “быстрых” NO_x . Расширение набора химических реакций требует корректировки значения скалярной скорости диссипации, связанной с деформацией очагов пламени, что в свою очередь приведет к изменению концентрации CO . Учет выгорания углеводородов приводит к существенному уменьшению эмиссии NO_x .

Верификация сформированной модели расчета проведена и в условиях номинального режима работы данной КС при давлении 0,895 МПа. Для обоснования получаемых расчетных параметров использовались экспериментальные данные – температура на выходе из КС $T = 1150 \text{ K}$ и выбросы, полученные в шахте выхлопа: $\text{NO}_x = 98 \text{ мг/м}^3$; $\text{CO} = 278 \text{ мг/м}^3$, приведенные к 15 % кислорода.

Структура температурных полей, рассчитанных с помощью рассматриваемых моделей турбулентности, с увеличением рабочего давления по сравнению со стендовыми условиями испытаний претерпела определенные изменения, но характер, присущий каждой модели турбулентности, сохранился (рис. 9). Все модели, кроме RNG k- ϵ , отражают относительно монотонный характер структуры высокотемпературных потоков, RNG k- ϵ – «очаговый». Общим является то, что с увеличением давления увеличилась температура горения во фронте пламени, что соответствует известным термодинамическим представлениям. Наглядно показано, что модели стандартная k- ϵ и Realizable k- ϵ прогнозируют непосредственное расположение области высокотемпературных продуктов сгорания у фронтальной плиты и корпуса горелочного устройства с увеличением давления.

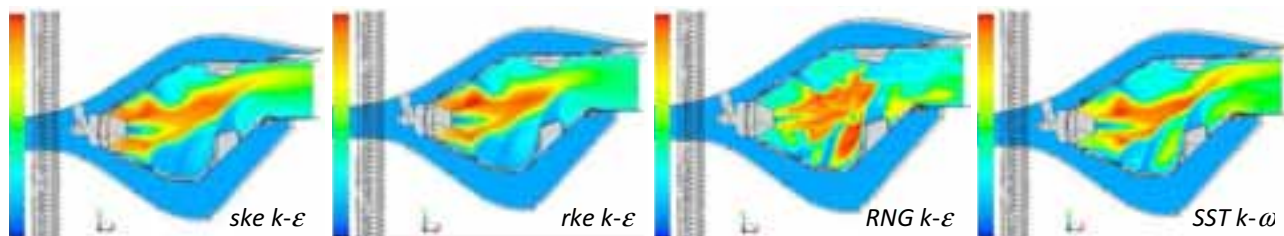


Рис. 9. Сравнение температурных полей при номинальном режиме работы ($\chi_0 = 5,3 \text{ с}^{-1}$).

Влияние начальной скорости диссипации на эмиссионные характеристики при номинальном режиме показано на рис. 10 (параметры flamelet соответствуют условиям стендовых испытаний). Зависимости получены для модели турбулентности RNG k- ϵ при $\alpha_s = 0,05$. Представленные зависимости свидетельствуют, что для номинального режима работы величина начальной скорости диссипации должна быть выше, чем при условиях стендовых испытаний и составлять $\approx 4,8 \text{ с}^{-1}$ (при $\alpha_s = 0,05$). Для данного значения начальной скорости диссипации наблюдается весьма удовлетворительное совпадение расчетных значений эмиссии NO_x с экспериментальными данными. Несколько заниженные значения выбросов NO_x можно рассматривать на фоне общей погрешности расчета.

Многочисленные результаты моделирования и в том числе по другим вариантам конструкции КС показали, что при рабочем давлении 0,9 МПа осредненная статическая температура на выходе КС практически не зависит от величины начальной деформации пламени.

Характер влияния величины постоянной закрутки в модели RNG k-ε на эмиссионные характеристики показан на рис. 11. При номинальном режиме работы ярко выраженного максимума по эмиссионным характеристикам в рассмотренном диапазоне α_s не существует. Кроме этого, можно отметить, что при низких значениях χ_0 наблюдаются относительно монотонные зависимости.

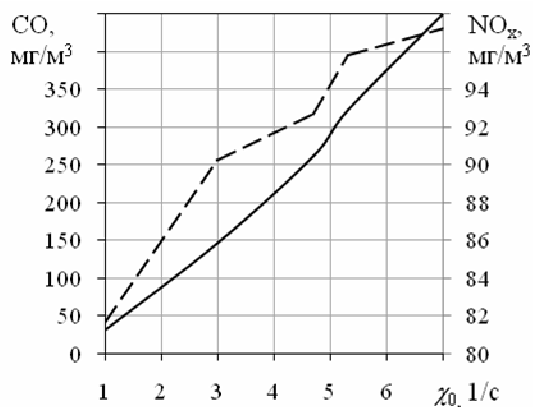


Рис. 10. Влияние величины начальной диссипации на эмиссионные характеристики: сплошная кривая – CO; пунктирная – NO_x

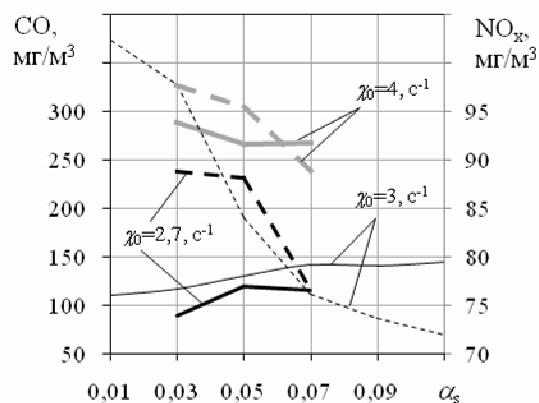


Рис. 11. Влияние величины постоянной закрутки в модели RNG k-ε на эмиссионные характеристики: сплошные кривые – CO; пунктирные – NO_x

В целях снижения эмиссионных характеристик исследовались различные модельные конструктивные схемы горелочного устройства и перераспределение подвода вторичного воздуха. В горелочном устройстве моделировались изменения конфигурации и геометрических размеров выходной части корпуса горелки и изменения конструктивной схемы смешения компонентов. Перераспределение подвода вторичного воздуха моделировалось за счет уменьшения или полного исключения подвода вторичного воздуха через соответствующие отверстия на стенках ЖТ.

Изменения конструктивной схемы и геометрических параметров горелочного устройства неразрывно связано с ее гидравлическим сопротивлением, с увеличением которого уменьшается расход воздуха через горелочное устройство и соответственно уменьшается коэффициент избытка воздуха за горелочным устройством, $\alpha_{г.у.}$. Уменьшение площади отверстий для подвода вторичного воздуха обуславливает дополнительное сопротивление и также приводит к перераспределению расхода воздуха через горелочное устройство – $\alpha_{г.у.}$ увеличивается.

В процессе моделирования исходные данные (граничные условия) не изменялись. Расчеты проведены с применением модели турбулентности RNG k-ε без корректировки закрутки потока ($\alpha_s = 0,05$) и при величине начальной деформации фронта пламени $\chi_0 = 5,3 \text{ c}^{-1}$.

Изменения конструктивных схем и геометрических параметров горелочного устройства, перераспределение вторичного воздуха через ЖТ, в целом, не привели к уменьшению эмиссии CO и к улучшению равномерности температурного поля на выходе КС. На основании анализа расчетных параметров можно выделить закономерности изменения температуры на выходе КС, эмиссионных характеристик, полноты сгорания и коэффициента восстановления полного давления в зависимости от коэффициента избытка воздуха за горелочным устройством (рис. 12).

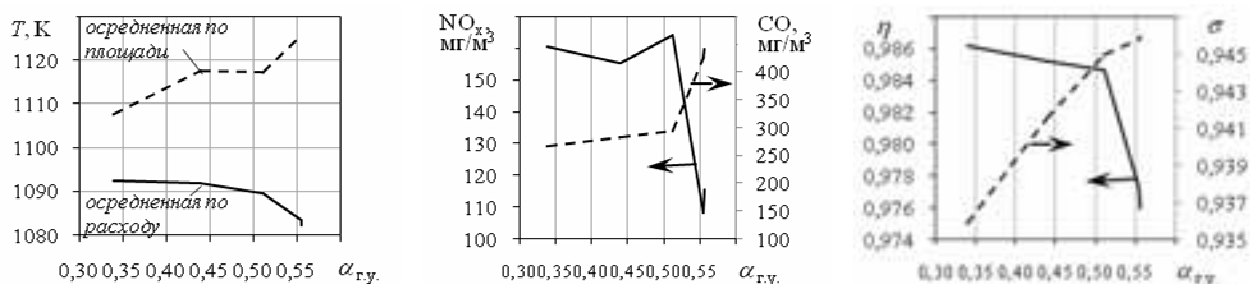


Рис. 12. Зависимости средней статической температуры, эмиссионных характеристик, полноты сгорания и коэффициента восстановления полного давления на выходе КС от избытка воздуха за горелочным устройством.

При увеличении $\alpha_{T.y.}$ от 0,3 до 0,5 эмиссия CO и NO_x практически не изменяется, а при увеличении $\alpha_{T.y.}$ от 0,5 до 0,55 происходит резкое снижение эмиссии NO_x и увеличение эмиссии CO до 450 мг/м³. Характер изменения полноты сгорания аналогичен изменению эмиссии NO_x . Коэффициент восстановления полного давления в зависимости от $\alpha_{T.y.}$ изменяется практически монотонно в рассматриваемых пределах. Расчет полноты сгорания проводился по массовой доле несгоревших компонентов смеси. Если пренебречь различием теплотворной способности топлива и несгоревших компонентов, то формула для расчета коэффициента полноты сгорания имеет вид

$$\eta = 1 - (G_T + G_B) \sum g_i / G_T = 1 - (1 + \alpha k_m) \sum g_i ,$$

g_i – массовая доля CO, CH_4 , CH_3 , CH_2 и CH .

Для конструктивных схем горелочных устройств со значительным гидравлическим сопротивлением в результате моделирования наблюдалось горение у фронтальной плиты и перед горелочным устройством.

Исследуемая КС соответствует условиям богатого горения за горелочным устройством – $\alpha_{T.y.} = 0,32-0,34$, что изначально предполагает зону высоких температур в области перехода через стехиометрическое соотношение компонентов и, как следствие этого, нежелательные эмиссионные характеристики. В укороченной КС НК-16СТ в условиях богатого горения метана за горелочным устройством обеспечить резкое захлаживание высокотемпературных продуктов сгорания вторичным воздухом в целях получения требуемых эмиссионных характеристик представляется проблематичным. Принципиальное улучшение эмиссионных характеристик целесообразно при изменении условий подачи компонентов и конструктивных схем горелочного устройства.

Проведенные исследования показали, что современные методы вычислительной гидродинамики позволяют с достаточной точностью рассчитывать эмиссионные характеристики и температурную неравномерность на выходе КС ГТД. Наиболее удовлетворительные результаты моделирования обеспечивает модель турбулентности RNG k- ϵ . Определяющее влияние на адекватное распределение параметров во внутрикамерном пространстве и эмиссионные характеристики оказывают величина деформации фронта пламени в модели горения, значение которой зависит от рабочих параметров ГТД, и условия закрутки, определяемые модельными константами согласно конструктивным особенностям горелочного устройства и КС. С увеличением рабочего давления от 0,1 МПа (стендовые условия) до 0,9 МПа (номинальный режим) значение начальной скорости диссипации в рассматриваемой конструкции КС должно изменять свое значение от 2,5 – 3 с⁻¹ до – 5 с⁻¹. Постоянная закрутки в модели турбулентности практически не зависит от режимных параметров.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Варнатц, Ю.* Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл; пер. с англ. Г.Л. Агафонова под ред. П.А. Власова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 352 с.
2. *Мингазов Б.Г., Явкин В.Б., Сабирзянов А.Н., Бакланов А.В.* Анализ применимости моделей горения для расчета многофорсуночной камеры сгорания ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2011, № 5 (29), С.208-214
3. *Peeters T.* Numerical Modeling of Turbulence Natural-Gas Diffusion Flames // T.Peeters, PhD thesis, Delft Technical University, Delft, The Netherlands, 1995, p.263

GAS-TURBINE ENGINE COMBUSTOR EMISSION SIMULATION

V.B. Yavkin^{*}, A.N. Sabirzyanov^{*}, Yu.B. Alexandrov^{*}, A.N. Markushin^{}, A.V. Baklanov^{**}**
(* *Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI;*
*** Joint-Stock Company «Kazan motor production association»*)

Physicomathematical model was created for burning process analysis and optimization. It also could be used in modification or designing new combustion chamber. Research was made using this model. It proved that model allows estimation of temperature variation at combustor exit and emission characteristics with adequate precision. Also it shows secondary air distribution influence on emission and temperature fields at combustor exit. As a result emission dependence on burner stoichiometric coefficient was set.

УДК 621.694.2:621.452

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОЛЬЦЕВЫХ ЭЖЕКТОРОВ И ЭЖЕКТОРОВ С КРИВОЛИНЕЙНЫМ ВХОДОМ

Сыченков В.А., Панченко В.И., Халиулин Р.Р., Сыченкова Е.В.
(*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ*)

В большинстве случаев эжекторы выполняются с цилиндрической или конической камерой смешения. Для удовлетворительного смешения потоков требуется, чтобы длина камеры смешения составляла примерно 8-10 диаметров ее входного сечения; путем разделения потоков на несколько струй эту длину можно сократить. В данной работе исследуется рабочий процесс эжектора с кольцевой камерой смешения и кольцевым входным участком, а также эжектора с криволинейным входным участком.

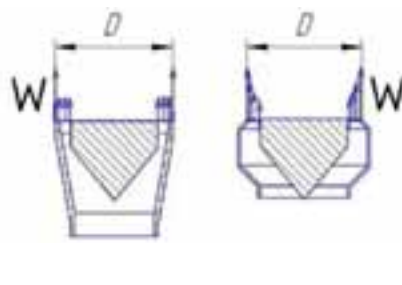
Эжектором называется аппарат, в котором полное давление одного потока жидкости или газа увеличивается под действием струи другого, более высоконапорного потока. Передача энергии от одного потока к другому происходит путем их смешения. Эжектор прост по конструкции, может работать в широком диапазоне изменения параметров жидкостей (газов), позволяет легко регулировать рабочий процесс и легко переходить с одного режима работы на другой. [1] Поэтому эжекторы широко применяются в различных областях техники: в аэродинамических трубах, в испытательных стендах, в паровых энергетических машинах. [2]

В данной работе исследуется рабочий процесс эжектора с кольцевой камерой смешения и кольцевым входным участком, а также эжектора с криволинейным входным участком.

Для оптимизации геометрических параметров эжектора были проведены исследования на кольцевых эжекторах с наружным диаметром камеры смешения $D = 0,06 \div 0,42$ м. [7] (рис. 1)

На первом этапе исследовалось влияние формы сопел активного потока.

1.



a

б

Рис. 1. Схемы сопел активного потока кольцевых эжекторов: *a* – с равномерным профилем скорости; *б* – со свободновихревой струей

Схема эжектора с центральным телом показана на рис. 2.

На рис. 3 показан эжектор [3], в котором пассивный поток поступает на вход камеры смешения с двух сторон активной струи: снаружи из атмосферы и изнутри через щель в центральном теле. В центральное тело пассивный поток поступает через пилоны, расположенные в диффузоре. [6] Пилоны загромождают проходное сечение. Исследовалось влияние формы и размеров пилонов (рис. 4) на характеристики эжектора.



Рис. 2 Эжектор с центральным телом

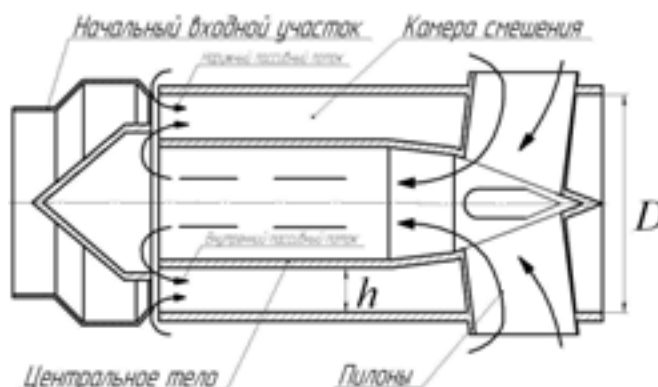


Рис. 3. Эжектор оптимальной геометрии

2. Центральное тело в камере смешения позволяет в 2-3 раза уменьшить длину камеры смешения за счет уменьшения величины H – поперечного размера камеры смешения.

3. Уменьшение затенения \bar{F} диффузорного участка пилонами, также положительно влияет на коэффициент эжекции.

4. Оптимальное отношение площадей для подмешивания пассивного потока

$$\bar{F} = \frac{F_{\text{НАР.ПАС.}}}{F_{\text{ВНУТР.ПАС.}}} = 2:1 \text{ для } n = 1.6 \text{ при } F_{\text{АКТ.}} = 1.$$

Кроме того, установлено, что размещение в камере смешения затенения для осуществления центровки центрального тела (проволоки, винты, сетки) приводит к ухудшению работы эжектора.

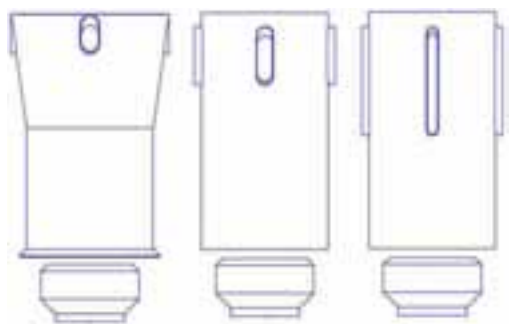


Рис. 4. Различные формы пилонов

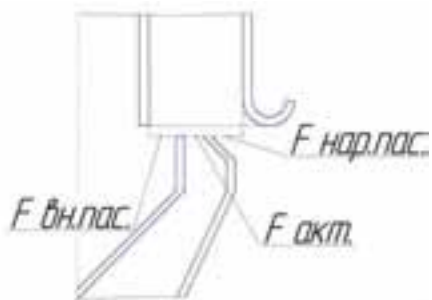


Рис. 5. Соотношение площадей для подвода пассивного воздуха

На втором этапе исследовалось влияние размера эжектора на коэффициент эжекции, на моделях с $D = 0,06; 0,27; 0,42$ м.(рис. 6)



Рис. 6. Исследуемые эжекторы с наружным диаметром камеры смешения: а – 0,06 м; б – 0,27 м; в – 0,42 м

Результаты на втором этапе позволили сделать вывод о том, что размер системы в исследуемом диапазоне не влияет на коэффициент эжекции при сохранении оптимальных соотношений $\frac{H}{L_{\text{диф}}}$ и др.

Расчетные исследования процессов в эжекторах проводились в программном комплексе Ansys - Fluent. Данные полученные в ходе расчетного исследования, подтвердили, что с установкой центрального тела длину камеры смешения можно сократить в 2 раза, а с установкой пилонов тонкого профиля увеличивается подвод пассивного воздуха, тем самым увеличивается коэффициент эжекции ($n \approx 1.5-1.7$) в зависимости от выбранной модели турбулентности. На рисунке 7 эжектор без центрального тела, а на рисунке 8 эжектор с центральным телом и тонкими пилонами, можем заметить, что у эжектора на выходе равномерное распределение скоростей, что говорит о полном смешивании активного и пассивного потоков.

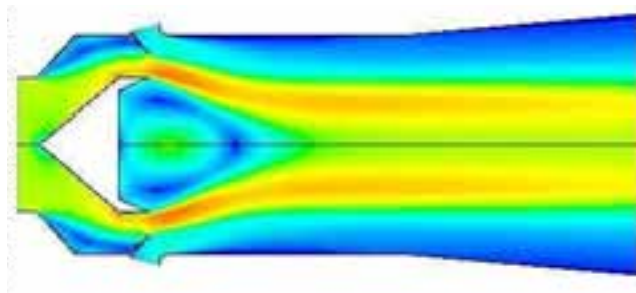


Рис. 7. Эжектор без центрального тела. Смешивание активного потока воздуха с пассивным

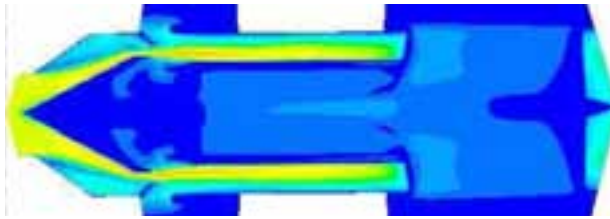


Рис. 8. Эжектор с центральным телом и тонкими пилонами.
Смешивание активного потока воздуха с пассивным

Полученные результаты расчетных исследований близки к экспериментальным. Исследуется эжектор, с криволинейным начальным участком камеры смешения. Исследования проводились на моделях [4,5] с расходом активного потока 2 ... 14 л/с. Относительная длина камеры смешения составляла 6-8 высот. (рис. 9,10)

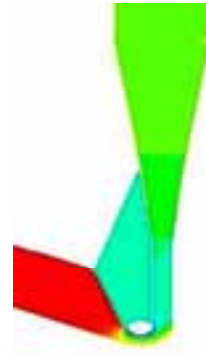


Рис. 9 Экспериментальный криволинейный эжектор

Рис. 10. Распределение давление по тракту эжектора

На основе данных полученных в ходе экспериментов построены графики зависимости коэффициента эжекции от отношения $\frac{P_1^*}{P_a}$, где P_1^* - давление активного потока, P_a - атмосферное давление.(рис. 11)

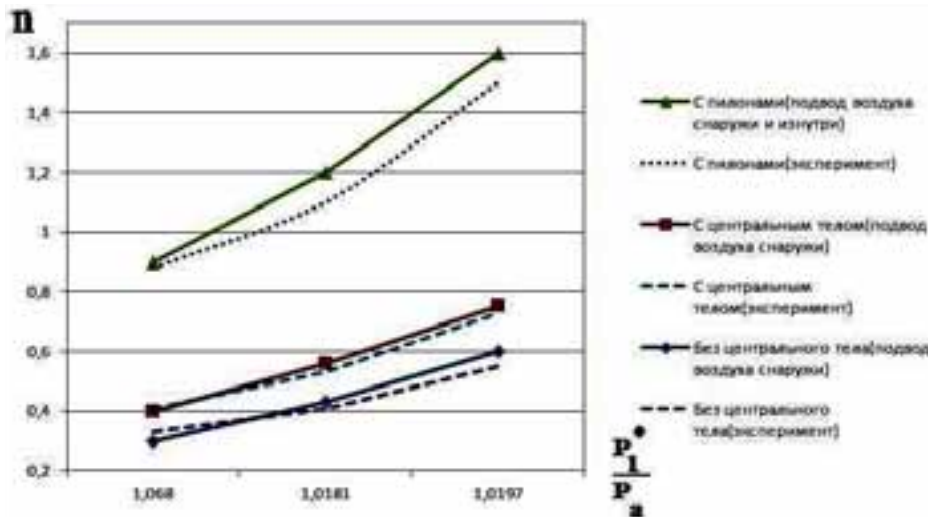


Рис. 11. Зависимость коэффициента эжекции от модели эжектора

На графике показаны: сплошными линиями – результаты расчета в Ansys – Fluent при модели турбулентности k- ε – RNG, прерывистыми линиями – результаты эксперименталь-

ных исследований. По графику видно, что наибольшее значение коэффициента эжекции у модели эжектора с подводом пассивного воздуха: из окружающей среды снаружи и изнутри активного потока через пилоны. Дальнейшие исследования данной модели эжектора показали, что на срезе диффузора происходит полное смешения рабочих тел. А это одна из главных характеристик работы эжектора.

Результаты исследований разработаны оригинальные эжекторы, которые имеют существенно меньшие габариты и увеличенный (в два раза) коэффициент эжекции при прочих равных характеристиках, по сравнению с аналогами. Эти результаты опубликованы и имеют авторскую защиту разработки – патент.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с.
2. *Соколов Е.Я., Зингер Н.М.* Струйные аппараты. – 3-е изд., перераб. – М. Энергоатомиздат, 1989. – 352 с.
3. Патент № 2366840, RU, C1, F04F 5/30 (28.01.2008) Эжектор/ Панченко В.И., Сыченков В.А. и др.
4. Патент № 119417, RU, U1, F04F 5/30 (02.04.2012) Эжектор / Сыченков В.А., Панченко В.И., Халиулин Р.Р. и др.
5. Патент № 116925, RU, U1, F04F 5/30 (07.12.2011) Эжектор / Сыченков В.А., Панченко В.И., Халиулин Р.Р. и др.
6. *Халиулин Р.Р.* Исследование коаксиального газового эжектора. // Сборник материалов Международной молодежной научной практической конференции «Туполевские чтения». – Казань: Типография КНИТУ-КАИ, 2011 г.
7. *Халиулин Р.Р.* Исследование кольцевых эжекторов. // Сборник материалов Международной молодежной научной практической конференции «Туполевские чтения», 2012 г.

STUDY OF CHARACTERISTICS OF A RING EJECTOR AND EJECTOR CURVILINEAR ENTRANCE

V.A. Sychenkov, V.I. Panchenko, R.R. Haliulin, E.V. Sychenkova
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In most cases ejectors performed with cylindrical or conical mixing chamber. For a satisfactory flow mixing is required the length of the mixing chamber was approximately 8-10 diameters its inlet section, that length can reduce by separating the flow into several streams. In this paper it is researched the workflow ejector with annular mixing chamber and the annular inlet section and ejector with a curved inlet section.

УДК 536.6

СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В ПОТОКЕ ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ ЗОНОЙ РЕЦИРКУЛЯЦИИ

Тизилов А.С.
(Тольяттинский государственный университет)

На основании представления о зоне рециркуляции как о гомогенном реакторе исследована возможность стабилизации пламени гомогенных и гетерогенных топливно-воздушных смесей

в камере сгорания установки синтеза нанодисперсных порошков. Представлено общее условие, определяющее критические характеристики срыва пламени для различных видов топлива, а также результаты стабилизации пламени зоной рециркуляции для бензо-воздушной смеси и турбулентного потока взвеси частиц алюминия.

Среди существующих теорий, описывающих стабилизацию пламени рециркуляцией тепла продуктов сгорания, особое место занимает теория, которая основывается на представлении о зоне рециркуляции как о гомогенном реакторе. Основанием для этого служит то, что зона за стабилизатором является зоной интенсивной рециркуляции. Скорость потока топливно-воздушной смеси в отдельных участках зоны равна скорости невозмущенного потока и достигает нуля на расстоянии порядка размера стабилизатора, что приводит к появлению больших градиентов скоростей. В силу этого зона рециркуляции является зоной интенсивного перемешивания, и любая небольшая масса топливно-воздушной смеси, входящей в эту зону, теряет свою индивидуальность за короткий промежуток времени по сравнению со средней продолжительностью пребывания в ней.

Зона рециркуляции имеет определенный объем, в котором происходит установившаяся гомогенная химическая реакция. Несгоревшая масса топливно-воздушной смеси поступает в эту зону с постоянной скоростью и мгновенно смешивается с имеющимися там веществами. Сгоревшая смесь покидает зону с постоянной скоростью при той же температуре и том же химическом составе, какие имеют место в зоне рециркуляции. Передача тепла к стабилизатору или к основному потоку не учитывается, так как в конечном итоге тепло, переданное близлежащим слоям, возвращается в зону рециркуляции.

Набегающий поток смеси, срывающийся с кромки стабилизатора, соприкасается с продуктами сгорания высокой температуры и воспламеняется. После чего происходит распространение горения в основной поток топливно-воздушной смеси [1].

В данной работе представлены результаты исследования механизма стабилизации пламени алюминиево-воздушной смеси зоной рециркуляции в осесимметричном канале с внезапным расширением. Также приведены результаты аналогичных исследований по стабилизации пламени телом плохообтекаемой формы для бензо-воздушной смеси.

Известно, что для любой топливно-воздушной смеси процесс зажигания не может произойти до тех пор, пока не будет создан источник зажигания нужного размера и соответствующей температуры T_s , от которого необходимо отдавать количество теплоты q_1 в поток свежей смеси:

$$q_1 = \alpha \cdot (T_s - T_0) \quad (1)$$

где α – коэффициент теплоотдачи, который равен:

$$\alpha = \frac{\lambda}{d} \cdot Nu \quad (2)$$

T_0 – начальная температура потока;

λ – коэффициент теплопроводности;

d – размер стабилизатора;

Nu – критерий Нуссельта.

При этом тепло, которое выделяется за счет реакции, равно:

$$q_2 = \sqrt{2\lambda \cdot q \cdot \int_{T_s}^{T_k} W(c, t) dT} \quad (3)$$

где T_k – температура пламени.

Приравнявая уравнения (1) и (3) с учетом (2), получим:

$$\frac{\lambda}{d} \cdot Nu \cdot (T_s - T_0) = \sqrt{2\lambda \cdot q \cdot \int_{T_0}^{T_k} W(c, t) dT} \quad (4)$$

Разделив обе части уравнения (4) на величину $c_p \cdot (T_s - T_0)$, получим:

$$\frac{\lambda}{d} \cdot \frac{Nu}{c_p} = \frac{1}{c_p \cdot (T_s - T_0)} \cdot \sqrt{2\lambda \cdot q \cdot \int_{T_0}^{T_k} W(c, t) dT} \quad (5)$$

Правая часть уравнения (5) представляет собой массовую скорость пламени. Отсюда:

$$\frac{\lambda}{d} \cdot \frac{Nu}{c_p} = m = m_{кр} = u \cdot \rho \quad (6)$$

где u – скорость пламени.

Критическое условие зажигания с учетом (2) и (6) выглядит следующим образом:

$$\frac{\alpha}{c_p} = m_{кр} = u \cdot \rho \quad (7)$$

или

$$\frac{\alpha}{\lambda} = \frac{u}{\alpha^*} \quad (8)$$

где α^* – коэффициент температуропроводности ($\alpha^* = \frac{\lambda}{c_p \cdot \rho}$).

Подставляя значение (2) в (8), получим:

$$Nu = \frac{u \cdot d}{\alpha^*} \quad (9)$$

Выражение (9) является общим условием, определяющим критические характеристики срыва пламени топливно-воздушной смеси со стабилизатора, если задана величина Nu . Напротив, если известны u и d , данное условие определяет критическую величину Nu , при которой происходит срыв горения.

При больших числах Re :

$$Nu = A \cdot Re^n \quad (10)$$

подставляя (9) в (10) получаем:

$$Re_{кр} = \frac{1}{A} \cdot \left(\frac{u \cdot d}{\alpha^*}\right)^{\frac{1}{n}} = A \cdot \left(\frac{u \cdot d}{\alpha^*}\right)^{\frac{1}{n}} \quad (11)$$

Введя обозначение $S = \frac{u \cdot d}{\alpha^*}$, формула (11), записываем следующим образом:

$$Re_{кр} = A \cdot S^{\frac{1}{n}}$$

или

$$S = A_1 \cdot Re_{кр}^n \quad (12)$$

В соответствии с выражением (12) для рассмотрения зоны рециркуляции как источника непрерывного поджигания набегающего потока топливно-воздушной смеси между характеристикой потока ($\lg Re_{кр}$) и характеристикой пламени ($\lg S$) должна наблюдаться линейная

зависимость, общая для любых видов топлива. При этом в условии стабилизации параметр S является характеристикой пламени топливно-воздушной смеси, зависящей лишь от скорости пламени u , размера стабилизатора d и теплопроводности вещества, применяемого в качестве горючего; параметр $Re_{\text{эф}}$ является характеристикой потока топливно-воздушной смеси, показывающей отношение сил инерции к силе вязкости потока. Таким образом, при рассмотрении зоны рециркуляции как гомогенного реактора, условие стабилизации является универсальным для различных типов топлива. Отклонение от этой зависимости возможно для смесей, приближающихся по составу к граничным.

Проведение эксперимента и результаты

Исследование условий стабилизации топливно-воздушной смеси проводилось для турбулентного потока аэрозвеси частиц алюминия в камере сгорания, представляющей собой осесимметричный канал с внезапным расширением. Воспламенение зоны рециркуляции производилось свечой поверхностного разряда, находящейся на небольшом расстоянии от канала с внезапным расширением. Схема экспериментальной установки для испытаний в высокоскоростном потоке алюминиево-воздушной смеси представлена на рис. 1.

Работа установки осуществлялась следующим образом: под действием разряжения, создаваемого, истекающей из сопла эжектора 1 активной струей воздуха, алюминиевый порошок из бункера 3 через заборную трубку 2 подавался в приемную камеру эжектора 4. Из приемной камеры порошок алюминия попадал в камеру смешения эжектора 5, где он перемешивался с активной струей воздуха, образуя алюминиево-воздушную смесь, которая затем поступала в канал с внезапным расширением 6. Источником инициирования процесса горения служила электрическая свеча 8, которая устанавливалась за плоскостью внезапного расширения. Расходы воздуха и порошка алюминия регулировались при помощи электроклапанов 9, 10. Датчик 11 и 12 измеряли соответственно расход и скорость воздуха, поступающего от компрессора в сопло эжектор 1.

Уровень и масштаб турбулентности потока алюминиево-воздушной смеси на входе в канал изменялись с помощью перфорированных дисков, которые устанавливались на выходе из камеры смешения эжектора на различных расстояниях до плоскости внезапного расширения.

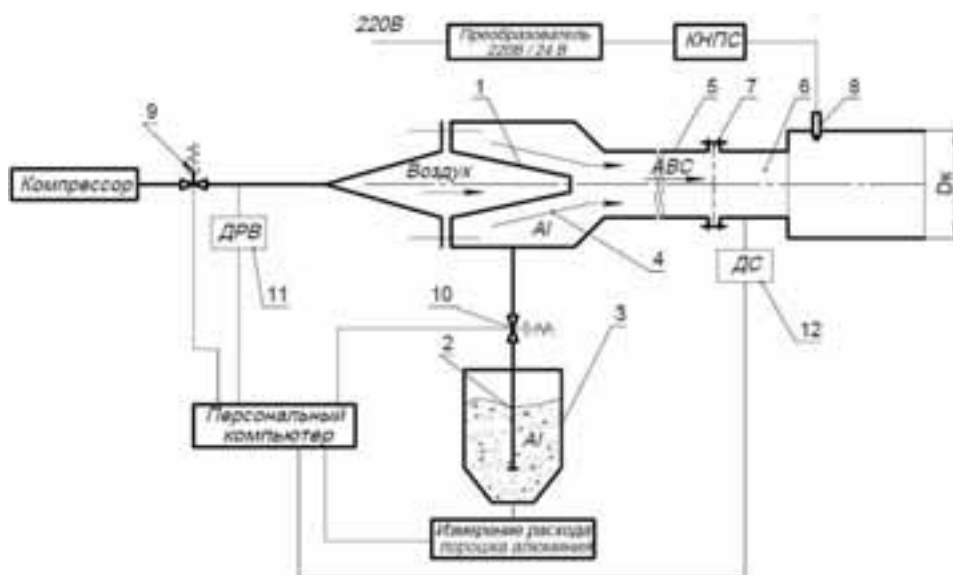


Рис. 1. Схема рабочего участка экспериментальной установки: 1 - сопло эжектора; 2 - трубка забора порошка; 3 - бункер; 4 - приемная камера эжектора; 5 - камера смешения эжектора; 6 - канал с внезапным расширением; 7 - перфорированный диск; 8 - свеча зажигания; 9 - электроклапан компрессора; 10 - электроклапан подачи порошка алюминия; 11 - датчик расхода воздуха; 12 - датчик скорости

На рис. 2 представлены данные, полученные в ходе исследования стабилизации турбулентного потока алюминиево-воздушной смеси, в виде зависимости $\lg(S)(\lg(Re_{cr}))$, а также данные по стабилизации пламени бензо-воздушной смеси. Как видно из рисунка, условие стабилизации пламени для алюминиево-воздушной и бензо-воздушной смеси имеют линейную аппроксимацию. Наличие линейной зависимости свидетельствует о том, что количества тепла, передаваемое от зоны рециркуляции свежему потоку смеси, достаточно для воспламенения движущегося с постоянной скоростью основного потока топливно-воздушной смеси.

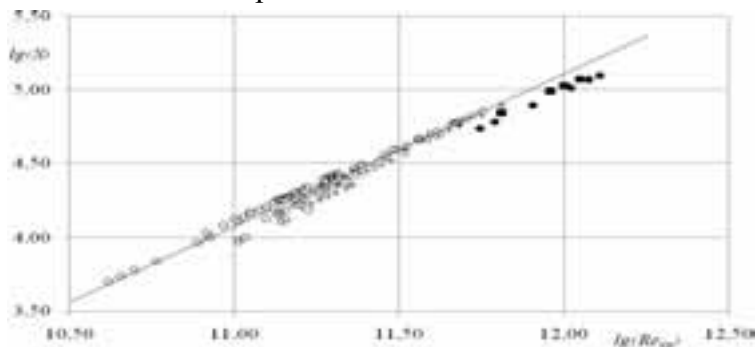


Рис. 2. Обобщенная характеристика стабилизации пламени зоной рециркуляции: \circ - $\varepsilon = 5\%$, \times - $\varepsilon = 12\%$, $+$ - $\varepsilon = 22\%$ - данные настоящего исследования; \blacksquare - данные бензо-воздушная смесь; \bullet - данные [2] пропано-воздушная смесь

Таким образом, при стабилизации потока топливно-воздушной смеси зоной рециркуляции, для любого вида горючего (металло-воздушного; бензо-воздушного) справедливо условие стабилизации (12), при котором зона рециркуляции рассматривается как гомогенный реактор. Количество энергии, выделяющееся в ходе экзотермической реакции в зоне рециркуляции, достаточно для надежного воспламенения свежего потока топливно-воздушной смеси.

Полученные результаты следует учитывать при разработке математических моделей стабилизации потока металло-воздушной смеси зоной рециркуляции; для организации эффективного процесса горения турбулентного потока металло-воздушной смеси в камерах сгорания реактивных установок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Талантов А.В. Горение в потоке. М.: Машиностроение, 1978. С. 160.
2. Бовина Т.А. Горение при пониженных давлениях и некоторые вопросы стабилизации пламени в однофазных и двухфазных системах. М.: Изд-во АН СССР, 1960. С. 58.

STUDY OF FLAME STABILIZATION MECHANISM IN THE FLOW OF THE FUEL-AIR MIXTURE AREA RECYCLING

A.S. Tizilov

(Togliatti State University)

Based on the idea of the recirculation zone as a homogeneous reactor investigated the possibility of flame stabilization of homogeneous and heterogeneous fuel-air mixture in the combustion chamber of a synthesis of nanopowders. Presents the overall condition defining the critical characteristics of flame blow for different fuels. The results of the flame stabilization zone of recirculation for petrol and air mixtures and turbulent flow in Air aluminum particles.

РЕГУЛИРУЕМАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ГТУ

*Мингазов Б.Г., Бакланов А.В., Дмитриев Д.Ю., Шарафутдинов Р.И.
(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

В данной работе освещен метод повышения характеристик (полноты сгорания, минимизации вредных выбросов) камер сгорания за счет регулирования состава ТВС в зоне горения. Приведены различные варианты регулирования, используемые современными фирмами - производителями ГТУ, их преимущества и недостатки. Раскрыты преимущества использования регулируемых камер сгорания в наземных ГТУ. Проведен сравнительный расчет для нерегулируемой камеры и камеры изменяемой геометрии на режимах, отличных от номинального. По результатам расчета предложен вариант конструкции регулируемой камеры сгорания наземной ГТУ и рекомендации по оптимизации внутрикамерных процессов на различных режимах работы ГТУ.

Анализ публикаций последних лет в области энергетического и газотурбинного машиностроения, а также программ развития газотранспортных систем в России, и ближнем зарубежье показывает все возрастающую актуальность вопросов экологического мониторинга и повышения эффективности работы газотурбинных установок (далее ГТУ) в соответствии со стандартом ГОСТ Р ИСО 11042-1-2001 и с материалами реализации Киотского протокола по снижению уровня эмиссии CO_2 , включая контроль весовой концентрации твердых частиц.

Современные фирмы-производители ГТУ ведут системную работу по снижению эмиссии парниковых газов в производственных процессах, участвуют в специализированных исследованиях, проводят мониторинг выбросов. [1].

При производстве мониторинга анализируются следующие элементы:

- CO: Окись углерода
- CO_2 : Двоокись углерода
- NO: Окись азота
- NO_2 : Двоокись азота
- SO_2 (CH_4): Двоокись серы или Метан (по заказу C_3H_8 – пропан)
- O_2 : Кислород
- T: Температура

Система должна рассчитывать эффективность термической ступени ГТУ, производить расчет валовых выбросов, включая твердые частицы, и передавать результаты измерений и расчетов по своим информационным каналам в АСУ верхнего уровня.

Киотский протокол и система непрерывного контроля выбросов накладывает на владельцев ГТУ определенные требования по снижению выбросов, что ведет к поиску новых конструкторских решений позволяющих снизить количество выбросов. [2].

Это подталкивает компании на вложение средств в проектирование и разработку малоэмиссионных двигателей, воздухоочистительных фильтров и реорганизацию рабочего процесса.

Как правило, раньше двигатели должны были обеспечивать заданные параметры выбросов на расчетном режиме. Но с введением систем мониторинга выбросов, также теперь стоит учитывать выбросы на переходных режимах, которые значительно отличаются от номинальных. Также известно, что рабочими режимами турбогенератора обычно являются ре-

жимы от 0,35 N до 1,1 N, а на газоперекачивающих агрегатах (ГПА) магистральных газопроводов 0,75 ... 1,0 N. Однако, если двигатели, предназначенные для магистральных ГПА, используются на головных станциях, то рабочими режимами могут быть и режимы менее 0,75 N. Например, в объединении «Уренгойгазпром» из более чем 50-ти работающих в 1998 году ГПА с двигателями НК-16СТ, около половины эксплуатировались на пониженных режимах. Это приводит к тому, что топливовоздушная смесь обедняется относительно номинального значения и Тзг снижается настолько, что горение становится неэффективным и может произойти срыв пламени. Если расчетным сделать режим ниже номинального, то при форсировании Тзг превысит расчетное значение, эмиссия NOx увеличится сверх допустимой нормы, а стенки жаровой трубы при длительной работе могут быть повреждены.

Одним из решения данной проблемы может стать разработка системы регулирования состава топливо-воздушной смеси (ТВС) в зонах горения для поддержания температуры пламени.

Основными подходами к управлению процессами в камерах сгорания для поддержания оптимального состава ТВС, применяемыми в зонах горения зарубежными фирмами являются:

- регулирование суммарного расхода воздуха (GB), поступающего в камеру, путем применения регулируемого входного направляющего аппарата (РВНА) компрессора и (или) клапанов перепуска воздуха (КПВ). Этим способом пользуются фирмы Дж. Электрик, Сименс, Аллисон и другие;

- регулирование расхода воздуха, идущего в зону горения, путем применения камер изменяемой геометрии при GB - const (Сименс, Солар, Вестингаус, Мицубиси);

- Селективный подвод топлива (АББ, Дж. Электрик, Р.Ройс, П.Уитни и другие.) [3].

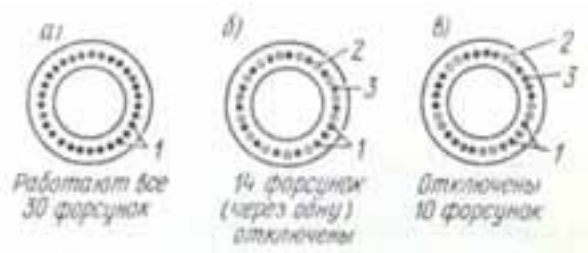


Рис. 1. Селективный подвод топлива [3]

Регулирование суммарного расхода воздуха ухудшает КПД двигателя. При этом средняя температура перед турбиной ТГ* достигает максимального значения (свойственного номинальной мощности) на режимах пониженных мощностей, что отрицательно сказывается на ресурсе турбины.

Второй способ не оказывает значительного влияния на КПД, но при этом достаточно сложен в конструктивном плане по сравнению с другими.

Смысл данного метода заключается в том, чтобы можно было отдельно или в различных комбинациях варьировать проходными сечениями в обтекательной головке, во фронтальном устройстве, площадями каналов завихрителей во фронтальном устройстве, площадями отверстий для разбавляющего воздуха.

Третий способ является относительно простым методом регулирования состава смеси в первичной зоне. В этом случае топливо на режимах запуска, а также на режиме малого газа с помощью клапанов подается только к выбранным определенным образом форсункам. На всех других режимах, превышающих по мощности режим малого газа, топливо подается через все форсунки камеры. Смысл этого метода регулирования заключается в том, что на ре-

жимах с низким уровнем подогрева газа (ΔT) в некоторых локальных зонах кольцевой первичной зоны создаются обогащенные топливом области. Этот метод обеспечивает возможность значительного снижения отношения топлива к воздуху при «бедном» срыве.

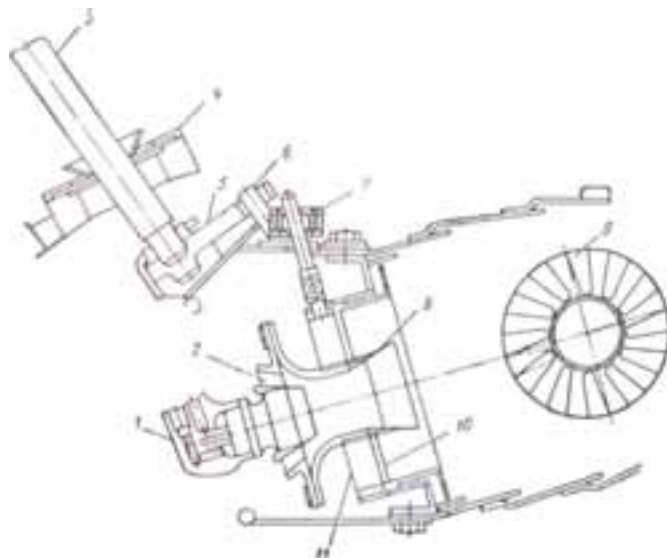


Рис. 2. Головная часть камеры сгорания с регулированием расхода воздуха [3]

Однако для улучшения срывных характеристик камеры, габариты ее должны увеличиться, что не является лучшим выбором, так как малая длина зоны горения, меньший вес, и низкий расхода воздуха, идущего на охлаждение жаровой трубы, выглядят более предпочтительно.

В данной работе был выбран второй способ регулирования ТВС: регулирование расхода воздуха, идущего в зону горения, путем применения камер изменяемой геометрии.

Была предложена следующая конструкция, схематично изображенная на рис. 3.

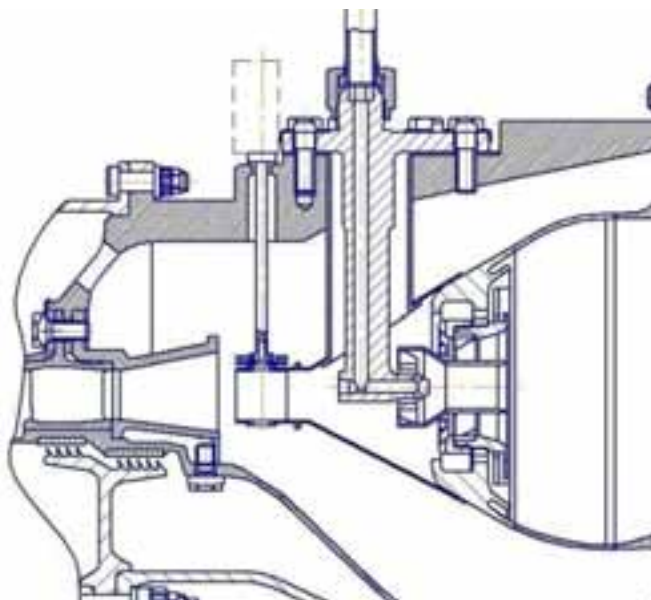


Рис. 3. Размещение системы регулирования в камере сгорания НК-38СТ

Данная конструкция представляет собой вариант доработки камеры сгорания ГТУ НК-38СТ путем установки поворотных лопаток перед фронтальным устройством. Благодаря чему возможно изменять площадь проходного сечения в требуемых пределах (рис. 4).

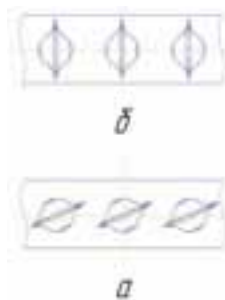


Рис. 4. Положение лопаток: *a* – канал закрыт; *b* – канал открыт

Принцип действия конструкции следующий: одна из лопаток, являющаяся ведущей (рис. 5), через рессору 1 соединена с электроприводом управления системой регулирования. Крутящий момент от рессоры через шлицевое соединение передается на переходник 2, который в свою очередь через шлицевое соединение передает крутящий момент на лопатку 4. Кроме того переходник 2 через коническую зубчатую передачу соединен с кольцом 3. Кольцо в свою очередь соединено с переходниками других лопаток, что обеспечивает одновременный поворот всех лопаток на единое для всех значение угла.

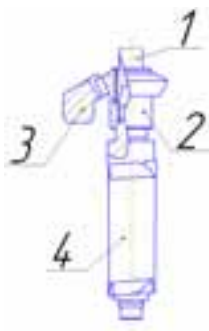


Рис. 5. Ведущая лопатка системы регулирования камеры сгорания

К достоинствам данной конструкции можно отнести то, что при тепловом расширении составляющих ее деталей, коническая передача сохранит устойчивое зацепление и работоспособность, в отличие от рычажных систем, применяемых повсеместно в регулируемых направляющих аппаратах. Также благодаря тому, что лопатка соединена с зубчатым кольцом через переходник, имеется возможность подрегулировки угла установки лопатки. Поэтому имеет смысл в соединении лопатки с переходником заложить как можно большее число шлиц.

В качестве доказательства степени влияния подобной конструкции на параметры двигателя, был проведен сравнительный расчет параметров камеры без регулирования и с регулированием. Для сравнения были выбраны четыре режима из промежутка от 0,5 до номинального. Также разделение производилось по внешним климатическим условиям, в данном случае по температуре на входе в двигатель. Результаты дроссельных и климатических характеристик были получены в ПК «ГРЭТ», по ранее созданной математической модели двигателя.

Расчет параметров камеры производился в программе «KAI_gorenje1D», в который реализован одномерный подход к расчету горения.

Все вышесказанное необходимо для получения зависимостей параметров камеры (представлены на рис. 6) при изменении расхода воздуха через фронтное устройство, на различных режимах работы двигателя.

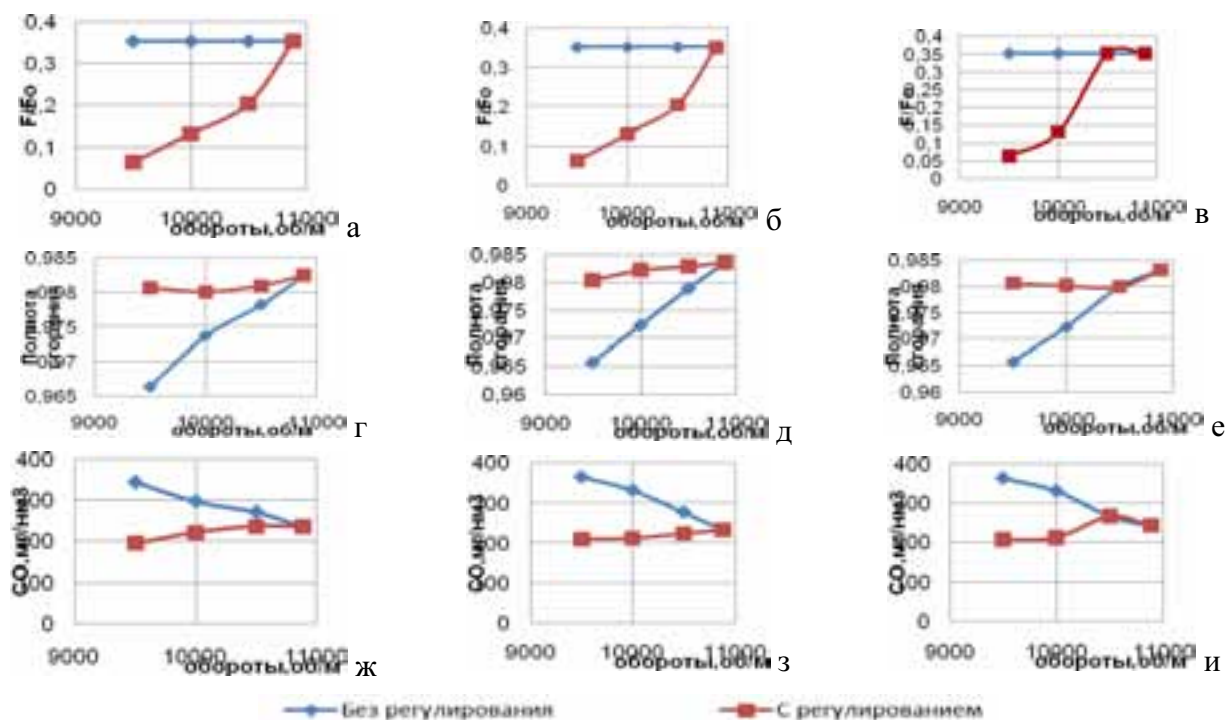


Рис. 6. Влияние закона регулирования на изменение выбросов СО и полноты сгорания в КС:
а, г, ж - $T_n = 223\text{K}$; *б, д, з* - $T_n = 288\text{K}$; *в, е, и* - $T_n = 323\text{K}$

На рис. 6 а, б, в - показана программа регулирования, в соответствии с которой происходит изменение площади проходного сечения фронтального устройства камеры сгорания при различных климатических условиях и различных режимах.

На рис. 6 г, д, е - показана полнота сгорания при различных климатических условиях и различных режимах. Из данных графиков видно, что в условиях нерегулируемой камеры коэффициент полноты сгорания варьируется от 0,96 до 0,98. При этом регулируемая камера поддерживает данный параметр в пределах 0,98.

На рис. 6 ж, з, и - отражены величины выбросов СО при различных климатических условиях и различных режимах. Видно, что в нерегулируемой камере минимум достигается при приближении к расчетному режиму, в то время, как регулируемая камера поддерживает выбросы в пределах 200-250 мг/м³ во всех расчетных случаях.

В результате анализа полученных данных и зависимостей, наглядно показывающих влияние регулирования на параметры камеры для различных режимов работы ГТД, были сделаны следующие выводы: разработанная конструкция и предложенные законы регулирования позволяют поддерживать постоянную полноту сгорания в камере и как следствие держать выбросы СО в пределах допустимой нормы на различных режимах работы двигателя при различных климатических условиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Постников А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. // Самара. Изд-во Самарского научного центра РАН. 2002. 286с.
2. www.gazprom.ru/nature/kioto
3. Васильев Ю.Н. и др. // Новости зарубежной науки и техники № 10. 1986. М., ЦИАМ. С. 39-42.

CONTROLLABLE COMBUSTION CHAMBER FOR INDUSTRIAL GAS-TURBINE ENGINE

B.G. Mingazov, A.V. Baklanov, D.J. Dmitriev, R.I. Sharafutdinov
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

This article describes the method of improving combustion chamber characteristics by air-fuel mixture control in burning area. It shows advantages and disadvantages of different control methods using by leading world companies. There presented benefits of controllable combustion chamber for industrial gas-turbine engine. Also it contains comparison analysis of controllable and noncontrollable combustion chamber behavior on various operating regimes. As a result there introduced controlled combustion chamber concept for industrial GTE.

УДК 621.4

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АВТОКОЛЕБАНИЙ ГАЗА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С ЗАМКНУТЫМ РЕЗОНАНСНЫМ КОНТУРОМ

Ларионов В.М., Яллина Е.В., Иовлева О.В.
(Казанский (Приволжский) федеральный университет)

Работа посвящена решению проблемы снижения уровня шума, создаваемого установками пульсационного горения. Разработана математическая модель автоколебаний газа в камере сгорания с двумя резонансными трубами, имеющими общее выходное отверстие. Расчеты показали, что при соответствующем подборе длины резонансных труб можно добиться устранения шума, сохранив интенсивность колебания газа в установке.

Уровень шума, превышающий допустимые нормы – серьезная проблема при эксплуатации энергетических установок с пульсационным режимом горения. Сложность задачи состоит в том, что использование известных средств глушения звука приводит к изменению акустических характеристик камеры сгорания. Это вызывает снижение интенсивности колебаний газа или вообще к их устранению. В этом случае эффект положительного влияния колебаний на интенсификацию процессов горения и теплообмена снижается или совсем пропадает. Цель данной работы: разработка математической модели процесса возбуждения колебаний газа в камере сгорания газообразного топлива с двумя резонансными трубами и оценка возможности снижения уровня шума, излучаемого исследуемой системой.

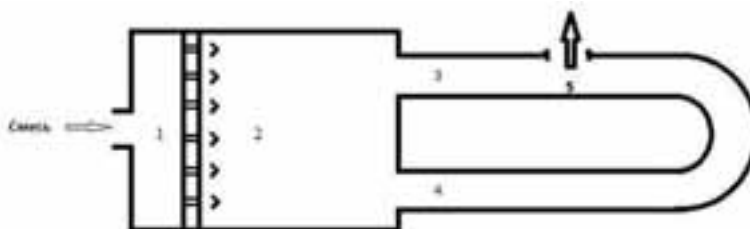


Рис. 1 Принципиальная схема исследуемой установки: 1 - многоканальная горелка, 2- камера сгорания, 3 и 4- резонансные трубы, 5- отверстие для выхода продуктов сгорания

Задача решалась энергетическим методом, использованным для исследования процесса возбуждения колебаний газа в аналогичной камере сгорания, но с разомкнутым контуром [1,

2]. Были сформулированы граничные условия и приведены соотношения, определяющие условия возбуждения колебаний газа, их частоту и уровень звукового давления в камере сгорания и в отверстии для выхода продуктов сгорания пропано – воздушной смеси.

В результате расчетов, проведенных для 4-х контуров разной длины, удалось достичь поставленной цели. Реализован процесс интерференции звуковых волн и условие минимума интенсивности колебаний газа на выходе из установки.

Основные результаты работы - следующие:

1. Установлено, что при фиксированной длине одного из резонаторов, удлиняя второй резонатор можно добиться поочередного возбуждения колебаний газа с первой и второй частотой системы.

2. Обнаружено, что при удлинении одного из резонаторов относительно другого можно добиться перехода от однофазных к противофазным пульсациям скорости газа на выходе из резонаторов и снизить уровень шума более, чем на 15 дБ для колебаний с первой частотой системы.

3. Полное устранение шума происходит при возбуждении колебаний газа с второй частотой системы, когда пульсации скорости газа на выходе из резонансных труб имеют одинаковую амплитуду, но противоположные фазы.

4. При проектировании промышленных установок с пониженным уровнем шума рекомендуется геометрические параметры камеры сгорания и резонансных труб задавать такими, чтобы возбуждались колебания с второй частотой системы, а выходное отверстие располагалось на резонансном контуре в точке, для которой одна часть контура длиннее другой на величину, равную половине длины звуковой волны.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Яллина, Е.В. Математическая модель пульсационного горения газообразного топлива в установке с двумя резонансными трубами / Е.В Яллина // Проблемы тепломассообмена и гидродинамики в энергомашиностроении: Труды VIII школы-семинара молодых ученых и специалистов академика РАН В.Е. Алемасова. – Казань: Издательство Казанского государственного энергетического университета, 2012. – С.563-566.

2. Larionov V.M., Borisov, A.V., Iovleva, O.V., Jallina, E.V., Mitrofanov, G.A. Self-oscillations of gas in typical installations with burning/ V.M. Larionov, A.V. Borisov, O.V. Iovleva, E.V. Jallina, G.A. Mitrofanov // Abstract of XVI International conference on the methods of aerophysical research (ICMAR 2012). Kazan, Russia, August 19-25, 2012. Part 2_02. - Kazan: Composing, ITAM SB RAS, 2012. P. 37-38.

MATHEMATICAL MODEL OF EXCITATION OF OSCILLATIONS IN THE COMBUSTION CHAMBER WITH A CLOSED RESONANT CIRCUITS

*V.M. Larionov, E.V. Yallina, O.V. Iovleva
(Kazan (Volga Region) federal university)*

The work is devoted to solving the problem of reducing the level of noise generated by the pulsating combustion plants. A mathematical model of oscillations in the combustion chamber with the two resonance tubes having a common outlet. Calculations have shown that an appropriate choice of the length of resonance tubes can eliminate the noise intensity fluctuations retaining gas within the plant.

ВЛИЯНИЕ ПЕРИОДИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ТРАКТЕ ПОДАЧИ НА АКУСТИЧЕСКУЮ НЕУСТОЙЧИВОСТЬ ГОРЕНИЯ В КАМЕРЕ ПУЛЬСАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ

*Ахмадуллин А.Н., Ахметханов Э.Н., Иовлева О.В., Митрофанов Г.А.
(Казанский (Приволжский) федеральный университет)*

Представлены результаты экспериментального исследования влияния звуковых колебаний на пульсационное горение. В модель камеры сгорания по тракту подачи горючего подавались периодические звуковые колебания. Амплитуда колебаний изменялась. Наблюдается расширение и сужение зоны существования пульсационного горения в зависимости от амплитуды колебаний в тракте подачи. Механизм влияния основан на эффекте синхронного и асинхронного взаимодействия колебаний.

Исследования [1] показывают, что при пульсирующем горении (ПГ) повышается тепловая напряженность камеры сгорания, увеличивается полнота сгорания топлива, сокращаются вредные выбросы в атмосферу и т.д.

Возбуждение и поддержание ПГ возможно с помощью периодических возмущений звукового диапазона частот в специальных камерах сгорания. Схема экспериментальной камеры представлена на рисунке 1.

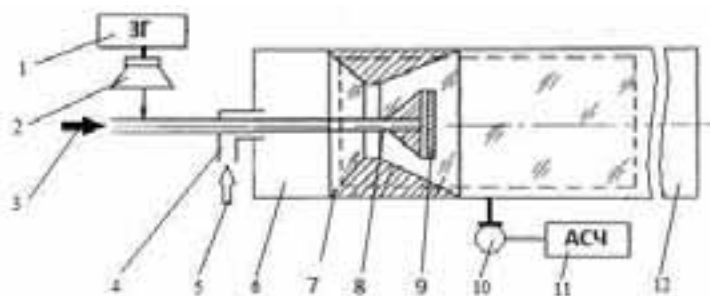


Рис. 1. Камера пульсирующего горения

Камера сгорания (КС) состоит из тракта подачи газообразного горючего 8, тракта подачи воздуха 4, воздушного ресивера 6, диффузора 7, стабилизатора пламени 9, резонансной трубы 12. Звуковые колебания создавались звуковым генератором 1 и подавались в тракт подачи горючего с помощью электродинамика 2. Колебания давления в камере сгорания регистрировались с помощью микрофона 10 и спектрального анализатора частот 11.

Целью работы состояла в экспериментальном определении возможности использования метода внешних периодических возмущений для управления неустойчивостью горения в камере ПГ.

ПГ создавалось при сжигании пропановоздушной смеси. Газообразное топливо поступало через стабилизатор пламени. Стабилизатор имел возможность перемещения в полости диффузора. При этом изменялись условия вихреобразования воздушного потока за стабилизатором. При достижении оптимальной скорости обтекания потоком воздуха стабилизатора в камере возбуждалось ПГ. Уровень звукового давления (УЗД) колебаний давления в КС достигал 130-150 дБ в зависимости от расхода горючего.

Подача звуковых колебаний в тракт подачи газообразного горючего приводило к изменению картины горения. Наиболее ярко эффект влияния внешних периодических возмущения на колебания давления в КС проявляется при рассмотрении областей существования ПГ. На рисунке 2 представлены границы областей существования ПГ для различных значений электрической мощности на электродинамике в пространстве координат тепловая напряженность камеры q_w и скорость обтекания стабилизатора воздухом v .

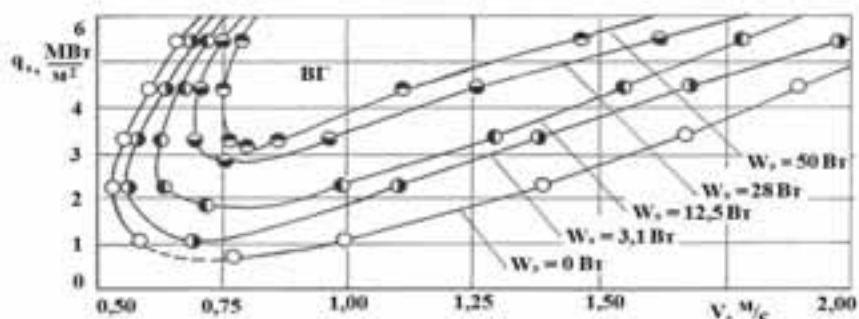


Рис. 2. Изменение области существования пульсирующего горения

Длина КС с резонатором составляла 138 см, частота подаваемых возмущений 180 Гц, W_3 – электрическая мощность на электродинамике.)

Увеличение УЗД внешних возмущений на антирезонансной по отношению к частотам продольных мод колебаний давления в КС, происходящее пропорционально увеличению электрической мощности на динамике, приводит к сужению областей существования ПГ. В случае, когда частота внешних возмущений совпадает с резонансной частотой КС или близка к ней, увеличение УЗД внешних периодических возмущений приводит к расширению области существования ПГ. В обоих случаях при достижении амплитудой внешних периодических возмущений некоторых пороговых значений возможно полное прекращение ПГ в КС. Это обусловлено механизмами синхронного и асинхронного подавления [2].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ларионов В.М. Автоколебания газа в установках с горением / В.М. Ларионов, Р.Г. Зарипов - Казань: Изд-во Казан. гос. технич. ун-та, 2003. - 237 с.
2. Раушенбах Б.В. Вибрационное горение. – Москва: Изд. физ.-мат. лит., 1961. -501 с.

INFLUENCE OF PERIODIC PERTURBATIONS DURING FEEDING ON ACOUSTIC INSTABILITY OF COMBUSTION IN THE PULSATING COMBUSTION CHAMBER

*A.N. Ahmadullin, O.V. Iovleva, G.A. Mitrofanov
Kazan (Volga) Federal University*

The experimental research of the influence of acoustic oscillations on the pulsating combustion. In the model of the combustion chamber in a tract of fuel supply filed periodic vibrations. The amplitude of fluctuations changed. There has been increased and the narrowing of the zone of the existence of pulsating combustion depending on the amplitude of oscillations during feeding. Influence mechanism is based on the effect of synchronous and asynchronous interaction of fluctuations.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА СТАДИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И НА ВСЕХ ЭТАПАХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ГТД

Маркушин А.Н., Бакланов А.В.

(ОАО «Казанское моторостроительное производственное объединение»)

В данной статье описываются этапы создания низкоэмиссионной камеры сгорания ГТУ от момента разработки до внедрения в серийное производство и эксплуатации. Раскрываются особенности обеспечения надежности на этапах проектирования, доводки камеры сгорания, а также на этапе серийного производства и в процессе эксплуатации ГТУ.

1. Этапы создания камеры сгорания ГТУ

На ОАО «КМПО», с целью снижения выбросов токсичных веществ ГТУ, ведутся работы по модернизации имеющихся и созданию новых камер сгорания ГТД. На рис. 1а представлена традиционная камера сгорания НК-16СТ, в которой заложены технические решения, позволяющие реализовать однозонное диффузионное горение. Ее модернизированный вариант представлен на рис. 1б. Это кольцевая камера сгорания малой длины, технология снижения NO_x и CO которой, заключается в усовершенствовании традиционной кольцевой камеры сгорания путем изменения формы фронтального устройства, приводящей к «обеднению» первичной зоны. Горелочное устройство частичного смешения обеспечило интенсивное выгорание топлива, что позволило укоротить жаровую трубу с 575 до 347 мм. Это привело к снижению выбросов NO_x до 40 % по сравнению с серийным вариантом камеры сгорания [1]. Однако современные тенденции в области экологической безопасности обязывают разработчиков принимать кардинальные решения для обеспечения низкого выброса токсичных веществ. В результате на предприятии была разработана малоэмиссионная камера сгорания (рис. 1в), работающая по принципу "LPP" - Lean Pre-*Pre* vaporized Premixed (дословно: "бедная" предварительно испаренная, перемешанная смесь). Двигатель с камерой сгорания, выполненной в рамках данного подхода позволяет достигнуть выбросов $\text{NO}_x \leq 50 \text{ мг/м}^3$; $\text{CO} \leq 50 \text{ мг/м}^3$ [2].

В данной статье авторы посчитали необходимым поделиться опытом создания, доводки и обеспечения надежности камер сгорания конвертированного авиационного ГТД, производимого на опытно-серийном производстве.

Процесс создания нового образца камеры сгорания газотурбинного двигателя, в том числе и конвертированного, состоит из нескольких этапов:

Этап 1. На этом этапе вырабатывается предварительное требование по созданию новой камеры сгорания или модификации серийной. Оно может быть разработано:

- предприятием-разработчиком конвертированных двигателей в процессе проведения собственных НИР и ОКР, или в результате эксплуатации созданных конвертированных двигателей, или в результате изучения потребности в новых разработках эксплуатирующих двигатели ведомствами, предприятиями, компаниями;

- ведомствами, предприятиями, компаниями, эксплуатирующими конвертированные или стационарные ГТД. На основании собственных потребностей они предлагают предприятиям

- разработчикам конвертированных двигателей создать новую камеру сгорания, отличающуюся от находящихся в эксплуатации либо уровнем выбросов токсичных веществ, либо

надежностью, либо устойчивостью горения и т.п., или модификацию камеры находящегося в эксплуатации конвертированного двигателя, отличающуюся от серийной по какому-то из перспективных параметров (или группе параметров).

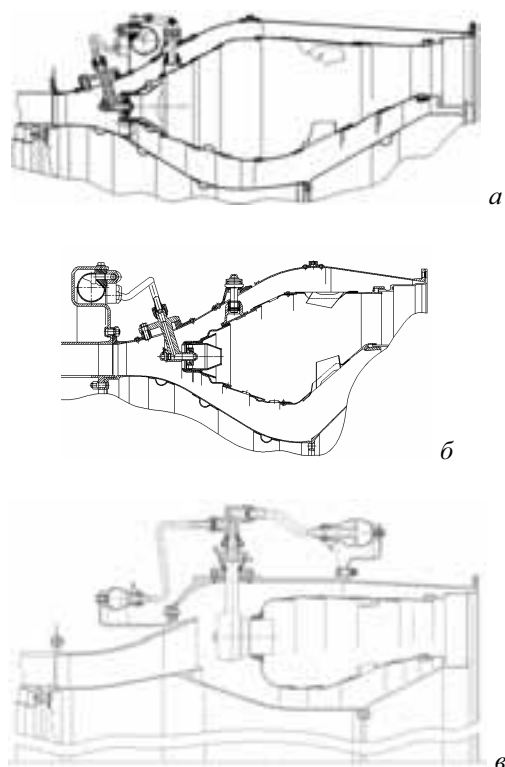


Рис. 1. Конструктивная схема камер сгорания ГТД НК-16СТ: *а* - серийная; *б* - модернизированная; *в* - малоэмиссионная

Этот этап является предварительным, так как в течение этапа в процессе обсуждения с заинтересованными ведомствами, предприятиями вырабатываются какие основные данные параметры должна, по мнению заказчика, иметь новая камера сгорания или модификация существующей.

Этап 2. На основании выбранных по 1 этапу, требуемых заказчиком, основных данных, предприятие-разработчик двигателя разрабатывает и выпускает техническое предложение (ТП) с обоснованием выбранных основных данных камеры сгорания (параметры, габариты, вес, основные особенности). На основании ТП предприятие-разработчик двигателя проводит маркетинговое исследование и разрабатывает технико-экономическое обоснование (ТЭО) целесообразности создания новой камеры сгорания или модификации существующей и затрат на ее создание. В зависимости от полученной суммы затрат руководством предприятия - разработчика принимается предварительное решение о способах финансирования данного ТП: либо за счет накоплений предприятия, либо привлечением инвесторов, либо за счет кредитования.

Этап 3. После проведения маркетингового исследования с положительными результатами и обсуждения ТП и ТЭО с заинтересованными ведомствами, предприятиями, компаниями и при получении от них опционного соглашения или решения по созданию новой камеры или модификации существующей, начинается этап проектирования, заканчивающийся выпуском технического проекта. Перед началом проектирования создается подробный сетевой график проектирования. По результатам проектирования камеры сгорания создается

план-график НИР и ОКР по ее доводке, а также определяется создание необходимых для доводки новых стендов и установок. Параллельно с план-графиком составляется подробный бизнес-план создания и реализации проекта.

Этап 4. На этом этапе в соответствии с планом-графиком проводятся НИР и ОКР по доводке элементов камеры сгорания в целом с целью получения заявленных параметров, ресурса и надежности.

Этап 5. Сертификационные и межведомственные испытания, включая и специальные испытания, конвертированного двигателя с новой камерой в составе агрегата (установки) либо на специальном стенде (в зависимости от договоренности с заказчиком). Эти испытания являются заключительным этапом в создании головных опытных образцов конвертированного двигателя с новой камерой сгорания. К концу 5 этапа выпускается окончательный технический проект двигателя, в котором приводятся все последние технические решения по конструкции двигателя с внедрением в его конструкцию новой камеры сгорания перед запуском в серийное производство.

Этап 6. Серийное производство конвертированного двигателя с новой камерой сгорания.

Подготовка к серийному производству начинается после положительных результатов испытания двигателя в этапе 4 (получены заявленные параметры двигателя и камеры). Первые два-три конвертированных двигателя серийного изготовления подвергаются испытаниям на специальном стенде по программе экспериментальных испытаний опытного двигателя (с дополнительными замерами параметров) для определения соответствия параметров двигателя серийного изготовления заявленным параметрам. Последующие двигатели серийного производства подвергаются только контрольно-сдаточным испытаниям (КСИ).

Этап 7. Эксплуатация конвертированного двигателя в составе агрегата (установки). В процессе эксплуатации сервисное обслуживание и капитальный ремонт осуществляется заводом-изготовителем серийных конвертированных двигателей по договору между эксплуатирующей компанией, предприятием и заводом-изготовителем.



Рис. 2. Этапы проектирования камеры сгорания

На основании изучения отечественного опыта и зарубежного, на графиках рис. 2, 3 представлены качественные зависимости человеко-затрат по времени работы на этапах 1-3. Рассмотрим график рис. 2. Первоначально на этапе 1 рассматриваются основные направления (идеи) по созданию новой камеры сгорания для двигателя, возникшие либо в результате работы предприятия-разработчика, либо в результате потребности эксплуатирующих предприятий. На этом этапе принимают участие небольшое число высококвалифицированных

специалистов ОГК (как правило из отдела перспективных разработок ОГК), которые проводят предварительные расчеты, определяют концепцию и направления в создании основных элементов конструкции камеры. Работа носит характер «мозгового штурма за круглым столом» и длится в течение 1 месяца. На кривой графика рис. 2 она отмечена точкой 1. В результате этой работы предварительно намечаются основные параметры камеры сгорания и проводится предварительное согласование их с заказчиком (на кривой графика рис. 1 это помечено - 1 неделя.)

После предварительного согласования начинается работа по обоснованию концепции реализации проекта, в которой также принимает участие сравнительно небольшое количество высококвалифицированных специалистов ОГК. Работа ведется примерно в следующих направлениях:

1. Обзор

- введение и постановка задачи по созданию новой камеры сгорания конвертированного двигателя или модификации существующей;

- энергетические преимущества;

- экологические преимущества;

2. Обоснование создания проекта

- расчеты, конструктивные проработки, текст;

- установка цели и ее обоснование;

- выведение на рынок двигателя с новой камерой сгорания;

- оценка шансов на рынке;

- кооперация и доля участия партнеров;

- начало разработки и испытаний, сроки создания;

- расчет экономичности;

3. Структура и ход проведения работ

- исследование реализуемости проекта, новых конструктивных решений и новых технологий;

- предварительная программа испытаний и изготовления первого образца;

- сведения об установке (агрегата), в которую должен быть установлен конвертированный двигатель с новой камерой сгорания;

- предварительный укрупненный план-график работы по созданию проекта, включая экологию, маркетинг;

4. Стоимость и финансирование

- укрупненное определение затрат на создание камеры сгорания;

- текущие работы и затраты;

- обоснование государственного финансирования (при необходимости);

- расчет цены.

5. Уровень развития создаваемого двигателя: обоснование необходимости этого двигателя и установки (агрегата), для которого он предназначен.

6. Заключение.

Параллельно с этим технико-экономическим обоснованием (ТЭО) специалистами отдела перспективного развития проводится укрупненное проектирование новой камеры сгорания и подготавливается техническое предложение (ТП) с основными параметрами, габаритно-весовыми данными и основными особенностями. В точке 2 на кривой графика рис. 2 работы по 1 и 2 этапам оканчиваются, и приступают к этапу 3. Работы по доработке новой камеры сгорания и конвертированного двигателя передаются в основные отделы ОГК. На

оформление ТЭО и ТП в виде сброшюрованного материала (текст, графики, чертежи) дается 2 ...3 месяца, эта работа отмечена на кривой графика рис. 2 точкой «техническое предложение». Общее время на работу по этапам 1 и 2 определяется величиной 2-3 месяца. Может возникнуть вопрос - почему на эти первые два этапа работы по созданию камеры для двигателя отводится так много времени? Нужно сказать, что по опыту зарубежных фирм хорошо и всесторонне проанализировавших работу по 1 и 2 этапам оказалось, что от качества работы на этих этапах во многом зависят затраты на всю последующую работу по изготовлению опытных образцов, их доводку для получения заданных параметров, надежности и ресурса, приемо-сдаточные испытания.

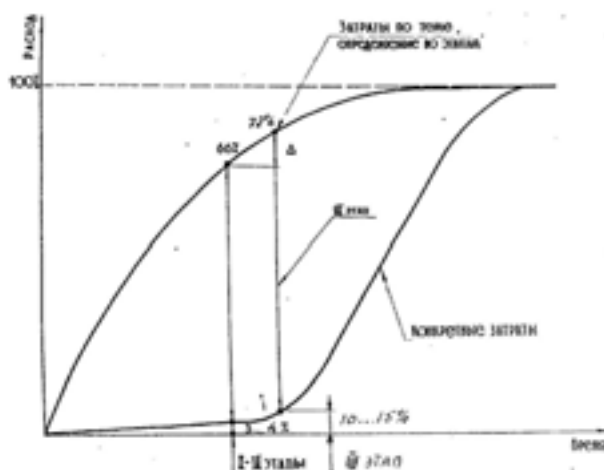


Рис. 3. Влияние качества работы по этапам проектирования на затраты по созданию конвертированного двигателя

На рис. 3 в координатах «время-расход (в денежном содержании)» представлены две кривые. Нижняя кривая показывает собственные финансовые затраты при проведении этапов работы, а верхняя кривая затраты, которые определяются в результате работ по этапам. Из рис. 3 видно, что 1 и 2 этапы работы при собственном расходе средств в 3-4 % определяют 66 % общих затрат на всю тему. 3 этап - детальное проектирование, при качественно проведенных 1 и 2 этапах, добавляет немного, он определяет 72 % общих затрат. Чем определяются оставшиеся 36 % и 28 % общих затрат по теме? Это в основном работы по устранению встретившихся в процессе доводки дефектов, которые невозможно было заранее предугадать при работе по первым трем этапам, а также работа по устранению дефектов проявляющихся при длительной работе двигателя и выявленных в процессе эксплуатации двигателя. Составляемый на 3 этапе подробный бизнес-план по теме предполагает: 1. Определение всех видов финансовых затрат по разрабатываемой теме. Для этого необходимо иметь четкий план-график всех экспериментально-доводочных работ и испытаний; определить минимально-необходимое количество отдельных элементов камеры, предназначенных для доводки. Для подсчета затрат по этим видам работ необходимо при проектировании определить трудоемкость и стоимость изготовления камеры сгорания и агрегатов двигателя устанавливаемых в результате внедрения новой камеры, стоимость проведения необходимых работ по исследованиям и доводке, при экспериментальных испытаниях на стендах отдельных узлов и двигателя, при проведении сертификационных испытаний.

Определение общего времени на полное завершение работ по теме и срок начала продаж первых товарных двигателей. По отечественному и зарубежному опыту срок завершения всех работ по созданию камеры сгорания конвертированного двигателя не должен превышать 1,5 года.

Конечно, все кривые, представленные на рис. 2, 3 не могут претендовать на абсолютную точность, протекание которых зависит от типа создаваемой камеры сгорания и ее сложности, производственного и научного потенциала предприятия-разработчика и предприятия серийно изготавливающего двигателя.

Основная задача заключалась в том, чтобы с помощью этих графиков показать насколько важно в условиях рыночной экономики и рыночных взаимоотношений тщательно проводить работы по первым трем этапам создания КС для конвертированных двигателей.

2. Обеспечение надежности на этапах проектирования.

Все недоработки в достижении необходимой надежности, в конечном счете, увеличивают эксплуатационные расходы и этот критерий сравнения камер сгорания, а следовательно и двигателей может быть определяющим.

В общем случае надежность является комплексным свойством любого изделия, в том числе и двигателя, и обуславливается более элементарными свойствами:

- безотказностью;
- сохраняемостью;
- долговечностью;
- ремонтпригодностью.

Из этого перечисления свойств видно, что надежность не может быть охарактеризована одним параметром или одним количественным показателем. Поэтому обеспечение надежности, как и разработка камеры сгорания в целом, является делом сложным, творческим, которое может осуществить только высококвалифицированный, хорошо организованный, целеустремленный коллектив, обладающий к тому же высокой внутренней интеллектуальной культурой.

Надежность начинает закладываться уже с первого этапа создания камеры сгорания для двигателя и особенно на 3 этапе - проектирования. Все нижеизложенное представляет собой некоторую схему действий разработчика камер сгорания и двигателя в целом по обеспечению надежности.

В процессе проектирования для того, чтобы обеспечить выполнение всех свойств надежности, необходим критический анализ полноты рассматриваемых и принимаемых исходных данных, обоснованности принимаемых решений, достаточности планируемых исследований и доводочных работ (НИР и ОКР). Для этого необходимо выполнить следующие процедуры:

Провести анализ надежности камер сгорания двигателей предыдущих разработок, которые по условиям работы, режимам работы и конструкции могут рассматриваться как прототипы. В качестве прототипов могут рассматриваться камеры сгорания в целом, или их отдельные характерные элементы, отвечающие требованиям по преемственности конструкции, параметрам, условиям эксплуатации. По ним систематизируется накопленная информация по недостаткам (дефектам), выявленная в ходе доводки опытных образцов, серийного производства и эксплуатации, анализируются технические проблемы, лежащие в основе типичных недостатков и мероприятия по их устранению.

Разрабатывается на этапе 2 «Техническое задание Генерального (главного) конструктора на двигатель в части разработки камеры сгорания», в котором описываются требуемые свойства и характеристики. На основании этих Т.З. на этапе 3. каждое подразделение КБ разрабатывает ТЗ на свой узел (систему), как на самостоятельное изделие, описывая с максимально возможной полнотой требуемые свойства, характеристики, параметры и показатели качества узла (системы), необходимые для реализации требований, предъявляемых к двига-

телю. Формулируются также требования к смежным узлам и взаимодействующим системам. Разработанные узловые ТЗ согласовываются со всеми заинтересованными службами и подразделениями, обсуждаются на научно-техническом совете предприятия и оформляются в установленном порядке.

К моменту завершения проектных работ проводится критический анализ разрабатываемой конструкции камеры сгорания и повлекшее в связи с этим изменение узлов двигателя (систем) с целью:

- выявление таких решений (конструктивных, технологических, эксплуатационных), реализация которых сопряжена с техническим риском;
- оценки достаточности мероприятий, принятых в проекте для устранения типичных недостатков (дефектов), возникавших на прототипах;
- обоснование надежности новых решений, по которым ранее не было опыта на предприятии.

4. На заключительном этапе проектирования, когда полностью определено конструктивное оформление камеры сгорания, большое внимание должно быть уделено составлению математических моделей для исследования и изучения протекания термодинамических, газодинамических процессов в ней, а также для исследования нестационарных процессов и определения устойчивости процессов регулирования и управления топливной системой.

5. По результатам работ, указанных в пунктах 3, 4 при выпуске рабочей конструкторской документации на камеру сгорания конструктор-проектировщик должен определить и отметить в документации (чертеж, Т.У. и т.п.) конструктивные элементы и параметры, определяющие надежность узла. Этими элементами могут быть размер или размеры, посадочные места, специальные покрытия или термообработка, металлургические и механические свойства материала детали и т.п. Проектировщик должен обосновать выделяемые элементы, увязывая их назначение с надежностью детали, узла или двигателя в целом.

По результатам доводки камеры сгорания на этапах 4, 5 а также при серийном производстве, в результате устранения встретившихся дефектов в конструкции, технологических процессах изготовления и сборки деталей и узлов, выявленных при сборке и испытаниях камеры сгорания, в конструкторскую документацию могут быть внесены новые элементы и, после критического анализа, некоторые ранее установленные из них могут быть упразднены.

При изготовлении двигателя технологические процессы, обеспечивающие выполнение требований конструктивные элементы и параметры, определяющие надежность узла, выделяются в особо важные, подвергаются исследованию по специальной программе и оформляются вспомогательным и информационным документом - «Карта обеспечения требования конструкторской документации (КД)» [3].

3 Обеспечение надежности на этапе доводки камеры сгорания

На этапе создания КС для получения надежности опытных образцов необходима экспериментальная отработка (доводка) отдельных элементов, и камеры в целом с целью:

1. Исследования напряженно-деформированного состояния элементов конструкции и оценки фактических запасов работоспособности в реальных условиях рабочего процесса при испытании двигателя и на автономных стендах по исследованию камер сгорания (тензометрирование, термометрирование). По результатам исследования фактических нагрузок и прочностных характеристик материалов, применяемых в камере двигателя, проводятся уточненные расчеты запасов работоспособности. Достаточность полученных запасов работоспособности подтверждается специальными испытаниями камеры сгорания (элементов конструкции) и ускоренными эквивалентами испытаниями двигателя. Специальные испытания

камеры сгорания и ее элементов представляют собой проверку их надежности в условиях моделирования особенностей эксплуатации или максимально приближенных к этим условиям, с крайними сочетаниями факторов нагрузки, превышающих рабочие значения с требуемым запасом. Имеющиеся на предприятии автономные стенды и вновь созданные, в соответствии с планом-графиком НИР и ОКР, используются в доводке камеры сгорания и ее элементов для опережающего выявления недостатков конструкции, выборе оптимальных вариантов, проверки эффективности вносимых в конструкцию мероприятий.

Рассматривая вопрос о надежности на первых 4-х этапах создания камеры сгорания, основной упор делается на систему обеспечения надежности, т.е. на те организационно-технические действия, которые должен совершить разработчик, чтобы предусмотреть все необходимые работы по элементам, системам и камере в целом, подтверждающим ее надежность. При этом было упомянуто о необходимости модельных испытаний на автономных стендах доводки и на стендах испытаний полноразмерного двигателя, являющихся одной из составляющих общей системы оценки надежности. Система обеспечения надежности и методы оценки надежности составляют, образно выражаясь, обе стороны медали, название которой «надежность».

Проведенная доводка на автономных стендах позволяет для заключительной проверки работоспособности при длительных испытаниях двигателя устанавливать на двигатель камеры сгорания, прошедшие хорошую предварительную проверку по надежности.

В соответствии с основным принципом «системы дефектов» любой недостаток («дефект») конструкции и технологии изготовления, выявленный в результате расчетных и экспериментальных исследований, модельных и натурных испытаний, опытного и серийного производства, ставится на специальный учет в установленном порядке, и дальнейшая работа по исследованию причин дефекта и их устранению осуществляется под контролем службы обеспечения качества и надежности. Система дефектов предусматривает:

- единую регистрацию дефектов и назначение ответственного исполнения за устранение дефекта;
- стандартизованную последовательность действий исполнителя и установления контрольных сроков по этапам работы;
- краткое описание результатов исследований, проведенных мероприятий, принятых решений и оформление официального заключения о достаточности проведенных работ.

Одновременно с работами по обеспечению надежности конструкции камеры и двигателя проводится анализ надежности технологического процесса производства двигателя и в процессе изготовления головных образцов в опытном производстве и в серийном производстве.

Объем исследований по технологической надежности предписывается «Перечнем конструктивных элементов и параметров, определяющим надежность конструкции» [3]. Целью исследований являются:

Оценка запасов по технологическим факторам, которая является основанием для заключения о возможности технологического процесса гарантированно обеспечить выполнение требований конструкторской документации. При отсутствии или недостаточных значениях запасов, корректируется технологический процесс изготовления, а при необходимости изменяется и конструкция так, что бы обеспечить требуемые запасы по основным факторам технологического процесса.

Выявление отрицательной технологической наследственности для исключения на окончательно изготовленных деталях нежелательных сопутствующих влияний от процессов

обработки деталей. Наиболее типичными примерами отрицательной наследственности являются чрезмерные остаточные напряжения растяжения от механической обработки, прижоги от шлифования, изменения формы и размеров деталей от упрочняющей поверхностной обработки и др.

Необходимость использования в серийном производстве директивных (обязательных) технологических операций, разработанных в опытном производстве.

Технологические операции (процессы), которые единственным или предпочтительным способом формируют требуемые конструкторской документацией свойства детали, узла), обеспечивающие его работоспособность, выделяются в специальную группу, именуемую «директивными». Директивные технологии разрабатываются и оформляются разработчиком камеры сгорания и двигателя в целом, включаются в состав конструкторской документации и являются обязательными при изготовлении двигателя на любом серийном производстве.

4 Обеспечение надежности на этапе серийного производства.

На 4 этапе создания камеры сгорания при ее серийном производстве продолжают работы по обеспечению надежности с выполнением под контролем разработчика нижеследующих мероприятий:

1. Проведение авторского надзора за реализацией в серийном производстве требований конструкторской документации, который выполняется специалистами предприятия-разработчика совместно со специалистами серийного предприятия по заранее согласованному плану или оперативно, по инициативе разработчика. На первом этапе серийного производства, при выборе тематики надзора (контроля), разработчик руководствуется составом проблем и дефектами изготовления, встретившимися при изготовлении и доводке опытных камер сгорания, а также требованиям конструкторской документации. По мере освоения камер в серийном производстве периодичность и тематика контрольных проверок определяется конкретными недостатками серийного производства и отказами узла в эксплуатации.

Контролю подлежит качество серийной технологической документации, фактическое исполнение на рабочих местах, соответствие узла требованиям документации. По выявленным недостаткам разрабатываются и внедряются мероприятия незамедлительно или по согласованному с разработчиком плану.

2. Выделение особо ответственных технологических операций имеет целью предупредить ошибки и недостатки в изготовлении ответственных с точки зрения надежности, элементов конструкции. При этом обращается внимание прежде всего на те технологические операции, которые могут привести к появлению отрицательной технологической наследственности.

К особо важным относятся:

- технологические процессы, обеспечивающие выполнение требований специально выделенных в конструкторской документации на узлы и детали конструктивных элементов и параметров, определяющих надежность;

- технологические процессы, по которым выявлено, что отклонения при их осуществлении, могут привести или приводят к отказам и повреждениям камеры сгорания при работе двигателя, вызывающим досрочный сьем двигателя в эксплуатации;

- технологические процессы, приводящие к повторяющимся дефектам при изготовлении, сборке и испытании камеры сгорания на стенде и в составе двигателя, исключающие использование двигателя в эксплуатации или снижающим его надежность.

Разработка технологических процессов, изготовление, контроль фактического исполнения особо ответственных операций должна осуществляться специалистами серийного

производства, а внедрение и апробирование таких технологий с участием конструкторов-разработчиков.

Заключения по обеспечению надежности особо важных технологических процессов должны быть оформлены серийным производством к началу товарных поставок двигателей. В заключениях должно быть показано, что исследованные процессы обладают достаточным запасом по главным производственно-технологическим факторам и показатели отрицательной технологической наследственности не превышают допустимых значений. С целью стабилизации технологических процессов изготовления узлов и деталей в серийном производстве, необходимо проводить по заранее определенной программе:

- партионные испытания деталей;
- периодические проверки остаточных напряжений, глубины наклепанного слоя, прочностных свойств и исследование общего состояния основных деталей КС с двигателями прошедших на капитальный ремонт и, особенно, двигателей отработавших установленный ресурс;
- осуществлять специальный контроль в процессе приемо-сдаточных испытаний каждого двигателя;
- осуществлять входной контроль материалов, поступающих в производство.

5. Обеспечение надежности в эксплуатации.

Основу обеспечения надежности в эксплуатации составляет диагностика состояния камеры сгорания в составе двигателя, подразделяющаяся на диагностику параметрическую и диагностику состояния материальной части камеры; прогнозирования изменения технического состояния и оценка остаточного ресурса камеры. Эти составляющие диагностики закладываются и отрабатываются первоначально на этапах проектирования, экспериментальной доводки и в серийном производстве. Окончательная отработка методов и средств диагностики производится при эксплуатации. Для обеспечения работ по диагностике надежности камеры сгорания необходима организация технической поддержки эксплуатации двигателей.

В систему технической поддержки входит организация следующих работ:

- сбор необходимой информации и автоматическая обработка данных (параметров) двигателя;
- анализ полученной информации и организация банка данных эксплуатирующихся двигателей. К анализу информации относятся - определение наработки двигателя, классификация дефектов камеры сгорания и причин их появления, оценка надежности и прогнозирование технического состояния камеры в составе двигателя;
- способы получения информации и способы контроля ее: экспресс-информация, периодический контроль, методический контроль и статистический контроль;
- разработка и осуществление программы обслуживания и технических средств обслуживания (бороскоп, эндоскоп-магнитовизор, ультразвуковые и вихретоковые приборы, виброакустические приборы аппаратура анализа состава газа на содержание примесей, газоанализаторы);
- обеспечение уровня обслуживания: обучение заказчика, оказание помощи в проведении пуско-наладочных работ и в процессе эксплуатации, организация материально-технического сопровождения (поставка одиночных и групповых комплексов запасных узлов, агрегатов и деталей, приспособлений для регламентных осмотров, инструмента и плановое пополнение их).

Система технической поддержки, осуществляемая предприятием разработчиком двигателя, должна обеспечивать:

- авторский контроль за эксплуатацией двигателя с новой камерой сгорания;
- анализ проблем эксплуатации и выдачу рекомендаций и технических решений;
- выявление дефектов камеры сгорания, проявляющихся в эксплуатации, и разработка мероприятий по их устранению;
- обобщение технических результатов эксплуатации и подготовка материалов для публикаций;
- проведение регламентных работ по камере сгорания на двигателе.

Эта система технической поддержки эксплуатации (иногда именуемая «сервисным обслуживанием») включает в себя и проведение капитального ремонта двигателя на заводе-изготовителе, что существенно увеличивает надежность двигателя и восстанавливает общетехнический ресурс после его проведения.

Кроме того, на эксплуатацию конвертированных двигателей был перенесен опыт работы с авиадвигателями, когда снятие двигателя на ремонт определяется не по выработке им межремонтного ресурса, установленного техническими условиями на поставку, а состоянием материальной части камеры сгорания и двигателя в целом. Эта практика «эксплуатации по состоянию» как правило приводит к увеличению наработки двигателя между ремонтами. Так для двигателя НК-16СТ при межремонтном ресурсе 15 тыс. часов, при «эксплуатации по состоянию» двигатели набирают между ремонтами 25 тыс. час и более. Особенностью, отличающей конвертированный двигатель наземного применения от авиационного, заключается в том, что длительность непрерывной работы конвертированного двигателя значительно превышает полетное время авиадвигателя на самолете (например, двигатель НК-16СТ в составе ГПА-Ц-16 работает 1500 ... 2000 часов до остановки, а базовый авиадвигатель НК-8-2У на самолете Ту-154 не более 6 часов). Поэтому особое значение приобретает параметрический и инструментальный контроль технического состояния конвертированного двигателя, а следовательно и камеры сгорания, а также и постоянное использование оперативной параметрической диагностики в процессе его непрерывной эксплуатации.

Методики диагностики должны быть предельно просты и максимально автоматизированы. Методическое обеспечение автоматизированной системы диагностики (АСД) представляет собой комплекс задач по оценке технического состояния двигателя и его систем и отдельных узлов. К числу задач, решаемых АСД относятся в первую очередь, следующие:

- определение мощности и эффективного (термического) КПД двигателя;
- оценка состояния узлов газоздушного тракта двигателя, поузловой анализ причин изменения термодинамических параметров двигателя;
- раннее обнаружение дефектов особо напряженных (критических) узлов;
- прогнозирование изменения технического состояния и оценка остаточного ресурса двигателя;
- построение фактических характеристик двигателя;
- контроль вибросостояния двигателя.

При составлении методик АСД используются дроссельные характеристики двигателя, полученные при приемосдаточных испытаниях; базовые значения параметров, определяемые усреднением по первым часам работы двигателя; поправки к отклонениям параметров от дроссельных характеристик, учитывающие отличия условий эксплуатации от условий приемосдаточных испытаний двигателя, и применяется до-пусковой контроль, контроль изменения параметров в зависимости от времени наработки, прогнозирования значений параметров и контроль их предельных значений. При решении функциональных задач используются алгоритмы по фильтрации и усреднению входной информации, по оценке трендов парамет-

ров и прогнозированию их поведения. Методика, предназначенная для реализации в АСД, базируется на информации, поступающей от датчиков двигателя через автоматизированную систему управления в ПЭВМ. На рис. 88 представлена информационная схема для АСД двигателя НК-16СТ, работающего в газоперекачивающем агрегате [4].



Рис. 4. Информационная схема автоматизированной системы диагностики для ГТД НК-16СТ с модернизированной камерой сгорания

Методика и организация работ по обеспечению надежности в эксплуатации, и особенно АСД, хорошо отработана при эксплуатации авиационных ГТД на самолетах и полученный опыт переносится на наземные конвертированные двигатели. Но необходимо отметить, что принципиальная особенность диагностики ГТД, как авиационных, так и наземного использования, заключается в ограниченных возможностях получения значимой статистической априорной информации о параметрическом состоянии ГТД, имеющих различные виды неисправностей и отказов по дефектам камеры сгорания. Это обусловлено, как правило редким проявлением повторяющихся дефектов на начальном этапе эксплуатации ГТД (т.е. в тот период, когда проводится отработка алгоритмов контроля и прогнозирования), а также сложностью и большой стоимостью проведения испытаний ГТД с имитацией всевозможных отказов их узлов и деталей на этапе доводки двигателей на заводских стендах. Компьютерное статистическое моделирование отказов эффективно только для незначительного числа неисправностей из-за отсутствия в настоящее время таких математических моделей двигателя, уровень которых позволял бы моделировать малые физические изменения в деталях и узлах, вызванные появившимися дефектами с учетом возможного разброса их параметров. Поэтому на практике предельно допустимые значения параметров, разделяющие различные технические состояния двигателя, назначаются высококвалифицированными специалистами предприятия-разработчика путем экспертных оценок с учетом опыта, накопленного при разработке алгоритмов предшествующих модификаций и других типов двигателей. Тем не менее, для помощи в принятии экспертных оценок, в АСД вводится имеющаяся (или вновь разработанная) математическая модель двигателя, представляющая собой набор уравнений, связывающих отклонения характеристик узлов двигателя (кпд, пропускные способности, коэффициент полноты сгорания, степень повышения давления и т.п.) с отклонениями параметров (или их комплексов) от соответствующих значений, вычисленных по дроссельным характеристикам. Выход характеристики какого-либо узла (например камеры сгорания) за допустимые значения свидетельствуют о его возможной неисправности. При оперативном контроле тренд какого-либо параметра позволяет прогнозировать время появления неисправности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маркушин А.Н., Меркушин В.К., Бышин В.М., Бакланов А.В. Организация низкоэмиссионного горения в кольцевой камере сгорания ГТД/ Изв. вузов. Авиационная техника, № 3, 2009, с. 70-72.
2. Постников А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. Самара. Изд-во Самарского научного центра РАН; 2002. 286 с.
3. ОСТ 142314-89. Надежность в технике. Технологические системы. Обеспечение требований конструкторской документации. Справочные материалы. Примерный перечень требований конструкторской документации, требующих обеспечения по ОСТ 142314-89.
4. Зарицкий С.Н., Михнович В.Н., Тарасенко Ю.Н. и др. Автоматизированная система диагностирования технического состояния двигателя НК-36СТ. Газовая промышленность № 8, 1995.

COMBUSTION CHAMBER RELIABILITY SUPPORT AT THE STAGE OF DESIGNING AND OTHER LIFE CYCLE STAGES

A.N. Markushin, A.V. Baklanov

(Joint-Stock Company «Kazan motor production association»)

The article describes all the steps of making low-emission combustion chamber from the moment of establishing the project to the serial production start. It shows reliability support specific features at the stages of designing, refinement, serial production and service of gas-turbine engine.

УДК 621.3.002.3(076.5)

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА СМЕШЕНИЯ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

Вафин И.И., Мингазов Б.Г.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

Основные характеристики камеры сгорания ГТД в значительной степени зависят от процессов смешения. Поэтому представляет практический интерес выявление картины смешения в КС. В данной работе смешение условно подразделяется на "турбулентное" и "струйное" смешение вторичного воздуха с потоком и выводятся формулы для определения коэффициентов "турбулентное" и "струйное" смешения. Полученные формулы позволяют определить относительное количество смешанного с потоком вторичного воздуха, поступающего из основных отверстий жаровой трубы. Из анализа литературного обзора предполагаем, что общая неравномерность температурного поля определяется обратной величиной суммарного коэффициента смешения и получаем аналитическую зависимость, которая отражает влияние основных параметров КС на формирование температурных полей на выходе из КС.

Стабилизация пламени, ход выгорания смеси и формирование полей температур в камерах сгорания ГТД в значительной степени зависят от процессов смешения. В связи с этим представляет практический интерес выявление картины смешения. Рассмотрению процессов смешения струй с потоком посвящено значительное число исследований. Однако в них, как правило, отсутствует привязка к условиям протекания процессов в КС и учета многочисленных особенностей, присущих течению закрученного потока в жаровой трубе.

Процесс смешения в жаровой трубе можно условно подразделить на " турбулентное " и "струйное" смешение вторичного воздуха с потоком.

$$\Delta m_{тi} = \frac{\Delta G_{в.тi}}{G_{гi-1}} - \text{коэффициент " турбулентного " смешения};$$

$$\Delta m_{аi} = \frac{\Delta G_{в.аi}}{G_{гi-1}} - \text{коэффициент "струйного" смешения}.$$

где $G_{гi-1}$ – газ, поступивший из предыдущей зоны; $\Delta G_{в.тi}$ – воздух, поступивший в зону горения в результате "турбулентного" смешения; $\Delta G_{в.аi}$ – воздух, поступивший в зону горения в результате "активного" смешения.

На основании вышесказанного и используя уравнение турбулентной диффузии получаем уравнение для определения коэффициента "турбулентного" смешения:

$$\Delta m_{тi} = A \cdot \frac{T_{г}^* \cdot W_0 \cdot \exp K \cdot \Delta F_i}{T_0^* \cdot W_{г} \cdot K \cdot F_{\Sigma}} \quad K = \frac{R_{зот}^2}{0,003 \cdot (1 + \beta \cdot \text{tg}^2 \phi)^{0,5} \cdot R_{гп} \cdot x}$$

где F_{Σ} – суммарная площадь всех отверстий в ж.т.; A – коэффициент пропорциональности; $W_0, W_{г}$ – скорости струй воздуха и газового потока в рассматриваемом сечении; r – текущий радиус струи; $R_{гп}$ – радиус трубы; ϕ – угол закрутки потока; β – коэффициент, учитывающий особенности конструкции завихрителя.

Полученные зависимости позволяют определить коэффициент смешения при турбулентном массообмене вторичного воздуха с газовым потоком и соответственно количество воздуха, непосредственно смешивающегося с топливом в потоке. Однако, как уже отмечалось, в жаровой трубе осуществляется не только турбулентное смешение, но и активное взаимодействие потока с поперечными струями.

Многочисленные исследования процессов смешения струй с набегающим потоком показывают, что при взаимодействии струи и потока происходит массообмен, в результате которого величина эжектируемого струей набегающего потока пропорциональна площади экрана, его скорости и плотности:

$$G_{гi} \sim F_э \rho_{гi} W_{гi}$$

где $F_э$ – площадь экрана, образуемого поперечными струями; $\rho_{гi} W_{гi}$ – плотность и скорость набегающего потока.

С другой стороны, величина эжектированного газа равна количеству воздуха струи, смешавшегося с потоком: $G_{гi} = G_{вi}$. Отсюда количество вторичного воздуха, смешавшегося с потоком:

$$G_{вi} = F_э \rho_{гi} W_{гi}$$

Из приведенной схемы следует, что площадь экрана, образуемого струями одного пояса отверстий, определяется уравнением:

$$F_э = \frac{\pi(d_0 + 2h_i \text{ctg} \psi) n_0 h_i}{2}$$

где h_i – глубина проникновения струи в набегающий поток; d_0 – диаметр отверстий; n_0 – количество отверстий в одном поясе отверстий; ψ – угол расширения струй при их истечении из отверстий ($\psi \approx 10 - 12^\circ$).

Согласно определению:

$$\Delta m_{ai} = \frac{G_{Bi}}{G_{\Gamma i-1}} = \frac{A_1 \Delta h_i(x) (d_0 + 2h_i c \operatorname{tg} \psi) n_0 \cos \phi_i}{R_{TP}^2}$$

где R_{TPi} – радиус жаровой трубы в i -м сечении; A_1 – коэффициент пропорциональности; ϕ_i – текущее значение угла закрутки набегающего потока; $h_i(x)$ – глубина проникновения поперечной струи в i -м сечении.

Полученное уравнение позволяет определить относительное количество смешанного с потоком вторичного воздуха, поступающего из основных отверстий жаровой трубы. Из анализа данной зависимости следует, что количество эжектированного воздуха зависит от размеров и количества отверстий, глубины проникновения струй и затенения потока.

На рис. 1 приведены графики изменения количества эжектированного воздуха, отнесенного ко всему воздуху, протекающему через жаровую трубу G_i/G_{Σ} . Расчеты проводились для оси жаровой трубы ($r = 0$).

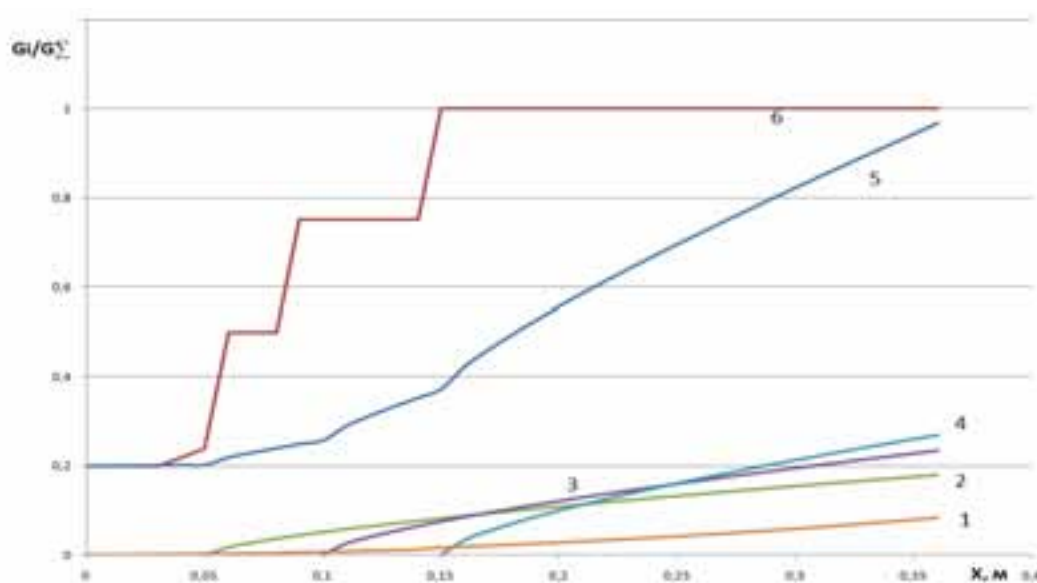


Рис. 1. Смешение вторичного воздуха с потоком по длине камеры сгорания: 1 – смешение в результате турбулентной диффузии; 2 – смешение в результате проникновения первого ряда струй; 3 – смешение в результате проникновения второго ряда струй; 4 – смешение в результате проникновения третьего ряда струй; 5 – суммарное количество смешанного с потоком воздуха; 6 – изменение относительного расхода вторичного воздуха, рассчитанное по площадям

Из результатов расчета видно, что процесс смешения вторичного воздуха по длине жаровой трубы протекает неодинаково для разных отверстий. Если смешение охлаждающего воздуха с потоком протекает монотонно и к выходу из камеры достигает величины $G'_i/G_{\Sigma} = 0,1$ (кривая 1), то смешение воздуха, поступающего из основных отверстий первого ряда (кривая 2) и смесителя (кривая 3) проходит достаточно интенсивно, и к концу камеры они достигают значения $G_i/G_{\Sigma} = 0,2 - 0,3$. Суммарная зависимость отношения воздуха, поступающего из отверстий ко всему воздуху через жаровую трубу (кривая 5), показывает, что не весь вторичный воздух успевает перемешаться за время его пребывания в жаровой трубе. Следовательно, при расчете процессов сгорания смеси с помощью коэффициента смешения можно учитывать долю вторичного воздуха, подмешанного к газовому потоку в каждый момент времени пребывания смеси в рассматриваемой зоне.

Одним из важнейших и постоянно контролируемых параметров в КС является неравномерность температурных полей на выходе. В настоящее время считается, что удовлетворительное поле температур можно получить при правильном выборе глубины проникновения и числа струй, которые образуют локальные зоны перемешивания. При этом определение числа и размеров отверстий возможно лишь экспериментально. Поэтому доводка КС по коэффициенту неравномерности является наиболее трудоемкой и требует больших затрат. Создание даже приближенных эмпирических зависимостей является полезным с точки зрения определения тенденции влияния конструктивных и режимных параметров.

Во многих работах установлено (Лефевр А. Процессы в камерах сгорания, Григорьев А.В. Теория камеры сгорания, Мингазов Б.Г. Камеры сгорания ГТД и т.д.), что механизмы переноса тепла и примесей в струе одинаковы. В результате этого профили избыточной концентрации примесей в струе должны быть подобны профилям избыточной температуры:

Отсюда следует, что при прогнозировании закономерностей формирования температурных полей можно использовать зависимости, полученные ранее для процессов смешения и распределения полей концентраций топлива.

В соответствии со сказанным можно сказать, что с помощью параметра, характеризующего смешение вторичного воздуха с газовым потоком, можно прогнозировать и уровень неравномерности температурных полей.

Можно предположить, что общая неравномерность температурного поля определяется обратной величиной:

$$\frac{\Delta T}{\Delta T_{\max}} \sim \frac{\Delta C}{\Delta C_{\max}}$$

$$\theta = 1 - \frac{G_i}{G_{\Sigma}} = 1 - F_{\text{фп}} \left(1 + m_t + \sum_{i=1}^k m_{ci} \right) =$$

$$= 1 - F_{\text{фп}} \left(1 + A \cdot \frac{T_r^* \cdot W_0 \cdot \exp K \cdot \Delta F_i}{T_0^* \cdot W_r \cdot K \cdot F_{\Sigma}} + \sum_{i=1}^k \frac{A_1 \Delta h_i(x) (d_0 + 2h_i c \operatorname{tg} \psi) n_0 \cos \phi_i}{G_0} \right)$$

Полученная аналитическая зависимость отражает влияние основных параметров на формирование температурных полей на выходе из КС.

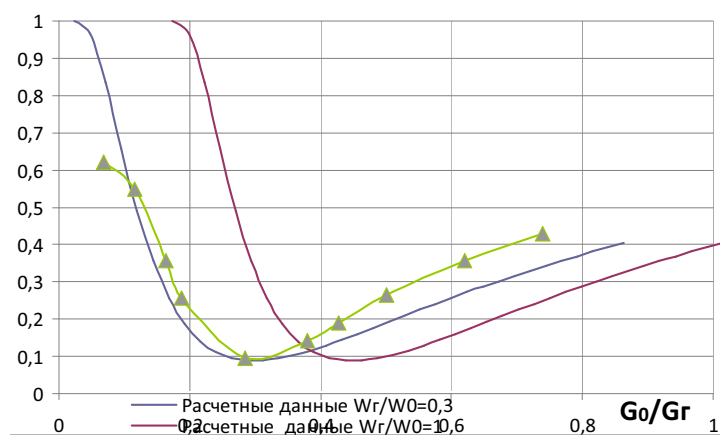


Рис. 2. Изменение температурной неравномерности на выходе КС в зависимости от относительного расхода в зоне смешения

Из графика видно, что кривая изменения неравномерности имеет минимум при различных значениях отношения W_r/W_0 , незначительно сдвигаясь в сторону увеличения значений G_0/G_r , при возрастании скорости потока. Полученные результаты хорошо согласуются с ре-

зультатами экспериментальных исследований. Можно заметить, что существует так называемая "замечательная точка", характеризующаяся минимальным значением температурной неравномерности потока на выходе камеры сгорания при определенном соотношении расходов струй и потока. Следовательно, в смесителях КС с помощью перераспределения внутреннего воздуха можно добиться требуемой неравномерности Θ_{\min} .

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей, г.Казань, 2006 год. 219 с.
2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М: Мир, 1986. 556 с.
3. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания, С-Петербург, 2010г, 221 с.

MODELING OF THE PROCESS OF MIXING IN THE COMBUSTION CHAMBERS

I.I. Vafin, B.G. Mingazov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The main characteristics of the combustion chamber GTE largely depend on the mixing processes. Therefore it is of practical interest to identify patterns of mixing in the combustion chamber. In this work, mixing conventionally divided into "turbulent" and "jet" mixing of the secondary air flow and derive formulas for determining the coefficients of "turbulent" and "jet" of mixing. The formulas to determine the relative amount mixed with the secondary air flow coming from the main flame tube holes. From the analysis of the literature review suggest that the general non-uniformity of temperature field is determined by the inverse of the cumulative rate of mixing and obtain analytical dependence, which reflects the influence of the main parameters of the combustion chamber on the formation of temperature fields at the output of the combustion chamber.

УДК 621.52

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ИДЕНТИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ГТУ ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ

Гилязиев М.Г., Варсегов В.Л.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева)

Рассмотрены вопросы идентификации математических моделей ГТУ при недостаточном количестве исходных данных применительно к решению задач параметрической диагностики. Предложен метод идентификации, основанный на решении системы диагностических уравнений, заключающийся в последовательном решении трех задач: прямой термодинамической задачи; оценки взаимного влияния искомых и контролируемых параметров и оптимизации значений искомых параметров ГТУ из условий минимизации невязки между рассчитанными и измеренными параметрами.

Математическая модель газотурбинной установки (ГТУ) – математический аппарат способный замещать исследуемую ГТУ так, что его изучение (применение) дает новую информацию о замещаемой газотурбинной установке.

Математическая модель ГТУ является основой для проектирования, доводки и широко применяется для параметрической диагностики при эксплуатации. Данная ситуация обусловлена целым рядом особенностей – математическая модель ГТУ является не только инструментом для определения параметров совместной работы узлов ГТУ, но также является источником новых знаний о газотурбинной установке и позволяет заменить дорогостоящие и долгосрочные натурные испытания.

Однако вместе с ростом востребованности таких математических моделей в производственных и эксплуатирующих организациях, растут и требования к ним. Математическая модель должна быть адаптирована к конкретной газотурбинной установке.

Основная сложность в решении данной проблемы заключается в недостаточности измеряемых при стендовых испытаниях или эксплуатации параметров, идентифицирующих состояние исследуемой ГТУ. Как следствие недостаточности измеряемых параметров, затрудняется выявление конструктивных особенностей узлов, приводящих к отклонениям выходных параметров исследуемых газотурбинных установок.

Решение данной задачи представляет собой суть задачи идентификации математической модели ГТУ. Известны несколько методов идентификации математических моделей ГТУ: метод наименьших квадратов [2]; метод нелинейной оптимизации; метод максимального правдоподобия [1], метод диагностических матриц [3], [1]. Однако из-за допущения о взаимной независимости искомых параметров вышеперечисленные методы дают неудовлетворительную точность, а порой задача и вовсе становится нерешаемой или же полученное решение не соответствует реальным физическим процессам, происходящим в ГТУ.

Постановка задачи

Система диагностических уравнений – система уравнений, в которых изменения диагностических признаков состояния проточной части газотурбинной установки представляются в виде функций от искомых параметров на некотором определенном режиме работы.

Задача, для решения которой используется система диагностических уравнений, сформулирована следующим образом: при измерениях ряда параметров данного двигателя обнаружены отклонения значений всех или некоторых из этих параметров от их значений, измеренных в тех же условиях и на том же режиме, когда двигатель был заведомо исправен; полученные отклонения свидетельствуют о возникновении неисправностей в проточной части; требуется определить, в каком именно узле (узлах) двигателя появились неисправности.

Алгоритм идентификации математических моделей ГТУ системой диагностических уравнений

Сущность предлагаемого метода идентификации состоит в последовательном решении трех задач:

1. Решение прямой термодинамической задачи ГТУ (построение математической модели ГТУ);
2. Оценка взаимного влияния искомых и контролируемых параметров ГТУ;
3. Оптимизация значений искомых параметров ГТУ из условий минимизации невязки между рассчитанными и измеренными параметрами.

Решение прямой термодинамической задачи

Предлагаемый алгоритм решения прямой термодинамической задачи основан на решении системы нелинейных уравнений:

$$\begin{cases} f_1(z_1, z_2, \dots, z_p, x_1, x_2, \dots, x_m, y_1, \dots, y_m, g) = 0 \\ f_2(z_1, z_2, \dots, z_p, x_1, x_2, \dots, x_m, y_1, \dots, y_m, g) = 0 \\ \dots \dots \dots \\ f_r(z_1, z_2, \dots, z_p, x_1, x_2, \dots, x_m, y_1, \dots, y_m, g) = 0 \end{cases} \quad (1)$$

где z – параметры ГТУ; x – искомые параметры ГТУ; y – контролируемые параметры ГТУ; p – количество параметров состояния ГТУ; m – количество искомым и контролируемых параметров ГТУ; n – общее количество параметров ГТУ; r – количество уравнений, g – параметр задающий режим работы ГТУ.

В результате решения прямой термодинамической задачи определяется некоторая совокупность параметров ГТД $z_1, z_2, \dots, z_{n-m-m}$, контролируемых параметров состояния ГТУ y_1, y_2, \dots, y_m при произвольно заданных в «нулевом» приближении искомым параметрах $x_{1_0}, x_{2_0}, \dots, x_{m_0}$ на исследуемом режиме работы ГТУ, задаваемым одним из измеренных параметров g .

Оценка взаимного влияния искомым и контролируемых параметров ГТУ

Сущность задачи оценки взаимного влияния искомым и контролируемых параметров состоит в построении $(m + 1)$ -мерной поверхности невязки. Где m – количество неизвестных искомым параметров. Оси абсцисс в данной системе координат определяют величины отклонений искомым параметров и только одна ось ординат отклонения контролируемого параметра ГТУ.

Таким образом, положение точки в данной системе определяется координатами m осей абсцисс и одной координатой оси ординат (ось контролируемого параметра). Построение данной поверхности невязки позволяет провести оптимизацию (определение оптимальных значений искомым параметров, обеспечивающих минимальную невязку контролируемого параметра) всех m искомым параметров одновременно.

При достаточной степени достоверности математической модели отклонения контролируемого параметра можно определить численно.

Для этого необходимо выполнить следующее:

1. Заложить в математическую модель ГТУ закон регулирования.
2. Задать m группы отклонений искомым параметров x_1, x_2, \dots, x_m каждая группа состоит из k отклонения.

С целью учета взаимного влияния искомым параметров друг относительно друга, целесообразно определять отклонения контролируемых параметров для каждой комбинации отклонения искомым параметров.

Количество всех возможных комбинаций вычисляется по следующей формуле

$$q = k^m \quad (2)$$

где q – количество возможных комбинаций; k – количество элементов в группе; m – количество групп, количество искомым параметров.

3. Рассчитывая систему уравнений (1) для каждой комбинации искомым параметров, получим соответствующее значение контролируемого параметра. Таким образом, для каждого контролируемого параметра X составляется 2 матрицы:

– матрица отклонений искомым параметров x_1, x_2, \dots, x_m размерности $m \times q$

$$X = \begin{bmatrix} \delta x_{11} & \delta x_{21} & \dots & \delta x_{m1} \\ \delta x_{12} & \delta x_{22} & \dots & \delta x_{m2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \delta x_{1q} & \delta x_{2q} & \dots & \delta x_{mq} \end{bmatrix}; \quad (3)$$

– матрица собственных отклонений контролируемого параметра Y_m размерностью $1 \times q$

$$Y_m = \begin{bmatrix} \delta y_{m1} \\ \delta y_{m2} \\ \dots \\ \delta y_{mq} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Данные матрицы X и Y_m содержат координаты точек поверхности невязки контролируемого параметра.

Оптимизация значений искомым параметров ГТУ из условий минимизации невязки между рассчитанными и измеренными параметрами

Представим величины отклонений искомым и контролируемых параметров в матричной форме

$$Y_1 = \begin{bmatrix} \delta y_{11} \\ \delta y_{12} \\ \dots \\ \delta y_{1q} \end{bmatrix}, \quad X = \begin{bmatrix} \delta x_{11} & \delta x_{21} & \dots & \delta x_{m1} \\ \delta x_{12} & \delta x_{22} & \dots & \delta x_{m2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \delta x_{1q} & \delta x_{2q} & \dots & \delta x_{mq} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

Здесь Y_1 – вектор-столбец отклонений контролируемого параметра y_1 , размерности $1 \times q$;

Каждая строка матрицы X представляет вектор комбинации отклонений искомым параметров $\delta x_1, \delta x_2, \dots, \delta x_m$, которой соответствует строка вектора-столбца отклонений контролируемых параметров Y_1 .

Для m искомым параметров составляется система из m уравнений

$$\begin{cases} \sum_{i=0}^n (B_{1i} \cdot \delta x_1^{A_{11}} \cdot \delta x_2^{A_{12}} \cdot \dots \cdot \delta x_m^{A_{1m}}) = \delta y_1 \\ \sum_{i=0}^n (B_{2i} \cdot \delta x_1^{A_{21}} \cdot \delta x_2^{A_{22}} \cdot \dots \cdot \delta x_m^{A_{2m}}) = \delta y_2 \\ \dots \\ \sum_{i=0}^n (B_{mi} \cdot \delta x_1^{A_{m1}} \cdot \delta x_2^{A_{m2}} \cdot \dots \cdot \delta x_m^{A_{mm}}) = \delta y_m \end{cases} \quad (6)$$

где B – вектор-столбец размерности коэффициентов уравнения регрессии; A – матрица показателей степени искомым параметров.

Полученная система уравнений (6) позволяет определить поправки к априорно заданным значениям искомым параметров $x_{10}, x_{20}, \dots, x_{m0}$.

Значения искомым параметров определяются по формуле:

$$x_m = x_{m0} + \delta x_m \cdot x_{m0} \quad (7)$$

Для оценки погрешности полученного решения, рассчитанные величины искомым параметров закладываются в математическую модель ГТУ. В результате расчета математическая модель представляет значения контролируемых параметров для текущей итерации i $y_{1i},$

y_{2i}, \dots, y_{mi}

Далее производится оценка погрешности между измеренными и рассчитанными значениями контролируемых параметров:

$$\delta_m = \frac{y_{mi} - y_m}{y_m} \cdot 100\% ; \quad (8)$$

$$\sum_{i=1}^m \delta_i^2 \leq \varepsilon ; \quad (9)$$

ε – заданная величина допустимой погрешности, обычно $\varepsilon = 0,1\%$.

Если выполняется условие (9), то задача идентификации считается решенной. В случае невыполнения условия (9) весь алгоритм идентификации повторяется до выполнения данного условия, полученные на каждой итерации значения искоемых параметров x_1, x_2, \dots, x_m используются в качестве априорно задаваемых величин для последующей итерации.

Выводы

Рассмотрена проблема недостаточности измеряемых параметров газотурбинной установки при решении задач параметрической диагностики газотурбинных установок. В качестве решения данной проблемы предложен метод идентификации математических моделей ГТУ, основанный на решении системы диагностических уравнений.

Система диагностических уравнений обладает следующими свойствами:

1. Система диагностических уравнений по отклонениям диагностируемых (контролируемых) параметров позволяет определить характеристики узлов, что позволяет идентифицировать, работающий в составе двигателя, дефектный узел.

2. По измеренной на одном режиме совокупности отклонений m диагностируемых параметров система диагностических уравнений позволяет определить (идентифицировать) m искоемых характеристик узлов двигателя.

3. По измеренной на m режимах совокупности отклонений одного диагностируемого параметра система диагностических уравнений позволяет определить (идентифицировать) m искоемых характеристик узлов двигателя.

4. Измеренные величины диагностируемых параметров ГТУ не используются при построении системы диагностических уравнений, данные параметры применяются только для оценки погрешности идентификации искоемых параметров. Диагностируемые параметры ГТУ здесь называются контролируемыми.

5. Система диагностических уравнений обладает свойством универсальности, так как диагностируемые (контролируемые) параметры ГТУ не влияют на структуру диагностических уравнений. Другими словами одна и та же система диагностических уравнений применима при различных значениях контролируемых (диагностируемых) параметров.

6. Система диагностических уравнений теряет свое свойство универсальности при: резких и катастрофических изменениях конструкции узлов ГТУ; изменении характеристик узлов ГТУ из-за наработки. В таких случаях система диагностических уравнений перестает «работать». При применении систем диагностических уравнений в составе комплексов онлайн мониторинга состояния ГТУ может послужить косвенным сигналом для проведения регламентных работ на диагностируемом ГТУ.

Исходя из вышеизложенного, можно сделать вывод о том, что разработанный метод позволяет решить проблему недостаточности измеряемых параметров при параметрической диагностики газотурбинных установок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П.* Диагностика состояния ВРД по термодинамическим параметрам. – М.: Машиностроение, 1983.
2. *Тунаков А.П.* Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979.
3. *Urban L.A.* Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Condition Monitoring. AIAA Pap. N72-1082, 1972.

DEVELOPMENT OF METHODS FOR IDENTIFICATION OF SIMULATION MODELS OF GAS TURBINE ENGINES FOR FAULT DETECTION

M.G. Gilyaziev, B.L. Varsegov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The problem of lack of parameters measured gas turbine plant in solving problems of parametric diagnostics gas turbines. As a solution to this problem, we propose a method of identification of mathematical models of gas turbines, based on the solution of diagnostic equations. The essence of the method is to identify the sequential solution of three problems: 1. Solution of the direct problem of thermodynamic gas turbine; 2. Evaluation of mutual influence of the unknown and controlled parameters of GTP; 3. Optimizing the values of the unknown parameters of the gas turbine conditions to minimize the discrepancy between the calculated and measured parameters.

УДК 536.24

ПРИСТЕННАЯ ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ТЕПЛООБМЕНА ПРИ СЛОЖНЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЯХ

Щукин А.В., Ильинков А.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

В докладе рассмотрены результаты экспериментальных исследований пристенной интенсификации теплообмена выемками или выступами, нанесенными на стенки теплообменных каналов в условиях воздействий массовых сил, пульсаций потока, импактных струй.

Анализ литературных источников показывает, что возможности пристенной интенсификации теплообмена еще не исчерпаны. Судя по результатам исследований, опубликованным в последние годы, имеется возможность дополнительного улучшения теплогидравлических характеристик пристенных интенсификаторов теплообмена. Это достигается активизацией процессов разрушения образовавшегося пограничного слоя, турбулизацией пристенного течения, а также генерированием крупных вихрей и увеличения их массообмена около поверхностей, формованных выступами или выемками различной формы.

В настоящем докладе представлены результаты экспериментальных исследований пристенных интенсификаторов теплообмена на турбулентном режиме течения при воздействии возмущающих факторов, характерном для систем воздушного охлаждения газотурбинных двигателей и энергоустановок.

В результате консервативного воздействия центробежных массовых сил при обтекании выпуклой поверхности кольцевого канала с непрерывной закруткой потока теплоотдача не превышает значений, соответствующих осевому течению теплоносителя. В докладе приводятся результаты экспериментальных исследований по интенсификации теплоотдачи на этой поверхности нанесением на нее сферических выемок.

Приведены результаты опытного исследования средней теплоотдачи в полусферической выемке, установленной в 1,3 и 5-м рядах матрицы выемок, при варьировании частоты наложенных пульсаций скорости воздуха в канале. Диапазон значений чисел Рейнольдса и Струхала соответствовал условиям работы систем охлаждения турбинных лопаток.

Представлены результаты экспериментального исследования комбинированного охлаждения плоской поверхности сферическими выемками и импактными струями с боковым отводом охладителя. Показано, что совместная интенсификация теплообмена позволяет получить более высокие коэффициенты теплоотдачи, нежели при их раздельном применении.

Анализируется возможность применения в качестве интенсификаторов теплообмена двояковогнутых выемок, предложенных авторами. Сравнительные результаты опытного исследования теплоотдачи позволили выявить оптимальные значения тороидального кольцевого выступа, обеспечивающего максимальную суммарную теплоотдачу на выемке. Матрица из таких выемок испытана на гидравлическое сопротивление.

Обсуждаются результаты опытных исследований эффективности тепловой завесы, создаваемой при вдуве охлаждающего воздуха через ряд расположенных в поперечном направлении полусферических выемок. Найдены значения параметров, обеспечивающих наиболее высокую эффективность тепловой завесы. Определены коэффициенты теплоотдачи для оптимальных условий.

Представлены результаты экспериментальных исследований гидродинамики и теплообмена при обтекании потоком воздуха вогнутой стенки плоского канала с установленными на ней полуцилиндрическими выступами. Получено, что по мере увеличения относительной кривизны вогнутой поверхности вклад выступов в увеличение конвективного теплопереноса на вогнутой поверхности будет снижаться. Даны рекомендации по учету влияния продольной кривизны вогнутой поверхности на среднюю теплоотдачу около поверхности между выступами.

Приводятся результаты опытного исследования теплоотдачи и сопротивления в плоском канале с односторонним расположением полусферических выступов и односторонним подводом теплоты. Исследуется влияние на интенсификацию теплообмена плотности расположения выступов на стенке канала и его высоты.

NEAR-WALL HEAT TRANSFER ENHANCEMENT UNDER COMPLEX BOUNDARY CONDITIONS

A. V. Shchukin, A. V. Il'inkov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The paper gives the results of experimental research of near-wall heat transfer enhancement by dimples and bulges mounted on the channel walls in the presence of body forces, flow pulsations and impact jets.

NUMERICAL INVESTIGATION ON INTERSECTING-GRIDS COOLING CONFIGURATION

Zheng Guanghua, Zhang Kai, Chen Yong
(Northwestern Polytechnical University, Xi'an, China)

As the Mach number and range of aerial vehicles increases, the heat protection of the turbine vanes and blades of modern gas turbine engines has been a more and more important issue. Besides developing heat-tolerant materials, the development of advanced cooling technology is also a significant way to the thermal protection of turbine blades [1, 2]. Film cooling is the most conventionally and widely applied cooling method. [3,4].

Intersecting-grids cooling configuration with internal network channels is a new scheme of cooling configuration combined with wall cooling and film cooling. It is divided into units, in which the cooling gas flows intersected and cools down the wall and then forms the gas film through the holes on the external surface of the wall, which provides further heat protection. Meantime the intersecting gas flow inside the wall can result in impingement effect, which is more effective. The manufacturing unit of this cooling structure is feasible and can be adjusted according to thermal loads at wall.

In this paper, the internal flow condition and cooling features of structure are investigated numerically to get knowledge of the cooling features of such structure and discuss the feasibility of applying.

1. Geometry

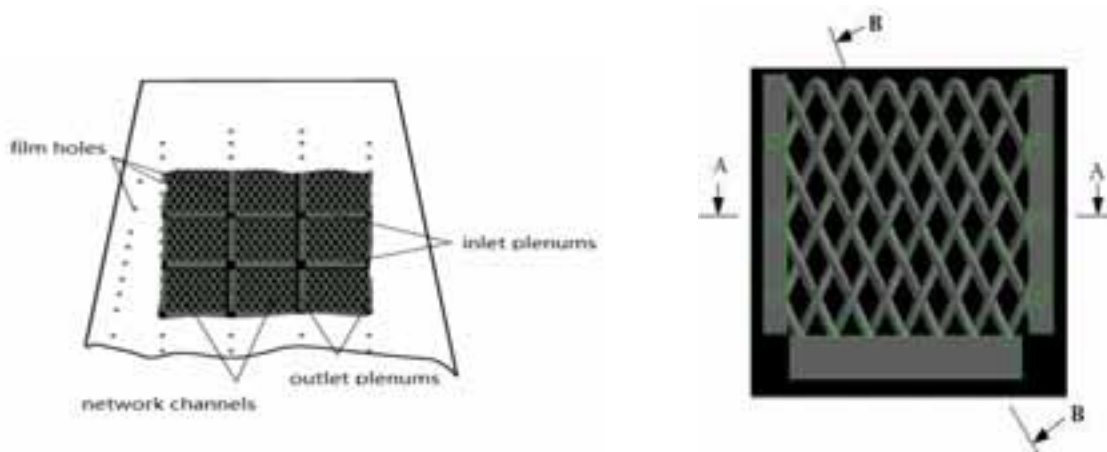


Fig. 1. Internal network channels within a turbine blade

Fig. 2: Front view of internal network channel unit

The configuration of internal channel networks is shown in Figure 1. The coolant first enters the inlet plenum which is connected with the channels where the cooling gas exchanges heat with the solid body. The coolant flows out of the channel into the outlet plenum and forms film through the holes, thus the wall temperature is reduced. The channels wind in the wall, interfering each other.

The front view of the cooling unit is specified in Figure 2. It can be observed that the reversing angle on the top of the channel is 60 degrees, after which the coolant continues its way to the outlet plenum. The two cross sections are shown in Figure 3 and 4.

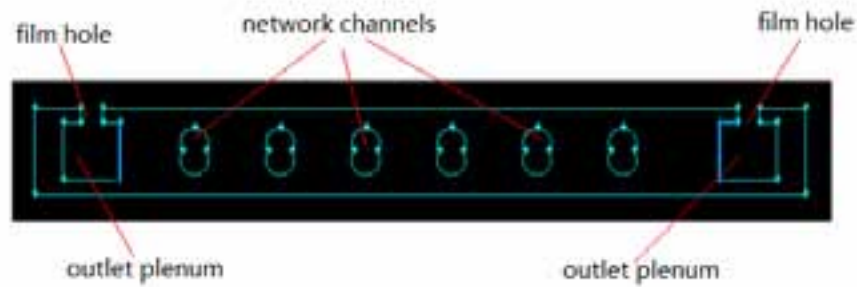


Fig. 3. View of A-A cross section

A clear view of the degree of the interfering is specified in stream wise in Figure 3. The total length of the cooling unit is 27mm, width 24mm, thickness 3mm. The outlet plenum (height 2mm) on lateral sides is connected with film holes which is 0.5mm long. In the middle are the network channels with a diameter of 1mm. The distance between the centers of the interfering circles is 0.6mm.

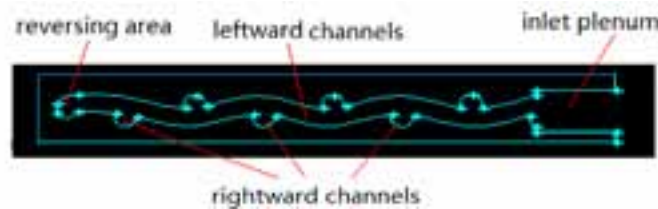


Fig. 4. View of B-B cross section

The disturbance of a flow in a single channel is illustrated in Figure 4. The flow in the channel can be affected by the other 6 channels, and meanwhile influencing the others, which is of great benefit to the convective heat transfer.

2. Calculation model and numerical method

2.1 Calculation model of the internal network channels

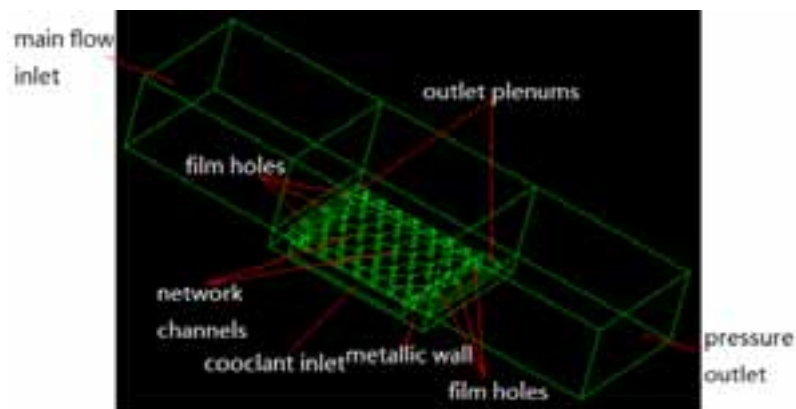


Fig. 5. Calculation zone of the network channels

The target of this paper is illustrated in Figure 5. In this Figure, the metallic walls are the solid domains, and the rest walls are the fluid domains. Coolant enters the network channels through the inlet plenum on lateral sides, and exchanges heat with the wall. Then the cooling gas flows into the outlet plenums which are connected to the main channel by six film holes. The main stream flows from the left inlet with a height of 12mm and a width of 24mm. In the fluid-structure interaction calculation, The grid is consist of 2,600,000 nodes.

2.2 Numerical method

In the numerical model, both the main stream and the secondary flow inlet boundary are set to mass flow inlet, perpendicular to the inlet boundary. The outlet boundary is pressure outlet, which equals one standard atmosphere.

To investigate the cooling efficiency in real conditions, the temperature of main flow is set to 1800K and the secondary flow is set to 800K. The density of the coolant are equaled to ideal gas; the heat conductivity, heat capacity, viscosity and other properties are derived by Lagrange interpolation.

The numerical simulation employs the separated implicit solver in Fluent 6.3. The method is Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations, i.e. the SIMPLE. A turbulence model of Realizable $k-\epsilon$ is applied and the near wall treatment is Enhanced Wall Function method. A double-preciseness upwind formula is employed for the segregation of each parameter. The pressure correction equation, mass conservation equation, momentum equation, $k-\epsilon$ equation are confronted with under-relaxation treatment, in which the under-relaxation factors are adjusted during the iteration process. The judging of convergence is determined by the comparative residual of lower than 1×10^{-5} , with no tend of further increase.

The calculation is made with a blow ratio of 1: 1 and the Reynolds number of the main stream 40000.

3. Results

The directions in the calculation model are defined as follows: the stream wise of the main flow is x axis, the inlet direction of secondary flow as y axis and the normal direction of the metallic wall side exposed to the main flow as z axis.

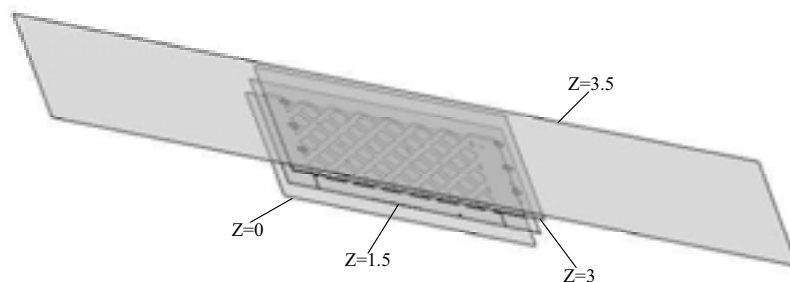


Fig. 6. Positions of the cross sections along the z axis

Positions of cross sections alongside the thickness of the metal are specified in Figure 6. Thus the three representative cross sections are $z = 0$ as the bottom boundary, $z = 3$ cross section as the border of wall and main flow, $z = 1.5$ as the middle cross section of the wall, containing the internal network channels and $z = 3.5$ as a cross section within the main flow near the wall.

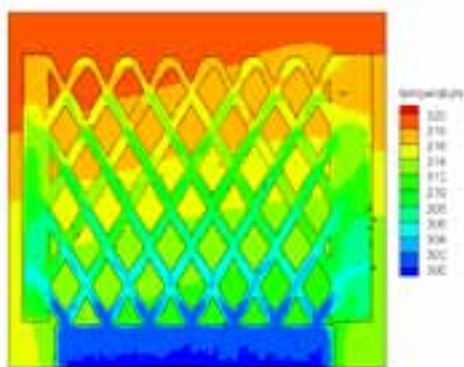


Fig. 7. Temperature distribution of $z = 1.5$ cross section

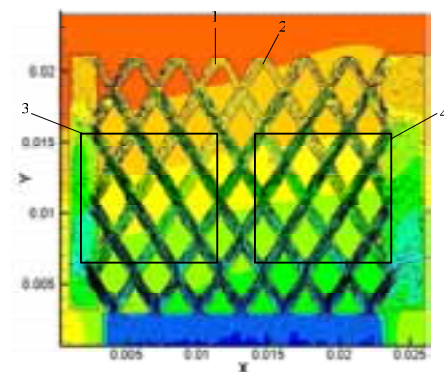


Fig. 8. Velocity vector distribution on $z = 1.5$ cross section

Figure 7 illustrates the temperature distribution in the middle cross section of the wall, which tells that the temperature increases upward within the wall. The temperature at the beginning of the channels stays low, then an obvious rise can be observed until the maximal magnitude at the reversing area. Due to the disturbance of gas flows at the interfering cross sections, the temperature there varies a lot, especially when the reverse flow confronts the previous secondary flow. This is to be observed in the upper half of the metallic wall. As a result of the high heat conductivity, the temperature change within the metallic wall is not sharp. The temperature gradient c crosswise is relatively small while the temperature gradient endwise varies gradually. The top area has the highest temperature on account of no internal channels. The large temperature gradient in outlet plenums relates to the temperature magnitudes of the gas flows into the outlet plenum. There's a total trend of rising of the temperature in y axis direction.

In Figure 8 the velocity vectors at $z = 1.5$ are illustrated. The velocity magnitude near the inlet plenum is relatively high, while goes down as the gas flows toward the reversing area. The mass flow rate in channels without a reversing area is larger because the resistance is much smaller. Two channels named 1 and 2 in the figure 8 have extremely low mass flow, that is probably because the entrance of the two channels are located at the ends of the inlet plenums and are influenced by the side wall. What's more, the channels linked to them leads directly to the outlet plenum without too much resistance, consequently gains more mass flow and reduces the mass flow in channel 1 and 2. Therefore the temperature near channel 1 and 2 is higher. Local vectors distribution in zone 3 and 4 is specified in Figure 9.

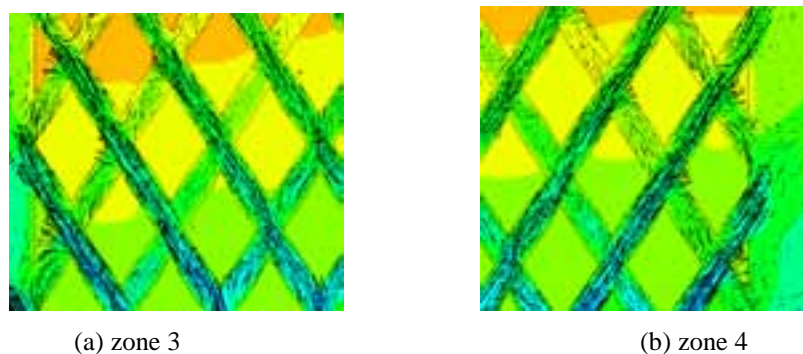


Fig. 9. Local velocity vectors on $z = 1.5$ cross section

The upwards vectors in Figure 9 indicate that the gas flow has not yet encountered the reversing areas, while those downwards have confronted and head toward the outlet plenum. It is to be seen that some of the gas flow upward turns into the passage downwards and meantime some downwards flow goes up. So the direction changes in the channels are common phenomena. In Figure 8, the mass flow rate after reversing in channels increases as it passes each cross section until the arrival in outlet plenum.

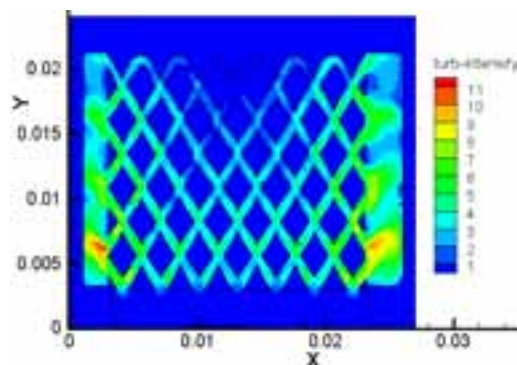


Fig. 10. Distribution of turbulence intensity on $z = 1.5$ cross section

Figure 10 illustrates the turbulent intensity of the cross section of $z = 1.5$. It's obviously seen that the turbulence intensity of the gas flow gains a sudden rise at the cross sections and falls again in the channel, varying regularly inside the channels. The area 1 and 2 in Figure 9 have relatively smaller turbulence intensity owing to the small mass flow rate. Besides, the turbulence intensity change at the crossings varies obviously. In case the directions of flow of two channels have a intersection angle of 60 degrees, the maximal turbulence intensity at the next crossing is definitely smaller than that of the last crossing. However, when the flow directions at the crossings have a intersection angel of 120, the maximal turbulence intensity at the next crossing turns out to be greater than the last one. In conclusion, the turbulence intensity of the gas flow at the crossings from inlet plenum toward the reversing areas becomes smaller and smaller, and that of the opposite direction gets gradually larger and reaches a peak value at the outlet plenum.

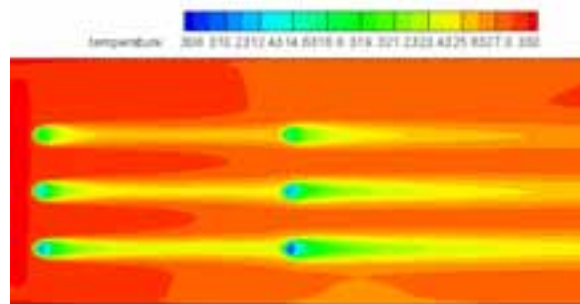


Fig. 11. Temperature distribution of $z = 3.5$ cross section

Figure 11 illustrates the temperature distribution of the cross section in middle downstream of main flow, 0.5mm from the surface of the metallic wall. The temperature difference between the gas and film holes can also be observed in this figure. The affection of the cooler gas from the holes below sustains farther while that of the upper holes lasts relatively short, consequently provides less protection from the thermal load. The holes in later positions have better performance due to the absence of other units and the boundary condition of adiabatic wall, what's more, the composition of the upstream and downstream coolant flow at the same time contributes to the longer effective distance in downstream. The well-bedded core area and dissipation area of the film hole protection further convince the good convergence of the calculation.

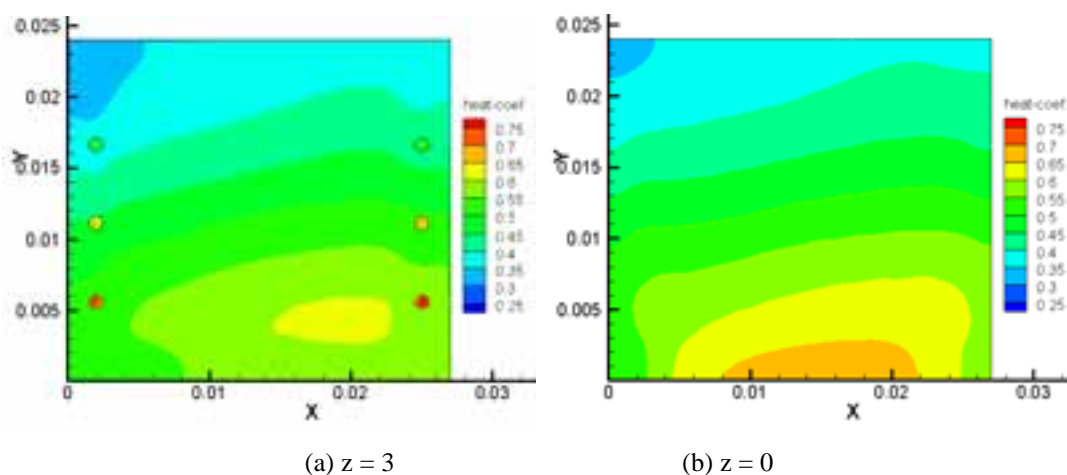


Fig. 12. Cooling effectiveness distribution on two surfaces of the metallic wall

Figure 12 shows the cooling efficiency distribution of inside and outside the inner channel, cooling efficiency is calculated according to the temperature. The cooling efficiency distribution of

the two plane are averages by area, the the cooling efficiency of upper and lower walls are 0.482 and 0.504, respectively, with an average of 0.493.

4. Conclusion

With the calculation and discussion above, it can be seen that mixing appears at the cross sections of the channels where directions of some flows changes. And the turbulence intensity augments at the interfering area, especially obvious when the intersection angel is an obtuse angel, which is beneficial to internal convective heat transfer. The secondary flow after passing the internal network channels in the wall performs more potential of the coolant, and it shows a very good cooling performance in the same conditions.

УДК 536.423:536.24

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГАЗИФИКАЦИИ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВ

Тонконог В.Г., Арсланова С.Н., Тонконог М.И.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Рассматривается процесс газификации криогенной жидкости, в котором паровая фаза получается в результате дросселирования жидкости. Предложено устройство, реализующее процесс газификации криогенной жидкости, обладающее высокими динамическими характеристиками производства паровой фазы и позволяющее в процессе газификации охлаждать хранилище криогенной жидкости. Выполнено моделирование характеристик двухфазного потока, образующегося в парогенерирующем устройстве газификатора и в сепараторе. Численное моделирование процессов в парогенерирующем устройстве газификатора проводилось в одномерной и двумерной постановках задачи для различных рабочих сред: метан, водород.

Введение. Криогенные жидкости находят широкое применение в аэрокосмических системах, наземных транспортных энергоустановках, медицине, электронике и других отраслях техники. В настоящее время существенно возрос интерес к сжиженному природному газу на основе метана (СПГ). Рассматриваются и реализуются технологии производства СПГ, создается инфраструктура его потребления. Так, согласно Концепции участия АО «Газпром» в газификации регионов РФ (№ 57 от 30.09.2009) правление АО «Газпром» продекларировало задачи создания мощностей по производству СПГ на Дальнем Востоке и Европе, участие или получения прав на транспортировку и реализацию продукции. Но если углеводородные топлива удобно транспортировать и хранить в сжиженном состоянии, то большинство энергопотребителей, за исключением аэрокосмической отрасли, предпочитают использовать топливо в газообразном состоянии. Таким образом наряду с задачами производства СПГ и других криогенных топлив возникает задача и его газификации. Например, в баках транспортных энергоустановок выгодно хранить топливо (водород или метан) в сжиженном состоянии и испарять его при подаче в энергоустановку. Аналогичная ситуация возникает при снабжении природным газом локальных объектов, когда потребителю доставляется сжиженный природный газ и в последующем его газифицируют. Таким образом, разработка и создание систем газификации криогенных жидкостей является актуальной задачей.

В традиционном исполнении газификаторы включают бак с криогенной жидкостью, насос и испаритель на базе теплообменника. Такие газификаторы эффективны только в режиме постоянной производительности. При переменных нагрузках газификаторы с теплообменником-испарителем малоэффективны, поскольку теплообменники в общем случае обладают существенной тепловой инерцией. Последнее приводит к определенным проблемам при газификации криогенных жидкостей. Еще одним недостатком традиционных газификаторов является неизбежная потеря криогенной жидкости из емкости, в которой она хранится. Теплоприток извне приводит к испарению и потерям рабочего тела, что ограничивает время эксплуатации газификатора в заправленном состоянии. По опыту аэрокосмической отрасли известно, что даже в лучших космических центрах потери криопродукта при хранении доходят до 30 %.

Способ газификации криогенного топлива. Можно существенно улучшить технико-экономические характеристики газификатора (снизить теплоприток к емкости-хранилищу криогенной жидкости и повысить динамические характеристики процесса газификации), если испарение криогенной жидкости осуществлять за счет ее внутренней энергии. Такой процесс может быть реализован при адиабатном расширении жидкости в дроссельном устройстве. В процессе адиабатного расширения жидкости в дроссельном устройстве, вследствие падения давления, происходит частичное испарение жидкости и образование двухфазного потока. Важной эксплуатационной характеристикой газификатора, реализующего предлагаемый способ газификации криогенной жидкости, является то, что жидкая фаза в двухфазном потоке будет иметь температуру ниже начальной температуры жидкости. После сепарации двухфазного потока паровая фаза направляется потребителю, а жидкая фаза с температурой ниже начальной возвращается в емкость хранилища. Таким образом, в процессе газификации криогенного топлива одновременно происходит и его охлаждение. На устройство, реализующее предлагаемый способ газификации криогенной жидкости, получен патент РФ [1]. Схема газификатора представлена на рис. 1.

Работа газификатора. В теплоизолированной емкости содержится криогенное топливо в состоянии насыщения с температурой T_0 и давлением, с соответствующим давлением насыщения при температуре: T_0 и $p = p_s(T_0)$. Криогенное топливо поступает из емкости 1 в дроссельное устройство 3 либо принудительно, либо под действием давления насыщенных паров $p_s(T_0)$. Возможен подогрев криогенного топлива с помощью теплообменника 2. В дроссельном устройстве в процессе адиабатного расширения жидкости происходит частичное испарение жидкости и образование двухфазного парожидкостного потока, в котором температура жидкой фазы T_1 , вследствие затрат энергии на парообразование, будет меньше начальной температуры, $T_1 < T_0$. Далее двухфазный поток поступает в сепаратор 4, где происходит разделение его на жидкую и паровую фазы. Жидкая фаза с помощью насоса 8 возвращается в емкость 1, а паровая фаза с помощью компрессора 5 подается в энергоустановку 7. В том случае, когда адиабатное расширение в дросселе проводится до давления соответствующего атмосферному, из системы можно исключить компрессор 5.

Количество пара, образующегося в процессе адиабатного расширения (течения) в дроссельном устройстве зависит от начальных параметров процесса (p_0 , T_0), давления в конце адиабатного расширения жидкости p_1 и расхода жидкости через дроссельное устройство. При неизменных параметрах процесса количество пара, образующегося в дросселе, будет определяться только расходом жидкости, величина которого может управляться изменением проходного сечения дроссельного устройства.

Предлагаемая система газификации криогенных топлив обладает хорошей динамикой и легко управляется путем регулирования проходного сечения дроссельного устройства, либо изменением (управлением) подачи жидкости в дроссельное устройство с помощью насоса и т.д. Представляет практический интерес и то, что в процессе работы устройства неиспарившаяся часть топлива будет иметь температуру T_1 , меньшую начальной температуры T_0 . Эта часть, возвращаемая в емкость, снижает температуру в емкости и тем самым уменьшает количество криогенного топлива, которое неизбежно должно попадать в дренаж, как компенсация внешних теплопритоков. Таким образом, данная система газификации криогенного топлива при подаче его в энергоустановку обладает не только хорошими динамическими характеристиками, но и позволяет увеличить коэффициент использования криогенного топлива.

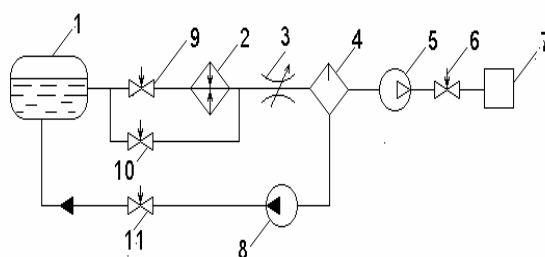


Рис. 1. Схема газификатора: 1-теплоизолированная емкость с криогенным топливом; 2 - теплообменник; 3 - дроссельное устройство; 4 - сепаратор; 5 - компрессор, 6, 9, 10, 11 - запорные и регулирующие вентили; 7 - энергоустановка; 8 - насос

Задачи численного моделирования. Для расчета и проектирования устройств, реализующих предлагаемый способ газификации криогенных жидкостей, необходимо знать количество паровой фазы, образующейся в дроссельном устройстве, расход рабочего тела через парогенерирующий канал, структуру потока (последнее необходимо для организации эффективной сепарации фаз в парожидкостном потоке) и качество сепарации. Для решения перечисленных и ряда смежных вопросов выполнено численное и экспериментальное моделирование характеристик двухфазного потока, образующегося в дроссельном устройстве газификатора и в сепараторе. Численные исследования проводились с водородом и метаном.

Моделирование процессов в дроссельном устройстве. Исследования проводились для случая критического истечения рабочих тел через сопло Лавала. Под критическим течением понимается такой режим течения, когда расход через сопло достигает максимального значения (при неизменных температуре и давлении на входе в канал) и не зависит от вариаций противодавления за срезом сопла. В парогенерирующем канале дроссельного устройства происходит расширение криогенной жидкости. Вследствие падения давления рабочего тела ниже давления насыщения, в потоке жидкости создаются условия для зарождения и развития паровой фазы. С учетом малого времени пребывания рабочего тела в тракте канала процесс расширения рабочего тела можно считать адиабатным. В случае равновесного расширения паросодержание двухфазного потока, образующегося в дроссельном устройстве, может быть найдено из условий изоэнтропного ($s = \text{const}$) расширения рабочего тела. Будем считать, что начальное состояние жидкости, поступающей в парогенерирующий канал, соответствует состоянию насыщения и энтропия является известной функцией давления, $s = s'_0(p_0)$. Энтропия двухфазной среды в конце процесса расширения s_1 определяется на основании свойств аддитивности через массовое паросодержание x и энтропии жидкой s' и паровой s'' фаз. Из условия неизменности энтропии ($s_0 = s_1$) в процессе расширения жидкости от давле-

ния p_0 до p_1 получим уравнение для определения массового паросодержания x двухфазной среды, образующейся в дросселе

$$x = \frac{s'_0 - s'_1}{s''_1 - s'_1} \quad (1)$$

Результаты расчета массовой доли пара, образующегося в процессе равновесного изотропного расширения водорода и метана из состояния насыщения для различных перепада давлений $\Delta p = (p_0 - p_1)$, срабатываемых в дроссельном устройстве, представлены на рис. 2. При выполнении расчетов значения начального давления p_0 варьировались, а величина противодавления оставалась неизменной и составляла $p_1 = 0,1$ МПа.

Уравнение (1) определяет количество пара, образующегося в равновесном адиабатном процессе расширения жидкости. В реальных процессах в дроссельном канале будет образовываться неравновесный двухфазный поток, в котором жидкая фаза будет находиться в (метастабильном состоянии) [2]. Вследствие неравновесности количество паровой фазы, образующееся в реальном процессе адиабатного расширения вскипающей жидкости, будет меньше, чем в равновесном процессе. Для оценки реальных характеристик двухфазного потока, образующегося в дроссельном устройстве, выполнено численное исследование параметров двухфазного потока, образующегося в процессе адиабатного течения криогенных жидкостей в каналах переменного сечения, соплах Лавала. Сопла Лавала, как объект моделирования, выбраны из условий максимальной производительности по пару. Моделирование параметров двухфазного потока проводилось в одномерной и двумерной постановках задачи.

Одномерная модель базируется на следующих допущениях: течение одномерное; образование паровой фазы происходит в метастабильной области состояний при достижении в потоке капельной жидкости определенного перегрева, величина которого в двухфазном потоке остается неизменной; жидкая фаза в двухфазном потоке находится в перегретом состоянии; паровая фаза в потоке находится в насыщенном состоянии; фазы движутся с одинаковыми скоростями; плотность и энтальпия двухфазной среды определяется на основании свойств аддитивности через паросодержание и параметры состояния фаз; учитывается трение только жидкой фазы о стенку канала. Уравнения сохранения соответствующей принятой модели потока и алгоритм расчета приведены в [3]. Результаты расчета приведенного критического расхода q [кг/(м²·с)] (расхода, отнесенного к единице площади минимального проходного сечения канала), для случая истечения водорода через сопло Лавала из различных термодинамических состояний представлены на рис. 3. На этом же рисунке приведены результаты расчета расхода по равновесной модели. Как следует из результатов расчетов, представленных на рис. 2-3, равновесная модель дает завышенные значения паросодержания и заниженные значения расхода, по сравнению с моделью, учитывающей термическую неравновесность процесса.

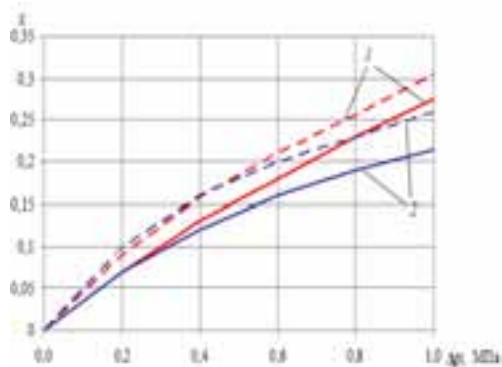


Рис. 2. Массовая доля пара, образующаяся в процессе адиабатного расширения криогенных топлив в дроссельном устройстве. 1 - водород (нормальный), 2 - метан. (----) - равновесный процесс; (-) - неравновесный процесс

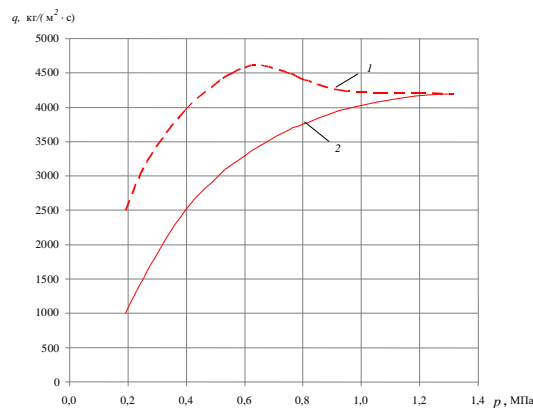


Рис. 3. Зависимость критического расхода водорода (нормального) от начального давления p при течении его через сопло Лавала из состояния насыщения: 1 – расчет по неравновесной модели; 2 – расчет по равновесной модели

Одномерная модель позволяет определять интегральные характеристики потока, такие как расход, паросодержание (осредненное по сечению канала). Поскольку течение жидкости с фазовыми превращениями характеризуется существенной структурной неоднородностью потока, то для расчета и проектирования сепараторов, являющихся необходимым элементом газификатора криогенного топлива, наряду с интегральными характеристиками потока необходимо информация и о локальных параметрах потока. В первую очередь это относится к структуре потока. Для решения этой задачи выполнено численное исследование характеристик двухфазного потока по двумерной модели течения двухфазной среды.

Двумерная модель базируется на следующих допущениях: Рассматривается двумерное течение гетерофазной среды в канале переменного сечения. Фазы движутся с различными скоростями и взаимодействуют между собой. Теплообмен со стенками канала отсутствует. Предполагается, что, согласно гипотезе Дина [4], паровая фаза зарождается в центре турбулентных вихрей, генерируемых в турбулентном потоке жидкости. Детальное описание уравнений сохранения, соответствующих принятым допущениям, и условий фазовых переходов представлено в [5]. Для расчета характеристик двумерного двухфазного потока использовалась стандартная программа «FLUENT». Результаты расчетов конфигурации фронта парообразования и полей объемных концентраций паровой фазы в канале для случая адиабатного истечения метана через сопла Лавала представлены на рис. 4.

Двухфазный поток в тракте парогенерирующего канала характеризуется существенной структурной неоднородностью, что соответствует экспериментальным данным [6]. В периферийной области потока объемное паросодержание близко к единице, в то время как центральная область потока занята преимущественно жидкой фазой и паросодержание не превышает значений $\varphi \approx 0,5$. Такую особенность двухфазного потока следует учитывать при расчете и проектировании устройств сепарации фаз.

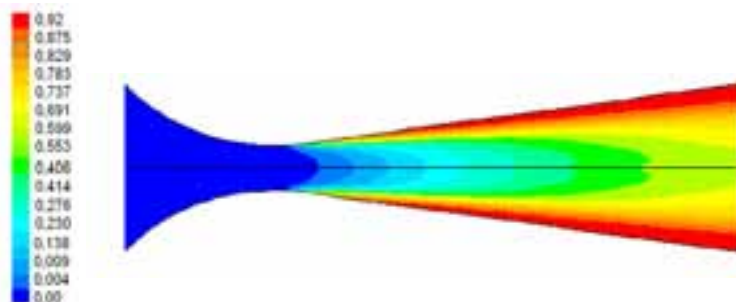


Рис. 4. Объемное паросодержание двухфазного потока при течении метана (CH_4) в сопле Лавала с начальными параметрами: $p_0 = 0,5$ МПа, $T_0 = 130\text{K}$

Моделирование процессов в сепараторе.

В вихревой сепаратор поступает двухфазная смесь, состоящая из газа и микрочастиц. Предполагается, что частицы имеют одинаковые размеры, не дробятся и не сливаются, фазовые переходы отсутствуют, температура частиц и несущей среды одинакова. Для описания движения смеси введем для газа и частиц парциальные плотности ρ_1 и ρ_2 и скорости $\vec{v} = \vec{v}(r, \varphi, z, t)$ и $\vec{u} = \vec{u}(r, \varphi, z, t)$. Парциальные плотности ρ_i связаны с истинными ρ_i^0 выражениями

$$\rho_1 = (1 - \alpha)\rho_1^0, \quad \rho_2 = \alpha\rho_2^0$$

где α - объемная доля микрочастиц.

Для газа запишем уравнение Менделеева – Клапейрона

$$P = \rho_1^0 R_g T = (1 - \alpha)\rho_1 R_g T, \quad R_g = \frac{R}{M} \quad (2)$$

где R - универсальная газовая постоянная, M - молярная масса газа.

Уравнения сохранения для описания движения закрученного потока в сепараторе удобнее записать в цилиндрической системе координат (r, φ, z) . Для компонент смеси запишем уравнения неразрывности в отсутствие фазовых превращений в виде:

$$\frac{\partial \rho_1}{\partial t} + \nabla^j (\rho_1 v_j) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho_2}{\partial t} + \nabla^j (\rho_2 u_j) = 0 \quad (4)$$

Здесь ∇^j - производные по пространственным координатам $j = r, \varphi, z$. По повторяющемуся индексу j производится суммирование.

Уравнение импульсов для компонент смеси запишем как

$$\frac{\partial \rho_1 v_n}{\partial t} + \nabla^j (\rho_1 v_j v_n) = -(1 - \alpha)\nabla^k P + \nabla^k \tau_{1, kn} - f_n + f_{1, n}^H, \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho_2 u_n}{\partial t} + \nabla^j (\rho_2 u_j u_n) = -\alpha\nabla^k P + \nabla^k \tau_{2, kn} + f_n + f_{2, n}^H. \quad (6)$$

Здесь сила вязкого трения между газом и микрочастицами определяется выражением:

$$\vec{f} = \frac{1}{8} \pi d^2 \rho_1^0 \left(1 - \alpha - 0.5 \frac{\rho_1^0}{\rho_2^0}\right) n C_{\delta} |\vec{v} - \vec{u}| (\vec{v} - \vec{u})$$

Силы инерции имеют вид

$$\vec{f}_1^H = \left(\frac{\rho_1 v_{\varphi}^2}{r}; \frac{\rho_1 v_r v_{\varphi}}{r}; 0 \right) \quad \vec{f}_2^H = \left(\frac{\rho_2 u_{\varphi}^2}{r}; \frac{\rho_2 u_r u_{\varphi}}{r}; 0 \right)$$

Для описания процессов турбулентного массопереноса к данной системе уравнений добавляются дополнительные уравнения $k\varepsilon$ - модели для определения энергии турбулентных пульсаций K , диссипации ε и для коэффициента кинетической турбулентной вязкости ν_t

$$\frac{\partial \rho_1 K}{\partial t} + \nabla^j (\rho_1 v_j K) = \nabla^k \left(\rho_1 \frac{\nu_t}{\sigma_K} \nabla^k K \right) + \tau_{k, kn} \nabla^k v_n - \rho \varepsilon \quad (7)$$

$$\frac{\partial \rho_1 \varepsilon}{\partial t} + \nabla^j (\rho_1 v_j \varepsilon) = \nabla^k \left(\rho_1 \frac{\nu_t}{\sigma_{\varepsilon}} \nabla^k \varepsilon \right) + \frac{\varepsilon}{K} C_{\varepsilon 1} \tau_{k, kn} \nabla^k v_n - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon \quad (8)$$

$$\nu_t = C_{\mu} K^2 / \varepsilon \quad (9)$$

Здесь $\tau_{km} = \rho_1 v_k \nabla^m v_k + \nabla^k v - \frac{2}{3} \nabla^j v_j \delta_{km} - \frac{2}{3} \rho_1 K \delta_{km}$ - турбулентная составляющая тензора касательных напряжений, $C_\mu = 0.09$, $C_{\varepsilon 1} = 1.42$, $C_{\varepsilon 2} = 1.92$, $\sigma_K = 1$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$ - эмпирические константы.

Таким образом, математическая модель, учитывающая конвективный и турбулентный перенос вещества и импульса представляет собой систему уравнений (1) – (9).

Искомые функциями в этой системе уравнений являются $\vec{v}(r, \varphi, z, t)$, $\vec{u}(r, \varphi, z, t)$, $\rho_1(r, \varphi, z, t)$, $\rho_2(r, \varphi, z, t)$, $P(r, \varphi, z, t)$, $K(r, \varphi, z, t)$, $\varepsilon(r, \varphi, z, t)$.

Граничные условия. Расчетная область представляет собой цилиндрический слой с внутренним радиусом R_1 , внешним радиусом R_2 и высотой H (рис. 1). Вдвухфазного потока происходит по касательной к внешней стенке.

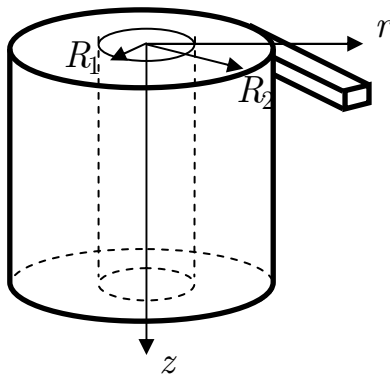


Рис. 5. Расчетная область

На цилиндрических поверхностях ($r = R_1$ и $r = R_2$) и на верхнем торце ($z = 0$) принимаются условия закрытой границы. На нижнем торце приняты условия открытой границы.

В месте соединения входного патрубка ($r = R_2$, $2\pi - \varphi_0 \leq \varphi \leq 0$, $0 \leq z \leq z_0$) с расчетной областью задается значение концентрации частиц и скорость вдува

$$v_r(R_2, \varphi, z, t) = -v_0 \cos(\gamma) \sin(2\pi - \varphi)$$

$$v_\varphi(R_2, \varphi, z, t) = v_0 \cos(\gamma) \sin(2\pi - \varphi)$$

$$v_z(R_2, \varphi, z, t) = v_0 \sin(\gamma)$$

где γ - угол наклона направления вдува по отношению к оси z . При этом скорость частиц равна скорости газа

$$u_r(R_2, \varphi, z, t) = v_r(R_2, \varphi, z, t),$$

$$u_\varphi(R_2, \varphi, z, t) = v_\varphi(R_2, \varphi, z, t),$$

$$u_z(R_2, \varphi, z, t) = v_z(R_2, \varphi, z, t).$$

Значения энергии турбулентных пульсаций K и диссипации энергии ε на открытых границах равны фоновым значениям $K = \bar{K}(r, \varphi, H, t)$, $\varepsilon = \bar{\varepsilon}(r, \varphi, H, t)$.

Численная схема решения задачи на основе метода крупных частиц [7], суть которого заключается в том, что среда заменяется системой из N частиц («крупных» частиц сплошной среды), которые распределены в начальный момент времени по ячейкам эйлеровой сетки в координатном пространстве в соответствии с начальными данными.

Результаты расчетов. Представленная численная модель двухфазной смеси позволяет проводить расчеты для компонент смеси из любых веществ. В качестве тестовых расчетов

было проведено численное моделирование динамики двухфазной смеси воздуха и капель воды, которое показало удовлетворительное совпадение результатов экспериментального и численного моделирования условий сепарации водовоздушной смеси [8].

На рис 6 представлена эволюция качества сепарации метана с диаметрами частиц 5 и 10 мкм.

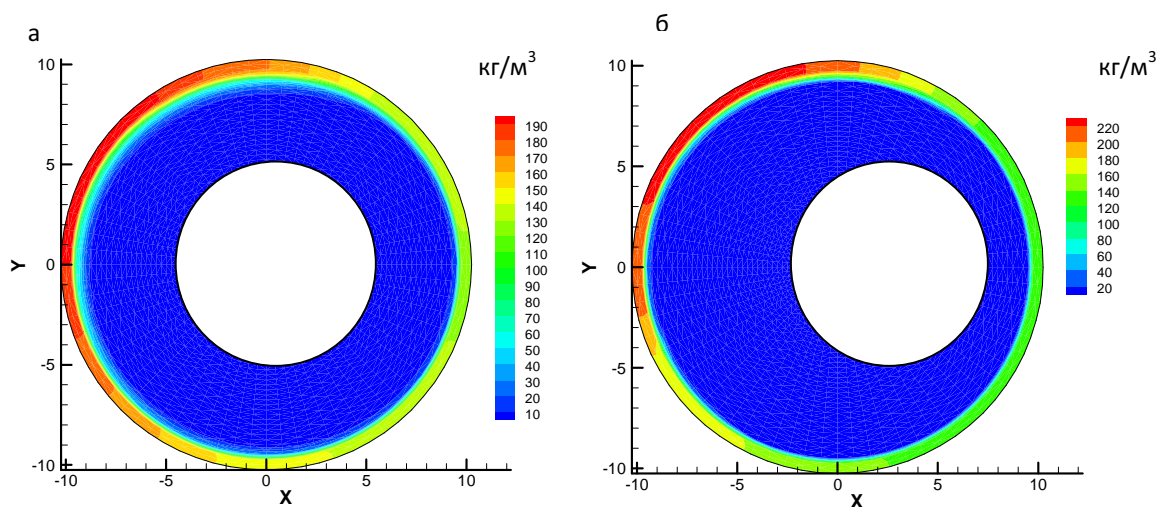


Рис. 6

Численное моделирование показало, что дисперсный поток метана, состоящий из газа и капель размерами $d \geq 10$ мкм сепарируется с качеством не менее 95 %. Такой результат является приемлемым для реализации предложенного способа газификации криогенных жидкостей.

Заключение. Предложена система газификации криогенного топлива для транспортных энергоустановок, которая обладает хорошими динамическими характеристиками и позволяет уменьшить потери криогенных топлив в режиме эксплуатации. Рассмотрены процессы в дроссельном устройстве газификатора и сепараторе. Выполнено численное моделирование характеристик газификатора на базе равновесной и неравновесной моделей. Результаты расчетов количества паровой фазы образующейся в дросселе из единицы массы жидкости, расхода и полей концентрации фаз в дроссельном канале и условия сепарации могут быть использованы при проектировании и создании систем газификации криогенных жидкостей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тонконог В.Г., Арсланова С.Н. Система подачи криогенного топлива в энергетическую установку. Патент РФ на изобретение № 2347934, Оpubл. 27.02.2009. Бюл. 8.
2. Байдаков В.Г. Перегрев криогенных жидкостей. Екатеринбург: УрО РАН, 1995, с 264.
3. Тонконог В.Г. Система подачи криогенного топлива в энергоустановку и его газификация // Транспорт на альтернативном топливе.
4. Дин Р. Образование пузырей // Вопросы физики кипения. М.: Мир, 1964, с. 13-27.
5. Тонконог В.Г., Бакоуш А.М. Моделирование условий зарождения паровой фазы в потоке жидкости. Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. № 4, с.47-49.
6. Дейч М.Е., Филиппов М.Е. Газодинамика двухфазных сред. М.: Энергоатомиздат, 1981, с. 472 с.
7. Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике. – М., Наука, – 1982, – 392 с.

8. *Тонконог М.И., Баянов И.М., Никулин И.С.* Численное моделирование динамики двухфазного потока в сепараторе. Материалы VI Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития наземного транспорта, авиации и энергетики «АНТЭ-2011»». Казань, 2011.

CRYOGENIC FUELS GASIFICATION PROCESS MODELLING

V.G. Tonkonog, S.N. Arslanova, M.I. Tonkonog

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Cryogenic fluid gasification process with vapor phase as liquid choking result is being analyzed. Apparatus for means of cryogenic fluid gasification process realization, possessing high dynamic features for vapor phase production with ability of cryogenic fluid storage cooling. Characteristics of biphasic flow produced in vaporization part of gasification apparatus and in separator have been modeled. Apparatus operation process has been numerically modeled in one- and two- dimensional set for hydrogen and methane.

УДК 532.529.5:536.24

РЕЖИМЫ ДВУХФАЗНЫХ ЗАКРУЧЕННЫХ ТЕЧЕНИЙ В КАНАЛАХ

Яковлев А.Б.

(Казанский национальный исследовательский технический университет

им. А.Н. Туполева-КАИ)

Представлены результаты исследования структуры адиабатных двухфазных (воздушно-водяных) закрученных течений в винтовых змеевиках, кольцевых каналах со спиральной проволочной навивкой, трубах со вставленными скрученными лентами, в том числе с лентами, имеющими косые ребра на поверхности. Исследование выполнено посредством визуализации течений в каналах с прозрачными (стеклянными или пластиковыми) стенками при давлении $P = 100 \dots 300$ кПа. Выявлены пробковый, волновой, кольцевой, дисперсный и шнуровидный режимы закрученных течений. Получены зависимости для расчета границ кольцевого и дисперсного режимов течения, построены карты режимов. Описаны особенности структуры течения в зависимости от типа канала с закруткой потока, газового содержания и массового расхода.

Введение

Определение режима (структуры) двухфазного парожидкостного течения, а также динамических параметров каждой из фаз является наиболее важным для точного расчета гидравлического сопротивления и теплоотдачи при кипении и конденсации. Однако выявление точных границ режимов двухфазных течений в реальных условиях кипения или конденсации является трудной задачей, поэтому подобные исследования часто проводят на адиабатных газожидкостных (обычно воздушно-водяных) смесях. При этом следует иметь в виду, что карты режимов адиабатных течений могут приниматься только для качественного анализа реальных процессов в условиях теплообмена, для прогнозирования того или иного режима.

К настоящему времени классифицированы важнейшие режимы и известны многочисленные карты режимов двухфазного течения в прямолинейных каналах [1, 2 и др.]. Большой интерес представляет структура закрученных двухфазных течений, имеющих место в раз-

личных элементах теплообменного оборудования различного назначения. Закрутка потока может способствовать увеличению области бескризисного теплообмена при кипении за счет сепарации жидкой фазы на поверхность. Очевидно, что режимы закрученных двухфазных течений отличаются от прямолинейных. В целом, исследованию режимов двухфазных закрученных течений посвящено сравнительно мало работ.

Структура двухфазных течений в винтовых змеевиках

В теплообменном оборудовании часто используют змеевиковые винтовые трубы, обладающие компактностью и обеспечивающие хорошую компенсацию температурных расширений. Некоторые результаты исследования структуры двухфазных течений в таких каналах представлены в работах [2-6] и др., но в основном эти результаты носят качественный описательный характер.

Результаты визуального исследования режимов течения (и их границ) адиабатного воздушно-водяного потока при давлении $P = 100 \dots 300$ кПа, $Re_{cm} < 180000$ и $Re_o = 100 - 12000$ в винтовых змеевиках ($D_e/d = 5.19 \dots 19.7$; $d = 9.5 \dots 12.7$ мм) представлены в работах [7, 8]. При визуальном исследовании структуры воздушно-водяного потока в змеевиках были выделены пробковый, волновой, кольцевой, дисперсный и шнуровидный режимы. Картины некоторых режимов течения в змеевиковых каналах показаны на рис. 1.

При малых значениях массового газосодержания X наблюдается движение газовых пузырей у стенки аналогично пробковому режиму течения в горизонтальных трубах. С увеличением объемного паросодержания происходит слияние всех пузырей, и наблюдается режим близкий к волновому течению в горизонтальных трубах. При этом в верхней части сечения канала движется газ, а в нижней - жидкость, на поверхности которой наблюдаются волны.

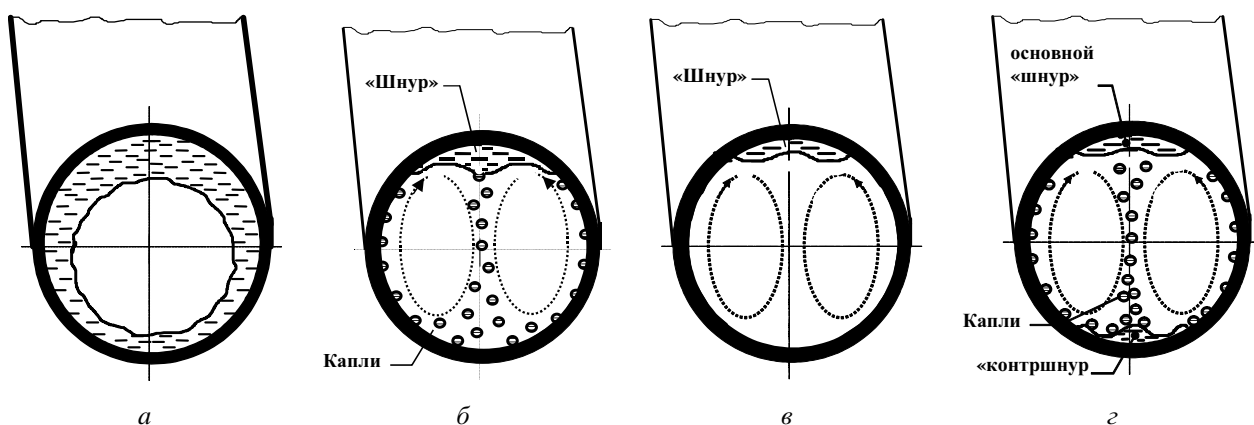


Рис. 1. Картины режимов течения газожидкостного потока в поперечном сечении змеевикового канала: а – кольцевой режим; б – дисперсный режим; в – шнуровидный режим ($Re_{cm} > 45000$); з – двухшнурный режим

С дальнейшим увеличением паросодержания до массовых значений $X < X_k$ почти во всем диапазоне числа Рейнольдса Re_0 наблюдается кольцевой режим. При этом поток жидкости в поперечном сечении имеет форму неправильного кольца; центральная часть потока занята газом (рис. 1, а).

При повышении массового газосодержания до величины $X > X_k$ сплошная кольцевая пленка жидкости разрушается и наступает дисперсный режим. Сначала у наружной образующей изгиба канала в пленке появляются разрывы (“сухие” пятна), а с дальнейшим ростом X по стенкам начинают двигаться отдельные струйки и капли жидкости. При этом некоторая часть жидкости не отбрасывается на внешнюю периферию канала, а движется в форме струи-шнура по внутренней образующей изгиба змеевика, аналогично представленному на рис. 1, б и рис. 2. Капли жидкости движутся по линиям тока парного вихря.



Рис. 2. Фотография дисперсного режима течения в змеевиковом канале (вид параллельно оси навивки змеевика)

При $X > X_d$ наблюдается шнуровидный режим - вся жидкость движется в виде отдельного «шнура» по внутренней дуге изгиба змеевика, аналогично представленному на рис. 1, в.

Наблюдаемое смещение жидкости к внутренней дуге змеевика обусловлено действием парных вихрей, собирающих жидкость со стенок в струю-шнур к внутренней образующей канале, а также прижимным действием газа, движущегося с большей чем у жидкости скоростью.

С увеличением скорости течения (при $Re_{см} > 80000$) под действием увеличивающейся центробежной силы при дисперсном режиме значительная часть жидкости отбрасывается к внешней образующей и удерживается на ней (рис. 1, г). Таким образом, можно наблюдать двухшнурный режим: один «шнур» (основной) движется по внутренней образующей, другой («контршнур») – по внешней.

При относительно небольших числах Рейнольдса (меньше некоторой граничной величины $Re_{см} < Re_{ед}$) дисперсный режим отсутствует, и с ростом газосодержания до $X > X_k$ происходит переход сразу от кольцевого режима к шнуровидному, при этом жидкостный «шнур» может смачивать почти весь периметр сечения канала.

Изменение расположения оси навивки змеевика по отношению к направлению действия гравитационных сил может приводить к появлению некоторых особенностей в картине течения, но при $Re_{см} > 30000$ расположение змеевика (горизонтальное или вертикальное) не сказывается заметно на картине течения, что обусловлено преобладанием центробежных динамических сил над гравитационными [7].

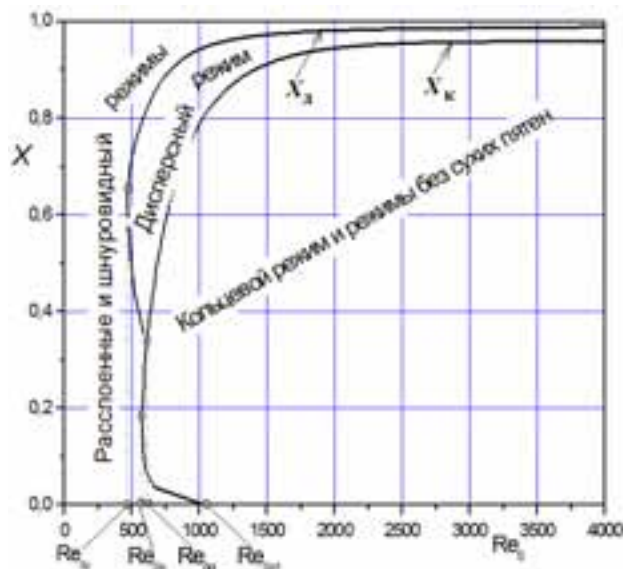


Рис. 3. Общий вид карты режимов течения $X = f(Re_0)$ в змеевиковом канале с $D_0/d = 13,8$

По результатам визуального исследования построены карты режимов течения для змеевиков в виде $X = f(Re_0)$, одна из которых представлена на рис. 3 для фиксированной величины D_e/d . Величина Re_0 не зависит от газосодержания, поэтому величина Re_0 аналогична числу Рейнольдса жидкости на входе в испаритель (парогенератор) при $X = 0$.

По результатам экспериментов граничные линии на этой карте режимов могут быть рассчитаны по следующим зависимостям (эти зависимости получены в неявном виде, так как в них величина граничного паросодержания X является функцией числа Рейнольдса Re_{cm} , зависящего от X) [8]:

для горизонтального змеевика при $2000 < Re_{cm} < 30000$

$$X_k = 4 \cdot 10^{-3} Re_{cm}^{0.5}, \quad (1)$$

для горизонтального змеевика при $30000 < Re_{cm} < 180000$ и вертикального при $2000 < Re_{cm} < 180000$

$$X_k = 0.96 - 0.99996^{Re_{cm}}, \quad (2)$$

$$X_d = \left(0.99 + 8 \cdot Re_{cm}^{-18.9 \cdot 10^{-6} Re_{cm}} \right) \left[\frac{d}{D_e} \right]^{(10^{-4} Re_{cm})^{-2.4}}. \quad (3)$$

При нахождении границ режимов под кольцевым режимом течения также понимаются все режимы, при которых отсутствуют “сухие пятна” на стенке (например, снарядный, границу которого визуально определить затруднительно).

На представленной карте (рис. 3) отмечено несколько граничных значений чисел Рейнольдса. Величина Re_{oy} , при которой начинается унос капель с поверхности “шнура” жидкости, и величина Re_{od} , соответствующая пересечению границ X_d и X_k , могут быть определены в первом приближении по следующим зависимостям:

$$Re_{oy} = 50 + 280 \cdot \lg(D_e / d), \quad (4)$$

$$Re_{od} = 380 \cdot (D_e / d)^{0.08}, \quad (5)$$

Отмеченная также на карте величина Re_{0k} соответствует минимальному значению числа Рейнольдса, при котором существует кольцевой режим. При $Re_0 < Re_{0k}$ в связи с малыми скоростями движения всегда имеется разрыв в пленке жидкости, и наблюдаются режимы близкие к волновому и расслоенному в горизонтальных трубах. По результатам эксперимента $Re_{0k} \approx 500 - 600$.

Величина Re_{0k1} представляет число Рейнольдса, больше которого в канале при появлении минимального количества газа уже не наблюдается сухих пятен – интенсивность движения достаточно велика, и появляющиеся пузырьки газа сразу уносятся в центр потока. Количественно величина Re_{0k1} не определена.

На карте режимов течения $X = f(Re_0)$ (рис. 3) можно выделить пять областей, в которых процесс увеличения массового газосодержания X (модель процесса испарения) происходит различными путями. Поэтому такую карту режимов течения удобно использовать для прогнозирования развития реального процесса испарения.

Особенности структуры двухфазных течений в трубах со вставленными скрученными лентами

Среди каналов с закруткой потока большой интерес представляют широкоиспользуемые трубы со вставленными скрученными лентами (рис. 4), которые можно рассматривать как частный случай змеевиковых каналов с относительно малым диаметром навивки D и

большим шагом навивки t . Однако структура двухфазного течения в таких каналах имеет свои особенности.

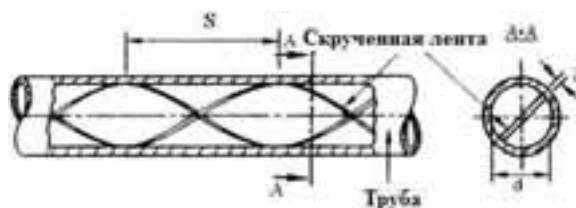


Рис. 4. Труба со вставленной скрученной лентой

Визуальное исследование режимов адиабатного двухфазного (воздушно-водяного) течения в трубах со вставленной скрученной лентой выполнено при $P = 100 \dots 250$ кПа. Экспериментальный участок представлял собой стеклянную трубу длиной $L = 800$ мм, с внутренним диаметром $d = 18$ мм и вставленной скрученной лентой со степенями закрутки $S/d = 2.5 \dots 6$. Половина канала была заполнена резиновой камерой для избежания неравномерности течения в двух половинах канала и перетечек из одной половины в другую, связанную с неплотностью прилегания ленты. По результатам визуализации в трубах со вставленной лентой, как и в змеевиках, были выделены пробковый, волновой, кольцевой, дисперсный и шнуровидный режимы [9].

При небольших скоростях двухфазные течения в трубе со скрученной лентой близки к течениям в прямых трубах. При малых значениях массового газосодержания X в горизонтально расположенной трубе с лентой наблюдается движение газовых пузырей у стенки аналогично пробковому режиму течения в прямых горизонтальных трубах (рис. 5). При увеличении объемного газосодержания происходит слияние всех пузырей, и наблюдается режим близкий к волновому течению в горизонтальных трубах (рис. 6). При этом в верхней части сечения канала движется газ, а в нижней – жидкость, на поверхности которой наблюдаются волны. Таким образом, происходит постоянное перетекание жидкости с ленты на стенку канала.



Рис. 5. Фотография пробкового режима течения в канале со скрученной лентой



Рис. 6. Фотография волнового режима течения в канале со скрученной лентой

Другие характерные для труб со скрученными лентами режимы течения показаны на рис. 7. При дальнейшем увеличении газосодержания до $X < X_k$ наблюдается кольцевой режим. При этом поток жидкости в поперечном сечении имеет форму неправильного кольца; центральная часть потока занята газом (рис. 7, а).

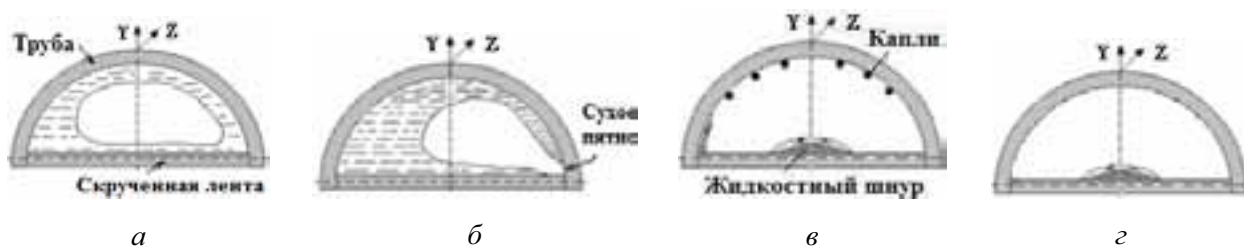


Рис. 7. Картины двухфазных течений в поперечном сечении трубы со вставленной скрученной лентой: а – кольцевой режим; б – неполный кольцевой режим; в – дисперсный режим со шнуром на ленте и вторым шнуром на стенке у передней кромки; г – шнуровидный режим

При больших скоростях течения ($Re_{см} > 70000$) как в горизонтальных, так и вертикальных трубах со скрученной лентой даже при значительном увеличении количества жидкости наблюдается неполный кольцевой режим (рис. 7, б и рис. 8): у задней по потоку кромки ленты наблюдается сухая полоска, которая обусловлена возникновением некоторого разрежения в этой области. Таким образом, основная доля жидкости скапливается у передней по потоку кромки ленты (рис. 7, б). В связи с неравномерным распределением жидкости по стенке трубы, а также течением значительной доли жидкой фазы по самой ленте сухие пятна на стенке трубы при наличии ленты появляются при более низком газосодержании, чем в трубе без ленты.

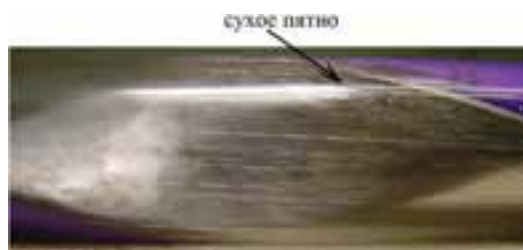
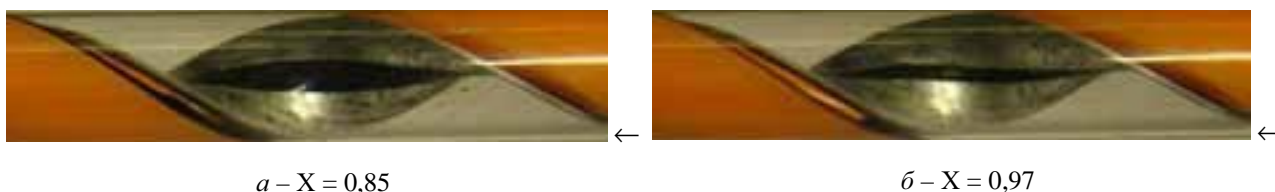


Рис. 8. Фотография неполного кольцевого режима течения

При повышении массового газосодержания до величины $X > X_k$ в пленке появляются сухие пятна, а с дальнейшим ростом X по стенкам начинают двигаться отдельные струйки и капли жидкости (дисперсный режим). При этом некоторая часть жидкости не отбрасывается к стенке трубы, а движется в форме шнура по центральной части ленты. Часть жидкости при уменьшении паросодержания может двигаться в виде второго шнура по стенке трубы вдоль передней кромки ленты (рис. 7, в).

В отличие от картины в змеевиковых каналах капли в трубах со скрученной лентой образуются в основном не при отрыве их со шнура, а при разрыве пленки на стенке трубы, и постоянного массообмена между каплями и шнуром, как в змеевиковых каналах, в трубе со скрученной лентой не наблюдается. Это обусловлено значительным градиентом центростремительного ускорения по радиусу канала с лентой (на ленте ускорение близко к нулю, а у стенки может достигать нескольких тысяч m/s^2), в то время как этот градиент в змеевиках незначителен.

При $X > X_d$ вся жидкость движется в виде отдельного «шнура» на ленте, и можно наблюдать шнуровидный режим (рис. 7, г и рис. 9).



а – $X = 0,85$

б – $X = 0,97$

Рис. 9. Фотографии шнуровидного течения в трубе со вставленной скрученной лентой (жидкость подкрашена темной краской): $G = 7$ г/с, $p = 0,13$ МПа, $S/d = 3$

Карта режимов в виде $X = f(Re_o)$ в трубах со вставленной скрученной лентой (рис. 3) аналогична карте для змеевиковых каналов. Отмечено, что границы кольцевого режима в трубах со скрученной лентой при различных положениях близки, кроме того, при $Re_{см} < 40000$ удовлетворительно описываются зависимостью (2) для змеевиковых каналов. При $Re_{см} > 40000$ граница кольцевого режима проходит при меньших газосодержаниях, чем для змеевиков, что обусловлено наличием в большом диапазоне X сухого пятна у задней по потоку кромки лен-

ты. Некоторое отличие по границам кольцевого и особенно дисперсного режимов наблюдается при $20000 < Re_{cm} < 100000$ – границы в вертикальном канале проходят при более высоких значениях X , что обусловлено более равномерным распределением жидкости по периметру сечения вертикального канала. При $Re_{cm} > 100000$ разница между границами незначительна, т.е. влияние гравитационных сил не сказывается. Заметного влияния степени закрутки в рассмотренном диапазоне на границы режимов не обнаружено. Отличие границ в вертикальном и горизонтальном каналах лежит в пределах погрешности эксперимента, поэтому были определены зависимости для расчета только минимальных по X границ (при горизонтальном расположении) при $Re_{cm} < 170000$ [9]:

$$X_k = 0.76 - 0.98 \cdot 0.99991^{Re_{cm}}, \quad (7)$$

$$X_d = 0.96 - 0.59 \cdot 0.99996^{Re_{cm}}, \quad (8)$$

Эти зависимости имеют асимптотический вид и приближаются с ростом числа Рейнольдса к величинам $X_k = 0.76$ и $X_d = 0.96$, соответственно, т.е. при более низких значениях, чем в змеевиках, что обусловлено более равномерным распределением жидкости по периметру сечения канала в змеевиках.

Граничные числа Рейнольдса на карте режимов для труб со вставленной скрученной лентой могут быть определены только приблизительно: $Re_{oy} \approx 550$; «тройная» точка $Re_{od} \approx 630$; $Re_{ok} \approx 470$.

Особенности структуры двухфазных течений в трубах со вставленными скрученными лентами, имеющими ребра на поверхности

Как отмечено, одной из особенностей структуры двухфазных течений в трубах со вставленной скрученной лентой является то, что часть жидкой фазы (а при большом газосодержании вся жидкость) всегда движется в виде струи (шнура) по центральной части ленты, не являющейся активной теплообменной поверхностью. При кипении это может приводить к увеличению необходимой для полного испарения жидкости длины канала и возникновению более раннего кризиса теплообмена.

Для интенсификации тепломассообмена при одно- и двухфазных течениях в трубах со вставленной скрученной лентой и, в частности, для предотвращения устойчивых шнуровидных течений на ленте на ее поверхности могут быть дискретно установлены ребра под углом к ее оси [10] (рис. 10). Посредством таких ребер часть теплоносителя, движущегося вдоль центральной части самой ленты, смещается непосредственно к теплообменной поверхности канала, в который вставлена скрученная лента, а также дискретно турбулизовать поток и, как следствие, интенсифицировать тепломассообмен в канале. Ребра могут быть размещены на ленте под углом к ее оси по направлению или против направления скручивания ленты (рис. 10). При этом часть потока, движущаяся вдоль центральной части ленты, будет смещаться либо к передней, либо к задней по потоку образующей ленты соответственно. Ребра могут занимать всю ширину ленты, либо ее часть и располагаться с некоторым шагом как по всей длине ленты, так и на некотором ее участке. Высота, ширина и форма поперечного сечения ребер могут быть постоянными или переменными по их длине.

Результаты исследований [11-13] показали, что наличие ребер на ленте действительно приводит к отсутствию шнура на ленте, что должно позитивно сказать при использовании данного устройства при кипении. Наилучшие результаты по разрушению шнуровидных течений на ленте и устойчивости кольцевого течения (без сухих пятен) на стенке трубы показали применение интенсификатора в виде скрученной ленты с ребрами на ее поверхности,

расположенными под углом 45° к оси ленты против направления ее скручивания (рис. 10, а). Как видно на рис. 11, шнуровидное течение на ленте отсутствует (по сравнению с картиной на рис. 9 в канале с обычной ленте), при этом жидкость более равномерно распределяется по поверхности трубы, чем в каналах с другими ребренными лентами. При расположении ребер по направлению скручивания ленты (рис. 10, б-д) шнур на ленте также отсутствует, но основная доля жидкости, как и в трубе с обычной скрученной лентой, скапливается у передней по потоку кромки ленты.

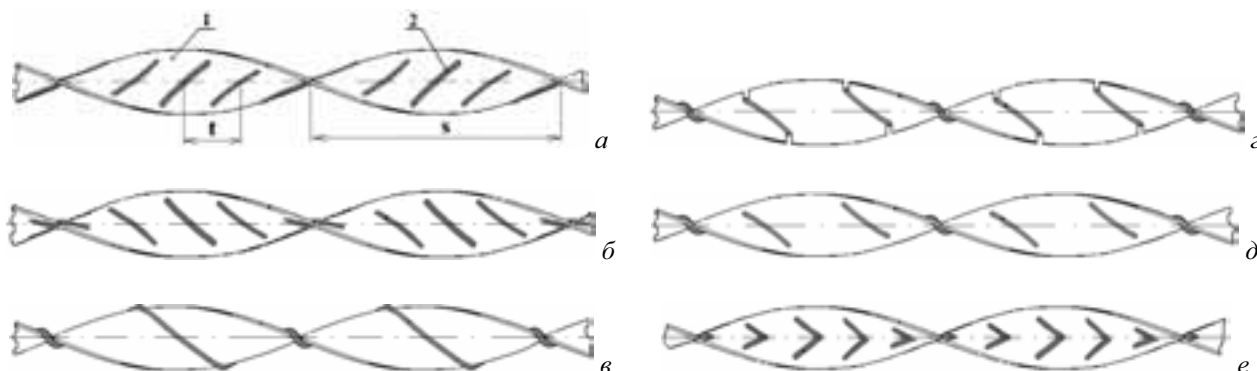


Рис. 10. Скрученная лента с ребрами на ее поверхности под углом к оси ленты: *а* – ребра расположены против направления; *б* – ребра расположены по направлению скручивания; *в* – ребра в виде проволоки навитой на ленту по направлению ее скручивания с выступом ребер над боковыми торцами ленты; *г* – ребра в виде проволоки навитой на ленту по направлению ее скручивания, при этом на боковых торцах ленты имеются пазы, в которые заглублены ребра; *д* – ребра в виде проволоки навитой на ленту через отверстия в ленте по направлению ее скручивания; *е* – шевронные ребра

Кроме того, применение лент с ребрами способствует дополнительной интенсификации теплообмена (по сравнению с использованием обычных лент) при однофазных течениях, особенно при ламинарном течении.



Рис. 11. Фотографии двухфазных течений в трубе со скрученной лентой с ребрами на ее поверхности, расположенными под углом к оси ленты против направления ее скручивания (жидкость подкрашена темной краской, половина канала заглушена): $G = 14,5$ г/с, $p = 0,15$ МПа, $s/d = 3$, высота ребер 1 мм, шаг между ребрами 18 мм

Особенности структуры двухфазных течений в кольцевых каналах с непрерывной по длине закруткой потока

Кольцевые каналы имеют место во многих элементах энергетического оборудования. Основной их особенностью является возможность теплоотдачи как через одну из поверхностей, так и сразу через обе (вогнутую и выпуклую) поверхности. Для интенсификации теплообмена в таких каналах также может быть использована закрутка потока, например, посредством проволоки, спирально навитой на центральное тело канала (рис. 12). Такие каналы подобны винтовым змеевикам, но имеют поперечное сечение витка существенно отличающееся от круглого.

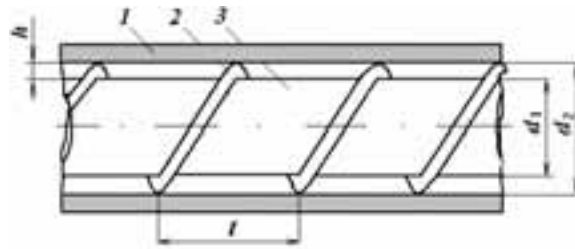


Рис. 12. Продольное сечение кольцевого канала с закруткой: 1, 3 – тепловыделяющие элементы; 2 - проволочная навивка

Для исследования двухфазных течений в кольцевых каналах с закруткой использовались следующие рабочие участки: 1) с относительно большим кольцевым зазором (5 мм) – $L = 1200$ мм, $d_1 = 67$ мм, $d_2 = 77$ мм, с внешней стеклянной трубой; закрутка была организована навивкой на центральное тело провода в мягкой изоляции с внешним диаметром равным толщине кольцевого зазора, относительные шаги навивки составляли $t/d_{cp} = 0.5, 0.75, 1$; 2) с относительно узким кольцевым зазором (1 мм) – $L = 330$ мм, $d_1 = 16$ мм, $d_2 = 18$ мм; использовались центральные тела с навитой проволокой ($t/d_{cp} = 1.18, 2.94$ и 5.88), с внешней пластиковой прозрачной трубой. Рассматривалось только вертикальное подъемное течение. Фотографии некоторых режимов двухфазных течений в кольцевых каналах с относительно большим зазором показаны на рис. 13.

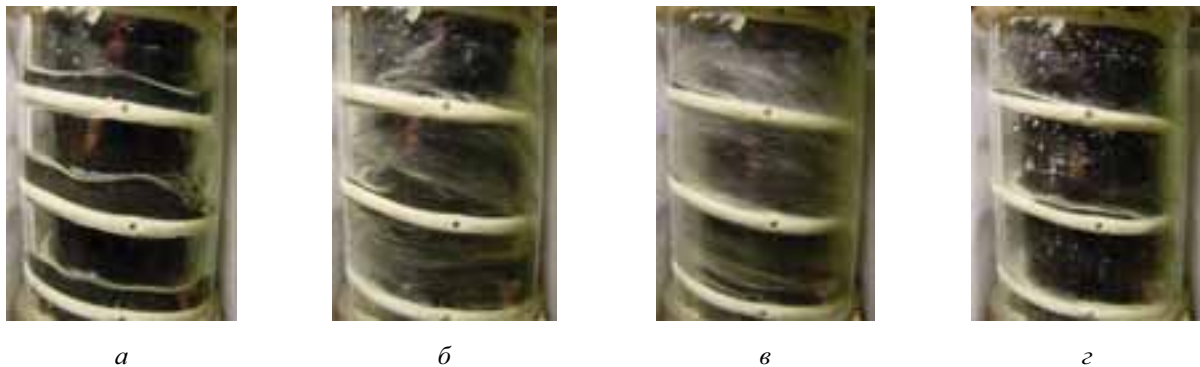


Рис. 13. Фотографии режимов двухфазных течений в кольцевом канале с закруткой при $d_1 = 67$ мм, $d_2 = 77$ мм и $t/d_{cp} = 0.5$: а – волновой расслоенный режим; б – волновой расслоенный режим при относительно больших скоростях; в – кольцевой режим; г – появление капель на стенках

При вертикальном подъемном течении в кольцевом канале с относительно большим зазором при малых скоростях движения также наблюдаются режимы, близкие к прямолинейным горизонтальным и вертикальным течениям: пробковый режим и волновой расслоенный режим. При волновом режиме (фотография на рис. 13, а) в верхней части сечения канала движется газ, а в нижней – жидкость, на поверхности которой наблюдаются высокоамплитудные волны. При увеличении скорости движения происходит более равномерное распределение жидкости по сечению (рис. 13, б), но основная ее масса движется в нижней части и по вогнутой (внешней) поверхности. С дальнейшим увеличением скорости сначала полностью смачивается жидкостью вогнутая стенка (на поверхности центрального тела можно наблюдать отдельные сухие пятна), а затем и выпуклая стенка, и можно наблюдать кольцевой режим (рис. 13, в). При увеличении газосодержания кольцевая пленка распадается, на стенках (особенно на вогнутой) наблюдаются отдельные струйки и капли, но основная доля жидкости по прежнему движется в нижней части витка (рис. 13, г). Капли в кольцевом кана-

ле с закруткой в основном образуются в результате дробления струи жидкости, а не уноса их с поверхности шнура, так как сам шнур жидкости всегда движется здесь в нижней части витка, т.е. с существенным отличием от картины течения в других каналах с закруткой.

По результатам визуализации течения были определены граница кольцевого режима двухфазного течения (без сухих пятен на вогнутой и выпуклой поверхностях) в кольцевом канале с относительно большим зазором. Граница кольцевого режима проходит в кольцевых каналах при более низких газосодержаниях, чем в змеевиках, так как в змеевиковых каналах с сечением близким к круглому жидкость более равномерно распределена по сечению канала.

Как и в змеевиковых каналах, в кольцевых каналах с закруткой пока не выявлено влияние степени закрутки на границу кольцевого режима, которая может быть описана следующей зависимостью асимптотического вида, аналогичной зависимости (2):

$$X_k = 0.82 - 0.99996^{Re_{cm}}. \quad (9)$$

Структура двухфазного течения в кольцевых каналах с закруткой, имеющих относительно малый зазор (1 мм) имеет существенные отличия: во-первых, жидкость более равномерно распределена по высоте витка, а не скапливается в нижней части; во-вторых, почти вся жидкости движется по вогнутой поверхности, и даже при небольших газосодержаниях на выпуклой поверхности имеются сухие пятна; в-третьих, капли жидкости, попадающие на выпуклую поверхность малоподвижны, что свидетельствует о смещении под действием центробежной силы максимума скорости к внешней стенке. Это подтверждается данными исследований теплоотдачи в кольцевых каналах с зазором 1 мм [14. 15] – теплоотдача при кипении на вогнутой поверхности значительно выше, чем на вогнутой, и на вогнутой поверхности даже при небольшом паросодержании ($X < 0.1$) возможно возникновение кризиса теплообмена. Таким образом, в кольцевых каналах с закруткой и малым зазором маловероятным является наблюдение полного кольцевого режима – нами наблюдалось только полное смачивание вогнутой (внешней стенки). Границы режимов в относительно узких кольцевых каналах не устанавливались, так как практически всегда на выпуклой (внутренней) поверхности наблюдаются сухие пятна.

Заключение

В работе представлены особенности структуры двухфазных течений в различных каналах с непрерывной по длине закруткой потока. Показано, что структура двухфазных течений и их границы существенно зависят от способа непрерывной закрутки и формы поперечного сечения канала. Представленные данные получены для адиабатных течений, что связано со сложностью подобных исследований в условиях теплообмена и фазовых переходов. Кроме того, исследования приведены при относительно низких давлениях. Поэтому картины течения в реальных условиях кипения или конденсации могут существенно отличаться от представленных.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проекты № 13-08-00469_a и № 12-08-33032_мол_a_вед).

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

D – диаметр навивки змеевика;

d_e – эквивалентный гидравлический диаметр канала;

D_e – эффективный диаметр навивки змеевика, $D_e = D [1 + (t/\pi D)^2]$;

d_1 – диаметр выпуклой поверхности кольцевого канала;

d_2 – диаметр вогнутой поверхности кольцевого канала;

G – массовый расход потока;

P – давление;
 $Re_{см}$ – число Рейнольдса по параметрам гомогенной смеси, $Re_{см} = (\rho W)_{см} d_e / \mu_{см}$;
 Re_o – число Рейнольдса по скорости циркуляции жидкости, $Re_o = (\rho W)_{см} d_e / \mu'$;
 S – шаг поворота скрученной ленты на 180° , м;
 t – шаг навивки при повороте на 360° ;
 X – относительное массовое среднерасходное газосодержание;
 $\mu_{см}$ – коэффициент динамической вязкости гомогенной смеси (по Исбину), $\mu_{см} = 1 / [(1 - X) / \mu' + X / \mu'']$;
 $\rho_{см}$ – массовая плотность гомогенной смеси, $\rho_{см} = 1 / [(1 - X) / \rho' + X / \rho'']$;

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Накоряков В.Е., Горин А.В.* Тепломассоперенос в двухфазных системах. Новосибирск: Институт теплофизики СО РАН, 1994. 238 с.
2. Теплопередача в двухфазном потоке. Под ред. Д. Баттерворса и Г. Хьюита: Пер. с англ. М.: Энергия, 1980. 328 с.
3. *Фокин Б.С., Беленький М.Я., Готовский М.А., Михайлов Н.Л.* Особенности структуры потока и теплообмена в змеевиковых парогенерирующих каналах // Теплофизика высоких температур, 1986. Т. 24. № 3. С.539-543.
4. *Chen X., Zhou F.* Forced convection boiling and post-dry out heat transfer in helical coiled tube // Proc. of Eight Int. Heat Transfer Conf., Washington, US, 1986. V. 5. P. 2221-2226.
5. *Banerjee S., Rhodes E., Scott D.* Film inversion of cocurrent two-phase flow in helical coils // AIChE J., 1967. № 1. P.189-191.
6. *Owhadi A., Bell K.G., Crain B.* Forced convection boiling inside helicallycoiled tubes // Int. J. Heat and Mass Transfer, 1968. V.11. P. 1779-1793.
7. *Тарасевич С.Э., Яковлев А.Б.* Гидродинамика одно- и двухфазных потоков в каналах с непрерывной по длине закруткой // Теплофизика высоких температур. 2003. Т. 41. № 2. С. 273-283.
8. *Тарасевич С.Э., Щелчков А.В., Яковлев А.Б., Гольцман А.Е.* Структура и карта режимов адиабатных двухфазных течений в винтовых змеевиках // 6-й Минский международный форум по тепломассообмену, 2008, CD-диск, ISBN 978-985-6456-60-5, доклад № 5-43. 12 с.
9. *Тарасевич С.Э., Щелчков А.В., Яковлев А.Б.* Структура адиабатных двухфазных течений в каналах с закручивающими вставками // Труды XVII Школы-семинара молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева «Проблемы газодинамики и тепломассообмена в аэрокосмических технологиях». М.: Издательский дом МЭИ, 2009. Т.2. С. 143-146.
10. *Яковлев А.Б., Тарасевич С.Э., Ильин Г.К., Щелчков А.В.* Устройство для интенсификации теплообмена в каналах различного поперечного сечения / Патент на изобретение RU № 2432542 С2, заявка № 2009147927 от 22.12.2009.
11. *Тарасевич С.Э., Яковлев А.Б., Ильин Г.К., Шишкин А.В.* Особенности течений и теплообмена в каналах с различными закручивающими вставками // Современная наука: сборник научных статей. Киев. НПВК Триакон. 2010. № 2. С.206-210.
12. *Тарасевич С.Э., Яковлев А.Б., Шишкин А.В.* Особенности структуры адиабатных двухфазных течений в каналах с закручивающими вставками // Труды Пятой Российской Национальной конференции по теплообмену. Т.6. Двухфазные течения. М.: Издательский дом МЭИ, 2010. С.108-111.

13. *Tarasevich S.E., Yakovlev A.B., Giniatullin A.A., Shishkin A.V.* 2011, "Heat And Mass Transfer In Tubes With Various Twisted Tape Inserts", Proceedings of the ASME 2011 International Mechanical Engineering Congress & Exposition, IMECE2011, Denver, Colorado, USA. Paper IMECE2011-62088, pp. 1-6.

14. *Болтенко Э.А., Ильин Г.К., Тарасевич С.Э., Яковлев А.Б.* Теплообмен в кольцевых каналах с закруткой потока // Известия вузов. Авиационная техника, 2007, № 3. С.38-41.

15. *Tarasevich S.E., Yakovlev A.B.* "Heat Transfer In Annular Channel With Continuous Flow Twisting", International Heat Transfer Conference, Washington, USA. Paper IHTC14-22617, 9 pp.

REGIMES OF TWO-PHASE SWIRL FLOW IN CHANNELS

A.B. Yakovlev

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The visual research results of regimes of two-phase adiabatic (air-water) swirl flow in coil tubes, annular channels with spiral wire coiling and tubes with various twisted tape inserts are presented. Visualization has been carried out in channels with transparent wall at pressure $P = 100 \dots 300$ kPa. The slug, wave, annular, disperse and cord regimes of two-phase swirl flow have been revealed. Equations for calculation of boundary lines for annular and disperse flows are gained. The maps of two-phase flow regimes in these channels are drawn. The features of swirl flow depending on the type and the shape of the channel, on a relative mass gas content and on a mass flow rate are presented too.

УДК 629.192.3

ТЕХНОЛОГИЯ ПОДГОТОВКИ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ К ТРАНСПОРТИРОВКЕ, ХРАНЕНИЮ И ИСПОЛЬЗОВАНИЮ

Тонконог В.Г. , Арсланова С.Н.* , Мубаракшин Б.Р.***

(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ; ** ООО НПП Авиагаз-Союз+, г. Казань)*

Предложена технология подготовки углеводородных топлив к транспортировке, хранению и использованию. Топливо переводится в частично отвержденное состояние путем адиабатного расширения жидкости. В результате уменьшаются потери от испарения и размеры хранилища. Разработана технологическая схема устройства подготовки. Проведена оценка экономической целесообразности использования частично отвержденных топлив.

Введение. В настоящее время углеводородное топливо на основе природного газа рассматривается как альтернатива топливам нефтяного происхождения. Переход на альтернативные топлива требует решения целого ряда задач, связанных с созданием систем хранения, транспортировки и отпуска топлив потребителям. Доказано, что наилучшими массогабаритными характеристиками обладают системы транспортировки, хранения и использования таких топлив в жидком виде. Разработаны опытные образцы ракетно-космической, авиационной, наземной транспортной техники, использующей сжиженный природный газ (СПГ). Развиваются танкерные перевозки СПГ и других сжиженных газов, предложены проекты трубопроводного транспорта СПГ. Экономически целесообразно создание систем резервирования газа и газоснабжения населенных пунктов на основе СПГ.

СПГ является криогенным веществом сравнительно малой плотности, что требует применения теплоизолированных хранилищ больших габаритов, значительны потери топлива на всех этапах обращения с ним. Например, при использовании на наземном транспорте потери криогенных топлив доходят до 50 %. Наибольшие потери возникают при транспортировке, передаче в стационарные хранилища и при выдаче топлива потребителю.

Характеристики систем хранения, передачи и использования криогенных углеводородных топлив можно существенно улучшить, если перевести топливо в частично отвержденное (шугообразное) состояние, представляющее собой равновесную смесь твердой, жидкой и газообразной фаз. Перевод криогенных топлив в шугообразное состояние позволяет существенно увеличить время бездренажного хранения и сократить потери топлива. Поскольку плотность шуги выше плотности жидкости, потребуется меньший объем хранилища, что имеет большое значение для летательных аппаратов. При значении $\beta = 0,5$ плотность шуги метана составляет 1,07 от плотности жидкости в тройной точке. Для энергоустановок наземного применения основным преимуществом является увеличение времени бездренажного хранения, так как прежде, чем начнет испаряться жидкость, должна расплавиться твердая фаза.

В настоящее время интерес к шугообразному состоянию отмечается в ряде отраслей промышленности, в частности, газодобывающей и газоперерабатывающей. Запатентованы проекты танкеров для перевозки шугообразного природного газа, энергетические установки, работающие на шугообразном топливе, системы охлаждения с использованием шуги.

Перевод в шугообразное состояние. Выбор термодинамически наиболее выгодного процесса перевода в шугообразное состояние может быть сделан на основе эксергетического анализа. Наиболее выгодным является процесс с максимальным значением эксергетического КПД, который определяется отношением суммарной эксергии полезного эффекта к затратам на его получение [1]:

$$\eta_e = \frac{\sum E_{пол}}{\sum E_{затр}}$$

Полезным эффектом в данном случае является эксергия потока шуги заданного состава при температуре и давлении в тройной точке, а затратами - суммарная эксергия использованных веществ и энергия, подводимая в форме работы.

Расчет процессов получения шуги основного компонента СПГ - метана показал, что выход шуги при всех способах внутреннего охлаждения различается незначительно, но наибольшее значение обеспечивается при адиабатном расширении жидкости [1]. В этом процессе получают наиболее мелкие частицы твердой фазы и, кроме того, данный процесс позволяет организовать поточное производство. Эксергетические КПД процессов дросселирования, адиабатного расширения и откачки практически одинаковы. Получение шуги барботированием термодинамически менее эффективно. Реализация процессов адиабатного расширения, дросселирования и откачки требует создания вакуума. Наиболее подходящими в этих случаях являются струйные вакуум-насосы – эжекторы. Применение эжектора снижает эксергетический КПД процесса, но упрощает его техническую реализацию.

На рис. 1 показан выход шуги при адиабатном расширении жидкости, а на рис. 2 – эксергетический КПД процесса при использовании механического вакуум-насоса и эжектора.

Технологическая схема получения шугообразного топлива. На рис. 3 представлена схема устройства для получения шуги путем сжижения и отверждения природного газа, отбираемого из магистрального трубопровода или на газораспределительной подстанции.

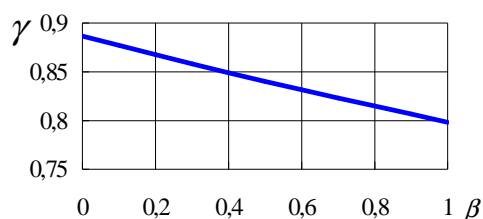


Рис. 1. Выход шуги метана при адиабатном расширении нормально кипящей жидкости

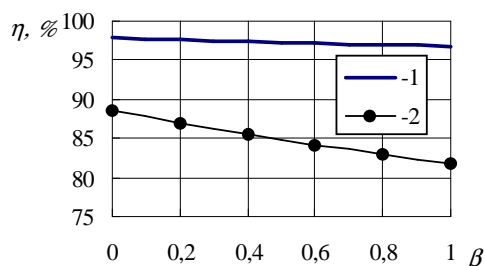


Рис. 2. Эксергетический КПД процесса получения шуги метана адиабатным расширением жидкости:
1 – с использованием механического вакуум-насоса;
2 – с использованием эжектора

Система, реализующая предлагаемую технологию, включает: 1) ожижитель природного газа (готовое изделие), 2) фильтр (готовое изделие), 3) емкость-хранилище сжиженного метана (готовое изделие), 4) генератор шуги (разработка КНИТУ-КАИ, Авиагаз-Союз+), 5) сепаратор (разработка КНИТУ-КАИ, Авиагаз-Союз +), 6) емкость-хранилище шугообразной среды (возможно использование емкости для хранения сжиженного газа), 7) эжекционная установка (разработка КНИТУ-КАИ, Авиагаз-Союз +), 8) компрессорная установка (включает компрессор Н5 и емкость 8), либо ожижитель газа (готовое изделие), 9) промежуточная емкость для жидкого метана (возможно использование основной емкости 3).

На схеме символом «В» обозначены запорные и регулирующие вентили, символом «Н» - насосы, символом «Д» - датчики сплошности.

Система работает следующим образом. Газ из магистрали при давлении 4-5 МПа поступает в ожижитель 1. Сжиженный газ проходит фильтр 2 и направляется в емкость 3. Характеристики сжиженного газа в емкости 3 контролируются с помощью датчиков температуры, давления, уровня. Из емкости 3 осуществляется подача жидкого метана при давлении 0,5-1 МПа (с помощью насоса Н1) в генератор шуги 4. Гетерофазный поток, содержащий в общем случае жидкую, кристаллическую и паровую фазы поступает в сепаратор 5. Разрежение, $p < 7 \cdot 10^3$ Па, на выходе из сепаратора обеспечивается эжектором 7. В качестве активного газа в эжекторе используется метан, а его рабочее давление обеспечивается компрессором Н4. В контуре, В13 – Н4 – В12 - эжектор 7, циркулирует постоянное количество активного рабочего газа. Основная часть газа, отсасываемого эжектором из сепаратора 5, направляется в ожижитель (или утилизируется другим образом).

Для опытного образца системы принимаются следующие режимные параметры цикла: расход сжиженного газа, поступающего в генератор шуги $\sim 0,5 - 1$ кг/с; давление на входе генератор шуги $p \sim 0,5-1,0$ МПа; планируемый выход шугообразного продукта 0,7 кг шуги с содержанием кристаллической фазы 50 % с 1 кг жидкого метана. Давление в сепараторе, которое обеспечивается эжектором не должно превышать давление в тройной точке метана ($p < 0,011$ МПа).

Генератор шуги 4 и сепаратор 5 целесообразно проектировать в виде единого функционального элемента. Конструктивная схема такого устройства представлена на рис. 4, 5. Устройство включает: корпус 1, сопловой аппарат 2, патрубок отвода паровой фазы 3, патрубок отвода шуги 4.

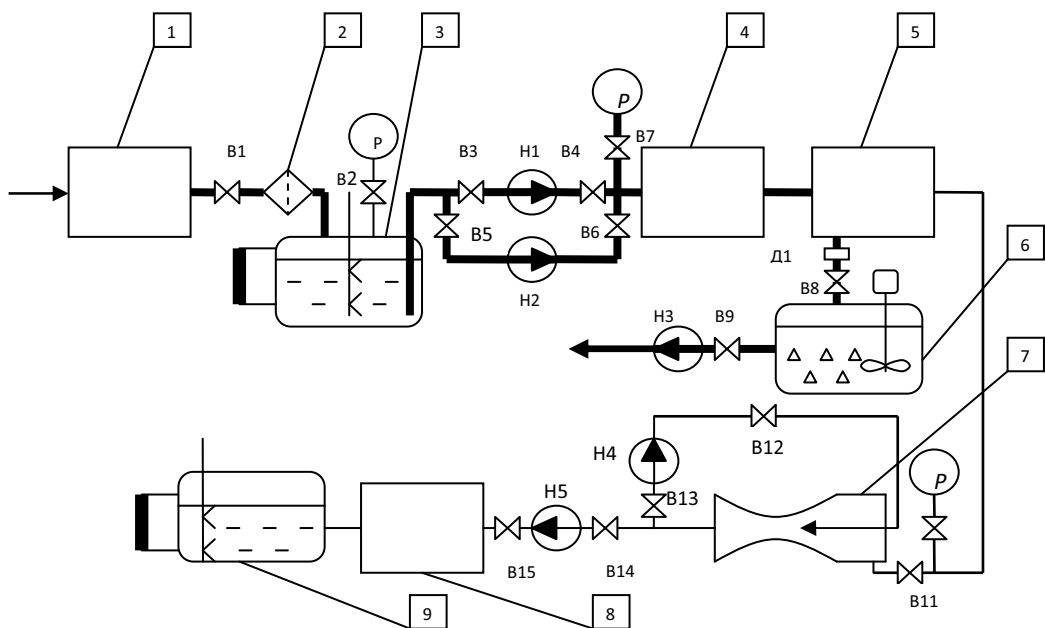


Рис. 3. Принципиальная схема установки для получения шугообразного топлива

При работе устройства жидкий метан под давлением порядка 0,5 МПа поступает в сопловой аппарат 2, где происходит адиабатное расширение жидкости. Вследствие падения давления часть жидкости испаряется, что приводит к ее охлаждению и образованию многофазного потока. Если в процессе расширения давление достигает давления равного или меньше давления метана в тройной точке, то в образующемся многофазном потоке создаются условия для зарождения кристаллической фазы. Многофазный поток тангенциально вводится в цилиндрический корпус 1, где происходит его закрутка. Под действием массовых сил происходит сепарация фаз многофазного потока. Легкая фаза (пар) собирается в центральной области и отводится через патрубок 3. Более тяжелые компоненты потока (жидкая и кристаллическая фазы) отбрасываются на внутреннюю стенку 1 и через патрубок 4 отводятся в сборную емкость. Для функционирования устройства необходимо, чтобы в полости устройства давление не превышало значение давления в тройной точке метана ($p \approx 104 \text{ Па}$). Такое давление может быть обеспечено эжектором, в котором в качестве рабочего тела лучше использовать газообразный метан. Для расхода рабочего тела не более 1 кг/с размеры эжектора будут составлять порядка 2 м при диаметре не более 0,7 м.

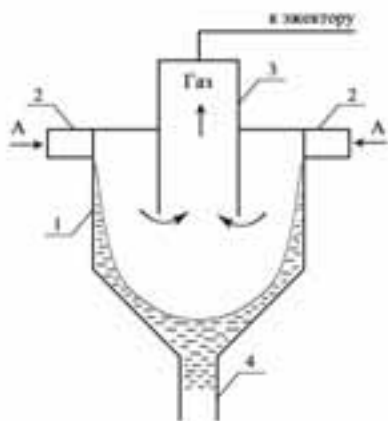


Рис. 4. Конструктивная схема устройства для получения шуги: 1 – корпус, 2 – дроссельное устройство, 3 – патрубок отвода паровой фазы, 4 – патрубок отвода шугообразной среды

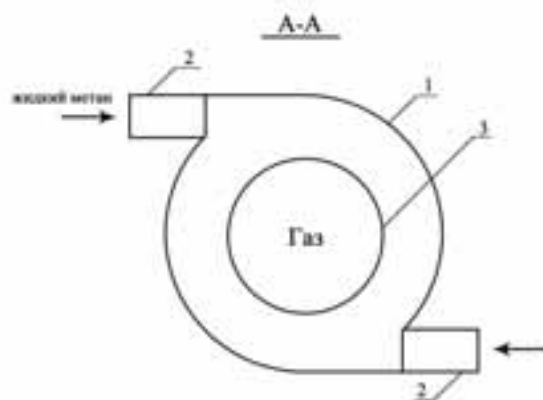


Рис. 5. Конструктивная схема устройства для получения шуги (сечение): 1 – корпус, 2 – дроссельное устройство, 3 – патрубок отвода паровой фазы

Генератор шуги может быть выполнен и по другой схеме [2]. Такая схема предполагает применение вихревой камеры и использование хладоресурса паровой фазы для защиты рабочей камеры от теплопритока.

Хранение шугообразных топлив. При хранении шуги испарение и сброс газообразного продукта за счет внешнего теплопритока начинаются только после плавления и подогрева шуги до состояния, соответствующего максимально допустимому давлению в резервуаре. На рис. 6 представлены результаты расчета времени бездренажного хранения метановой шуги в промышленном транспортном резервуаре ЦТК 2,5/0,25. Характеристики резервуара: $p_p = 0,25$ МПа; масса $\text{CH}_4 \sim 950$ кг; испаряемость $\eta = 0,478$ % в сутки.

Если в данном резервуаре хранить эквивалентное по массе количество жидкости, то за время, необходимое для плавления и подогрева шуги, часть жидкости испарится. На рис. 7 показано, сколько жидкости может испариться за время плавления и подогрева шуги.

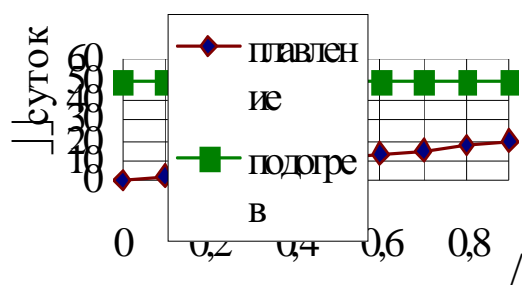


Рис. 6. Время бездренажного хранения шуги метана в резервуаре с максимальным давлением $p_p = 0,25$ МПа

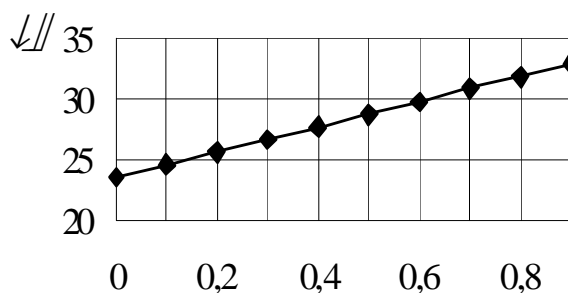


Рис. 7. Доля жидкого метана, испарившегося из резервуара с максимальным давлением $p_p = 0,25$ МПа за время плавления и подогрева эквивалентного количества шуги

Расчет потерь жидкого метана, хранящегося при давлении 0,1 МПа, показал, что за время, необходимое для доведения шуги с содержанием твердой фазы $\beta = 0,3$ до этого состояния, испарится 16 % жидкости и 21 % при $\beta = 0,6$. По мере роста давления в емкости потери увеличиваются и при давлении 0,25 МПа составляют, соответственно, 26 % и 30 %.

Термодинамические свойства метана таковы, что давление в тройной точке существенно ниже атмосферного, и при хранении существует опасность натекания извне. С целью повышения безопасности необходим наддув. Для наддува метановой шуги можно использовать азот.

На рис. 8 приведены результаты расчета установившегося давления в емкости после расплавления шуги при температуре тройной точки. Исходным состоянием является состояние, в котором давление равно рабочему давлению в резервуаре, температура - температуре в тройной точке при заданном составе шуги. После плавления давление в емкости снизится и может оказаться ниже атмосферного. Этот факт необходимо учитывать при расчете систем хранения.

Экономическая целесообразность применения шугообразных топлив. Шугообразный продукт предназначен, прежде всего, для длительного хранения. Испарившаяся жидкость является потерей при хранении. Когда стоимость* потеряннного продукта превышает затраты на получение шуги, хранение вещества в шугообразном виде экономически целесообразно.

В процессе получения шуги метана адиабатным расширением затрата работы не превосходит 34 кДж на 1 кг исходной жидкости при нормальной температуре кипения. Соотношение стоимостей 1 кДж энергии и 1 кг СПГ принято $C_e / C_1 \approx 0,67 \cdot 10^{-3}$ (по ценам для россий-

ских потребителей в 2008 г.). При этих условиях затраты на получение шуги окупаются экономией продукта от сокращения испарения, если рабочее давление в резервуаре хранения $p_p \geq 0,15$ МПа при всех значениях β . При десятикратном росте отношения C_g/C_l применение шуги становится убыточным, начиная с $\beta = 0,6$ для $p_p = 0,15$ МПа, но остается выгодным для $p_p = 0,2$ МПа и $p_p = 0,25$ МПа [3].

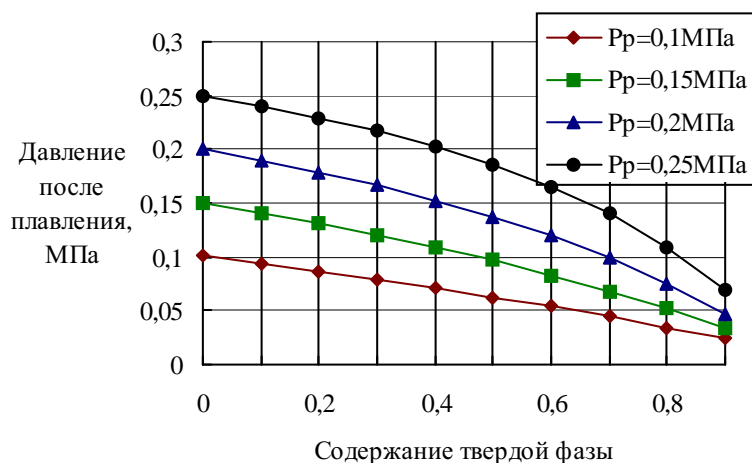


Рис. 8. Установившееся давление в емкости после расплавления наддутой шуги

Для шуги, полученной адиабатным расширением с использованием эжектора при соотношении стоимостей газа и СПГ $\frac{C_g}{C_l} \approx 0,27$, хранение в резервуаре с рабочим давлением

$p_p = 0,25$ МПа становится убыточным, начиная с $\beta = 0,3$. При $\frac{C_g}{C_l} = 0,15$ хранение в резервуаре с рабочим давлением $p_p = 0,2$ МПа целесообразно при $\beta < 0,5$; для рабочего давления $p_p = 0,25$ МПа при любых значениях β .

Таким образом, использование криогенных шугообразных топлив может быть экономически целесообразным даже при учете только одного их достоинства – меньших потерь от испарения при хранении по сравнению с жидкостью. Для снижения затрат на производство шугообразных веществ необходим рациональный выбор идеального термодинамического процесса получения и оборудования, его реализующего. Расходы на сырье и энергию также можно существенно сократить, если получать шугообразные вещества непосредственно на месте производства сжиженных газов, либо использовать «даровые» источники энергии. В частности, для получения шугообразного природного газа таким источником может быть газ высокого давления, редуцируемый на газораспределительных станциях.

Условные обозначения

C – стоимость единицы энергии или вещества

E – эксергия

p – давление

β – содержание твердой фазы в конденсированной части шуги

γ – выход шуги из килограмма жидкости

δ – доля испарившейся жидкости

η – эксергетический КПД; испаряемость жидкости

τ – время

Индексы:

p – рабочие параметры

затр – затраты

пол – полезный эффект

g – газ

l – жидкость

e – энергетический; эксергетический

s – шуга

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Арсланова С.Н., Тонконог В.Г., Серазетдинов Ф.Ш., Краснов С.В., Джафаров И.С. Криогенные топлива: снижение потерь при транспортировке, хранении, использовании. // Газовая промышленность, № 5/646/, 2010.С.80 – 82.
2. Арсланова С.Н., Тонконог В.Г. Охлаждение низкокипящих жидкостей и получение шугообразных сред. // Изв. РАН. Сер. Энергетика, № 3, 2001. С.89 - 91.
3. Арсланова С.Н., Тонконог В.Г., Краснов С.В., Джафаров И.С. Анализ целесообразности применения природного газа в шугообразном состоянии. // Газовая промышленность, Спецвыпуск «Производство, транспортировка, хранение и использование сжиженного природного газа» № 646, 2011.С.52 – 54.

TECHNOLOGY OF PREPARING HYDROCARBON FUELS FOR TRANSPORTATION, STORAGE, AND APPLICATION

V.G. Tonkonog^{}, S.N. Arslanova^{*}, B.A. Mubarakshin^{**}*

(^{} Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI;
^{**} NPP Aviagaz-Soyuz +, Kazan)*

A technology of preparing hydrocarbon fuels for transportation, storage, and application is provided. Fuel is converted to semisolid state by adiabatic expansion of a liquid. As a result, evaporation losses and storage size may be reduced. A technological scheme of preparing system is designed. Economic feasibility of application semisolid fuels is estimated.

УДК 621.432.263.5

ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА ЭКРАНИРОВАНИЕМ ГОРЯЧИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОРПУСА ГТД ПРИ СВОБОДНОЙ КОНВЕКЦИИ

Гимбицкий А.В.

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Приводятся результаты экспериментального исследования тепловой защиты отсека от горячих элементов корпуса высокотемпературной энергоустановки с использованием экрана между корпусом и наружной оболочкой двигателя при свободной конвекции в воздушных прослойках. Проведены опытные исследования температурного состояния всех поверхностей и воздушных прослоек экспериментальной модельной установки при варьировании температурой горячей стенки и толщиной прослоек. Результаты опытов обобщены и представлены в виде графических и аналитических зависимостей.

В связи с все большим потреблением человеком различных энергоресурсов возникает необходимость в сжатые сроки, с минимальными затратами, доставить их потребителю в полном объеме. Для этих целей часто используются конвертированные высокотемпературные газотурбинные двигатели. Они хорошо зарекомендовали себя на газоперекачивающих станциях в качестве газогенераторов. Но одним из недостатков при эксплуатации высокотемпературных двигателей является то, что при длительной, продолжительной работе корпус установки становится источником мощных тепловых потоков в ограниченное пространство отсека газоперекачивающего агрегата (ГПА). В связи с этим возникают проблемы нагрева воздуха в боксе-контейнере до температур выше допустимых, а также перегрева основных узлов двигателя, систем пожаротушения и других агрегатов, что снижает долговечность и характеристики систем двигателя.

В данной работе исследуется один из вариантов тепловой защиты [1] деталей и узлов наружной оболочки двигателя, а также окружающего пространства бокса-контейнера от высоких температур, генерируемых горячими элементами двигателя.

Для изучения вопроса об эффективности тепловой защиты с применением экранов при свободной конвекции в воздушных прослойках была создана экспериментальная установка (см. рис. 1), позволяющая моделировать процессы теплопередачи от горячего корпуса двигателя к его наружной оболочке при установке между ними экрана при свободной конвекции в воздушных прослойках с закрытыми и открытыми торцами (7, 8). В экспериментах варьировались следующие параметры: температура горячей стенки и расстояние от горячей стенки до экрана (δ_r) и от экрана до оболочки (δ_x).

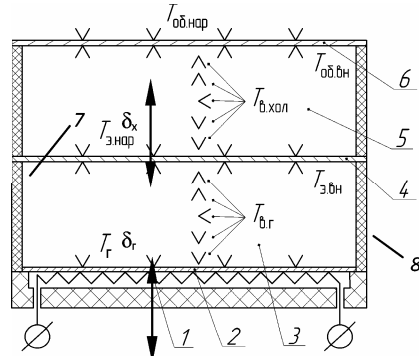


Рис. 1. Схема экспериментальной модельной установки: 1 – нагреватель; 2 – горячая стенка; 3 – горячая прослойка; 4 – экран; 5 – холодная прослойка; 6 – наружная оболочка; Λ, V – места установки термопар

Экспериментальная установка и измеряемые величины.

В экспериментальной установке (Рис. 1) горячий корпус двигателя имитировала медная пластина, нагреваемая нитью накаливания. Воздушные полости (зазоры) и все поверхности установки тщательно термометрировались с помощью термопар. Продолжительность выхода на стационарный режим для проведения замеров в данной работе составлял 3 ... 3,5 часа.

Далее проводились замеры температур: T_r – горячей стенки; $T_{в.г.}$ – воздуха в прослойке с горячей стороны; $T_{э.вн.}$, $T_{э.нар.}$ – поверхностей экрана с внутренней (горячей) и наружной (холодной) сторон; $T_{об.вн.}$, $T_{об.нар.}$ – поверхностей наружной оболочки с внутренней и наружной сторон при варьировании толщинами прослоек.

Результаты опытов по замерам температур экрана и оболочки обрабатывались в виде зависимостей $\bar{T}/\bar{\delta}^m = f(\bar{T}_r)$, где $\bar{T} = T/100$, $\bar{\delta} = \delta/L$ и представлены на рис. 2 и 3.

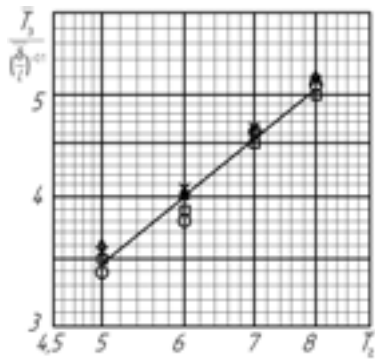


Рис. 2. Зависимость относительной температуры экрана от относительной температуры горячей стенки

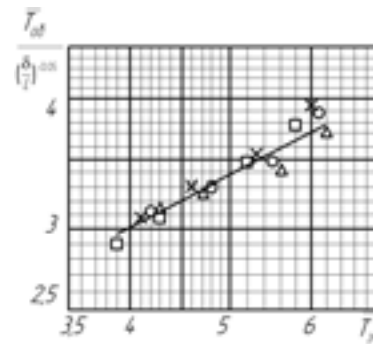


Рис. 3. Зависимость относительной температуры оболочки от относительной температуры экрана

Результаты опытов при данном способе обработки обобщены зависимостями:

$$\text{для рис. 2: } \bar{T}_s = 0,8 \cdot (\bar{T}_g)^{0,8} \cdot \left(\frac{\bar{\delta}_r}{L}\right)^{-0,1};$$

$$\text{для рис. 3: } \bar{T}_{об} = 1,5 \cdot (\bar{T}_s)^{0,5} \cdot \left(\frac{\bar{\delta}_x}{L}\right)^{-0,05}, \text{ что позволяет в первом приближении прогнозировать температуры экрана и оболочки.}$$

Полученные в настоящей работе результаты подтверждают возможность уменьшения мощности теплового потока, достигающего наружной оболочки и, как следствие, снижение ее температуры.

Дальнейшее развитие работы предполагает исследование предлагаемых в [1] вариантов схем тепловой защиты для установления эффективности каждой из них, при варьировании температурным фактором, величинами расходов в каждой полости, толщиной полости с целью выбора оптимальных способов тепловой защиты в каждом конкретном случае.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.В. Гимбицкий, С.Г. Дезидерьев, А.Г. Каримова. Теплопередача при различных способах тепловой защиты в системах приводных ГТД. // Изв. вузов «Авиационная техника», № 3, 2011 г., с. 63-66.

THE THERMAL PROTECTION BY SCREEN FROM GAS TURBINE ENGINE HOT BODY WITH NATURAL CONVECTION.

A.V. Gimbitskiy

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In this thesis was given experimental research result of thermal protection by screen from heat body of power plant highly temperature with natural convection. It carried out research surface and air gap temperature state of experimental installation. In experiments varied parameters such as: “hot” wall temperature, thickness of the air gap. Generalized analytic and graphic dependence of experiment data results showed.

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ТЕПЛООБМЕНА ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ ШЕРОХОВАТОСТИ ТЕПЛООБМЕННОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Байгалиев Б.Е. , Самойленко А.В.** , Газизянов Р.З.**

*(* Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ; ** Волгодонский инженерно-технический институт, филиал Национального исследовательского ядерного университета «МИФИ», г. Волгодонск)*

В статье представлен расчет площади поверхности теплообмена при применении профилей искусственной шероховатости двух типов: прямоугольной и треугольной. Представлен расчет прироста площади теплообмена за счет микро деформации прямоугольным профилем – на 500%, треугольным – на 475,9%. Показано, что нет необходимости наносить микрозиговку в двух взаимно перпендикулярных направлениях.

Одним из способов интенсификации процессов теплообмена является применение микро деформации поверхности. Суть этого способа заключается в том, что на поверхности формируются микро деформации, величина которых очень мала ($h \leq 0,5$ мм). Введем следующее понятие. Микро деформации поверхности бывают регулярные и нерегулярные. Нерегулярные микро деформации – это такие микро деформации, которые получают в результате случайных воздействий на обрабатываемую поверхность. Примером нерегулярных микро деформаций являются шероховатые поверхности, которые получают после литья металла в землю, после обработки поверхности пескоструйным аппаратом, после бомбардировки поверхности мелкими шариками, после нанесения на поверхность песка (песочная шероховатость). Регулярные микро деформации – это такие микро деформации, которые получают в результате специальной обработки поверхности специальным инструментом, или нанесением на поверхность проволоки известного диаметра (цилиндрическая шероховатость), нанесением на поверхность сфер известного диаметра. Регулярные микро деформации удовлетворяют следующим требованиям : а) имеют одинаковую форму, б) имеют форму, которую можно воспроизвести, в) конфигурация поверхности может быть прямоугольной, треугольной, трапециидальной, синусоидальной, цилиндрической, сферической и т.п., г) имеют площадь поверхности, которую можно посчитать, д) величиной площади такой поверхности, можно управлять. Один из способов микро деформации поверхности это микрозиговка. На рис 1 представлены различные профили регулярных микрозигованных поверхностей.

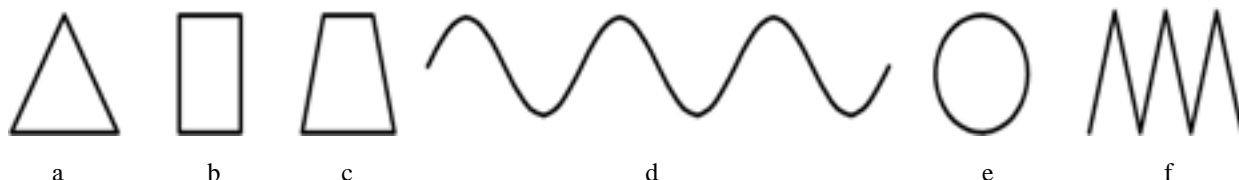


Рис. 1. Профили микрозигованных поверхностей: *a* – треугольный, *b* – прямоугольный, *c* – трапециидальный, *d* – синусоидальный, *e* – сферический, *f* – резбовой

Микро деформации поверхности теплообмена перечисленными профилями возможны в одной плоскости и двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Пусть имеем гладкую поверхность рис 1.



Рис. 2. Гладкая поверхность

Площадь гладкой поверхности будет равна

$$S = ll = l^2 \quad (1)$$

Рассмотрим увеличение площади поверхности за счет микро деформации поверхности в виде треугольного профиля (рис. 2. а)

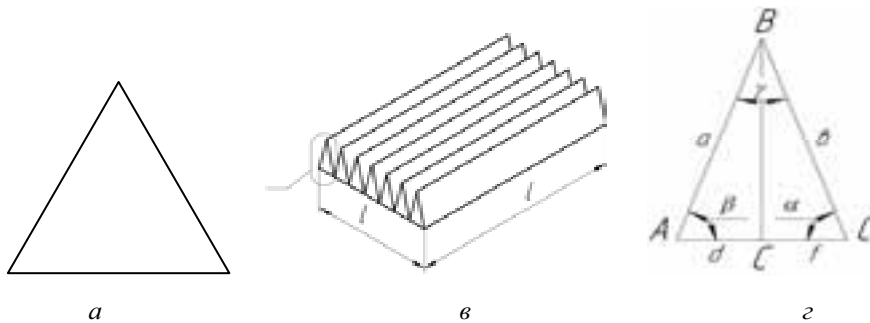


Рис. 3. Профиль треугольника для микрозиговки:

a – вид профиля; *б* – гладкая поверхность с нанесенным профилем; *г* – параметры профиля

Увеличение площади δS поверхности за счет микро деформации треугольным профилем с углами α, γ определится по уравнению:

$$\delta S = \left(\frac{S_{M3}}{S} \right) - 1 = \frac{\cos ec\alpha + \cos ec\gamma}{c \operatorname{tg} \alpha + c \operatorname{tg} \gamma} - 1. \quad (2)$$

При нанесении микрозига на поверхности YOZ не меняя поверхность XOZ можно определить величину площади микрозигованной поверхности в плоскости YOZ. Площадь микрозигованной поверхности в плоскости YOZ будет равна для треугольного профиля с углами ϕ, ψ

$$\delta S = \left(\frac{S_{M3}}{S} \right) - 1 = \frac{\cos ec\phi + \cos ec\psi}{c \operatorname{tg} \phi + c \operatorname{tg} \psi} - 1. \quad (3)$$

Прирост площади при применении микрозиговки в одной плоскости XOZ или YOZ будет равен $\delta S_{YOZ} = (S_{M3} / S)_{YOZ} - 1$, $\delta S_{XOZ} = (S_{M3} / S)_{XOZ} - 1$ и приведен в таблице 1.

Таблица 1

Угол $\alpha,$ $\phi,$ Угол γ, ψ		10	20	30	40	50	60	70	80
	10	0,015	0,031	0,048	0,066	0,085	0,106	0,130	0,158
	20	0,031	0,064	0,099	0,137	0,179	0,230	0,282	0,347
	30	0,048	0,099	0,155	0,216	0,286	0,366	0,462	0,580
	40	0,066	0,137	0,216	0,305	0,409	0,532	0,684	0,879
	50	0,085	0,179	0,286	0,409	0,556	0,737	0,970	1,286
	60	0,106	0,227	0,366	0,532	0,705	1,000	1,357	1,879
	70	0,130	0,282	0,462	0,684	0,970	1,357	1,924	2,849
	80	0,122	0,347	0,580	0,879	1,286	1,879	2,849	4,759

Рассмотрим увеличение площади поверхности за счет микро деформации поверхности в виде треугольного профиля одновременно на плоскости XOZ и YOZ рис. 3. В этом случае площадь микрозигованной поверхности, образованная на плоскости XOZ будет равна:

$$S_{мзXOZ} = n \cdot (c + a) l = l \frac{\frac{\delta}{\sin \alpha} + \frac{\delta}{\sin \gamma}}{c \cdot \cos \alpha + a \cdot \cos \gamma} \cdot l \quad (4)$$

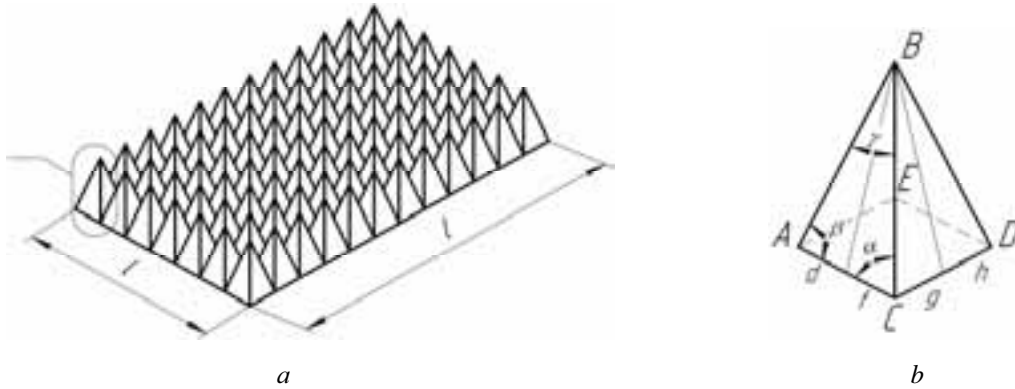


Рис. 4. Профиль треугольника для микрозиговки на плоскости XOZ и YOZ:
 a – поверхность с нанесенным профилем; b – параметры профиля

Увеличение площади теплообмена за счет применения микрозиговки в двух взаимно перпендикулярных направлениях определится по формуле:

$$\delta S_{YOZ} \delta S_{XOZ} = \frac{\operatorname{cosec} \gamma}{c \operatorname{tg} \gamma + c \operatorname{tg} \alpha} + \frac{\operatorname{cosec} \phi}{c \operatorname{tg} \beta + c \operatorname{tg} \phi} - 1. \quad (5)$$

При равенстве всех углов, т.е. $\alpha = \beta = \gamma = \phi$, $\delta S_{YOZ} \delta S_{XOZ} = \sec \alpha - 1$

При $\alpha = 60^\circ$ $\delta S_{YOZ} \delta S_{XOZ} = \sec 60^\circ - 1 = 2 - 1 = 1$ увеличение площади охлаждения за счет микрозиговки в двух взаимно перпендикулярных направлениях равно 100 %. Точно такое же увеличение площади будет при $\alpha = 60^\circ$. И при этом микрозиговка будет только в одной из плоскостей или YOZ, или XOZ

$$\delta S = \left(\frac{S_{мз}}{S} \right) - 1 = \frac{\operatorname{cosec} \alpha + \operatorname{cosec} \gamma}{c \operatorname{tg} \alpha + c \operatorname{tg} \gamma} - 1 = \frac{2 \operatorname{cosec} 60^\circ}{2c \operatorname{tg} 60^\circ} - 1 = \sec 60^\circ - 1 = 1 \quad (6)$$

Другими словами, для интенсификации теплоотдачи нет необходимости наносить микрозиговку в двух взаимно перпендикулярных направлениях. Достаточно нанести микрозиговку в одной плоскости и, эффект будет точно такой же, как и при микрозиговке в двух взаимно перпендикулярных направлениях.

В таблиц 2 приведены значения прироста площади поверхности за счет микрозиговки в двух взаимно перпендикулярных направлениях при разных значениях углов треугольного профиля образующего микро деформацию поверхности. Расчет выполнен для углов $\alpha = \gamma$ и $\beta = \phi$. Из формулы (5) получим следующую формулу расчет прироста площади микрозиговки в двух взаимно перпендикулярных направлениях при равных значениях углов треугольного профиля образующего микродеформацию поверхности в плоскости XOZ и YOZ:

$$\delta S_{YOZ} \delta S_{XOZ} = \frac{\operatorname{cosec} \gamma}{c \operatorname{tg} \gamma + c \operatorname{tg} \alpha} + \frac{\operatorname{cosec} \phi}{c \operatorname{tg} \beta + c \operatorname{tg} \phi} - 1 = \frac{\operatorname{cosec} \alpha}{2c \operatorname{tg} \alpha} + \frac{\operatorname{cosec} \beta}{2c \operatorname{tg} \beta} - 1 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\cos \alpha} + \frac{1}{\cos \beta} \right) - 1 \quad (7)$$

В этом случае в треугольных профилях перпендикулярных плоскости XOZ треугольными профилями перпендикулярными плоскости YOZ образуются пирамиды. На рис. 3. в представлен элемент микрозиговки в двух взаимно перпендикулярных направления. При равнобедренном профиле микрозиговки в обеих плоскостях и одинаковом шаге в основании пирамиды получается квадрат. Т.е. на поверхности размещены квадратные пирамиды с высотой равной δ . Площадь боковых граней всех пирамид будет равна площади микрозиговки в одном направлении либо в плоскости XOZ или плоскости YOZ.

Таблица 2

Угол $\alpha = \gamma$

Угол $\beta =$ ф		10	20	30	40	50	60	70	80
10		0,015	0,040	0,085	0,160	0,286	0,508	0,970	2,387
		0,015	0,031	0,048	0,066	0,085	0,106	0,130	0,158
20		0,040	0,064	0,109	0,185	0,310	0,532	0,994	2,411
		0,031	0,064	0,099	0,137	0,179	0,230	0,282	0,347
30		0,850	0,109	0,155	0,230	0,355	0,577	1,039	2,457
		0,048	0,099	0,155	0,216	0,286	0,366	0,462	0,580
40		0,164	0,185	0,230	0,305	0,430	0,653	1,115	2,532
		0,066	0,137	0,216	0,305	0,409	0,532	0,684	0,879
50		0,285	0,310	0,355	0,431	0,556	0,778	1,240	2,657
		0,085	0,179	0,286	0,409	0,556	0,737	0,970	1,286
60		0,508	0,532	0,577	0,653	0,778	1,000	1,462	2,879
		0,106	0,227	0,366	0,532	0,705	1,000	1,357	1,879
70		0,970	0,994	1,039	1,115	1,240	1,462	1,924	3,341
		0,130	0,282	0,462	0,684	0,970	1,357	1,924	2,849
80		2,387	2,411	2,457	2,532	2,657	2,879	3,341	4,759
		0,122	0,347	0,580	0,879	1,286	1,879	2,849	4,759

Таким образом, за счет применения микрозиговки треугольным профилем возможно увеличение микрозигованной площади возможно в 4,759 раза.

Рассмотрим увеличение площади поверхности за счет микродеформации поверхности в виде прямоугольного профиля (Рис. 4.).

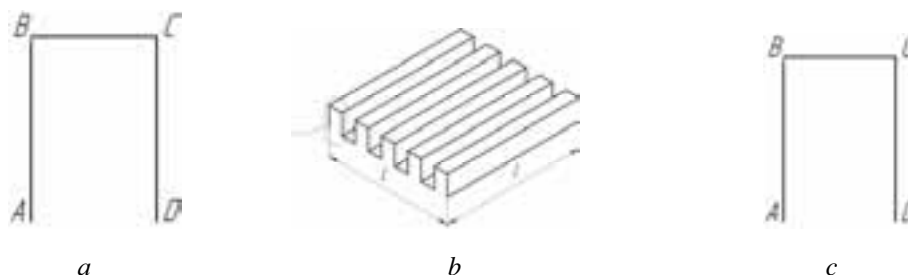


Рис. 5. Профиль прямоугольника для микрозиговки: *a* – вид профиля; *b* – гладкая поверхность с нанесенным профилем; *c* – параметры профиля

Площадь поверхности за счет применения микрозиговки прямоугольным профилем определится по формуле

$$\delta S_{YOZ} = 2a / (d + c), \quad \delta = a \quad (8)$$

Для случая $c = (0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0)$ $\delta d = (0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0)$ δ имеем следующую таблицу 3 значений прироста δS_{YOZ} при $a = 1$

Таблица 3

d	c				
	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
0,2	5,00	3,33	2,50	2,00	1,67
0,4	3,33	2,50	2,00	1,67	1,43
0,6	2,50	2,00	1,67	1,43	1,25
0,8	2,00	1,67	1,43	1,25	1,11
1,0	1,67	1,43	1,25	1,11	1,00

Для случая $c = (0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0)$ $\delta d = (0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0)$ δ имеем следующую таблицу 4 значений прироста δS_{YOZ} при $a = 0,2$

Таблица 4

d	c				
	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
0,2	1,00	0,67	0,50	0,40	0,33
0,4	0,67	0,50	0,40	0,33	0,28
0,6	0,50	0,40	0,33	0,28	0,25
0,8	0,40	0,33	0,28	0,25	0,22
1,0	0,33	0,28	0,25	0,22	0,20

Таким образом, для случая, когда высота микродеформации в 5 раз больше расстояния между пазами и шириной паза, возможно увеличение прироста площади до 5,00 раз. При равенстве высоты микродеформации и расстояния между пазами и шириной паза возможно увеличение прироста площади до 1,00 раза. Все остальные значения прироста площади находятся в пределе от 1,00 до 5,00.

Рассмотрим увеличение площади поверхности за счет микро деформации поверхности в виде прямоугольного профиля одновременно на плоскости XOZ и YOZ рис. 4.

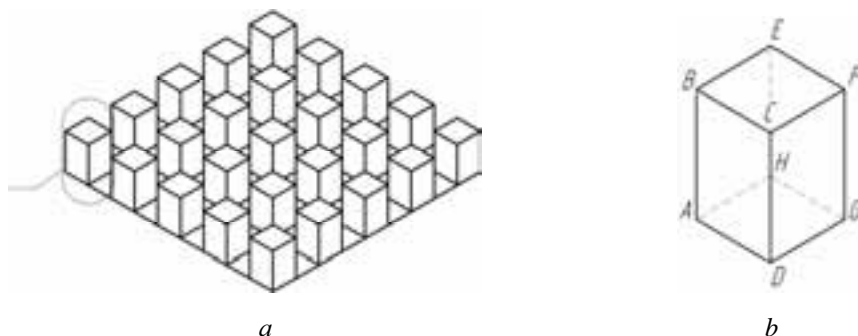


Рис. 6. Профиль прямоугольника для микрозиговки на плоскости XOZ и YOZ: a – поверхность с нанесенным профилем; b – параметры профиля

При пересечении микрозиговки на плоскости YOZ микрозиговкой на плоскости XOZ из суммарной площади S_{YOZ} вычтется площадь S_{XOZ} , образуемая при пересечении плоскости микрозиговки на плоскости XOZ, плоскостью микрозиговки S_{YOZ} на плоскости YOZ, и добавится площадь, которая образуется на микрозиговки на плоскости YOZ, и будет равна:

$$\delta S_{YOZ} = 2a / (d + c)$$

Увеличение площади теплообмена за счет применения микрозиговки с прямоугольным профилем в двух взаимно перпендикулярных направлений определится по формуле:

$$\delta S_{YOZ} \delta S_{XOZ} = \frac{2a(g + c)}{(d + c)(f + g)}$$

Для $c = (0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0)$ а $d = (0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0)$ а (2.80) имеем прирост δS_{yoz} при $a = f = g = 0,2$ в следующей таблице 5 Для $(0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0)$ а $d = (0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0)$ а (2.88)

	c	c	c	c	c
d	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
0,2	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
0,4	0,67	0,75	1,0	0,83	0,86
0,6	0,50	0,60	0,80	0,71	0,75
0,8	0,40	0,50	0,67	0,62	0,67
1,0	0,33	0,43	0,57	0,56	0,60

Таблица 5

имеем прирост δS_{yoz} при $a = 1,0, f = g = 0,2$ в следующей таблице 6

Таблица 6

	c	c	c	c	c
d	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
0,2	5,0	5,0	5,0	5,0	5,0
0,4	3,33	3,75	4,0	4,17	4,28
0,6	2,50	3,0	3,33	3,57	3,75
0,8	2,0	2,50	2,86	3,12	3,33
1,0	1,67	2,14	2,50	2,78	3,0

Для интенсификации теплоотдачи за счет микро деформации треугольным профилем нет необходимости наносить микрозиговку в двух взаимно перпендикулярных направлениях. Достаточно нанести микрозиговку в одной плоскости и, эффект будет точно такой же, как и при микрозиговке в двух взаимно перпендикулярных направлениях. За счет применения микрозиговки треугольным профилем возможно увеличение микрозигованной площади возможно в 4,759 раза.

При микро деформациях прямоугольным профилем в одной плоскости для случая, когда высота микродеформации в 5 раз больше расстояния между пазами и шириной паза, возможно увеличение прироста площади до 5,00 раз. При равенстве высоты микродеформации и расстояния между пазами и шириной паза возможно увеличение прироста площади до 1,00 раза. Все остальные значения прироста площади находятся в пределе от 1.00 до 5,00.

HEAT TRANSFER AUGMENTATION AT THE EXPENCE OF SURFACE ROUGHNESS

B.E. Baygaliev^{}, A.V. Samojlenko^{**}, R.G. Gazizyanov^{*}*

(^{} Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI;*

*^{**}VITI MEPhI)*

The paper presents the calculation of the surface area of heat transfer during use artificial roughness profiles of two types: rectangular, triangular. The calculation of the heat transfer area of growth at the expence of micro strain rectangular profile - 500%, triangular - by 475.9%. It is shown that there is no need to apply mikrozigovku in two mutually perpendicular directions.

ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ И ШЕРОХОВАТОСТЬ ТРАПЕЦЕИДАЛЬНЫХ РУСЕЛ С УЧЕТОМ ТОРМОЗЯЩЕГО ВЛИЯНИЯ ОТКОСОВ

*Самойленко А.В.** , Газизянов Р.Г.* , Байгалиев Б.Е.**

*(* Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ; ** Волгодонский инженерно-технический институт, филиал Национального исследовательского ядерного университета «МИФИ», г. Волгодонск)*

В статье разрабатывается расчет пропускной способности оросительных каналов, с применением новых теоретических зависимостей, учитывающих влияние откосов, формы и размеров поперечного сечения на пропускную способность русла.

Оросительные каналы в процессе эксплуатации характеризуются значительным снижением пропускной способности, на которую непосредственное влияние оказывают деформации и шероховатость русла, его зарастание водной растительностью, режимы и условия эксплуатации. Все это приводит в конечном итоге к изменению значений коэффициентов шероховатости и гидравлических сопротивлений по сравнению с проектными данными в сторону увеличения, иногда в несколько раз. Поэтому недоучет указанных факторов может привести к потере гидравлической эффективности каналов, их эксплуатационной надежности при длительной эксплуатации и к снижению водоподачи или к ее прекращению для многих водопотребителей.

Большинство существующих в настоящее время зависимостей, для определения гидравлических сопротивлений, основано на приведении равномерного потока любой формы к прямоугольному плоскому потоку без тормозящих боковых стенок, поэтому влияние формы русла оставалось до последнего времени неизученным. Если для естественных широких речных русел этот вопрос не столь существенный, то для ирригационных каналов трапецеидальных сечений очень важно установить, как распределяются касательные напряжения трения и средние скорости течения на откосах и по дну русла, и как влияют откосы на пропускную способность.

Открытые русла чаще всего имеют значительную шероховатость и проектируются на относительно большие скорости, поэтому движение воды в них происходит преимущественно в области квадратичного сопротивления. Это обстоятельство приводит к необходимости поисков значений гидравлических сопротивлений, в зависимости от характера и состояния стенок русла канала, а также от геометрических размеров русла.

В соответствии с этим требуется разработка научно обоснованного способа расчета пропускной способности оросительных каналов, с применением новых теоретических зависимостей, учитывающих влияние откосов, формы и размеров поперечного сечения на пропускную способность русла. Экспериментально-теоретическая оценка влияния откосов на пропускную способность и величину гидравлических сопротивлений открытых русел оросительных каналов трапецеидального сечения.

Для достижения поставленной цели решались следующие вопросы:

1. Теоретические исследования тормозящего влияния откосов на гидравлические сопротивления;
2. Разработка математической модели движения жидкости в трапецеидальном русле канала;

3. Натурные исследования гидравлических сопротивлений на трех каналах Северного Кавказа;

4. Экспериментальные исследования влияния откосов на пропускную способность и гидравлические сопротивления модели трапецеидального русла канала;

5. Разработка рекомендаций по расчету каналов с учетом влияния откосов.

Для исследований были использованы теоретические и экспериментальные натурные методы. В качестве теоретических методов применялись методы математической статистики, теории вероятности и теории надежности. Для натурных исследований применялись гидрометрические методы определения основных гидравлических характеристик при эксплуатации каналов.

Научная новизна состоит в том, что:

- разработана математическая модель для определения расхода и коэффициента гидравлического трения, в трапецеидальном русле канала;

- получена теоретическая зависимость гидравлических сопротивлений в пространственном потоке трапецеидального русла при равномерном движении;

- получена формула для определения коэффициента шероховатости пространственного потока;

- выведены формулы распределения касательных напряжений на дне и на откосах пространственного потока;

- получена формула определения гидравлических сопротивлений на откосах;

- получена формула учета влияния откосов на величину гидравлических сопротивлений потока трапецеидальных каналов при неравномерном движении, преимуществом которой является возможность назначения минимального числа интервалов при обеспечении высокой точности расчета.

Проведенные теоретические и лабораторные исследования и полученные математические зависимости позволили обосновать необходимость учета тормозящего влияния откосов при проектировании и реконструкции ирригационных каналов. Предложено внедрение полученных методик в расчеты при проектировании и реконструкции каналов трапецеидального сечения. В результате экономического расчета, получено обоснование эффективности применения разработанных методик учета тормозящего влияния откосов.

Выполненный анализ показал, что проблемы влияния откосов на гидравлические сопротивления, вызванные малой изученностью данного вопроса, не в полной мере разрешены. В большей степени это связано с наличием многообразия влияющих факторов и сложности процессов, протекающих в руслах каналов трапецеидального сечения. Поэтому основной целью дальнейших исследований является тщательное изучение влияния бокового торможения на пропускную способность русел, особенно трапецеидальных, которые получили наибольшее распространение на юге России.

Для оценки роли относительной ширины русла применялся интегральный закон гидродинамики – теорема количества движения. В потоке равномерного движения с уклоном $i = I$ и распределением гидродинамического давления по гидростатическому закону был выделен отсек жидкости шириной δ_B - равный высоте выступа шероховатости русла, для которого было составлено гидравлическое уравнение количества движения, имеющее следующий вид:

$$\alpha_0 \rho Q (V_2 - V_1) t = G_x t + (T_0)_x t + R_x t + P_x t. \quad (1)$$

Воспользуемся методом И.Ф. Карасева, согласно которого изменение количества движения, связанное с массообменом на боковых границах потока (откосах канала), будет равно

(при $\alpha_0 = 1$): $2\rho R\delta_B^2 V\phi$, где ϕ - коэффициент, учитывающий отношение сохранившейся продольной скорости обменивающихся масс к средней скорости потока V , размеры и форму возмущений относительно высоты выступов шероховатости δ_B , сплошность формирования возмущений на стенках и другие факторы массообмена, не учтенные в явном виде. Тогда, считая $\omega = R\chi$, $\chi = 2h\sqrt{1+m^2}$ и $t = \delta_B/V$, изменение количества движения получим в виде:

$$\rho QVt = \rho\omega V^2 t = \rho R\chi V^2 \frac{\delta_B}{V}\phi = \rho R\chi V\delta_B\phi = \rho R2h\sqrt{1+m^2}V\delta_B\phi. \quad (2)$$

После сокращений и преобразований в уравнении (2) получим расчетные зависимости для коэффициентов шероховатости (5) и гидравлического сопротивления (6) трапецидального русла с учетом влияния откосов, используя известные соотношения

$$C = \frac{1}{n}R^{1/6}, \quad C_0 = \frac{1}{n_0}R^{1/6} \quad (3)$$

$$\sqrt{8 \cdot g / \lambda} = C, \quad \sqrt{8 \cdot g / \lambda_0} = C_0 \quad (4)$$

$$n = n_0 \sqrt{\frac{2 \cdot h\sqrt{1+m^2} \cdot \phi \cdot n_0^6}{g \cdot \delta_B \cdot \chi \cdot \alpha_n^8 \cdot I^{4/3}} + 1}, \quad (5)$$

$$\lambda = \lambda_0 \left[\frac{16h\sqrt{1+m^2}\phi n_0^6}{\delta_B \chi \alpha_n^8 I \lambda_0} + 1 \right]. \quad (6)$$

Эти исследования показали, что:

- при одном и том же коэффициенте заложения откоса коэффициент шероховатости, при величине относительной ширины $b/h < 10$, отличается от коэффициента шероховатости для условий плоского потока, в пределах 7,7 – 8,6 % (при $b/h = 1,0$) и 0,2 - 0,5 % (при $b/h = 8,0$);

- при одинаковых значениях величины относительной ширины b/h , с увеличением коэффициента заложения откосов наблюдается некоторое увеличение величины коэффициента шероховатости, хотя и незначительное;

- с увеличением в пределах от 1,0 до 4,0 коэффициент λ для пространственного потока значительно отличается от λ_0 для плоского потока (отклонение составляет от 3 до 30 %), что свидетельствует о значительном влиянии откосов на поток;

- при относительной ширине русла $b/h > 4$ величина отклонения составляет менее 3 %, а при $b/h \geq 10,0$ результаты практически совпадают, т.е., при $b/h \geq 10,0$ поток можно считать плоским, а при $b/h < 10,0$ – поток является пространственным, где необходимо учитывать влияние откосов на гидравлические сопротивления русла.

Ввиду сложности решения задачи для течения в трапецидальном русле с учетом тормозящего влияния откосов, возможно использование численного метода конечных элементов, который заключается в разбивке поперечного сечения канала на n равных треугольников, вершинами которых являются узлы. Стороны треугольников, лежащие на границе, образуют сетку граничных элементов. Численный метод заключается в минимизации невязки (погрешность решения) путем задания ее ортогональности по всем базисным функциям, иными словами, скалярное произведение невязки на любую базисную функцию должно быть

равно нулю в некотором пространстве функций. Базисные функции – это такой набор функций в данном функциональном пространстве, что все остальные функции из этого пространства можно выразить в виде суммы базисных функций, умноженных на числовые коэффициенты.

Для решения задачи течения в трапециевидальном русле численным методом, с учетом тормозящего влияния откосов был использован метод конечных элементов, основанный на методе Галеркина. Расчет производился с использованием программы Microsoft Excel.

Сопоставление расчетного значения λ , полученного численным методом, с натурными данными на Бг-Р-7 показало, что коэффициент гидравлического трения очень близко совпадает (отклонение составляет 1,6 %). Это позволяет считать численный метод достаточно точным для расчета гидравлических сопротивлений.

На практике при расчете неравномерного движения воды для призматических русел, наибольшее распространение получили способы Б.А. Бахметева, Н.Н. Павловского, И.И. Агроскина, которые заключаются в разбивке всего участка кривой свободной поверхности на ряд расчетных участков. Расчет всей кривой подпора или спада выполняется путем перехода от одного участка к другому, вычислением глубины на одной границе участка, при известной глубине на другой, и длины участка кривой свободной поверхности.

Хорошо известен также способ М.М. Скибы для расчета неравномерного движения, который выгодно отличается от способов Б.А. Бахметева, Н.Н. Павловского, И.И. Агроскина. Длина кривой свободной поверхности, рассчитанная по этому способу не зависит от принятого числа интервалов интегрирования между граничными глубинами и остается одной и той же при одном и более интервалах в то время, как по вышеуказанным способам она меняется с изменением числа интервалов и получается тем точнее, чем больше число интервалов. Следовательно, преимуществом данного способа расчета является возможность назначения минимального числа интервалов при обеспечении высокой точности расчета.

Способ М.М. Скибы основан на решении дифференциального уравнения (7)

$$\frac{\partial h}{\partial x} = \frac{i - \frac{Q^2}{\omega^2 C^2 R}}{1 - \frac{\alpha Q^2}{g \omega^3} B} \quad (7)$$

путем численного интегрирования по методу Симпсона. Интегрирование выполнено при малом шаге переменной без осреднений, упрощений и использования приближенных зависимостей, что обеспечивает достаточно высокую точность расчета при малой затрате времени.

Расчетное уравнение при условии $i > 0$ имеет следующий вид:

$$\frac{i \ell}{h_0} = F(\eta_2) - F(\eta_1) - \frac{\alpha Q^2 B_0}{g \omega_0^3} [\Phi(\eta_2) - \Phi(\eta_1)]. \quad (8)$$

Используя уравнение неравномерного движения М.М. Скибы (8), была получена зависимость для определения коэффициента гидравлического трения λ для кривой подпора:

$$\lambda_{cp} = 8 \cdot \alpha \cdot I_{Гср} \cdot B_0 \cdot R_{cp} \cdot \frac{\omega_{cp}^2}{\omega_0^3} \cdot \frac{[\Phi(\eta_2) - \Phi(\eta_1)]}{\left[F(\eta_2) - F(\eta_1) - \frac{i \ell}{h_0} \right]}, \quad (9)$$

По зависимости (9) для исходных данных был произведен расчет коэффициентов гидравлических сопротивлений λ . В результате, был сделан вывод о том, что значение величины гидравлических сопротивлений при неравномерном движении λ_{cp} с увеличением относительной ширины русла β приближается к значению λ_{cp} для бесконечно широкого потока, что свидетельствует о значительном влиянии откосов на поток. При относительной ширине русла $\beta = 1,0 \div 5,0$ величина отклонения составляет более 10 %, а при $\beta > 10,0$ результаты практически совпадают. Таким образом, при $\beta > 10,0$ поток можно считать плоским, без учета тормозящего влияния откосов, а при $\beta < 10,0$ – необходимо учитывать влияние откосов на гидравлические сопротивления русла.

Среди открытых потоков часто встречаются такие, в которых местные касательные напряжения сопротивлений на стенке оказываются неравными напряжениям действующих усилий на стенке.

Используя результаты, проведенных В.Н.Гончаровым, теоретических исследований и опытов, автором были получены зависимости для определения касательных напряжений пространственного потока трапецеидального русла:

на дне канала

$$\tau_o = \frac{0,33\rho g \left(\ln \frac{z + 0,06\Delta}{0,06\Delta} \right)^2}{\left(\ln \frac{b/2}{2,7 \cdot 0,06\Delta} \cdot \ln \frac{h}{2,7 \cdot 0,06\Delta} \right)^2} \cdot \frac{V^2}{2g}, \quad (10)$$

на откосах канала

$$\tau_c = \frac{0,33\rho g \left(\ln \frac{y + 0,06\Delta}{0,06\Delta} \right)^2}{\left(\ln \frac{b/2}{2,7 \cdot 0,06\Delta} \cdot \ln \frac{h}{2,7 \cdot 0,06\Delta} \right)^2} \cdot \frac{V^2}{2g}, \quad (11)$$

где z , y - координаты точек, соответственно, по дну и по глубине; Δ - относительная шероховатость;

и гидравлических сопротивлений пространственного потока:

$$\lambda_{np} = \frac{1,02}{\left(4\ell g \frac{6,15h}{\Delta} \right)^2} \cdot \frac{P}{\chi}, \quad (12)$$

где P - общая длина периметра трапецеидального сечения, приведенная к напряжению торможения дна и равная:

$$P = 2H\sqrt{1+m^2} \left(\frac{\ell g \frac{6,15H}{\Delta}}{\ell g \frac{3,07b}{\Delta}} \right)^2 + b. \quad (13)$$

По найденным зависимостям (10) - (12), автором, были произведены расчеты для трапецеидальных русел каналов, при ширине по дну $b = 1$ м и 10м, глубине $h = 1$ м.

По результатам расчета были сделаны выводы о том, что для пространственного потока касательные напряжения и гидравлические сопротивления возрастают по сравнению с плоским, более чем на 10 % и что с увеличением ширины канала поток перестает быть пространственным, при $b/h \geq 10$.

В третьей главе представлены результаты экспериментальных исследований, проведенных на модели трапециевидального русла (рисунок 1), с шириной по дну $b = 0,24\text{м}$ и поверхностью (в соответствии со шкалой значений k_z для лабораторных моделей) гладкой, покрытой масляной краской, посыпанной, в свежем состоянии, песком диаметром зерен $d = 0,7\text{мм}$.

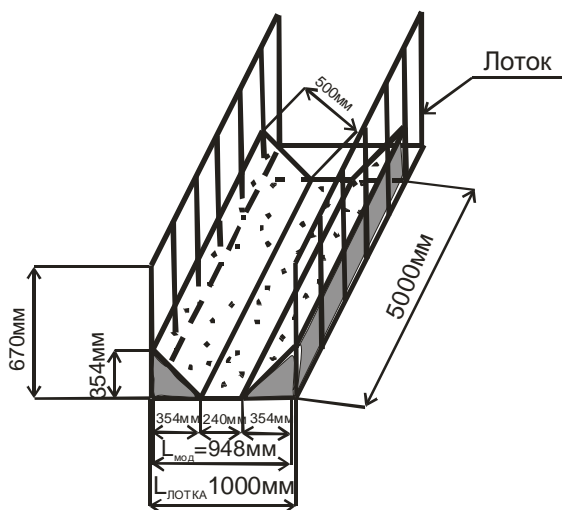


Рис. 1. Схема модели трапециевидального русла

При равномерном движении воды в каналах основными действующими силами являются силы трения и силы тяжести. Подобие сил трения обеспечивается при равенстве на модели и в натуре числа Рейнольдса:

$$Re = \frac{V\ell}{\nu} = idem. \quad (14)$$

Подобие сил тяжести соблюдается при равенстве чисел Фруда на модели и в натуре:

$$Fr = \frac{V^2}{g\ell} = idem, \quad (15)$$

где V - средняя скорость потока; ℓ - характерный линейный параметр; ν - коэффициент вязкости.

При использовании уравнения (14), необходимо, чтобы геометрическое подобие между натурой и моделью было распространено и на геометрические параметры шероховатости. С практической точки зрения это требование может оказаться неосуществимо для возможных размеров модели и по причине технических возможностей лаборатории. Кроме того в случае турбулентного течения нарушается справедливость уравнения (14), так как касательные напряжения трения будут уже представлены двумя составляющими, отвечающими ламинарному и турбулентному движению.

С другой стороны, одновременное соблюдение условий (14) и (15) возможно лишь при использовании на модели жидкости другой вязкости, чем в натуре, что практически неосуществимо, поэтому условие (14) соблюдается редко.

Моделирование равномерных потоков в каналах проводится исходя из обеспечения трех условий:

$$\begin{cases} Fr = idem \\ C = idem \\ i = idem \end{cases}, \quad (16)$$

которые обеспечивают моделирование как сил тяжести (по числу Фруда), так и сил трения (по числу Рейнольдса).

При решении практических задач с использованием гидравлического моделирования представляют интерес оценки влияния вязкости как на осредненные по времени характеристики потока, так и характеристики турбулентности открытых потоков. Среди первых из них особое место занимают коэффициенты гидравлического сопротивления (или коэффициенты гидравлического трения), которые, с одной стороны, сами по себе часто являются предметом исследования, а, с другой стороны, в некоторых задачах могут выступать в качестве параметра в связях между характеристиками потока и числом Рейнольдса Re .

При моделировании гидравлических явлений, происходящих под действием сил тяжести и сил сопротивлений трения в квадратичной области сопротивлений, поступают следующим образом:

1. Создают русло модели, геометрически подобное натурному, включая геометрическое подобие шероховатости, при котором будет обеспечено равенство относительных шероховатостей для модели и природы:

$$\Delta_M / R_M = \Delta_H / R_H. \quad (17)$$

2. В граничном сечении на модели, которое должно располагаться для спокойных потоков в конце моделируемого участка, а при бурном состоянии – в начале модельного русла, создают движение жидкости, кинематически подобное движению в натуре.

3. Дополнительно в граничном сечении создают условия, обеспечивающие равенство чисел Фруда для модели и природы.

Выполнив эти условия, обеспечивающие динамическое подобие потоков в натуральных и лабораторных условиях, можно приступать к проведению экспериментальных исследований (опытов).

Следует отметить, что при выборе геометрического масштаба модели руководствуются следующими соображениями:

- 1) производственными возможностями лаборатории;
- 2) требованием обеспечения подобия шероховатости русла;
- 3) если в натуре режим движения потока турбулентный, то и на модели поток должен быть турбулентным;
- 4) если в натуре наблюдается турбулентное движение в квадратичной области сопротивления, то и на модели область сопротивления должна быть квадратичной.

В результате исследований, было установлено, что критерий Фруда влияет на характеристики потока через изменение формы границы потока. Если этот критерий на положение и форму свободной поверхности не влияет, то он не влияет и на другие характеристики течения. В критерий Фруда входят величины, составляющие условия задачи для потоков со свободными поверхностями, и формально только при $Fr = idem$ уравнения, описывающие поверхность жидкости инвариантны. С позиций моделирования количественная оценка влия-

ния числа Фруда весьма важна, так как лишь при наличии автомодельности по этому критерию указанное формальное требование может быть нарушено.

Значительное влияние свободной поверхности на сопротивление определено проявляется при относительно больших числах Фруда Fr , когда свободная поверхность при равномерном в среднем движении существенно отличается от плоскости.

Выполнение на модели условия $Re_M \geq Re_{ГР}$ при $Fr = idem$ приводит к необходимости назначать весьма крупные геометрические масштабы. В связи с этим часто в литературе по гидравлическому моделированию содержатся рекомендации обеспечивать выполнение условия $\lambda = idem$ за счет меньшей относительной шероховатости модели при отказе от соблюдения условия $Re_M \geq Re_{ГР}$ [то есть отнесения модели к переходной или даже гладкостенной области зависимости $\lambda = \lambda(Re)$]. Указанные рекомендации получают из описания равномерного течения.

При гидравлическом подобии равномерных потоков в открытых руслах (каналах), должны соблюдаться все три условия (16). При этом достаточно обеспечить любые два из них, чтобы третье соблюдалось автоматически на основании уравнения для частного случая широкого прямоугольного русла:

$$i = \frac{V^2}{C^2 h} = \frac{Fr \cdot g}{C^2}, \quad (18)$$

или

$$C = \sqrt{\frac{Fr \cdot g}{i}}. \quad (19)$$

Из уравнения (19) можно записать, что

$$\frac{Fr}{i} = idem. \quad (20)$$

Представим (20) в виде

$$\frac{Fr}{i} = \frac{V^2}{g \cdot h \cdot i}, \quad (21)$$

тогда

$$\frac{V^2}{C^2 h} = \frac{C^2}{g} = \frac{8}{\lambda}. \quad (22)$$

Условие моделирования по числу Фруда приводит к соотношению скоростей на модели и натуре в виде:

$$\frac{V_M}{V_H} = \frac{1}{\sqrt{L}}. \quad (23)$$

К этому же соотношению приходим, исходя из условия подобия по коэффициенту Шези:

$$\frac{V_M}{V_H} = \frac{C_M \sqrt{R_M \cdot i_M}}{C_H \sqrt{R_H \cdot i_H}} = \frac{\sqrt{R_M}}{\sqrt{R_H}} = \frac{1}{\sqrt{L}}, \quad (24)$$

где $C_M/C_H = 1$ и $i_M/i_H = 1$.

Поэтому при моделировании открытых русел (каналов), с неразмываемым ложем, необходимо создать на модели тот же уклон, что и в натуре, а шероховатость модели и ее масштаб подобрать таким образом, чтобы число Фруда на модели было равно числу Фруда в натуре. При этом будет обеспечиваться также равенство коэффициентов Шези модели и натуре.

Вопрос о правильном назначении шероховатости модели для обеспечения условия $C_M = C_H$ должен решаться с учетом того, что на моделях, при сравнительно малых масштабах и относительно малых числах Рейнольдса, будет существовать в основном не квадратичный закон сопротивления, а докватратичный в переходной области или закон сопротивления для гладких русел. При этом зависимость коэффициента C от числа Рейнольдса и, следовательно, от гидравлического уклона проявляется особенно сильно. В связи с этим расчет моделей следует вести по формулам, учитывающим влияние уклона на значение коэффициента Шези. К таким зависимостям можно отнести прежде всего обобщенную формулу А.Д. Альтшуля:

$$C = 24 \ell g \frac{2R}{k_s + \frac{0,036}{\sqrt{R \cdot i}}}, \quad (25)$$

где k_s - эквивалентная шероховатость, мм; R - гидравлический радиус, мм; C - коэффициент Шези, м^{0,5}/с.

Учитывая моделирование по коэффициенту Шези $C_M = C_H$ и зависимость (25), запишем:

$$\frac{2R_M}{k_{\text{ЭМ}} + \frac{0,036}{\sqrt{R_M \cdot i_M}}} = \frac{2R_H}{k_{\text{ЭН}} + \frac{0,036}{\sqrt{R_H \cdot i_H}}}. \quad (26)$$

Вводя обозначение $R_H / R_M = L$ и соотношение $i = i_M = i_H$, после преобразований получим:

$$k_{\text{ЭМ}} = \frac{k_{\text{ЭН}}}{L} + \frac{0,036}{\sqrt{R_H \cdot i}} \left(\frac{1}{L} - \sqrt{L} \right), \quad (27)$$

где $k_{\text{ЭМ}}, k_{\text{ЭН}}, R_H$ - в миллиметрах.

Из уравнения (27), в зависимости от выбранного масштаба модели L , устанавливаем значение необходимой шероховатости модели $k_{\text{ЭМ}}$, при которой будет иметь место условие $C_H = C_M$ и, следовательно, возможен пересчет результатов по правилу Фруда. Масштаб модели определяется из условия сохранения турбулентного режима.

Моделирование производилось в лотке (длиной 6м, шириной 1м и высотой 0,67м), имеющем водослив-водомер Томпсона, для определения расхода. Дно лотка покрывалось металлическими листами на которые при помощи шурупов крепился каркас для откосов, который изготовлялся из деревянных брусков, предварительно покрашенных краской во избежание набухания древесины и, соответственно, создания неустойчивости всей конструкции. Откосы выполнялись из листов оцинкованного железа, размером 1000x500мм. Конструирование модели производилось непосредственно в лотке. После закрепления листов оцинкованного железа на деревянном каркасе, вся конструкция покрывалась слоем легконаплавляемого рубероида (технониколя), предварительно расплавленного при помощи газовой горелки.

Далее внутренняя поверхность модели покрывалась краской, на которую, посыпали, в свежем состоянии, песок диаметром зерен $d = 0,7 \text{ мм}$.

Рабочий участок находился на расстоянии 2,0 м от начала и 1,0 м от конца модели.

Для определения кинематических характеристик потока использовался измерительно-вычислительный комплекс, в состав которого входит микровертушка X-6, аналоговый частотомер, устройство сопряжения и персональный компьютер типа IBM PC.

Сервисное программное обеспечение комплекса позволило непосредственно в процессе исследований определять турбулентные характеристики потока – осредненные и актуальные скорости, дисперсию, стандарт пульсаций, закон распределения пульсационных скоростей, интенсивность турбулентности.

В лабораторных исследованиях был применен механический метод, заключающийся в определении скорости по силовому воздействию потока на рабочие органы приборов, в данном случае микровертушки, использующей принцип преобразования энергии потока в механическую энергию.

Подача воды к лабораторной установке осуществлялась при помощи насосов, качающих воду из основной емкости в водонапорный бак, а затем через диффузор в исследуемое русло модельного лотка. Для обеспечения равномерности движения потока на модели, в ее начале устанавливались сетчатые гасители, между которыми делалась гравийная засыпка.

Водонапорный бак оборудован водосливной воронкой для сброса лишней воды и поддержания постоянного напора в баке. Вход в лоток и его концевая часть оборудован задвижкой, позволяющей устанавливать нужную глубину потока и соответственно, за счет этого, дополнительно маневрировать скоростями движения воды в лотке. Через приемный бак, установленный в конце лотка, сбрасываемая вода снова поступает в основную емкость лаборатории.

Необходимый расход в опытах поддерживался по геометрическому напору на водосливе и напору в водомерном баке, из которого осуществлялась подача воды непосредственно на модель.

При проведении исследований на модели канала, ее поперечное сечение разбивалось на 5 створов. В створах замерялись следующие гидравлические параметры: глубина и скорость. Глубина потока замерялась шпигельмасштабом. При измерении скоростей использовалась микровертушка X-6, закрепленная на шпигельмасштабе.

Средняя скорость течения на вертикали определялась трехточечным способом по формуле:

$$U_B = (U_{0,2h} + 2U_{0,6h} + U_{0,8h}) / 4, \quad (28)$$

где $U_{0,2h}$, $U_{0,6h}$, $U_{0,8h}$ - скорости в точках, на данной вертикали, на расстоянии от поверхности, соответственно, $0,2h$, $0,6h$, $0,8h$.

Площадь живого сечения определялась аналитическим способом. Строился поперечный профиль модели канала с указанными на нем глубинами воды на вертикалях, расстояниями между ними. Площадь живого сечения определялась как сумма площадей между промерными вертикалями и урезами воды.

Смоченный периметр χ определялся измерением длины линии дна модели канала на профиле, заключенной между урезами воды.

Гидравлический радиус R определяли по формуле:

$$R = \frac{\omega}{\chi} \quad (29)$$

Расход определяли суммированием частичных расходов между скоростными вертикалями. Площадки между скоростными вертикалями определяли по данным промеров.

Полный расход определяли по сумме частичных расходов, протекающих через элементарные площадки:

$$Q = K \cdot V_{b_1} \cdot \omega_1 + \frac{V_{b_1} + V_{b_2}}{2} \cdot \omega + \dots + \frac{V_{b_{n-1}} + V_{b_n}}{2} \cdot \omega_n + K \cdot V_{b_n} \cdot \omega_{n-1}, \quad (30)$$

где $K = 0,7$ – коэффициент прибрежной зоны.

Коэффициент Шези вычислялся по формуле Агроскина:

$$C = \frac{1}{n} + 17.721gR, \quad (31)$$

где n – коэффициент шероховатости русла, который определяли из зависимости:

$$n = \frac{R^{2/3} \cdot I^{1/2}}{V}. \quad (32)$$

Коэффициент гидравлического трения вычислялся по формуле:

$$\lambda = \frac{8gRI}{V^2}. \quad (33)$$

Число Рейнольдса находилось, как:

$$Re = \frac{4VR}{\nu}, \quad (34)$$

где ν – коэффициент кинематической вязкости, m^2/c .

HYDRAULIC RESISTANCE AND ROUGHNESS TRAPEZOIDAL CHANNELS WITH REGARD TO SLOPES INHIBITORY INFLUENCES

B.E. Baygaliev, A.V. Samojlenko, R.G. Gazizyanov

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI; VITI MEPhI)

We develop a calculation capacity of irrigation canals, using new theoretical relations that take into account the influence of slope, shape and size of the cross section for the channel bandwidth.

УДК621.56.59:536(042.3)

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В КОНДЕНСАТОРЕ ХОЛОДИЛЬНОГО АГРЕГАТА

Ибрагимов А.И., Байгалиев Б.Е., Черноглазова А.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Предметом исследований является изготовление конденсатора холодильного агрегата из полимерных материалов.

Анализ технических условий эксплуатации холодильного оборудования позволяет в качестве материала змеевика использовать полимеры полиамидной группы.

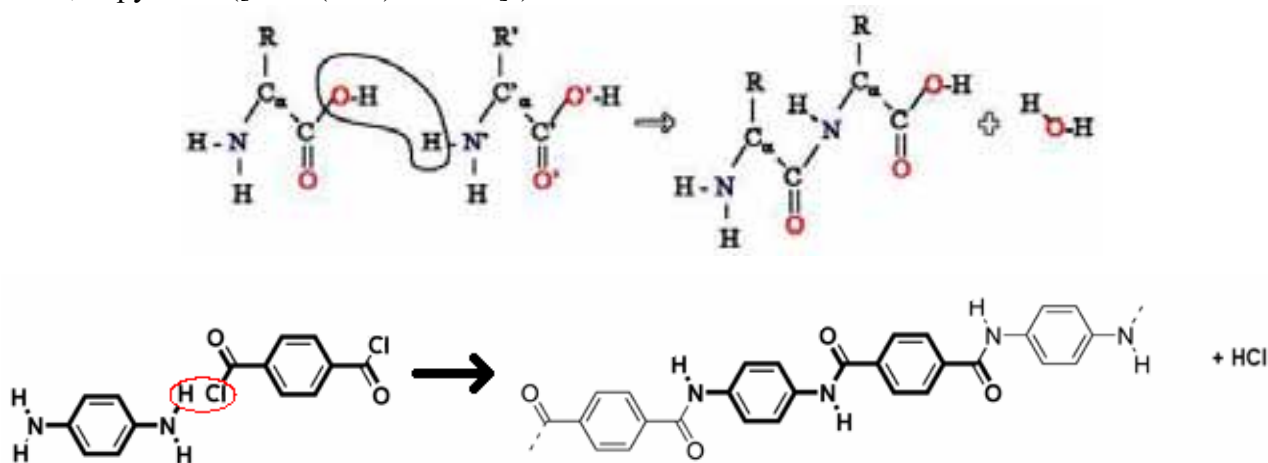
Работы по совершенствованию холодильников ведутся рядом исследователей [1-12].

Преимущество полимерных материалов по сравнению с другими материалами обеспечивается их невысокой плотностью, возможностью регулирования свойств путем введения различных модифицирующих добавок (наполнителей, пластификаторов, стабилизаторов и др.), высокими диэлектрическими свойствами, усталостной и химической стойкостью, антифрикционными свойствами и дешевизной исходного сырья,

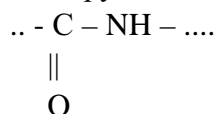
Полимерные материалы имеют высокую технологичность, поскольку при переработке в готовые изделия отличаются малой операционностью и низкой энергоемкостью: по сравнению с алюминиевыми сплавами - в 5 раз, со сталью - в 3 раза.

Снижение эксплуатационных затрат на антикоррозионную защиту, смазку и замену изношенных деталей делает выбор полимерных материалов экономически наиболее предпочтительным.

Предметом наших исследований является изготовление конденсатора холодильного агрегата из полимерных материалов. В качестве материала змеевика использовали полимер полиамидной группы Полиэстеровая трубка кольцевого сечения марки НТР и зготовлена из полиэстера марки НУТ-504 и предназначена для транспортирования воздуха, воды и агрессивных сред к которым полиэстер технически устойчив. Материал трубки рассчитан на применение при температуре окружающей среды от минус 40 С до + 100 С, при статическом положении до минус 60 С. Труба соответствует DIN 74324-1 и ГОСТ Р 51190-98. Труба сертифицирована на соответствие ГОСТ Р 51190-98. Предприятие-изготовитель: «ZEC S.p.A.» - Италия Strada Lungolomo, 11 4305 Colomo (Parma) - Italy Поставщик: «Aircrafter» - Россия. Отечественный аналог данной трубки является полиамидная трубка производста фирмы Технокам. Диапазон рабочих температур от -50 до + 120. При повышающейся температуре понижается рабочее давление. Максимальное рабочие давление для трубки $8 \cdot 1 = 8$ МПа. Минимальный радиус изгиба 30 мм. Трубы из полиамида имеют очень хорошую стойкость к воздействию к солям, щелочам, озона, масел, топлив, УФ лучам. Цена за 50 метров составляет 10,28 рублей. $(-HN-(CH_2)_{11}-CO-)_n$.



Полиамиды-гетероцепные полимеры линейного строения, содержащие в основной цепи макро молекулы, повторяющиеся амидные группы:



Материал обладает следующими свойствами: высокой прочностью, жесткостью и вязкостью, а также стойкостью к воздействию внешней среды. Температура плавления, 180-220 С. Плотность, 1,084 - 1,235 г/см³. Полиамиды взаимодействуют с окружающей средой обратимо впитывая влагу, при этом вода собирается в аморфных областях полиамида. Так например в окружении воздуха полиамид б принимает примерно 2,5-3,5 % воды, а полиамид б10 около 0,5 %.

Однако, анализ технических условий эксплуатации холодильного оборудования позволяет расширить список полимеров, которые можно использовать при изготовлении конденсатора. Рабочая температура 85 С, и т.д. и т.п. Полистирол, полипропилен, пентапласт, полисульфон, фторопласт и т.д`.

При замене конденсатора холодильника изготовленного из металла на конденсатор холодильника изготовленного из полимера следует рассмотреть следующие вопросы:

1. Сопротивление течения хладагента по трубам (по металлическим и полимерным).
2. Повышение коэффициента теплоотдачи с целью уменьшения длины конденсатора.
3. Оценить энергозатраты при течении хладагента по металлическим трубам и полимерным.
4. Оценить ресурс конденсатора при замене металла на полимер.

Рассмотрим сопротивление течения теплоносителя по металлическим трубам и полимерным трубам. Согласно данным работы [1] коэффициент трения при течении по металлическим трубам λ равен 0,0525, а коэффициент трения при течении по полимерным трубам λ равен 0,0257.

Таким образом, при течении хладагента по каналу конденсатора потери напора в стальных трубах больше, чем в пластмассовых.

$$\frac{h_{ДС}}{h_{ДП}} = \frac{\lambda_c}{\lambda_n} = \frac{0.0525}{0.0257} = 2.04,$$

Это позволяет сделать вывод, что можно сократить длину труб конденсатора из полимеров в 2.04 раза по сравнению с длиной труб из металла.

Следовательно, при прочих равных условиях (коэффициент теплопроводности металла и полимера) длину труб конденсатора можно увеличить длину труб конденсатора из полимеров в 2.04 раза по сравнению с длиной труб из металла.

Коэффициент теплопроводности полимеров (0,1-0,3 Вт/(м·К)), значительно меньше чем у металлов (57-400 Вт/(м·К) и следовательно коэффициент теплопередачи в конденсаторе изготовленном из полимерного материала меньше, чем изготовленного из металла. Для обеспечения теплоотвода, такого же, как для металлического, от конденсатора из полимеров необходимо увеличить длину трубы до 10 метров при длине металлической 8 метров. Увеличение трубы на 2 метра возможно из-за меньшего коэффициента путевых потерь. Для определения требуемой длины полимерных трубок провели следующие расчеты:

1.Средняя (определяющая) температура теплоносителя с заданными концевыми температурами

$$T_{2cp} = (T_2' + T_2'') / 2 = (293,15 + 295,15) / 2 = 294,15K ;$$

2.. Тепловой поток в ТА

$$Q = W_2 (T_2'' - T_2') = 10,01 \cdot (295,15 - 293,15) = 20,02 \text{ Дж} / \text{с}$$

$$W_2 = G_2 \cdot C_{p2} = 0,01 \cdot 1001 = 10,01 \text{ Дж} / \text{К} \cdot \text{с}$$

3. Выходная температура греющего теплоносителя

$$T_1'' = \left(T_1' - \frac{Q}{W_1} \right) = 305,141 K$$

где $W_1 = G_1 \cdot C_{p1} = 0,0002051 \cdot 1841 = 0,37767 \text{ Дж} / K \cdot c$.

4. Средняя (определяющая) температура греющего теплоносителя

$$t_{1cp} = \left(T_1' + T_1'' \right) / 2 = 331,64 K.$$

5. Плотность греющего теплоносителя

$$\rho_1 = \frac{P_1}{R_1 T_{1cp}} = 6,303 \text{ кг} / \text{м}^3$$

6. Для теплоносителя, движущегося внутри труб, задаем скорость $W_1 = 4,58 \text{ м} / \text{с}$
Найдем расход хладагента.

$$G_1 = p \cdot F \cdot w = 0,0002051 \text{ кг} / \text{с}$$

$$Re = \frac{\rho_1 \cdot W_1 \cdot d_e}{\mu_1} = 10826,58 \quad Pr_1 = \frac{\mu_1 C_{p1}}{\lambda_1} = 0,8$$

7. Определяют число Нуссельта греющего теплоносителя для соответствующего режима течения Nu_2 .

$$Nu = \frac{(\xi / 8) \cdot Re \cdot Pr}{1 + \frac{900}{Re} + 12,7 \sqrt{\xi / 8} (Pr^{0,66} - 1)} = 35,186$$

8. Коэффициент теплоотдачи от греющего теплоносителя

$$\alpha_1 = \frac{Nu_1 \cdot \lambda_1}{d_e} = 215,8 \text{ Вт} / (\text{м}^2 \cdot K).$$

9. Числа Грасгофа и Прандтля для нагреваемого теплоносителя.

$$Gr = \beta \cdot g \cdot l \cdot \Delta t^3 / \nu^2 = 157,71 \quad Pr_2 = \frac{\mu_2 \cdot C_{p2}}{\lambda_2} = 0,657.$$

10. Определяют число Нуссельта нагреваемого теплоносителя для соответствующего режима течения Nu_2 .

$$Nu = 0,63 \cdot (Gr \cdot PR)^{0,25} = 2,01$$

11. Коэффициент теплоотдачи от стенки к нагреваемому теплоносителю

$$\alpha_2 = \frac{Nu_2 \lambda_2}{d_n} = 14,14 \text{ Вт} / \text{м}^2 \cdot K.$$

12. Коэффициент теплопередачи, отнесенный, например, к внутренней поверхности труб кв.

$$k_e = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} + \frac{d_e}{2 \cdot \lambda_w} \ln \frac{d_n}{d_e} + \frac{d_e}{\alpha_2 d_n}} = 10,449 \text{ Вт} / \text{м}^2 \cdot K$$

13. По соответствующим формулам или с помощью графиков определяют средний температурный напор $\overline{\Delta t}$.

$$\overline{\Delta t} = \frac{\Delta t' - \Delta t''}{\ln \frac{\Delta t'}{\Delta t''}} = 29,37 K$$

где $\Delta t' = t_1' - t_2' = 65 K$; $\Delta t'' = t_1'' - t_2'' = 9,991 K$

Температуры на внутренней и наружной поверхностях труб (со стороны греющего и нагреваемого теплоносителя)

$$t_{wg} = t_{1cp} - \frac{\kappa_6 \overline{\Delta t}}{\alpha_1} = 330,22 K; \quad t_{wn} = t_{2cp} + \frac{\kappa_6 \overline{\Delta t}}{\alpha_2} \cdot \frac{d_6}{d_n} = 310,419 K.$$

В результате дальнейших приближений вычислили температуры внутренней и наружной поверхности труб.

$$t_{wg} = 328,95 K \quad t_{wn} = 310,419 K$$

По этой методике рассчитываем конденсатор из полимерных трубок.

1. Средняя (определяющая) температура теплоносителя с заданными конечными температурами

$$T_{2cp} = (T_2' + T_2'') / 2 = (293,15 + 295,15) / 2 = 294,15 K;$$

2. Тепловой поток в ТА

$$Q = W_2 (T_2'' - T_2') = 10,01 \cdot (295,15 - 293,15) = 20,02 \text{ Дж} / \text{с}$$

$$W_2 = G_2 \cdot C_{p2} = 0,01 \cdot 1001 = 10,01 \text{ Дж} / \text{K} \cdot \text{с}$$

3. Выходная температура греющего теплоносителя

$$T_1'' = \left(T_1' - \frac{Q}{W_1} \right) = 307,141 K$$

где $W_1 = G_1 \cdot C_{p1} = 0,0001616 \cdot 1841 = 0,2975 \text{ Дж} / \text{K} \cdot \text{с}$.

4. Средняя (определяющая) температура греющего теплоносителя

$$t_{1cp} = (T_1' + T_1'') / 2 = 332,64 K.$$

5. Плотность греющего теплоносителя

$$\rho_1 = \frac{P_1}{R_1 T_{1cp}} = 6,28 \text{ кг} / \text{м}^3$$

6. Для теплоносителя, движущегося внутри труб, задаем скорость $W_1 = 2,03 \text{ м} / \text{с}$
Найдем расход хладагента.

$$G_1 = \rho \cdot F \cdot w = 0,0001616 \text{ кг} / \text{с}$$

$$Re = \frac{\rho_1 \cdot W_1 \cdot d_e}{\mu_1} = 6379,58 \quad Pr_1 = \frac{\mu_1 C_{p1}}{\lambda_1} = 0,8$$

14. Определяют число Нуссельта греющего теплоносителя для соответствующего режима течения Nu_2 .

$$Nu = \frac{(\xi / 8) \cdot Re \cdot Pr}{1 + \frac{900}{Re} + 12,7 \sqrt{\xi / 8} (Pr^{0,66} - 1)} = 22,99$$

15. Коэффициент теплоотдачи от греющего теплоносителя

$$\alpha_1 = \frac{Nu_1 \cdot \lambda_1}{d_e} = 105,75 \text{ Bm} / (\text{m}^2 \cdot \text{K}).$$

20. Числа Грасгофа и Прандтля для нагреваемого теплоносителя.

$$Gr = \beta \cdot g \cdot l \cdot \Delta t^3 / \nu^2 = 295,70 \quad Pr_2 = \frac{\mu_2 \cdot C_{p2}}{\lambda_2} = 0,657.$$

21. Определяют число Нуссельта нагреваемого теплоносителя для соответствующего режима течения Nu_2 .

$$Nu = 0,63 \cdot (Gr \cdot PR)^{0,25} = 2,35$$

22. Коэффициент теплоотдачи от стенки к нагреваемому теплоносителю

$$\alpha_2 = \frac{Nu_2 \lambda_2}{d_n} = 11,03 \text{ Bm} / \text{m}^2 \cdot \text{K}.$$

23. Коэффициент теплопередачи, отнесенный к внутренней поверхности труб кв.

$$k_e = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} + \frac{d_e}{2 \cdot \lambda_w} \ln \frac{d_n}{d_e} + \frac{d_e}{\alpha_2 d_n}} = 11,01 \text{ Bm} / \text{m}^2 \cdot \text{K}$$

24. По соответствующим формулам или с помощью графиков определяют средний температурный напор $\overline{\Delta t}$.

$$\overline{\Delta t} = \frac{\Delta t' - \Delta t''}{\ln \frac{\Delta t'}{\Delta t''}} = 31,36 \text{ K}$$

где $\Delta t' = t_1' - t_2' = 65 \text{ K}$; $\Delta t'' = t_1'' - t_2'' = 11,7891 \text{ K}$

Температуры на внутренней и наружной поверхностях труб (со стороны греющего и нагреваемого теплоносителя) в первом приближении.

$$t_{wg} = t_{1cp} - \frac{\kappa_e \overline{\Delta t}}{\alpha_1} = 329,379 \text{ K}; \quad t_{wn} = t_{2cp} + \frac{\kappa_e \overline{\Delta t}}{\alpha_2} \cdot \frac{d_e}{d_n} = 308,1255 \text{ K}.$$

По результатам дальнейших приближений получили температуры внутренней и наружной поверхности трубки:

$$t_{w6} = 329,825K \quad t_{wn} = 307,12526K :$$

$$l = F_g / \pi / d_g = 9,85m$$

В результате расчетов нашли необходимую длину полимерных труб, при которой тепловой поток в полимерном конденсаторе будет равен тепловому потоку в конденсаторе из стальных труб. Округлили длину до 10 м.

Рассмотрим повышение коэффициента теплоотдачи с целью уменьшения длины конденсатора. В работе [2,3] рассмотрена интенсификация процессов теплообмена в змеевиках спиралевидной формы (рис. 1). При течении хладагента по спиралевидному каналу возрастает коэффициент теплоотдачи.

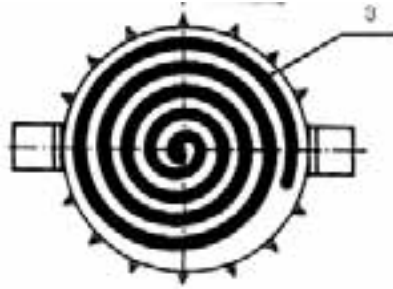


Рис. 1. Внешний вид конденсатора змеевика спиралевидной формы

Таким образом, массовые силы увеличивают коэффициент теплоотдачи змеевика по сравнению с прямой трубой на два метра.

Рассмотрим вопросы оценки энергозатрат при течении хладагента по металлическим и полимерным трубам.

Интенсификация теплообмена с помощью вторичных течений, обусловленных искривлением канала, с точки зрения энергетических затрат часто оказывается более целесообразной, чем достижение того же эффекта за счет увеличения скорости.

Так, для исходной системы с $Re = 10^4$ увеличение коэффициента теплоотдачи в 1,3 раза вследствие искривления трубы сопровождается увеличением энергетических затрат на перемещение жидкости в 1,37 раза.

Снижение сопротивления на прокачку хладагента уменьшает энергозатраты в процессе эксплуатации холодильного оборудования, что позволит использовать компрессор меньшей мощности и тем самым снизить стоимость холодильника.

Таким образом, интенсификация теплообмена за счет увеличения скорости движения жидкости приводит к уменьшению энергетических затрат в 1,76 раза, за счет этого можно сократить длину канала и, как следствие, снизить энергозатраты на прокачку хладагента по трубке из полимерных материалов.

Потери давления в конденсаторе из стальной трубки будут составлять: [13]

$$\Delta p_{cm} = \lambda_{cm} \frac{L_{cm}}{d_{cm}} \cdot \frac{\rho \omega_{cm}^2}{2} = 4918 Pa$$

В конденсаторе из полимерных трубок:

$$\Delta p_n = \lambda_n \frac{L_n}{d_n} \cdot \frac{\rho \omega_n^2}{2} = 837 Pa$$

$$Q_{cm} = \frac{\Delta p_{к.см} G}{\rho \eta} + \frac{\Delta p_{осм.см} G}{\rho \eta}$$

$$Q_n = \frac{\Delta p_{к.н} G}{\rho \eta} + \frac{\Delta p_{осм.н} G}{\rho \eta}$$

$$\Delta Q = Q_{cm} - Q_n = \frac{\Delta p_{к.см} G_{см}}{\rho \eta} - \frac{\Delta p_{к.н} G_n}{\rho \eta} = 0,1980 Bm$$

Оценка ресурса конденсатора при замене металла на полимер. Известно, что трубы изготовленные из полимеров более химически стойкие к воздействию кислорода, агрессивных сред и, следовательно, ресурс эксплуатации таких труб более длительный.

Примером данного тезиса является следующее, ресурс использования трубопроводов в теплосетях представлен на рис. 2, в котором показана долговечность труб из полимерных материалов.

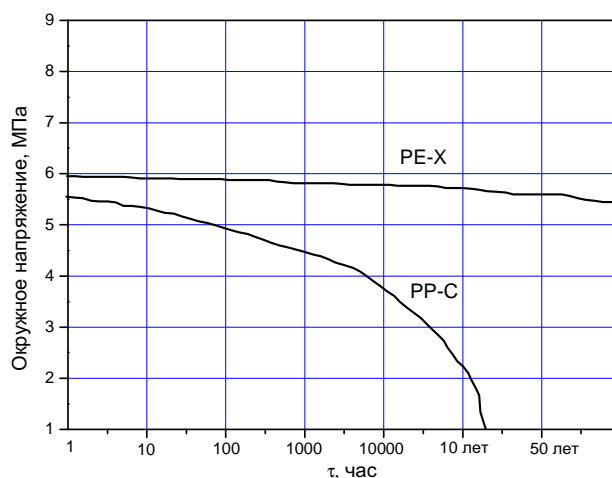


Рис. 2. Зависимость срока службы различных полимерных материалов от допустимого окружного напряжения: 1 – сшитого полиэтилена (PE-X), 2 – полипропилена (PP-C) при рабочей температуре 95 °С.

Из рис. 2 видно, что ресурс эксплуатации труб при температуре 95 С достигает более 50 лет.

Расчет долговечности и прочности труб и фасонных изделий (1) проводим по стандартным методикам (ГОСТ 14249-69), используемых в теплоснабжении, а именно:

$$\log(t) = A + \frac{B}{T} + \log(s) \cdot \left(C + \frac{D}{T} \right), \quad (1)$$

где s-окружное напряжение, МПа; t-температура, К; T-срок жизни или эксплуатации, часов; A = -105,8616; B = 57895,49; C = -24,7997; D = -18506,15.

Таким образом, анализ долговечности труб показал, что ресурс полимерных труб конденсатора холодильника составляет 50 лет.

На основании выше изложенного были проведены работы по модернизации холодильника промышленного производства марки «Позис» г. Зеленодольск. Стандартный стальной конденсатор диаметром 4 мм был заменен на конденсатор из полиэстеровая трубка из полиэстера марки НУТ-504 диаметром 6 мм с толщиной стенки 1 мм.

Внешний вид конфигурации конденсатора и холодильника с конднстатором из полиэстеровой трубки представлен на рис. 3 и рис. 4.

После монтажа данного конденсатора на холодильник «Позис» проведены эксплуатационные испытания в течении 240 часов. Температурные режимы в морозильной камере и внутри холодильника имели такие же значения как в контрольном холодильнике с конденсатором из металла.



Рис. 3. Внешний вид конструкции конденсатора



Рис. 4. Внешний вид холодильника с конденсатором из полимерного материала

Таким образом, предлагаемый способ изготовления конденсатора холодильного агрегата из полимерных материалов позволяет снизить себестоимость продукции, снизить энергозатраты в процессе изготовления и эксплуатации холодильного оборудования.

Результаты данной работы показали, что замена конденсатора из металла на конденсатор из полимера не меняет эксплуатационных характеристик холодильника.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Курганов А.М., Федоров Н.Ф. Справочник по гидравлическим расчетам систем водоснабжения и канализации. Стройиздат. Ленинградское отделение, 1978 г.)
2. Болгарский А.В., Мухачев Г.А., Щукин В.К. Термодинамика и теплопередача Издательство: Высшая школа Переиздание: 2-е изд., перераб. и доп.1975г, 496 с.
3. Теплообмен и гидродинамика внутренних потоков в полях массовых сил, В. К. Щукин.1970г, 332с
4. Малые холодильные установки и холодильный транспорт. Справочник. - М.: Пищевая пром-ть, 1978.
5. Справочник по теплообменникам. Т.1. Под редакцией Б.С.Петухова, В.К.Шикова. - М.: Энергоатом, 1987, с.321-323).
6. «Конденсатор холодильного агрегата бытового холодильника с естественной конвекцией воздуха и виброслоем» (патент РФ № 2241922, МПК 7 F25B39/04, опубл. 10.12.2004)
7. «Устройство охлаждения конденсатора компрессионного холодильника» (патент РФ № 2468307, МПК 7 F25B1/00, опубл. 01.2006)
8. «Универсальное охлаждающее устройство для агрегатов с большой тепловой мощностью» (патент РФ № 2290584, МПК 7 F28D15/00, опубл. 01.2006)
9. «Устройство холодильного агрегата бытового компрессионного холодильника» (патент РФ № 2162576, МПК 7 F25B1/00, опубл. 01.2006)
10. «Компрессионный холодильный агрегат» (патент РФ № 2169886, МПК 7 F25B1/00, опубл. 01.2006)
11. «Способ охлаждения конденсатора компрессионного холодильника» (патент РФ № 2455586, МПК 7 F25B1/00, опубл. 01.2006)

12. «Теплообменник для холодильника и способ изготовления теплообменника» (патент РФ № 2455586, МПК 7 F25B1/00, опубл. 01.2006)

13. Гейер В.Г., Дулин В.С., Заря А.Н. Гидравлика и гидропривод: Учеб для вузов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Недра, 1991.

УДК 678.046:678.073

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОРИСТОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Калмыков П.Э. , Байгалиев Б.Е.* , Тумаков А.Г.***

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ; ** ООО «Энергомаш (Волгодонск) – Атоммаш»)*

В данной работе была предпринята попытка оценки диссипации энергии вследствие вязкого трения и преобразования ее тепло, выражающееся в изменении температуры среды при ее прохождении через пористое тело. Для этой цели в моделях, образованных сферическими частицами были выбраны 4 линии, соответствующие возможным траекториям течения среды в пористом теле.

Численное моделирование пористого охлаждения

В качестве элемента поверхности при организации пористого охлаждения используются структуры из системы трубок произвольного поперечного сечения, из волокон, сеток, слои одинаковых сфер, слои проволочных переплетений, «металлорезина» [1, стр. 29-30]. За исключением нетканого материала «металлорезина», который представляет собой случайным образом переплетенные проволочки, названные пористые структуры образованы периодическими элементами поверхности. Известно, что эффективность пористого охлаждения в значительной степени определяется расходной характеристикой (гидравлическим сопротивлением) применяемого материала, которая в свою очередь зависит от пористости, степени ее равномерности, диаметра проволочек или диаметра сферических частиц. Для определения потерь давления при ламинарном и турбулентном режимах течения охлаждающей среды в порах согласно [1, стр. 33] используется следующая зависимость

$$\rho_{жс} \cdot (p_{вх} - p_{вых}) / l = \alpha \cdot \mu \cdot j + \beta \cdot j^2$$

где $\rho_{жс}$ - среднее значение плотности охлаждающей среды, кг/м³:

$p_{вх}$ - давление на входе в пористый участок, Па;

$p_{вых}$ - давление на выходе из пористого участка, Па;

$j = \rho_{жс} \cdot U$ - массовый расход через единицу площади пористого материала, кг/с*м²;

U - скорость фильтрации, м/с;

μ - динамическая вязкость охлаждающей среды, Па*с;

l - толщина пористого материала в направлении фильтрации, м;

α - вязкостный коэффициент пористого материала, 1/м²;

β - инерционный коэффициент пористого материала, 1/м.

В этой связи большой практический интерес представляют способы расчетной оценки вязкостного α и инерционного β коэффициента пористого материала.

Моделирование характеристик пористого материала может быть реализовано двумя способами. Первый из них предполагает полное геометрическое моделирование элемента периодической структуры пористой поверхности, второй - использование модели течения в соответствии с законом Дарси, которая имеется в большинстве расчетных программ по гидродинамике, например Ansys CFX [2]. Очевидно, что при моделировании пористой структуры по первому способу требуется выполнить ее дискретизацию большим количеством мелких элементов. В этом случае качество дискретизации определяется наличием значительных мощностей вычислительной техники и, в большинстве случаев, не позволяет решить задачу в исходной геометрической постановке. Применение модели течения в соответствии с законом Дарси позволяет обойти это препятствие. Рассмотрению особенностей моделирования пористого материала для этих двух случаев посвящена настоящая работа. Данная работа была выполнена в два этапа. На первом этапе расчетным путем были получены расходные характеристики и, соответственно, вязкостные и инерционные коэффициенты для моделей пористых материалов, состоящих из сферических частиц. На основании этих данных была выполнена оценка соответствия расходных характеристик для моделей пористых материалов, состоящей из сферических частиц произвольной засыпки и точно такой же по геометрическим размерам модели течения в соответствии с законом Дарси. Полученные, таким образом, данные затем были использованы для оценки диссипации энергии вследствие вязкостного трения при течении среды через пористое тело.

В настоящей статье рассматриваются пористые материалы образованные сферическими частицами диаметром от 0,1010 до 0,1121 мм и имеющие различную объемную пористость, изменяющуюся в диапазоне $\gamma = 0,2919 - 0,1121$. Для устранения особенностей в точках контакта сферических частиц при дискретизации расчетной области с пористостью $\gamma = 0,2919$, они имели минимальные диаметры 0,1010 мм, а уменьшение пористости материала до $\gamma = 0,1121$ достигалось увеличением диаметра сферических частиц до 0,1121 мм и, соответственно, их взаимного пересечения при неизменных расположениях центров сфер в пространстве. На рисунке 1, в качестве примера, приведены фрагменты матриц и областей течения охлаждающей среды моделей из сферических частиц. Совместным периодическим продолжением вышеупомянутых матриц и областей течения по направлениям «x» и «z» можно получить бесконечные пористые структуры при $\gamma = 0,1104$ и $\gamma = 0,2919$, причем размер моделей в плане составляет 0,1732 x 0,2 мм.

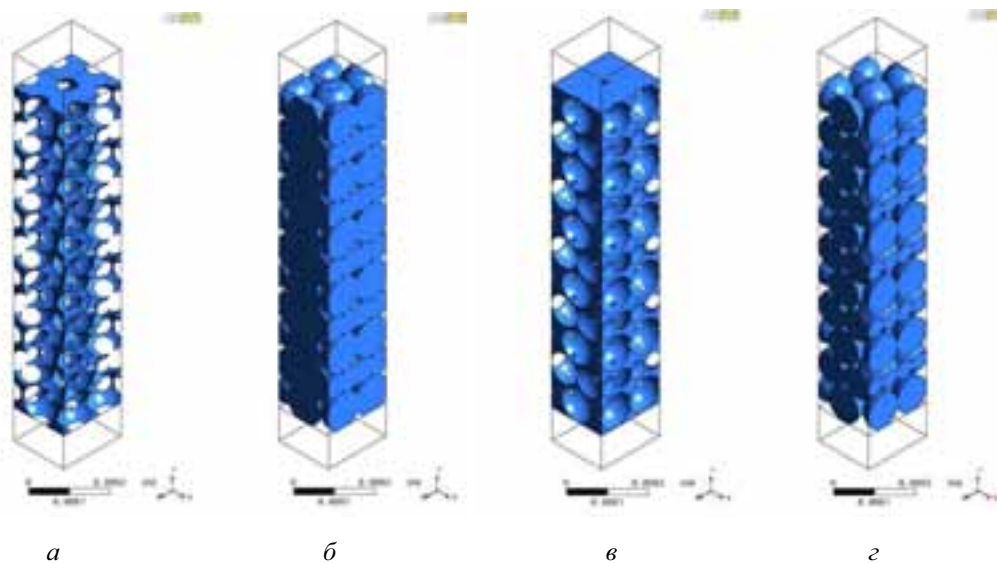


Рис. 1. Модели периодических элементов пористых тел из сферических частиц различной пористости: *a, б* – пористость $\gamma = 0,1104$; *в, з* – пористость $\gamma = 0,2919$; *a, в* – матрицы; *б, з* – области течения среды

Расчетная модель пористого материала из сферических частиц пористостью $\gamma = 0,2919$ представлена на рисунке 2а. Для других значений пористости модели отличались только количеством элементов в пористой области течения среды и матрице. Для реализации расчета средствами Ansys CFX во всех случаях до и после пористого элемента были добавлены участки длиной 0,1мм (общая длина модели равна 1,166 мм). Дискретизация расчетной области течения среды в пористой части выполнена тетраэдральными элементами с максимальным размером ребра 0,005 мм, а матрицы – 0,01 мм. Дискретизация участков входа и выхода среды выполнена 50 слоями призматических элементов с максимальным размером ребра 0,01 мм. Расчеты выполнены для модели потока Total Energy с использованием модели турбулентности Shear Stress Transport (SST) [2]. Граничные условия представляют собой условия периодического продолжения (симметрии) в направлениях «x» и «z». Модели для расчетов течений в соответствии с законом Дарси в гомогенной постановке при различных величинах объемной пористости представляли собой параллелепипеды соответствующие наружному контуру модели со сферическими частицами (рисунок 2б).



Рис. 2. Расчетные модели пористого материала: *a* - образованной сферическими элементами диаметром 0,1010 мм, пористость $\gamma = 0,2919$; *б* – модель течения Дарси [2]

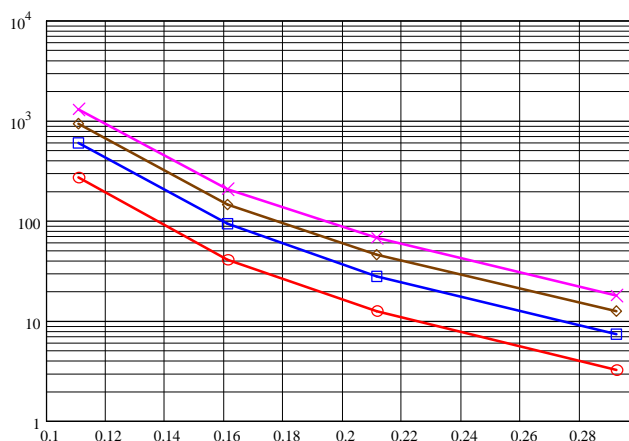


Рис. 3. Расходные характеристики моделей, образованных сферическими частицами, при различных величинах пористости и удельного расхода среды

Расчеты расходных характеристик для моделей из сферических частиц, имеющих пористость $\gamma = 0,1104$; $0,1609$; $0,2110$; $0,2919$ были выполнены при массовых расходах воздуха через единицу поверхности пористого материала равным $j = 1,1547$; $2,3094$; $3,4641$; $4,6188$ кг/с*м²

(рисунок 3) при постоянной температуре на входе 300 С. На основании полученных расходных характеристик затем по методике работы [1, стр. 33] были вычислены вязкостный (рисунок 4) и инерционный (рисунок 5) коэффициенты в зависимости от изменения объемной пористости. На этих же рисунках для сравнения приведены аналогичные зависимости для вязкостного и инерционного коэффициентов, вычисленных для тела из сферических частиц по формулам [1, стр. 37].

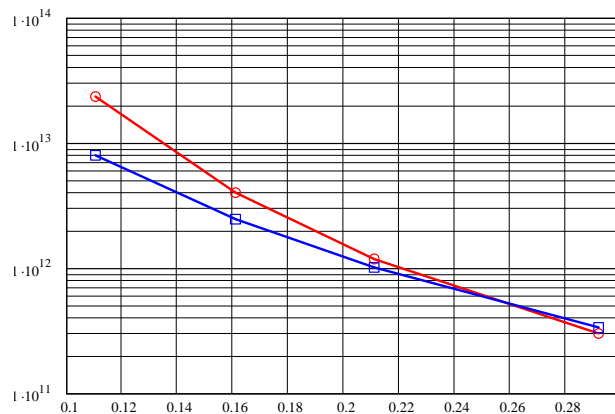


Рис. 4. Зависимости вязкостных коэффициентов от объемной пористости моделей, образованных сферическими элементами

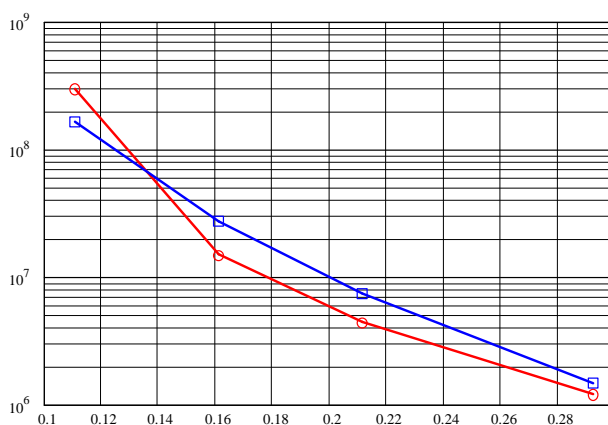


Рис. 5. Зависимости инерционных коэффициентов от объемной пористости моделей, образованных сферическими элементами

Как следует из зависимостей, представленных на рисунках 4 и 5, наблюдается удовлетворительное согласование результатов, полученных расчетом в среде Ansys CFX и по формулам работы [1] для идеальных сфер. При этом, деформация сферических частиц при построении моделей в среде Ansys CFX (см. рисунок 1), практически не отражается на величинах вязкостного и инерционного коэффициентов.

На рисунке 6 приведены относительные величины изменения потерь давления в зависимости от объемной пористости

$$\delta = \frac{\Delta p_{\text{Дарси}}}{\Delta p_{\text{сф}}},$$

где $\Delta p_{\text{сф}}$ - потери давления, вычисленные в среде Ansys CFX, для моделей, образованных сферическими частицами (см. рисунок 2а), Па;

$\Delta p_{\text{Дарси}}$ - потери давления, вычисленные в среде Ansys CFX, для модели течения в соответствии с законом Дарси [2] (см. рисунок 2б), Па.

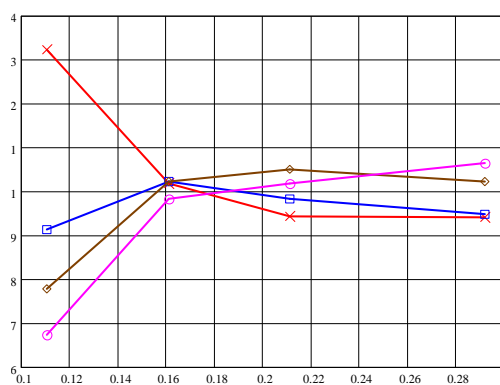


Рис. 6. Относительные величины изменения давления δ в зависимости от объемной пористости модели из сферических частиц и модели течения в соответствии с законом Дарси [2]

Как видно из рисунка 6 потери давления, вычисленные в среде Ansys CFX, для модели из сферических частиц и модели течения в соответствии с законом Дарси согласно [2], удовлетворительно согласуются между собой при объемной пористости $\gamma \geq 0,1601$.

В данной работе была предпринята попытка оценки диссипации энергии вследствие вязкого трения и преобразования ее тепло, выражающееся в изменении температуры среды при ее прохождении через пористое тело. Для этой цели в моделях, образованных сферическими частицами были выбраны 4 линии, соответствующие возможным траекториям течения среды в пористом теле. Данные (цветные) линии приведены на рисунке 7 и представляют собой траектории течения среды, которые могут прерываться материалом матрицы.

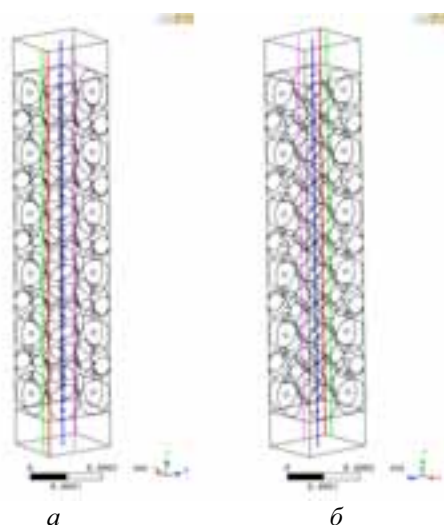


Рис. 7. Линии (цветные) в объеме пористого тела, принятые для оценки диссипации энергии (модель в положениях а и б отличается только поворотом на 180 относительно оси Y)

При построении зависимостей, представленных на рисунках 8 и 9, характеризующих диссипацию энергии вследствие вязкого трения относительная полная температура вычислялась по формуле

$$\delta T = \frac{T}{T_{ex}},$$

где T - текущее значение полной температуры среды по длине модели пористого тела, К;

T_{ex} - полная температура среды на входе в модель пористого тела, равна 300К.

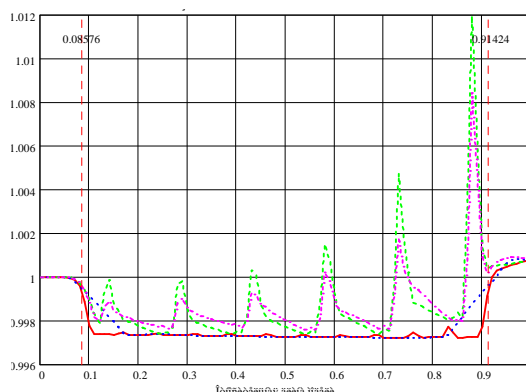


Рис. 8. Распределение относительной полной температуры δT по длине модели пористого тела, образованного сферическими частицами диаметром 0,1121мм и пористостью $\gamma = 0,1104$ при расходе $j = 4,6188 \text{ кг/с*м}^2$

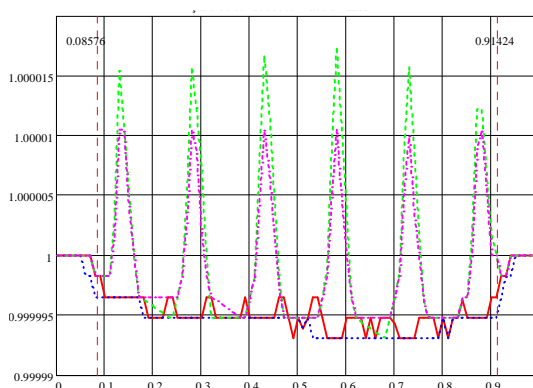


Рис. 9. Распределение относительной полной температуры δT по длине модели пористого тела, образованного сферическими частицами диаметром 0,1010 мм и пористостью $\gamma = 0,2919$ при расходе $j = 1,1547 \text{ кг/с*м}^2$

На рисунках 8 и 9 вертикальные линии, с координатами относительных длин модели равных 0,08576 и 0,91424, обозначают соответственно положение начала пористой части модели на входе и конца – на выходе.

Как видно из рисунков 8 и 9 изменение полной температуры среды при прохождении через пористое тело вызвано ускорением и замедлением движения потока. Интегральная величина диссипации энергии, выражающаяся в незначительном увеличении относительной полной температуры на выходе, наблюдается во всех расчетных случаях при уменьшении пористости и увеличении расхода среды. Наибольшее изменение относительной полной температуры получено для расчетного случая, когда модель имеет пористость $\gamma = 0,1104$ при расходе $j = 4,6188 \text{ кг/с*м}^2$.

На рисунке 10 приведены зависимости изменения относительной полной температуры в зависимости от объемной пористости и вычисленной по формуле

$$\delta T_{вых} = \frac{T_{вых}}{T_{ex}},$$

где $T_{вых}$ - значение полной температуры среды на выходе из модели пористого тела, К.

Данные, представленные на рисунках 8-10, свидетельствуют о наличии диссипации энергии вследствие вязкого трения, однако ее величина незначительна и в расчетах может не

учитываться. Полученный результат также соответствует модели течения в соответствии с законом Дарси [2], причем в этом случае расчетным путем не удалось оценить величину изменения относительной полной температуры по длине модели вследствие ее малости.

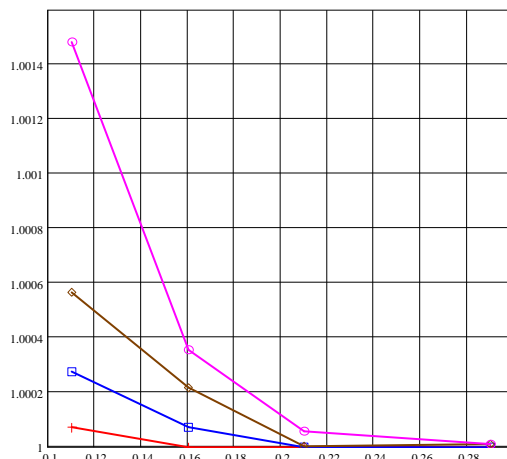


Рис. 10. Зависимости относительных полных температур на выходе из модели пористого тела в зависимости от объемной пористости при различных расходах среды

Полученные численными методами результаты моделирования пористого охлаждения позволяют сделать следующие выводы:

1. При отсутствии данных о вязкостном и инерционном коэффициентах, определяющих расходную характеристику, данные коэффициенты с достаточной точностью можно получить расчетным путем в среде Ansys CFX для периодического фрагмента пористого тела.

2. Наблюдается удовлетворительное согласование расходных характеристик для пористости $\gamma \geq 0,1601$, полученных в среде Ansys CFX для периодических фрагментов пористых тел и модели течения в соответствии с законом Дарси.

3. Величины вязкостного и инерционного коэффициентов, полученные расчетом в среде Ansys CFX, удовлетворительно согласуются с аналогичными величинами, вычисляемыми по формулам работы [2], для пористых тел, образованных сферическими частицами.

4. Диссипация энергии вследствие вязкого трения при движении среды через пористое тело незначительна и может не учитываться.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пористые проницаемые материалы: Справ изд. / Под ред. Белова С. В. М.: Metallurgiya 1987, подраздел 5.2, стр. 266 – 273.

2. ANSYS CFX-Solver Theory Guide. Basic Solver Capability Theory. Governing Equations. Flow in Porous Media. Turbulence and Wall Function Theory. Eddy Viscosity Turbulence Models.

NUMERICAL SIMULATION OF TRANSPIRATION COOLING

P.E. Kalmykov, B.E. Baygaliev*, A.G. Tumakov***

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI;*

*** LLC "Energomash (Volgodonsk) – Atomash")*

In this work we attempted to estimate the energy dissipation due to viscous friction and the transformation of its heat, reflected in the change in the ambient temperature as it passes through the porous body. For this purpose, the models formed spherical particles were selected four lines corresponding to the possible path of fluid flow in the porous body.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЯЗКОЙ ДИССИПАЦИИ ПРИ ТЕЧЕНИИ ТЕПЛОНОСИТЕЛЕЙ ЧЕРЕЗ ПОРИСТЫЕ МАТЕРИАЛЫ С МАЛОЙ ПОРИСТОСТЬЮ

Калмыков П.Э. , Байгалиев Б.Е.* , Тумаков А.Г.***

(* Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ; **ООО «Энергомаш (Волгодонск) – Атоммаш»)

Доклад содержит использование дифференциального уравнения температурного поля пористой пластины (выведенного) с учетом нагрева скелета за счет действия сил трения при проталкивании охладителя через пористую пластину. Температурное поле пористой пластины определяется при различных значениях пористости и для различных видов теплоносителей при граничных условиях третьего рода. Расчет температурного поля пористой пластины с учетом диссипации осуществлен с помощью программ, составленных в Matlab.

Разработка новых высокотемпературных ГТД с высоким КПД требует увеличения температуры продуктов сгорания. Решение данной задачи возможно с использованием пористых вставок, которые защищают лопатку от более высокой температуры продуктов сгорания. Однако при этом не учитывается диссипация энергии при течении газа через пористую вставку. При определенных условиях (пористость вставки, расход теплоносителя) теплоноситель может вместо охлаждения повысить температуру лопатки. В данной работе предлагается дифференциальное уравнение течения газа через пористую вставку с учетом вязкостной диссипации и программа решения уравнения в системе MatLab. Результаты решения данного уравнения показали, что при уменьшении пористости вставки до 0,02, а также, при неизменной пористости и увеличении расхода (от 1 до 5 кг/(м²с)), температура вставки повышается. При пористости вставки 0,20 влияние вязкостной диссипации отсутствует.

Учет этих данных позволяет проектировать лопатки газовых турбин с более высокой температурой продуктов сгорания и, следовательно, повысить КПД ГТД.

Температурное поле в пористой стенке при граничных условиях третьего рода и с учетом выделения тепла за счет трения

Предполагается [1, 2], что температура стенки равна или выше температуры охладителя. Учетом выделения тепла вследствие прокачки теплоносителя через пористую стенку и обозначим $q_{тр}$, тогда уравнение баланса тепла запишется в виде:

$$q_{x+dx} - q_x - dq_o + dq_{тр} = 0 \quad (1)$$

где $q_{x+dx} = -\lambda(1 - \Pi) \left(\frac{dt}{dx} \right)_{x+dx} = \lambda(1 - \Pi) \left(\frac{dt}{dx} + \frac{d^2t}{dx^2} \right)_x$, $dq_o = \alpha v(t - t_o) dx$, $q_{тр} = -v dp = -\frac{dp}{\rho}$.

Тогда (1) будет иметь вид:

$$-\lambda \rho \frac{d^2t}{dx^2} + \alpha_0(t - t_o) + \frac{dp}{\rho dx} = 0 \quad (2)$$

Используем уравнение течения газа через пористое тело:

$$\frac{dp}{dx} \gamma_{cp} = \alpha \mu_0 G_0 + \frac{\beta G_0^2}{g} = \frac{\alpha \mu_0 G_0}{g \rho_{cp}} + \frac{\beta G_0^2}{g^2 \rho_{cp}} \quad (3)$$

подставляя (3) в (1) находим:

$$\lambda(1 - \Pi) \left(\frac{d^2 t}{dx^2} \right) + \alpha_2(t - t_2) + \frac{\alpha \mu_2 G_2}{g \rho_{cp} \rho} + \frac{\beta G_0^2}{g^2 \rho_{cp} \rho} = 0 \quad (4)$$

Преобразуем систему уравнений. Получаем уравнение вида:

$$\frac{d^3 \bar{\Theta}_0}{d\bar{x}^3} + \bar{B} \frac{d^2 \bar{\Theta}_0}{d\bar{x}^2} - \bar{A} \frac{d \bar{\Theta}_0}{d\bar{x}} = \bar{B} \bar{C}, \quad (5)$$

где $\bar{A} = A \delta^2 = \frac{\alpha_v \delta^2}{\lambda \bar{\rho}}$, $\bar{B} = B \delta = \frac{\alpha_v \delta}{c_{p_0} G_0}$,

$$\bar{B} \bar{C} = BC \frac{\delta^3}{t' - t_f} = \frac{\alpha_0 \alpha_0 \mu_0 \delta^3 G_0}{c_{p_0} \lambda \bar{\rho} \rho_0^2 (t' - t_f)} + \frac{\alpha_v \beta_0 \delta^3 G_0^2}{c_{p_0} \lambda \bar{\rho} \rho_0^2 g (t' - t_f)},$$

Решение уравнения (5):

$$\bar{\Theta}_0 = C_1 + C_2 e^{a_{23} \bar{x}} + C_3 e^{a_{33} \bar{x}} - \frac{\bar{B} \bar{C}}{\bar{A}} \bar{x}, \quad (6)$$

где

$$-\frac{\bar{B} \bar{C}}{\bar{A}} = -\frac{\alpha_v \mu_0 \delta G_0}{c_{p_0} \rho_0^2 (t' - t_f)} - \frac{\beta_0 \delta G_0^2}{c_{p_0} \rho_0^2 g (t' - t_f)}$$

$$a_{2,3} = -\frac{\alpha_v \delta}{c_{p_0} G_0} \pm \sqrt{\left(\frac{\alpha_v \delta}{c_{p_0} G_0} \right)^2 + \frac{\alpha_v \delta^2}{\lambda \bar{\rho}}}$$

Постоянные интегрирования:

$$C_1 = \frac{\Delta C_1}{\Delta}, \quad C_2 = \frac{\Delta C_2}{\Delta}, \quad C_3 = \frac{\Delta C_3}{\Delta},$$

где

$$\begin{aligned} \bar{\Theta}_{\infty} & \quad (1 - b_0 a_2) \quad (1 - b_0 a_3) \\ \Delta C_1 = \bar{\Theta}_2^* & \quad (1 + b_2 a_2) e^{a_2} \quad (1 + b_2 a_3) e^{a_3} \\ \bar{\Theta}_{\infty} & \quad \left(1 - \frac{a_2^2 b_v}{d}\right) \quad \left(1 - \frac{a_3^2 b_v}{d}\right) \\ 1 & \quad \bar{\Theta}_{\infty} \quad (1 - b_0 a_3) \\ \Delta C_2 = 1 & \quad \bar{\Theta}_2^* \quad (1 + b_2 a_3) e^{a_3} \\ 1 & \quad \bar{\Theta}_{\infty} \quad \left(1 - \frac{a_3^2 b_v}{d}\right) \\ 1 & \quad (1 - b_0 a_2) \quad \bar{\Theta}_{\infty} \end{aligned}$$

$$\Delta C_3 = 1 \quad (1 + b_2 a_2) e^{a_2} \quad \overline{\Theta}_2^*$$

$$1 \quad (1 - \frac{a_3^2 b_3 v}{d}) \quad \overline{\Theta}_{\infty}$$

$$1 \quad (1 - b_0 a_2) \quad (1 - b_0 a_3)$$

$$\Delta = 1 \quad (1 + b_2 a_2) e^{a_2} \quad (1 + b_2 a_3) e^{a_3}$$

$$1 \quad (1 - \frac{a_2^2 b_2 v}{d}) \quad (1 - \frac{a_3^2 b_3 v}{d})$$

$$b_0 = \frac{\lambda \bar{\rho}}{\alpha_0 \delta}, \quad b_2 = \frac{\lambda \bar{\rho}}{\alpha_2 \delta}, \quad b_3 = \frac{\lambda \bar{\rho}}{\alpha_3 \delta^2}, \quad d = 1 - \frac{\alpha_0}{g_0 c_{P_0}}.$$

Таким образом, получено уравнение, описывающее тепловое состояние пористой стенки, которое учитывает подогрев пористой стенки за счет трения теплоносителя о поверхность пористого тела. Показано, что возможны режимы течения теплоносителя, при которых его температура может превышать температуру пористой стенки. Кроме того, что температура теплоносителя выше температуры пористой стенки, тепловой поток будет направлен в стороны пористой стенки, и тем самым температура пористой стенки будет возрастать.

С помощью программы, разработанной на языке MatLab, решена система уравнений (5). Рассматривались газы; H_2 , O_2 , He, N_2 , воздух, продукты сгорания. При пористостях: 0,02; 0,05; 0,20 и расходах: 1, 2, 3, 4, 5 кг/(м²·с). Исходные данные для решения этой системы уравнения включают следующие величины: $\lambda = 121,4$ Вт/(м·К), $\Pi = 0,02; 0,05; 0,2$; $\lambda_c = \lambda(1-\Pi)$; $t'' = 600^\circ\text{C}$, $C_{\text{водород}} = 14300$ Дж/(кг·К); $C_{\text{ро кислород}} = 980$ Дж/(кг·К), $G_0 = (1, 2, 3, 4, 5)$ кг/(м²·с), $\delta = 0,01$ м; $\alpha_0 = 10^4$ Вт/м²·К; $\alpha_r = 10^4$ Вт/м²·К; $\alpha_v = 10^6$ Вт/м³·К. Считаем, что эти величины постоянны и не зависят от температуры.

2 Результаты расчетов

Результаты расчетов представлены ниже на рисунках 1 – 12 для теплоносителей: воздух, водород, кислород, гелий, азот, продукты сгорания; при неизменном расходе $G_0 = 1$, кг/(м²·с) и пористостях $\Pi = 0,02; 0,05; 0,20$. А так же при неизменной пористости $\Pi = 0,05$ и расходах $G_0 = 1-5$, кг/(м²·с)

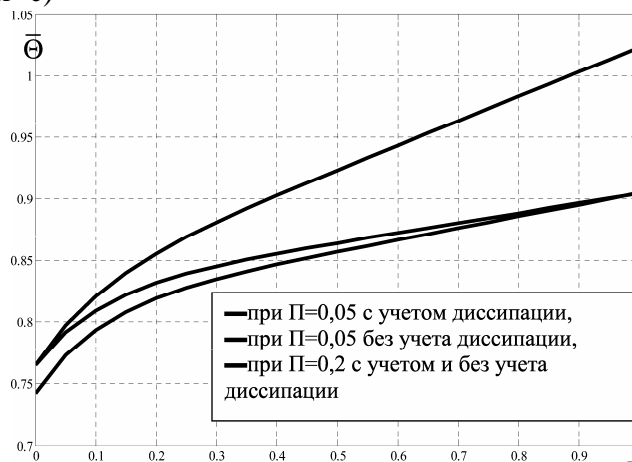


Рис. 1. Относительная избыточная температура воздуха при продувке его через пористую вставку с учетом диссипации при различных значениях пористости

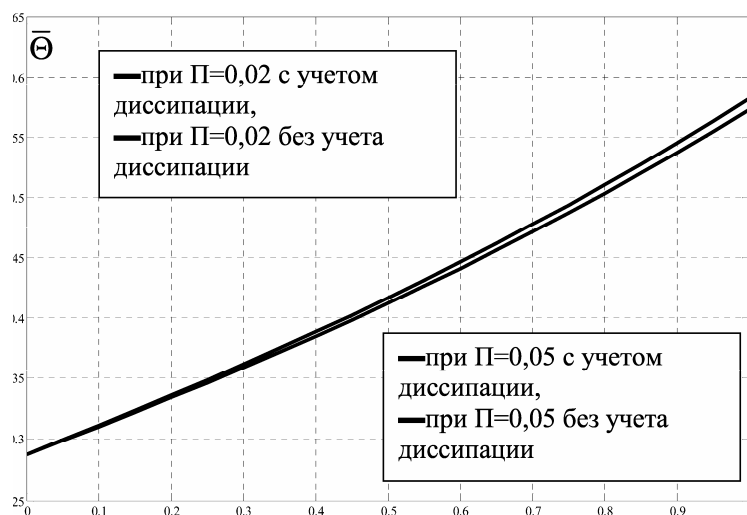


Рис. 2. Относительная избыточная температура водорода при продувке его через пористую вставку с учетом диссипации при различных значениях пористости

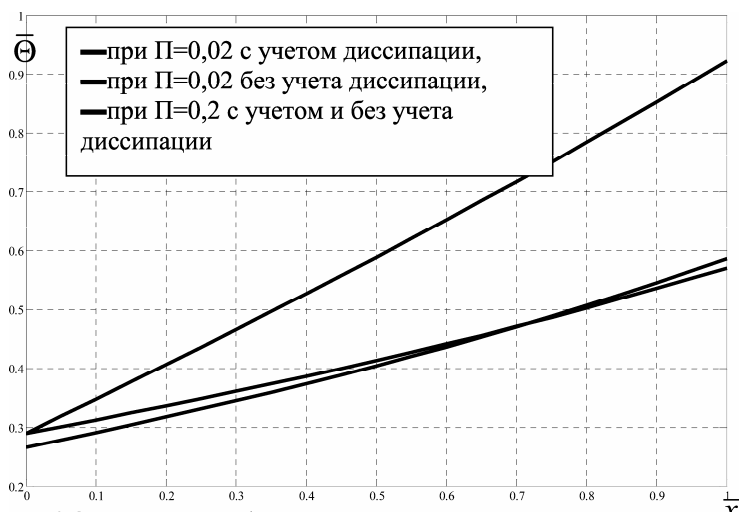


Рис. 3. Относительная избыточная температура водорода при продувке его через пористую вставку с учетом диссипации при различных значениях пористости

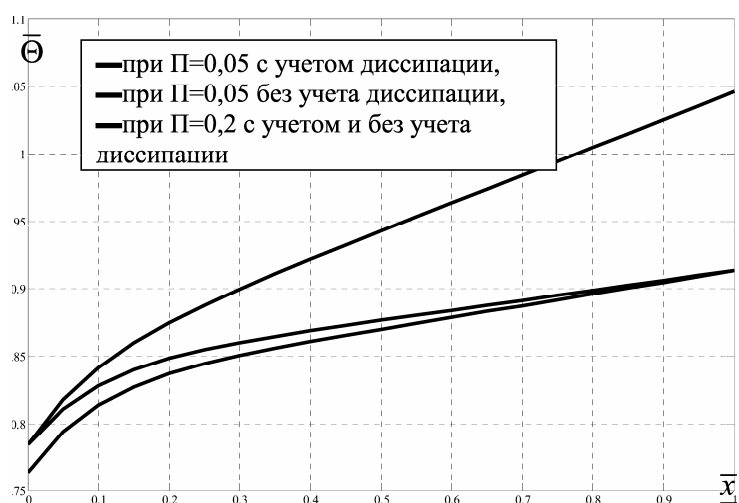


Рис. 4. Относительная избыточная температура кислорода при продувке его через пористую вставку с учетом диссипации при различных значениях пористости

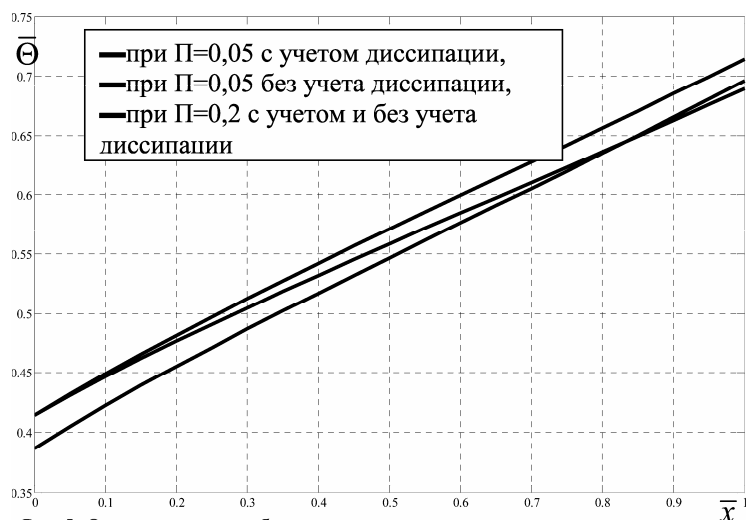


Рис. 5. Относительная избыточная температура гелия при продувке его через пористую вставку с учетом диссипации при различных значениях пористости

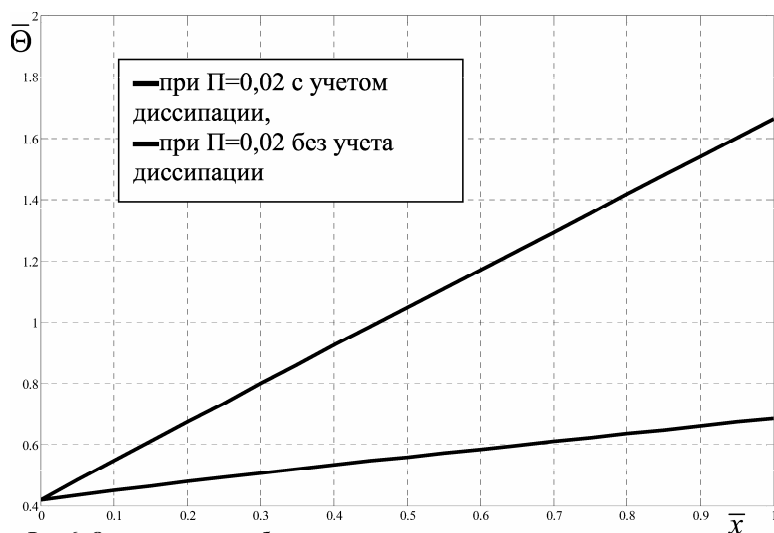


Рис. 6. Относительная избыточная температура гелия при продувке его через пористую вставку с учетом диссипации при различных значениях пористости

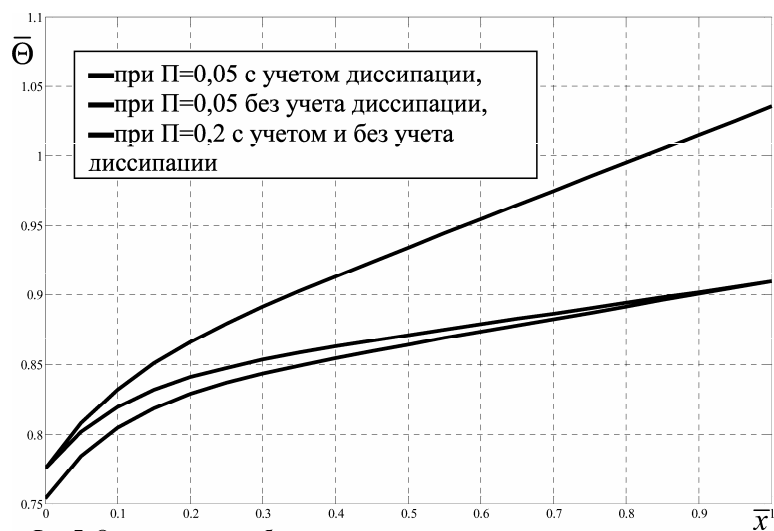


Рис. 7. Относительная избыточная температура азота при продувке его через пористую вставку с учетом диссипации при различных значениях пористости

Из полученных результатов видно, при уменьшении пористости скелета увеличивается его температура. Средняя разница в температуре по всей длине пластины между $\Pi = 0.2$ и $\Pi = 0.05$ для кислорода 7,661 %, для водорода 3,176 %, для азота 7,366 %, для гелия 4,58 %, для воздуха 7,251 %, продуктов сгорания 6,92 %

При $\Pi = 0.02$ заметно резкое увеличение температуры скелета к его наружной поверхности, отличие от $\Pi = 0.05$ составляет для кислорода в 6 раз, для водорода на 30 %, для воздуха 41,02 %, гелия 32,36 %, для продуктов сгорания 40,42 %.

При увеличении расхода от 1 до 5 кг/(м²·с) при $\Pi = 0,05$, на выходе из пластины продукты сгорания, азот и кислород повышают температуру на 16,68 %; 21,28 % и 23,14 % соответственно, а водород, метан и гелий уменьшают температуру на 4,36 %; 6,37 % и 7,38 % соответственно.

В таблице 1 представлено влияние вязкостной диссипации при продувке теплоносителей через пористую вставку на их относительную избыточную температуру при расходе теплоносителей $G_0 = 1$ кг/(м²·с) в процентном соотношении.

Таблица 1

Влияние вязкостной диссипации

	$\Pi = 0,02$	$\Pi = 0,05$	$\Pi = 0,10$	$\Pi = 0,15$
Водород	31,192 %	1,144 %	0,727 %	0,151 %
Гелий	50,293 %	2,347 %	0,151 %	0,144 %
Азот	78,129 %	7,069 %	0,465 %	0,031 %
Продукты сгорания	71,227 %	5,137 %	0,334 %	0,092 %
Воздух	71,143 %	6,744 %	0,443 %	0,066 %
Кислород	78,891 %	7,356 %	0,485 %	0,965 %

Расчеты были проведены в программном комплексе MatLab.

Выводы:

В данной работе получены следующие результаты:

1. Построена математическая модель теплопереноса в пористой среде с учетом нагрева скелета из-за вязкостной диссипации энергии.
2. Получены аналитические решения уравнения теплового баланса в пористой среде при граничных условиях 3-го рода с учетом вязкостной диссипации.
3. Выявлено, что температура пористой стенки возрастает по сравнению с температурой, определенной без учета подогрева скелета за счет вязкостного трения охладителя. С ростом пористости выше 0,20 влияние вязкостной диссипации отсутствует.
4. При пористости $\Pi = 0,05$, с увеличением расхода, значение температуры с учетом диссипации существенно возрастает по сравнению со значениями без учета диссипации, При пористости $\Pi = 0,2$ и более обе модели (с учетом и без учета диссипации) дают одинаковый результат.
5. Таким образом, при значениях пористости от $\Pi = 0,02$ до $\Pi = 0,2$ увеличение расхода приводит к росту температуры скелета в зависимости от расхода ($G = 1, 2, 3, 4, 5$) т.е. увеличение расхода может повысить температуру на выходе из пористого тела.

NUMERICAL SIMULATION OF TRANSPIRATION COOLING

P.E. Kalmykov, B.E. Baygaliev*, A.G. Tumakov***

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI;*

*** LLC "Energomash (Volgodonsk) – Atomash")*

The report includes the use of a differential equation of the temperature field of the porous plate (taken) with the heating of the skeleton due to the action of friction when pushing the coolant through a porous plate. The temperature field is determined by the porous plate at different porosities and different types of heat transfer fluids for the boundary conditions of the third kind. The calculation of the temperature field of a porous plate with Dissipation done with a program drawn up in Matlab.

УДК 697.34

ЗАМЕНА ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫХ ТРУБ НА ТРУБЫ ИЗ ПОЛИСУЛЬФОНА

Калмыков П.Э., Байгалиев Б.Е., Черноглазова А.В., Щелчков А.В.
(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)

Исследуется возможность замены стальных труб с тепловой изоляцией из пенополиуретана и полиэтиленовой защитной оболочкой изготовленных по ГОСТ 30732-2006 на трубы из полимерных материалов.

В настоящее время наблюдается увеличение объемов выпуска и применения полимерных материалов по сравнению с другими материалами. Связано это с их преимуществами: невысокой плотностью, возможностью регулирования свойств путем введения различных модифицирующих добавок (наполнителей, пластификаторов, стабилизаторов и др.), высокими диэлектрическими свойствами, усталостной и химической стойкостью, антифрикционными свойствами и дешевизной исходного сырья, имеют высокую технологичность, поскольку при переработке в готовые изделия отличаются малой операционностью и низкой энергоемкостью. Например, последний показатель у полимерных материалов по сравнению с титановыми сплавами ниже в 20 раз, с алюминиевыми - в 5 раз, со сталью - в 3 раза. Снижение эксплуатационных затрат на антикоррозионную защиту, смазку и замену изношенных деталей делает выбор полимерных материалов экономически наиболее предпочтительным [1]. Особенно следует подчеркнуть высокий срок эксплуатации изделий из полимерных материалов. Отсюда и неуклонный рост объемов применения полимерных материалов во всех отраслях современной промышленности рис 1.

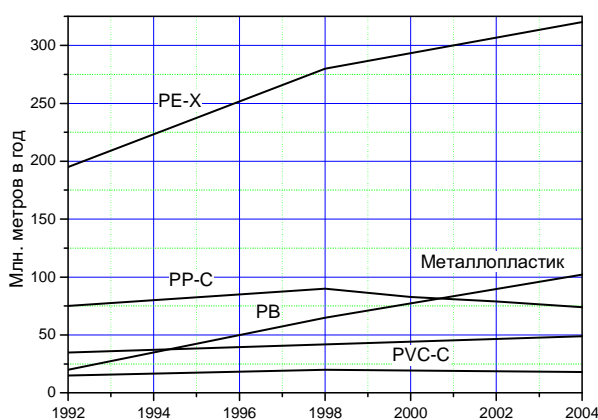


Рис. 1. Рост применения пластиковых труб в Европе: PE-X – сшитый полиэтилен, PP-C – блок-сополимер полипропилена, PB – полибутилен, PVC-C – хлорированный поливинилхлорид

В современных жилых домах уже используют трубы горячего водоснабжения изготовленных из полимерных материалов (поливинилхлорид ПВХ, полиэтилен низкого ПНД или высокого давления ПВД, полипропилена ПП), которые имеют рабочую температуру 95°C. Для подвода теплоносителя от источников производства до потребителя в настоящее время используются трубы, изготовленные по ГОСТ 30732-2006.

Предметом наших исследований является возможность замены металлических элементов, которые присутствуют в трубах, изготовленных по ГОСТ 30732-2006, на трубы из полимерных материалов.

Формование труб методом экструзии, используемого в настоящее время, заключается в нагреве полимера до вязкотекучего состояния. Другим способом, является метод формования из порошковых полимерных материалов, который заключается в том, что полимер нагревается до температуры 0,6-0,8 температуры текучести. За счет уменьшения температуры, уменьшаются энергозатраты, а в изделии образуются поры, которые уменьшают теплопроводность и уменьшают расход порошкового полимерного материала до 6 % [2].

Для обеспечения теплоснабжения объектов ЖКХ и ПГС используются трубы изготовленные согласно ГОСТ 30732-2006, который распространяется на стальные и фасонные изделия с тепловой изоляцией из пенополиуретана в полиэтиленовой оболочке.

Представленный на рис. 2 элемент трубы рассчитан (согласно ГОСТа) на параметры теплоносителя с рабочим давлением не более 1,6 МПа и температурой не более 140°C, для подземной прокладки тепловых сетей.

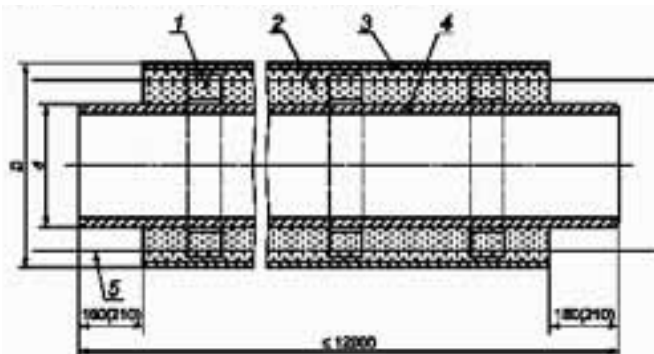


Рис. 2. Конструкция трубы по ГОСТ 30732-2006: 1 – центрирующая опора, 2 – изоляция из ППУ, 3 – труба-оболочка, 4 – стальная труба, 5 – проводники-индикаторы системы оперативного дистанционного контроля (показаны условно)

При проектировании оборудования, используемого в теплоснабжении, большое значение имеет срок эксплуатации, на которое оно рассчитано. На рисунке 3 представлен график зависимости допустимого окружного напряжения от срока службы, при использовании различных полимерных материалов.

Исследуется возможность замены теплоизоляционных труб стандартной комплектации на трубы из полимерных материалов.

Для реализации данной задачи необходимо провести следующие мероприятия: сравнительные расчеты на прочность, долговечность, теплопроводность и термическое сопротивление при стационарном тепловом режиме, и экономическую целесообразность.

Расчет долговечности и прочности труб и фасонных изделий (1) проводим по стандартным методикам (ГОСТ 14249-69), используемых в теплоснабжении, а именно:

$$\log(t) = A + \frac{B}{T} + \log(s) \cdot \left(C + \frac{D}{T} \right), \quad (1)$$

где s -окружное напряжение, МПа; t -температура, К; T -срок жизни или эксплуатации, часов; $A = -105,8616$; $B = 57895,49$; $C = -24,7997$; $D = -18506,15$.

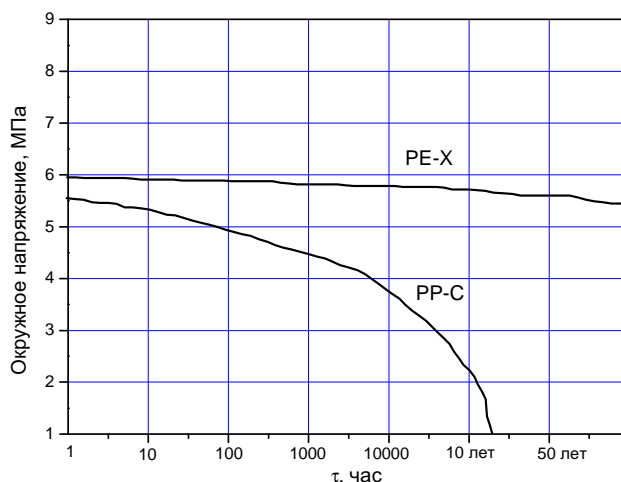


Рис. 3. Зависимость допустимого окружного напряжения от срока службы различных полимерных материалов: 1 – сшитого полиэтилена (PE-X), 2 – полипропилена (PP-C) при рабочей температуре 95 С

Расчет по теплопроводности и термическому сопротивлению труб и фасонных изделий при стационарном тепловом режиме [3] выполняем по формулам (2-3):

$$q_1 = \pi \times \kappa_1 \times (t_{f1} - t_{f2}), \quad (2)$$

$$\kappa_1 = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1 g d_1} + \sum_{i=1}^n \frac{1}{2\lambda_i} \ln \frac{d_{i+1}}{d_i} + \sum_{i=1}^{n-1} \frac{R_{\kappa_i}}{d_{i+1}} + \frac{1}{\alpha_2 g d_{n+1}}}, \quad (3)$$

Схема процесса теплопередачи через многослойную цилиндрическую стенку при стационарном режиме показана на рис. 4.

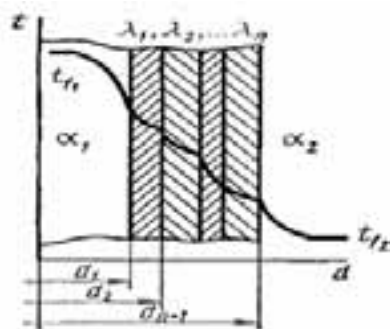


Рис. 4. Теплопередача через многослойную цилиндрическую стенку при стационарном режиме

Расчеты по экономической целесообразности для труб и фасонных изделий проводим с учетом стоимости материалов, потребных на изготовление единицы продукции. Для этого определяем объем материалов погонного метра трубы и с учетом его стоимости, экономику.

Результаты расчетов по данным методикам приведены в таблицах 1-4.

Анализ свойств полимерных материалов, представленных в таблице 1, позволил выбрать, в качестве заменителя металлической трубы – полисульфон.

Свойства материалов

Материал	Траб, °С	Плотность ρ , г/см ³	Коэффициент тепло- проводности, λ , Вт/м·К	Предел прочности при растяжении, σ_b , кг/см ²
ПВД	103-110	0,940-0,960	0,32-0,36	70-140 (115-150)
ПНД	120-125	0,9100,930	0,42-0,44	200-230 (220)
ПСД	80-120	0,930-0,940	0,42-0,44	270-330
ПС	70-80	1,060	0,082	450-550
Пентапласт	-200 + 300	1,410	0,13	245
Винипласт	20-80	1,410	0,15-0,16	400
Полисульфон	+ 160	1,23	0,26	400
Титан	1668	4,320		7000
Сталь	1580	7,856		3800-4200

Полисульфон модифицированный (ПСН-М) – нетоксичен и не оказывает вредного влияния на организм человека. При нормальных условиях ПСН-М стабилен, химически неактивен, устойчив к воздействию внешней среды и окислению. Материал поставляется в гранулах. Хорошо перерабатывается на термопластавтоматах и может применяться для изготовления труб теплоснабжения.

Наилучшее применение ПСН-М находит в теплотехнике, так как материал обладает сочетанием теплостойкости, высокими прочностными характеристиками и диэлектрическими свойствами.

Ближайшие аналоги: PES (полиэфирсульфон), PPSU (полифениленсульфон), PPS (полифениленсульфид), PSU, PSF (полисульфон), PAEK (полиарилэфиркетон), LCP (жидкокристаллический полимер), PEI (полиэфиримид), PAI (полиамидимид).

Для трубы, изготовленной из ПСН-М заменяющей все три слоя (металл, пенополиуретан, полиэтилен низкого давления) напряжения будут равны, значениям, представленным в таблице 2.

Таблица 2

Зависимость предела прочности труб от толщины стенки

Диаметр трубы, мм	Предел прочности при растяжении, σ_b , кг/см ²	Номинальная (расчетная) толщина стенки, δ , мм $n = 2$
26	6,5	1,04
150	24	6,00
516	42,56	20,64
802	64,81	32,08
1396	109,49	54,76

Расчет показал, что с учетом коэффициента запаса прочности (n) равным 2 предел прочности при номинальной (расчетной) толщине стенки 1,04 мм составляет 6,5 кг/см², а при 54,76 мм составляет 109,49 кг/см², в то время как в справочнике предел прочности полисульфона равен 400 кг/см² (табл. 1).

Следовательно, по прочностным характеристикам ПСН-М подходит и может заменить композитную трубу с металлической трубой на трубу, изготовленную полностью из ПСН-М.

Так как предел прочности полисульфона 400 кг/см², то толщина теплоизоляции может быть уменьшена с 102 мм до 27,38 мм.

Результаты расчетов по теплопроводности и термическому сопротивлению труб и фасонных изделий при стационарном тепловом режиме представлены в таблице 3.

Таблица 3

Диаметр трубы, мм	t_{w1}	t_{w2}	t_{w3}	t_{w4}
26	140	136,6	20,5	20,0
150	140	137,76	20,74	20,02
516	140	138,34	21,14	20,02
802	140	137,83	22,02	20,02
1396	140	137,15	22,38	20,02

Расчет стоимости одного погонного метра трубы проводился с учетом цен, ПНД с плотностью 0,91 – 0,93 г/см³ стоимостью 64 руб/кг и ПСН-М с плотностью 1,23 стоимостью 150-380 руб/кг.

Результаты расчета стоимости одного погонного метра труб из различных материалов представлены в таблице 4.

Таблица 4

Расчет стоимости погонного метра трубы

d_b , мм	Материал	d_n , мм	V , см ³	G , кг	Стоимость, руб.
1	2	3	4	5	6
26	ПНД	90	58,28	0,053-0,056	3,39- 3,58
	ПСН	90	5,83	7,200	1080,00- 2736,00
	ПСН (n = 2)	28	0,08	0,104	15,00-39,64
150	ПНД	250	314,0	0,286-0,302	18,29-19, 29
	ПСН	250	31,40	39,200	5880,00- 14896,00
	ПСН (n = 2)	162	2,94	3,615	542,25-1373,71
516	ПНД	710	1867, 08	1,699-1,792	108,74- 114,71
	ПСН	710	186,71	233,38	35095,60- 88686,00
	ПСН (n = 2)	566	42,47	52,236	7835,35-29774,33
802	ПНД	1000	2800, 84	2,549-2,689	163,12 -172,08
	ПСН	1000	280, 09	350,11	52516,0 - 133040,0
	ПСН (n = 2)	866	89,04	109,516	16427,4-41616,08
1396	ПНД	1600	4797, 79	4,366-4,606	279,42- 294,78
	ПСН	1600	479,78	599,35	89902,0- 227750,0
	ПСН (n = 2)	1500	236,43	290,81	43621,2-110507,1
802	Стальная труба с ППУ-ПЭ	1020			29000
516	ППУ-ПЭ	530		-	1437,90

Таким образом, показано, что трубу с изоляцией, включающую металлическую трубу, пенополиуретановую и полиэтиленовую можно заменить трубой из полисульфона.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Байгалиев Б.Е., Черноглазова А.В., Темникова С.В., Тимербулатова И.Р., Биктимиров Д.Р. Возможность применения порошковых полимерных материалов для изделий различного функционального назначения // Вестник Казанского технологического университета. 2011. Т.14. № 7. С. 93-96.

2. Патент РФ 2404055 (2010).

3. Боларский А.В., Мухачев Г.А., Щужин В.К. Термодинамика и теплопередача. Высшая школа. М. 1975 г. С.496.

4. Байгалиев Б.Е., Черноглазова А.В., Темникова С.В., Щелчков А.В., Калмыков П.Э., Тимербулатова И.Р. Исследование возможности замены теплоизоляционных труб с металлическими элементами на трубы из полисульфона (статья) // Вестник Казанского технологического университета. 2013. № 10, С.96 – 98.

REPLACEMENT OF THERMAL INSULATION PIPE PIPE POLYSULFONE

P.E. Kalmykov, B.E. Baygaliev, A.V. Chernoglazova, A.V. Shchelchkov
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

The possibility of replacing steel pipes with thermal insulation made of polyurethane foam and plastic protective sheath made to GOST 30732-2006 for pipes made of polymeric materials.

УДК 535.31, 681.7.06

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ОПТИЧЕСКОГО ФИЛЬТРА С УГЛОВЫМ СЕЛЕКТИВНЫМ СВЕТОПРОПУСКАНИЕМ

*Закируллин Р.С. **, Байгалиев Б.Е. *, Ибрагимов А.И. **
(* Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ; ** Оренбургский государственный университет)

Разработан алгоритм расчета геометрических параметров решеточного оптического фильтра с заранее заданной угловой селективной характеристикой светопропускания. Для оптимизации фильтрования солнечного излучения разработана методика определения углов наклона решеток фильтра для окон с разными азимутами ориентации по сторонам света при заданных географических координатах местности и расчетном времени года и суток. Применение полученных результатов позволит достичь оптимальных условий освещения и инсоляции помещения за счет предварительной адаптации параметров фильтра к заранее известной траектории движения солнца относительно заданного окна.

Введение

Селективное регулирование светопропускания в зависимости от угла падения лучей востребовано в архитектурном остеклении для обеспечения оптимальных условий естественного освещения и инсоляции в помещениях при непрерывно изменяющейся траектории движения солнца. В настоящее время для практического решения этой задачи применяются различные устройства перераспределения светового потока. В [1, 2] предложен способ регулирования светопропускания оконной конструкции без применения таких устройств. Один из слоев оконного остекления является решеточным оптическим фильтром с угловой селективностью светопропускания.

Статья посвящена разработке алгоритма расчета геометрических параметров фильтра для удовлетворения заранее заданного закона углового регулирования светопропускания, а также оптимизации фильтрования солнечного излучения при разных азимутах ориентации оконной конструкции.

Расчет геометрических параметров оптического фильтра с заданным угловым селективным светопропусканием

Схема оптического фильтра с поверхностными тонкослойными решеточными слоями приведена на рис. 1. Решетки на входной и выходной поверхностях состоят из чередующихся пропускающих (шириной t_1 и t_3) и поглощающих (шириной t_2 и t_4) полос. Шаги полос (суммарные ширины двух соседних чередующихся полос) на входной и выходной решетках одинаковы: $t_1 + t_2 = t_3 + t_4$. Луч, падающий под характеристическим углом фильтра, проходит через центры чередующихся полос обеих решеток (угол падения θ на рис. 1). Характеристи-

ческий угол показывает сдвиг решеток друг относительно друга. Если после преломления под углом Θ_n данный луч на выходной решетке попадает в центр поглощающей полосы t_4 , как на рис. 1, фильтр ориентирован на минимальное светопропускание в диапазоне углов падения, близких к характеристическому углу фильтра. Соответственно, при прохождении этого луча через центр пропускающей полосы t_3 светопропускание будет максимальным.

Расчет геометрических параметров проводится при заданной толщине s плоскопараллельной подложки фильтра и известном показателе преломления стекла n . Определяются значения ширин четырех чередующихся полос и характеристического угла, удовлетворяющие заранее заданной зависимости коэффициента направленного светопропускания фильтра от угла падения параллельных лучей. Углы падения изменяются в плоскости, перпендикулярной входной поверхности фильтра и совпадающей на рис. 1 с плоскостью чертежа. Параметры плоскопараллельного фильтра рассчитываются по следующему алгоритму.

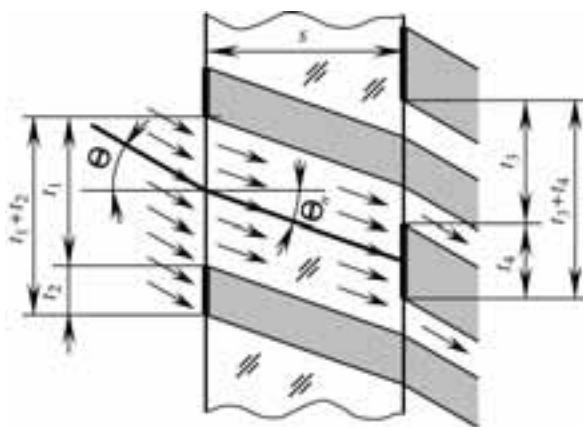


Рис. 1. Схема решетчатого оптического фильтра

1. Предварительно заданный закон углового селективного регулирования направленного светопропускания фильтра приведен на рис. 2 в виде зависимости коэффициента светопропускания τ_{pre} от угла падения лучей τ . При приближении углов падения к 90 требуемые значения коэффициента стремятся к нулю вследствие возрастания коэффициента отражения.

2. Заданный закон корректируется с учетом угловой зависимости коэффициентов отражения и поглощения. Скорректированный закон регулирования представлен на рис. 2 линией τ_{cor} . Значения рассчитаны по формуле

$$\tau_{cor} = \tau_{pre} / \tau_{raw}, \quad (1)$$

где τ_{raw} – коэффициент светопропускания для чистого стекла, рассчитываемый для плоскопараллельного фильтра на основе законов Бугера-Ламберта и Снелла по формуле

$$\tau_{raw} = (1 - \rho)^2 \exp(-\alpha s \sqrt{1 + \sin^2 \Theta / (n^2 - \sin^2 \Theta)}), \quad (2)$$

где ρ – суммарный коэффициент отражения с учетом перпендикулярно и параллельно поляризованных составляющих падающей световой волны, α – натуральный коэффициент поглощения стекла. Коэффициент отражения естественного (неполяризованного) света определяется на основе формул Френеля и закона Снелла:

$$\rho = 0,5 \left(\frac{\sin^2(\Theta - \arcsin(\sin \Theta / n))}{\sin^2(\Theta + \arcsin(\sin \Theta / n))} + \frac{\operatorname{tg}^2(\Theta - \arcsin(\sin \Theta / n))}{\operatorname{tg}^2(\Theta + \arcsin(\sin \Theta / n))} \right). \quad (3)$$

При нормальном падении света (для $\Theta = 0$):

$$\rho = (n-1)^2 / (n+1)^2. \quad (4)$$

3. Скорректированная линия в виде сложной кривой заменяется ломаной линией методом кусочно-линейной аппроксимации. Результат показан на рис. 2 точечной линией τ_{app} . При аппроксимации учитываются закономерности, полученные при расчетах угловых селективных характеристик светопропускания фильтров по графоаналитическому методу [1, 2]. Такие характеристики в пределах углов падения $0 - 90$ имеют несколько угловых диапазонов с одинаковым характером изменения светопропускания. В диапазонах, в которых коэффициент светопропускания не зависит от угла падения, характеристики горизонтальны и рассчитываются при минимальном и максимальном светопропускании соответственно по формулам

$$\tau = (t_1 - t_4) / (t_1 + t_2); \quad (5)$$

$$\tau = t_3 / (t_1 + t_2). \quad (6)$$

Между горизонтальными участками угловых характеристик светопропускания находятся наклонные участки с возрастающим и убывающим коэффициентом светопропускания, рассчитываемым соответственно по формулам

$$\tau = \left(0,5t_1 - 0,5t_4 - \frac{s \sin \Theta_c}{\sqrt{n^2 - \sin^2 \Theta_c}} + \frac{s \sin \Theta}{\sqrt{n^2 - \sin^2 \Theta}} \right) / (t_1 + t_2); \quad (7)$$

$$\tau = \left(0,5t_1 - 0,5t_4 + \frac{s \sin \Theta_c}{\sqrt{n^2 - \sin^2 \Theta_c}} - \frac{s \sin \Theta}{\sqrt{n^2 - \sin^2 \Theta}} \right) / (t_1 + t_2), \quad (8)$$

где Θ_c – характеристический угол. Таким образом, угловая селективная характеристика фильтра состоит из чередующихся участков с постоянным минимальным, возрастающим, постоянным максимальным, и убывающим коэффициентом светопропускания. Количество и порядок расположения этих участков по угловым диапазонам зависят от значений t_1, t_2, t_3, t_4 и Θ_c . При углах падения от 0 примерно до 60 зависимости (7) и (8) близки к линейным, при больших углах, особенно при приближении к 90 , нелинейны. На рис. 2 при аппроксимации учтены перечисленные выше закономерности. Кривая τ_{cor} заменена ломаной линией τ_{app} .

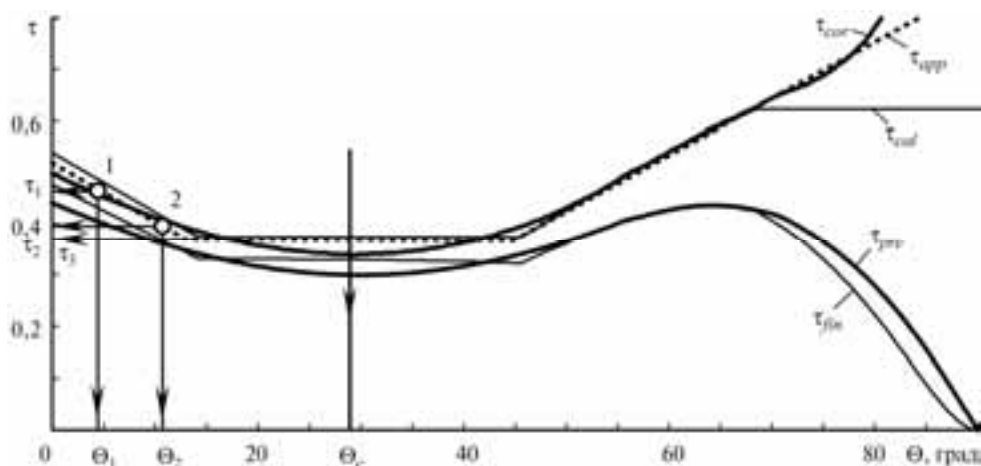


Рис. 2. Зависимости коэффициента светопропускания от угла падения лучей

4. Значение характеристического угла фильтра Θ_c определяется графически по вертикальной оси симметрии между участками убывания и возрастания ломаной линии τ_{app} (рис. 2). Эта симметричность значений коэффициента светопропускания сохраняется от 0 примерно до 60 [1] и является следствием изменения знаков на обратные перед слагаемыми в расчетных формулах (7) и (8).

5. Искомые значения ширин чередующихся полос t_1 , t_2 , t_3 и t_4 определяются путем решения системы четырех уравнений, одним из которых является уравнение шагов $t_1 + t_2 = t_3 + t_4$. Остальные три уравнения составляются на основе формул (5) – (8) для участков линии τ_{app} , находящихся при малых углах падения, чтобы минимизировать ошибки аппроксимации. На рис. 2 на участке с убывающим коэффициентом светопропускания для двух произвольных точек 1 и 2 графически определены коэффициенты τ_1 и τ_2 при углах падения τ_1 и τ_2 . Формула (8) для участков убывания используется дважды с подстановкой этих найденных значений. В качестве четвертого уравнения применяется формула (5) для участков с постоянным минимальным светопропусканием с подстановкой соответствующего значения τ_3 , определенно по рис. 2.

6. Проводится графоаналитический расчет по формулам (5) – (8) для фильтра с определенными параметрами t_1 , t_2 , t_3 , t_4 и Θ_c . На рис. 2 показана расчетная угловая характеристика τ_{cal} , которая при округлении значений t_1 , t_2 , t_3 , t_4 и Θ_c , полученных в результате решения системы четырех уравнений, может отличаться от линии τ_{app} .

7. Расчетная характеристика корректируется с учетом угловой зависимости коэффициентов отражения и поглощения по формуле

$$\tau_{fin} = \tau_{cal} \tau_{raw}, \quad (9)$$

где τ_{fin} – действительная угловая характеристика фильтра с принятыми геометрическими параметрами (рис. 2). Проводится сравнение предварительно заданной и полученной характеристик.

Для вычислений параметров фильтра на основе описанного алгоритма и построения угловых зависимостей коэффициента светопропускания использовано приложение Microsoft Excel 2010. Функции, реализующие формулы (2) – (4), написаны на Visual Basic for Applications.

Оптимизация углового селективного фильтрования солнечного излучения оконной конструкцией

Приведенный выше алгоритм расчета параметров фильтра составлен для простейшего случая, когда углы падения лучей изменяются только в одной плоскости. Наиболее перспективной областью практического применения фильтра является архитектурное остекление. Из-за сложной траектории движения солнца углы падения лучей на оконную конструкцию изменяются в зависимости от времени года и суток и находятся в разных плоскостях. Ориентация окна по сторонам света, долгота и широта населенного пункта также влияют на изменение углов падения.

Лучшими устройствами регулирования проходящего в помещение солнечного излучения в зависимости от угла падения лучей являются горизонтальные и вертикальные жалюзи. Решеточный оптический фильтр имеет важнейшее преимущество перед ними, так как чередующиеся полосы решеток можно наносить на оконное остекление под любым углом – наиболее оптимальным для окна с заданным азимутом. Для защиты от прямых (направленных) солнечных лучей на входной решетке фильтра целесообразно применять отражающие, на выходной – рассеивающие полосы, в т.ч. на основе технологий смарт-стекло с тонкопленоч-

ными покрытиями [3], с фотохромными, электрохромными и жидкокристаллическими слоями. Оптимальный угол наклона решеток фильтра определяется по приведенному ниже алгоритму при заданных толщине и показателе преломления стекла, географической широте φ и долготе λ местности, азимуте ориентации окна A_0 .

1. Рассчитываются высота стояния h и азимут A солнца через каждый час относительно положения солнца в зените для дней весеннего и осеннего равноденствия и летнего и зимнего солнцестояния (по компьютерной программе [4]).

2. Определяется азимут солнца α для данного окна, отсчитанный от перпендикуляра к плоскости окна в точке падения луча (азимуты солнца и ориентации окна отсчитываются по часовой стрелке от севера):

$$\alpha = A - A_0 \quad (10)$$

3. Угол падения луча на вертикальное плоское окно рассчитывается по частному случаю первой теоремы косинусов для трехгранного угла (когда двухгранный угол напротив искомого плоского угла равен 90):

$$\cos \Theta = \cos h \cos \alpha,$$

откуда с учетом формулы (10):

$$\Theta = \arccos(\cos h \cos(A - A_0)). \quad (11)$$

4. Рассчитывается угол преломления луча

$$\Theta_n = \arcsin(\sin \Theta / n). \quad (12)$$

4. Определяются координаты x и y следа точки O падения луча, оставляемого после преломления на выходной поверхности фильтра (рис. 3). При известном горизонтальном следе точки O ее фронтальный след находится: для падающего в вертикальной плоскости луча 1 ($\alpha = 0^\circ$) – по углу преломления, для падающего под произвольным углом луча 2 – по методу определения истинной длины отрезка.

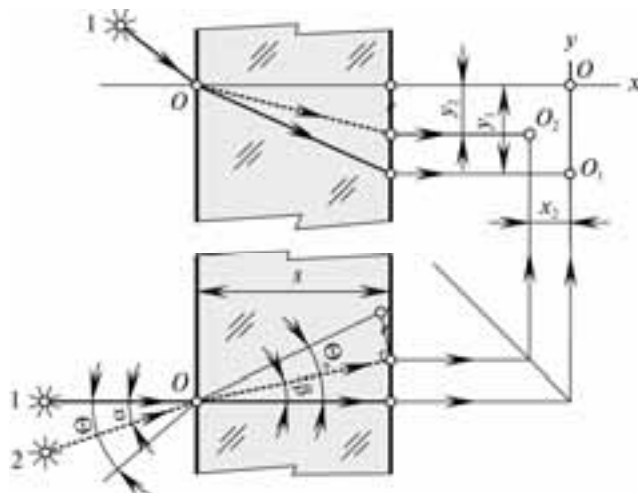


Рис. 3. Схема определения следа точки падения луча на выходной поверхности

Формулы для расчета координат следа получены из анализа рис. 3:

$$x = \text{stg} \beta; \quad (13)$$

$$y = -\left(\frac{\text{stg}(\Theta_n - |\beta|)}{\cos \beta}\right), \quad (14)$$

где β – угол преломления, соответствующий азимутальному углу падения α , находится из пропорции

$$\beta = \Theta_n \alpha / \Theta. \quad (15)$$

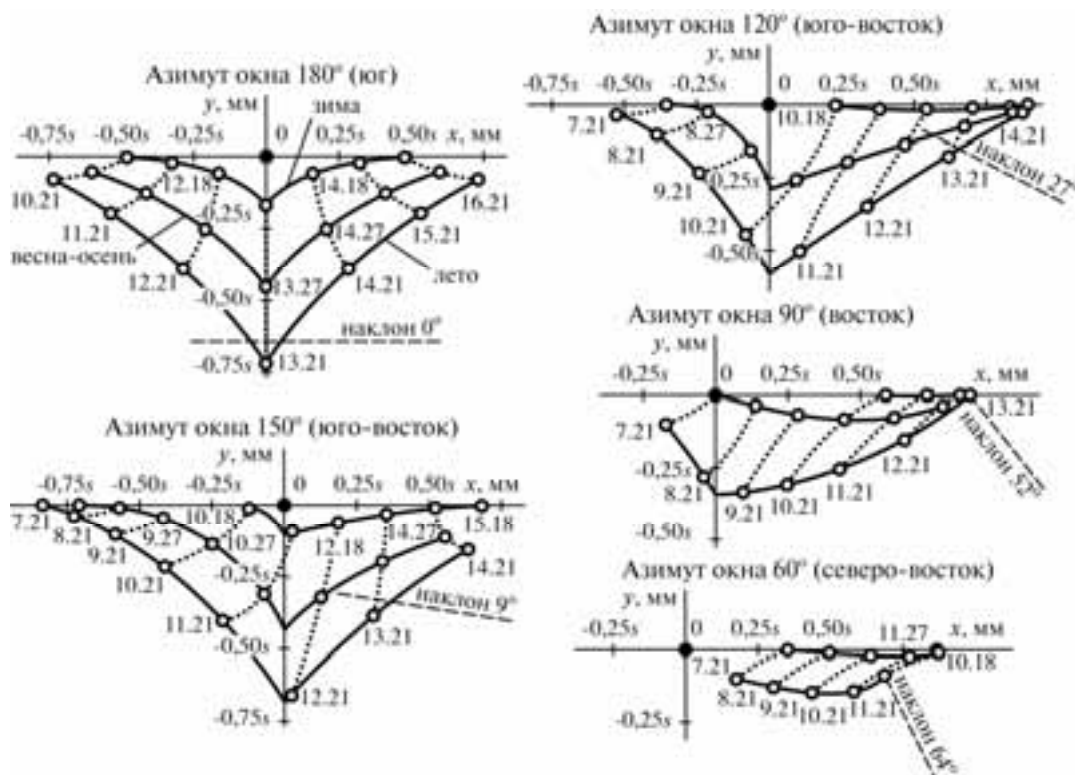


Рис. 4. Траектории следа точки падения луча на выходной поверхности фильтра

6. Строятся траектории следа точки падения лучей для дней равноденствия и солнцестояния. На рис. 4 приведены траектории по результатам расчетов, проделанных для г. Оренбурга с географическими координатами 52,28 с. ш. и 55,17 в. д. без учета перехода на летнее время (GMT + 05:00) для пяти окон с разными азимутами (использовано приложение Microsoft Excel 2010).

7. Следы точки с одинаковым временем соединяются изохронами (точечные линии). Для определения оптимального угла наклона решеток фильтра устанавливаются дата с максимальными требованиями к солнцезащитным мерам и время суток. На рис. 4 штриховыми линиями указаны оптимальные углы наклона для 15 июля для момента нахождения солнца в зените. Эти линии проведены по нормальям к изохронам в точках, найденных путем интерполяции между весенне-осенними и летними траекториями для 15 июля (для окон с азимутами 60 и 90 линии проведены условно).

Заключение

Разработан алгоритм определения геометрических параметров решетчатого фильтра с угловыми селективными характеристиками светопропускания, наиболее близкими к заданным. В случае заданного закона регулирования в виде сложной кривой она заменяется ломаной методом кусочно-линейной аппроксимации.

Разработана методика определения оптимальных углов наклона решеток фильтра для окон с разной ориентацией по сторонам света при заданных географических координатах местности и расчетном времени года и суток.

Применение полученных результатов позволит достичь оптимальных условий освещения и инсоляции помещения за счет предварительной адаптации параметров фильтра к заранее известной траектории движения солнца относительно заданного окна.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Zakirullin R.S.* Expedient of regulation of the directional gear transmission of light. Международная заявка, кл. E06B 9/24; G02B 5/20; G02B 3/00.2010 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.wipo.int/patentscope/search/en/search.jsf>, свободный. Яз. англ. (дата обращения 24.05.2013).
2. *Закируллин Р.С.* Способ углового селективного регулирования направленного светопропускания // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2013. – № 3 (85). – С. 17 – 22.
3. *Horowitz F., Pereira M.B., de Azambuja G.B.* Glass window coatings for sunlight heat reflection and co-utilization // *Appl. Opt.* – 2011. – V. 50. – P. C250 – C252.

CALCULATION OPTICAL FILTER WITH A LIGHT TRANSMISSION OF THE ANGULAR SELECTIVITY

R.S. Zakirullin **, *B.E. Baygaliev* *, *A.I. Ibragimov* *

(* *Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI*;
** *Orenburg State University*)

The algorithm for calculating the geometric parameters of the optical lattice filter with a predetermined angular selective characteristic of light transmission. To optimize the filtration of solar radiation developed methods of measuring angles filter grilles for windows with different azimuths of orientation to the cardinal for a given geographic location coordinates and the estimated time of year and day. The use of the results will achieve the optimum lighting conditions and insolation areas by pre-adaptation of the parameters of the filter to the previously known trajectory of the sun relative to the specified window.

УДК 678.046:678.073

ПОЛИМЕРНЫЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ НА ОСНОВЕ ПОРОШКОВОГО ПЕНТАПЛАСТА

Ибрагимов А.И. *, *Байгалиев Б.Е.* *, *Черноглазова А.В.* *, *Темникова С.В.* **

(* *Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ*; ** *Луганский национальный университет им. Тараса Шевченко, Украина*)

Предложен способ изготовления полимерного композиционного изделия из порошкового пентапласта с целью уменьшения энергозатрат и удельного веса материала за счет получения пористой структуры. Исследовано влияние температуры спекания изделий и влияние наполнителей с квазисферической и эллипсоидной форм на пористость и механические свойства. Предложены модели и методика расчета эффективной теплопроводности пористых полимерных композиционных материалов (ПКМ), которые учитывают одновременное влияние пор, анизодиаметрию частиц наполнителя и наличие граничного слоя.

Развитие современной техники характеризуется, прежде всего, повышением требований к качеству и эксплуатационным характеристикам изделий и конструкций при снижении себестоимости их производства. Соотношение металлов и неметаллов в мировом потреблении на сегодняшний день оценивается приблизительно 45: 55, причем в объеме потребления неметаллов доля пластических масс растет наиболее эффективно (2-3 % ежегодно). Преимущество применения полимерных материалов по сравнению с другими материалами объясняется их невысокой плотностью (плотность алюминия составляет $2,7 \cdot 10^3$ кг/м³, а плотность полимеров равна $0,9-1,2 \cdot 10^3$ кг/м³), возможностью регулирования свойств путем введения различных модифицирующих добавок (наполнителей, пластификаторов, стабилизаторов и др.), высокими диэлектрическими свойствами, усталостной и химической стойкостью, антифрикционными свойствами и дешевизной исходного сырья. Полимерные материалы имеют высокую технологичность, поскольку при переработке в готовые изделия отличаются малой операционностью и низкой энергоемкостью.

При некоторых условиях появляется возможность применения порошковых полимерных материалов для получения изделий с малыми удельным весом, энергозатратами и регулируемой теплопроводностью.

В работе рассмотрены два способа получения пористой структуры.

Первый способ заключается в изготовлении изделий из порошковых полимерных материалов холодном прессовании заготовок в закрытой форме, последующем их спекании и охлаждении. Причем спекание заготовок проводят при температуре ниже температуры плавления полимера. Предлагаемый способ позволяет изготавливать изделия из порошковых полимеров даже в тех случаях, когда температура плавления полимера близка к температуре деформации. [3].

В качестве полимерного порошка использовали пентапласт. Пентапласт $[-\text{CH}_2\text{C}(\text{CH}_2\text{C}_1)_2\text{CH}_2\text{O}-]_n$ - бесцветный термопласт, со степенью кристалличности 20-30 %, плотностью $1,4$ г/см³, температурой плавления 180 С, твердостью по Бринеллю $80-110$ МПа [4].

Прессование заключается в деформировании некоторого объема порошкового тела обжатием, при котором происходит уменьшение первоначального объема и формирование заготовки (прессовки) заданной формы, размеров и свойств. При приложении давления $0,5-1,0$ МПа к порошку его частицы пытаются занять наиболее устойчивое положение, что сопровождается их контактным смятием и сдвигом. Объем порошкового тела при прессовании уменьшается (относительная плотность порошкового тела увеличивается) в результате смещения отдельных частиц в пустоты между ними и за счет деформации частиц. Если после прессования заготовка обладает достаточной прочностью, то ее вынимают из пресс-формы и спекают. В противном случае процесс спекания заготовки проводится в закрытой пресс-форме. Пресс-форму с изделием помещают в печь для дальнейшего нагрева до температуры ниже температуры плавления полимера с выдержкой при температуре спекания до полного прогрева по всему объему. После спекания пресс-форму охлаждают до температуры стеклования полимера, раскрывают и изделие вынимают.

Для исследования влияния температуры спекания ($t_{сп}$) на материалоемкость и механические свойства изделий из пентапласта, полученных по данной технологии, были изготовлены образцы, температура спекания которых составляла $0,8 \cdot t_{пл}$, $0,66 \cdot t_{пл}$, $0,4 \cdot t_{пл}$, где $t_{пл}$ - температура плавления полимера.

Материалоемкость изделий была охарактеризована двумя независимыми способами: определение пористости поверхности образцов, и определение плотности образцов.

Для определения пористости структура образцов была исследована с помощью оптического микроскопа Axiovert.200. Количественный анализ изображений был проведен с использованием программного обеспечения Image Processing System (IPS) [5]. Данная программа позволяет определить пористость, количество пор на единицу площади, их средний эквивалентный радиус R_{cp} . Фотомикрограф образца с $t_{cn} = 0,4 \cdot t_{nl}$ (рис. 2в) при обработке программой IPS представлен на рис. 1. Результаты количественного анализа структуры поверхности образцов представлены в таблице 1. Из таблицы видно, что с увеличением температуры спекания пористость снижается, уменьшается количество пор на единицу площади, при этом средний эквивалентный радиус остается постоянным в пределах стандартного отклонения.



Рис. 1. Фотомикрограф образца при обработке программой IPS

Таблица 1

Количественный анализ структуры поверхности образцов

Температура спекания, t_{cn} [С]	Количество пор на единицу площади [шт/мм ²]	Средний эквивалентный радиус, R_{cp} [мкм]	Пористость, ε [%]
72 ($0,4 \cdot t_{nl}$)	$143,8 \cdot 10^3$	0,41	14,15
119 ($0,66 \cdot t_{nl}$)	$33,4 \cdot 10^3$	0,44	2,98
144 ($0,8 \cdot t_{nl}$)	$7,8 \cdot 10^3$	0,47	0,70

Для образца с $t_{cn} = 0,66 \cdot t_{nl}$ определили плотность dilatометрическим методом. Измерения плотности образца при комнатной температуре проведены методом гидростатического взвешивания на аналитических весах АДВ-2М. В качестве иммерсионной жидкости использован изооктан эталонный ГОСТ 12433-83. Предел допускаемой основной погрешности не превышал 0,1 %.

В результате измерений было определено, что плотность этого образца составила $0,94 \cdot \rho_0$, где ρ_0 - плотность образца, полученного при температуре $t_{cn} = t_{nl}$.

Обе методики оценки материалоемкости показывают, что предлагаемый способ изготовления при $t_{cn} = 0,66 \cdot t_{nl}$ позволяет уменьшить материалоемкость изделий из порошковых полимерных материалов на 3-6 %.

Микротвердость полученных образцов определена на микротвердомере ИХ 1000-ТМ.

Снижение температуры спекания приводит к увеличению пористости материала, что приводит к снижению твердости изделий. Использование $t_{cn} = 0,66 \cdot t_{nl}$ для изготовления изделий из пентапласта позволяет снизить материалоемкость, минимально ухудшая механические свойства изделия.

Одной из важных эксплуатационных характеристик полимерных композиционных материалов является теплопроводность. Известно, что коэффициент теплопроводности большинства полимеров составляет $0,12 \div 0,20$ Вт/(мК).

Вторым способом получения пористой структуры является применение наполнителей.

Проблема низкой теплопроводности за счет изменения пористости практически снимается, если использовать полимеры с наполнителями квазисферической и эллипсоидной формы. Причем теплопроводность может уменьшаться (наполнитель-воздух или увеличиваться наполнитель - металлы). Экспериментальное определение этой характеристики для ПКМ является трудоемкой, долговременной и, значит, недешевой операцией. Поэтому на практике отдают предпочтение аналитическим методам определения теплопроводности ПКМ.

Процессы теплопереноса в ПКМ зависят от химического состава, физического состояния, физико-химических особенностей взаимодействия компонентов, их концентрации и распределения в полимерном связующем и т.д. [6]. Для определения эффективных свойств ПКМ необходимо иметь распределения физических полей во всех компонентах гетерогенной системы и перейти на их основе к модели квазиоднородной среды, позволяющей рассчитать искомые свойства.

Существенное влияние на эффективную теплопроводность ПКМ пористости системы, степени анизодиметрии частиц наполнителя и специфических свойств граничного слоя между частицей наполнителя и полимерным связующим, показано в эксперименте.

Существуют модели [7], учитывающие модифицирующее влияние перечисленных факторов в отдельности или попарно.

Как правило, поры прилегают к поверхности частиц наполнителя. Рассмотрим модель квазисферической частицы радиуса r_n , окруженной граничным слоем толщиной Δl , с прилегающими симметричными относительно оси OX цилиндрическими порами радиуса r_b , вписанной в параллелепипед сечением a_2 и длиной b (рис. 2), что позволяет описать эффективную теплопроводность ПКМ.

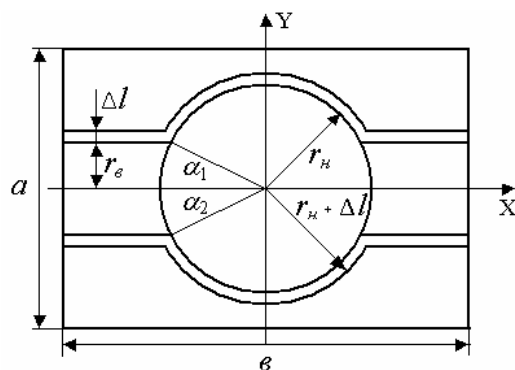


Рис. 2. Представительный элемент модели «шар в кубе»

При заданной массовой концентрации наполнителя (μ_n), известных значениях плотности наполнителя (ρ_n), полимера (ρ_p) и композиции (ρ_k), объемные концентрации наполнителя (v_n), полимера (v_p) и пор (v_b) равны:

$$v_n = \rho_k \mu_n / \rho_n; \quad v_p = (1 - \mu_n) \rho_k / \rho_n; \quad v_b = 1 - v_n - v_p \quad (1)$$

Объем элементарной ячейки (V_0) определяется из соотношения:

$$V_0 = 4\pi r_n^3 / 3v_n \quad (2)$$

Ее линейные размеры а и b задаются соотношениями:

$$a = (V_0 / k)^{1/3}; \quad k = b / a. \quad (3)$$

Объем двух цилиндрических пор с одной стороны равен:

$$V_6 = v_6 V_0, \quad (4)$$

а с другой стороны, из геометрических соображений:

$$V_6 = 4\pi [Hr_6^2 - h^2(r_n - h/3)], \quad (5)$$

$$\text{где } H = b/2 - \sqrt{(r_n^2 - r_6^2)}, \quad h = r_n - \sqrt{(r_n^2 - r_6^2)}.$$

Уравнение задает в неявном виде радиус цилиндрической поры и решается одним из методов итерации:

$$r_6 = \sqrt{\rho_n r_n^3 v_6 / 3\rho_k v_n H + h^2 r_n / H - h^3 / 3H}. \quad (6)$$

Тепловое сопротивление такой ячейки вдоль оси ОХ (рис. 5) определяется удвоенной суммой:

$$R_x = 2(R_{1x} + R_{2x} + R_{3x} + R_{4x}).$$

Теплопроводность вдоль оси ОХ равна

$$\lambda_x = b / a^2 R_x$$

Значение R_{1x} определяется интегрированием в пределах от 0 до $(r_{n2} - r_{b2}) / 2$ по трем параллельным тепловым сопротивлениям слоев наполнителя, граничного слоя и полимерного связующего соответственно:

$$dR_n = dx / [\lambda_n \pi (r_n^2 - x^2)];$$

$$dR_c = dx / [\lambda_c \pi (2r_n \Delta l + \Delta l^2)];$$

$$dR_n = dx / \{\lambda_n [a^2 - \pi((r_n + \Delta l)^2 - x^2)]\}.$$

При определении R_{2x} необходимо дополнить расчеты интегрированием по слою пустотелой поры. Интегрирование ведется в пределах от $(r_{n2} - r_{b2}) / 2$ до $[(r_n + \Delta l) / 2 - (r_b + \Delta l) / 2]$:

$$dR_n = dx / [\lambda_n \pi (r_n^2 - x^2)];$$

$$dR_c = dx / \{\lambda_c \pi [(r_n + \Delta l)^2 - x^2 - r_6^2]\};$$

$$dR_6 = dx / [\lambda_6 \pi (r_6^2 - r_n^2 + x^2)];$$

$$dR_n = dx / \{\lambda_n [a^2 - \pi((r_n + \Delta l)^2 - x^2)]\}.$$

Интеграл R_{3x} берется до границы частицы наполнителя в пределах от $[(r_n + \Delta l) / 2 - (r_b + \Delta l) / 2]$ до r_n :

$$dR_n = dx / [\lambda_n \pi (r_n^2 - x^2)];$$

$$dR_c = dx / [\lambda_c \pi (2r_6 \Delta l + \Delta l^2)];$$

$$dR_6 = dx / [\lambda_6 \pi (r_6^2 - r_n^2 + x^2)];$$

$$dR_n = dx / \{\lambda_n [a^2 - \pi (r_n + \Delta l)^2]\}.$$

Значение R_{4x} определяется интегрированием вне частицы наполнителя в пределах от r_n до $b/2$:

$$dR_c = dx / [\lambda_c \pi (2r_6 \Delta l + \Delta l^2)];$$

$$dR_n = dx / \{\lambda_n [a^2 - \pi (r_6 + \Delta l)^2]\};$$

$$dR_6 = dx / (\lambda_6 \pi r_6^2).$$

Тепловое сопротивление вдоль осей OY и OZ (рис. 5) одинаково и определяется удвоенной суммой:

$$R_y = 2(R_{1y} + R_{2y} + R_{3y} + R_{4y} + R_{5y}).$$

Введем обозначения:

$$r_1 = (r_n^2 - r_6^2)^{1/2}; \quad r_2 = [(r_n + \Delta l)^2 - (r_6 + \Delta l)^2]^{1/2}; \quad h_1 = b/2 - r_1; \quad h_2 = \frac{b}{2} - r_2;$$

$$r_{n1} = (r_n^2 - y^2)^{1/2}; \quad r_{61} = (r_6^2 - y^2)^{1/2}; \quad r_{n2} = [(r_n + \Delta l)^2 - y^2]^{1/2}; \quad r_{62} = [(r_6 + \Delta l)^2 - y^2]^{1/2};$$

$$\alpha_1 = 2 \operatorname{arc} \operatorname{tg}(r_{61} / r_1); \quad \alpha_2 = 2 \operatorname{arc} \operatorname{tg}(r_{62} / r_2);$$

$$S_{61} = 4r_{61}h_1 - \pi\alpha_1 r_{n1}^2 + 2r_{61}r_1; \quad S_{62} = 4r_{62}h_2 - \pi\alpha_2 r_{n2}^2 + 2r_{62}r_2.$$

Тепловое сопротивление R_{1y} определяется интегрированием в пределах от 0 до h_1 по телу частицы наполнителя и пустотелой поре при параллельном включении соответствующих тепловых сопротивлений:

$$dR_n = dy / (\lambda_n \pi r_{n1}^2);$$

$$dR_6 = dy / (\lambda_6 S_{61});$$

$$dR_c = dy / \{\lambda_c [S_{62} - S_{61} + \pi(r_{n2}^2 - r_{n1}^2)]\};$$

$$dR_n = dy / [\lambda_n (ab - S_{62} - \pi r_{n2}^2)].$$

Пределы интегрирования R_{2y} от h_2 до $r_b - \Delta l$ по наполнителю и граничному слою:

$$dR_n = dy / (\lambda_n \pi r_{n1}^2);$$

$$dR_c = dy / \{\lambda_c [S_{62} + \pi(r_{n2}^2 - r_{n1}^2)]\};$$

$$dR_n = dy / [\lambda_n (ab - S_{62} - \pi r_{n2}^2)].$$

Пределы интегрирования R_{3y} от $r_B - \Delta l$ до r_H :

$$dR_n = dy / (\lambda_n \pi r_{n1}^2);$$

$$dR_c = dy / [\lambda_c \pi (r_{n2}^2 - r_{n1}^2)];$$

$$dR_n = dy / [\lambda_n (ab - \pi r_{n2}^2)].$$

Пределы интегрирования R_{4y} от r_H до $r_H + \Delta l$:

$$dR_c = dy / (\lambda_c \pi r_{n2}^2);$$

$$dR_n = dy / [\lambda_n (ab - \pi r_{n2}^2)].$$

Пределы интегрирования R_{5y} от $r_H + \Delta l$ до $a/2$ по полимерному связующему за пределами граничного слоя:

$$dR_n = dy / (\lambda_n ab);$$

Элементарная ячейка обладает анизотропией теплопроводности и может быть приведена к изотропному агрегату по модели представленной на рис. 3.

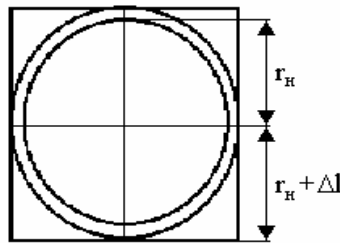


Рис. 3. Модель структуры ПКМ с квазисферической формой частиц наполнителя

Предложенная модель с наполнителями сферической формы хорошо согласуется с экспериментальными данными теплопроводности композиций на основе пентапласта с металлическими дисперсными наполнителями в области больших концентраций добавок [8].

Часто наполнители имеют эллиптическую форму. Учет влияния пор, анизодиаметрии частиц наполнителя и наличия граничного слоя на эффективную теплопроводность ПКМ для тел такой формы может быть проведен по модели, представленной на рис. 4.

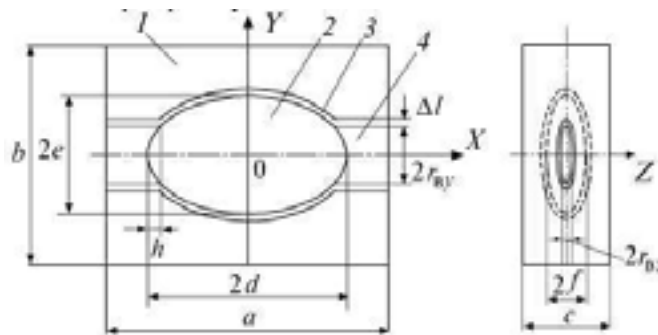


Рис. 4. Модель элементарной ячейки: 1 – полимерное связующее; 2 – частица наполнителя; 3 – граничный слой; 4 – пора

Линейные размеры элементарной ячейки a , b и c задаются соотношениями:

$$a = \left(\frac{V_0}{k_b k_c} \right)^{\frac{1}{3}}, \quad k_b = \frac{b}{a} = \frac{e}{d}, \quad k_c = \frac{c}{a} = \frac{f}{d}. \quad (7)$$

Объем элементарной ячейки (V_0) определяется из соотношения:

$$V_0 = \frac{V_n}{\nu_n} = \frac{4\pi def}{3\nu_n} = \frac{4\pi k_b k_c d^3}{3\nu_n}, \quad (8)$$

где V_n – объем частицы наполнителя.

Объем пары эллипсоидальных цилиндрических пор равен с одной стороны:

$$V_e = \nu_e V_0, \quad (9)$$

а с другой, из геометрических соображений:

$$V_e = 2 \left(\pi r_{ey} r_{ez} (a - d + h) - \frac{1}{3} \pi e f \left(2d - \frac{2d^3 - 3dh^2 + h^3}{d^2} \right) \right), \quad (10)$$

где $r_{ey} = e \sqrt{1 - \frac{(d-h)^2}{d^2}}$ и $r_{ez} = f \sqrt{1 - \frac{(d-h)^2}{d^2}}$ – полуоси эллипсоидального основания цилиндрической поры.

Умножим обе части уравнения на h и разделим на V_e .

$$h = 2 \frac{h}{V_e} \left(\pi r_{ey} r_{ez} (a - d + h) - \frac{1}{3} \pi e f h^2 \left(\frac{3d - h}{d^2} \right) \right). \quad (11)$$

Решение уравнения относительно h может быть найдено методом последовательных приближений.

Рассмотренная элементарная ячейка имеет анизотропию теплопроводности, которая в зависимости от направления принимает значения λ_x , λ_y , и λ_z . Для получения изотропного агрегата составим блок (рис. 5) со стороной $3a$, содержащий представительные элементы всех возможных ориентаций.

Тепловое сопротивление такого агрегата в любом направлении определяется:

$$R_{эфф} = \frac{3a}{9\lambda_{эфф} a^2} = \frac{\frac{a}{\lambda_x a^2} + \frac{a}{\lambda_y a^2} + \frac{a}{\lambda_z a^2}}{9},$$

откуда

$$\lambda_{эфф} = \frac{3\lambda_x \lambda_y \lambda_z}{\lambda_x \lambda_y + \lambda_y \lambda_z + \lambda_x \lambda_z}. \quad (12)$$

Для определения тепловых сопротивлений в обеих моделях приведены выражения подинтегральных функций. Сами расчеты проводятся численными методами интегрирования на ПЭВМ. При этом в программу вводятся не только значения теплопроводности анализируемых компонентов, но и значения их плотностей и плотности композиции. Это позволяет определить концентрацию пустот в связующем и провести перенормировку концентрации наполнителя на концентрацию представительных элементов.

Для сравнительного анализа возможностей различных моделей теории обобщенной проводимости выбраны известные модели [6]: статистическая и матричная Оделевского, Максвелла, Дульнева. Первые три модели рассматривают двухкомпонентные системы с вкраплениями частиц наполнителя в связующем. В кластерной модели Дульнева, кроме того,

принимается во внимание возникновение теплопроводящих мостиков из частиц наполнителя с привлечением элементов теории протекания. Эта идея может стать полезной для последующей модификации наших моделей.

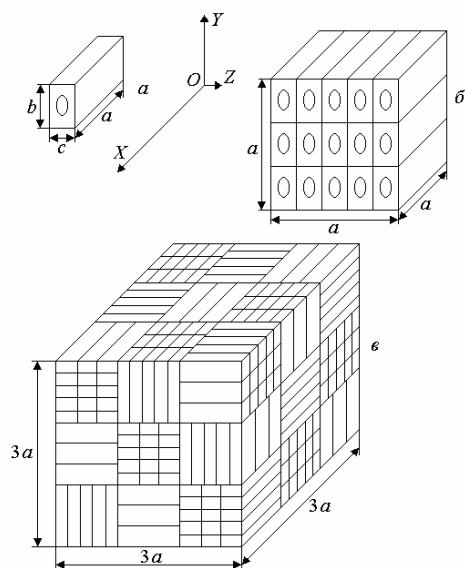


Рис. 5. Модель ПКМ с эллипсоидной формой частиц наполнителя: a – элементарная ячейка; b – кубический элемент с анизотропией теплопроводности; $в$ – усредненный изотропный элемент

Оценка возможностей применения рассмотренных моделей для прогнозирования эффективной теплопроводности ПКМ проведена на примере пентапласта, наполненного частичками анизодиаметрической формы: рубленым стекловолокном и графитом (рис. 6).

Диаметр частичек рубленого стекловолокна цилиндрической формы равнялся $e = f = 10$ мкм, среднеквадратическое значение длины $d = 200$ мкм. Определяющие размеры частичек графита П-3А: $d = f = 9$ мкм; $e = 0,15d$.

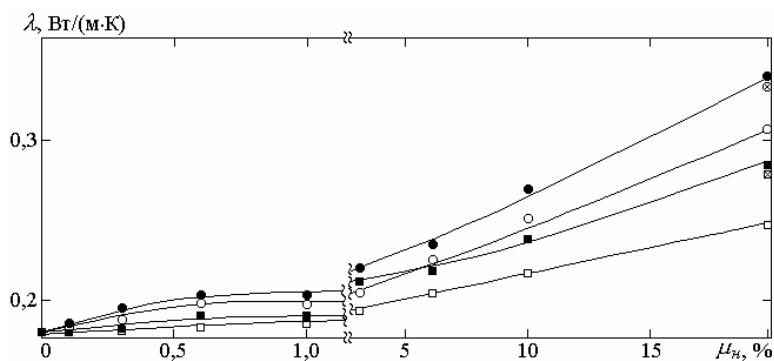


Рис. 6. Зависимости теплопроводности пентапласта от массовой концентрации стекловолокна (■ - эксперимент; □, ⊠ - модель эллипсоидной частицы) и графита П-3А (● - эксперимент; ○, ⊗ - модель эллипсоидной частицы)

Теплопроводность определена стационарным методом. Толщина граничного слоя бралась равной $0,1e$, а теплопроводность составила $0,4$ Вт/(м·К) [9]. Значения плотности наполнителей, пентапласта и композиций на его основе определены методом гидростатического взвешивания. Перерасчет полученных данных, включая массовую концентрацию наполнителя, на значения параметров модели сделан в соответствии с уравнениями (7) – (12).

Проведенные на основании указанных данных расчеты дают заниженные, по сравнению с экспериментом, значения эффективной теплопроводности композиций во всем кон-

центрационном интервале исследований. Однако повышение значений теплопроводности граничного слоя до 0,8 – 0,9 Вт/(м·К), что кажется мало вероятным, или увеличение его толщины в 5 – 10 раз практически устраняют различия модельных данных и эксперимента. Таким образом, удовлетворительно моделируется структурирующее воздействие частиц наполнителя анизодиаметрической формы на теплофизические характеристики граничного слоя. Поэтому представленная в данной работе модель может оказаться полезной при анализе подобного воздействия на процессы теплопереноса в ПКМ.

Заключение

Рассмотренные материалы позволяют сделать выводы о создании элемента композитного материала из полимерных материалов с различным значением пористости.

Для реализации данных задач предложено следующее:

- способ изготовления изделий из порошковых полимерных материалов, включающий смешивание компонентов, холодное прессование заготовок и последующее их спекание при температуре ниже температуры плавления;
- найдена оптимальная температура спекания для изготовления изделий из пентапласта, составляющая 0,66· $t_{пл}$ полимера, позволяющая снизить материалоемкость изделия на 6 %;
- предложен метод определения пористости поверхности образцов с использованием программного обеспечения Image Processing System (IPS);
- предложены модели и методика расчета эффективной теплопроводности пористых полимерных композиционных материалов (ПКМ), которые учитывают одновременное влияние пор, анизодиаметрию частиц наполнителя и наличие граничного слоя. Результаты расчета, выполненные численными методами, удовлетворительно согласуются с известными статистическими и матричными моделями Оделевского, Максвелла, Дульнева.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Справочник по пластическим массам, под ред. В.М. Катаева, 2 изд., т. 1.- М., 1975.
2. Мулин Ю.А. Защитные покрытия и футеровки на основе термопластов. -Л., 1984.
3. Пат. 2404055 РФ, МПК В 29 С 43/56 Способ изготовления изделий из порошковых полимерных материалов (варианты) / Байгалиев Б.Е., Газизянов Р.З., Темникова С.В., Черноглазова А.В., Хомякова Л.Б. – № 2009105901/05; Заявл. 19.02.2009; Опубл. 20.11.2010, Бюл. № 32.
4. Мулин Ю.А., Ярцев И.К. Пентапласт. Л., 1975.
5. Байгалиев Б.Е., Черноглазова А.В., Темникова С.В. Композиционные материалы на основе порошковых и гранулированных полимеров // Известия Самарского научного центра РАН, 2012.– № 4(2) – С. 721-724.
6. Дульнев Г.Н., Заричняк Ю.П. Теплопроводность смесей и композиционных материалов. Л.: Энергия, 1974.
7. Baranovskii V.M., Temnikova S.V., Cherenkov A.V., Zeleneva T.P., Zelenev Y.V. Predicting the thermophysical properties of polymer composites using model representations // International Polymer Science and Technology 2004. Vol. 31. № 11. P.5-12.
8. Байгалиев Б.Е., Темникова С.В., Черенков А.В. Модель эффективной теплопроводности пористых полимерных композиционных материалов с квазисферической формой частиц наполнителя // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева, 2009.– № 2.– С. 10 – 13.
9. Байгалиев Б.Е., Темникова С.В., Черенков А.В. Модель эффективной теплопроводности полимерных композиционных пористых материалов // Изв. вузов. Авиационная техника, 2008.– № 4.– С. 62 – 65.

POLYMERIC COMPOSITES MATERIALS BASED ON POWDER PENTAPLAST

A.I. Ibragimov^{}, B.E. Baygaliev^{*}, A.V. Chernoglazova^{*}, S.V. Temnikova^{**}*

(^{} Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI;*

*^{**} Luhansk National University named after Taras Shevchenko)*

A method for manufacturing polymer composite products Pentaplast powder to reduce energy consumption and the specific weight of the material by producing a porous structure. The influence of the sintering temperature of products and the influence of fillers with quasi-spherical and ellipsoidal forms on the porosity and mechanical properties. The models and methods of calculating the effective thermal conductivity of porous polymeric composite materials (PCM) that account for the simultaneous effect of long anizodiametriyu filler particles and the presence of the boundary layer.

УДК 539.4

ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ПРОЧНОСТИ ИЗДЕЛИЙ

Макаева А.А.^{}, Байгалиев Б.Е.^{**}, Блохин В.В.^{**}*

(^{} Оренбургский Государственный университет; ^{**} Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)*

В работе исследуется способ затворения формовочных смесей. В результате эксперимента было установлено, что предлагаемый способ обладает рядом преимуществ, таких как низкая энергопотребность, незначительная масса установки. Также при использовании данного способа отпадает необходимость в применении химреактивов.

В данной статье исследуется способ увеличения удобоукладываемости формовочных смесей посредством обработки воды, что может быть использовано при производстве силикатных, керамических, бетонных, железобетонных и других изделий, а также в технологиях, основанных на использовании различных минеральных вяжущих, для которых актуальна проблема удобоукладываемости и увеличения положительной динамики нарастания прочности готовых изделий.

Процесс созревания цементного камня в значительной степени интенсифицируется концентрацией в твердеющей смеси зародышей твердой фазы, выполняющих роль центров микро кристаллизации, выступающих в роли катализаторов процесса. Роль таких центров кристаллизации могут выполнять ионы металлов, выделяющиеся из электродов при электролизе. Для того, чтобы насытить воду затворения дополнительными центрами микро кристаллизации, ее обрабатывают, пропуская между электродами, на которые подают переменную или постоянную разность потенциалов, выбирая скорость движения воды и величину электротока такими, чтобы насыщенность зарядом прошедшей между электродами воды в зависимости от материала электродов и их полярности была не меньше 8 - 25 Ккл/м³. Из общефизических соображений следует, что насыщение воды ионами металла электродов будет пропорционально перенесенному заряду. Концентрацию ионов можно определить по формуле:

$$n_0 = I_t/e,$$

где n_0 – число ионов в единице объема, I – ток, текущий между электродами, t – время прохождения тока, e – заряд электрона.

Поскольку было установлено, что концентрация ионов зависит не только от плотности насыщения воды зарядом, но и от полярности электродов, и от материала, из которого электроды изготовлены, в качестве контроля эффективности электроактивации использовали метод анализа физической активации жидкостей, представленный в Патенте RU № 2096759.

Исследуемый способ был апробирован в лаборатории строительных материалов кафедры ТеСМИ ОГУ совместно с сотрудниками Межотраслевого научно-технического предприятия физических методов воздействия на газообразные, жидкие и вязкие среды (МНТП "Градиент"), ОАО "Максмир" и кафедры физики ОГУ. Всего обследовано более 200 экспериментальных образцов (кубов 15x15x15 см.). Прочность определяли методом разрушения на прессе П-125, плотность - методом взвешивания на аналитических весах, жесткость по методу Краснова, подвижность с помощью конуса Абрамса. Исследования проводили на бетонных смесях различной жесткости. Готовили сухую смесь, придерживаясь следующего соотношения компонентов (учитывая наши потребности для изготовления экспериментальных кубов):

Ц: П: Щ:= 1: 1,8: 4,1

Затворяли смесь не активированной водой, измеряли ее жесткость и подвижность. Затем эту же смесь сухих компонентов затворяли электроактивированной водой, добавляя ее до тех пор, пока удобоукладываемость бетонной смеси, приготовленной на активированной и простой воде не становились одинаковыми. Было установлено, что подвижность смесей, затворенных электроактивированной водой, увеличивалась до 20 %, иногда и выше. Заполняли опалубку экспериментальных кубов бетонной смесью и, после обработки на виброплощадке, оставляли для созревания в естественных условиях. На каждый режим готовили 4-6 экспериментальных кубов. Через 7 дней часть кубиков освобождали от опалубки и проводили измерения. Достоверно установлен значительный рост динамики нарастания прочности. Так некоторые кубы имели такую же прочность, как затворенные обычной водой после 28 суток хранения. На 28 сутки исследовали остальные образцы. Результаты исследования сведены в таблицу 1.

Таблица 1

Насыщение жидкости электрическим зарядом, Кл/л	В/Ц	Жесткость, с	Плотность, кг/м ³	Прочность, МПа	Прирост прочности %
0	0.42	7	2400	31.0	-
15	0.40	7	2420	39.7	28
18.7	0.39	7	2450	40.3	30
22.5	0.41	7	2420	37.2	20
26.5	0.41	7	2430	37.2	20

Видно, что при одной и той же жесткости бетонной смеси и одинаковом расходе цемента повышение прочности бетона, затворенного активированной водой, возрастает в среднем на 24.5 %. Это позволяет при производстве изделий из бетона и железобетона экономить до 8 – 15 % цемента. Нами проведен эксперимент, в котором в изделие, изготовленное из бетонной смеси, затворенной активированной водой, цемента было взято на 12 % меньше. Результаты приведены в таблице 2.

Таблица 2

Вода затворения	В/Ц	В,мл	Ц,г	Плотность кг/м ³	Прочность МПа	Экономия цемента, %
Неактивированная	0.42	418	995	2400	31.0	–
Активированная	0.42	368	876	2430	32.5	12

Видно, что уменьшение количества цемента на 12 % к уменьшению прочности изделия не приводит.

Из выше изложенного видно, что исследуемый способ затворения формовочных смесей обладает следующими преимуществами:

– Значительно снижается энергопотребность. Так если в прототипе для достижения нужной эффективности электроактивации воды затворения необходимо насыщать воду зарядом до уровня 200-700 Кл/л, то для представленного способа достаточно всего 15-30 Кл/л, что в 13-33 раза меньше.

– Для обработки 2 м³ в час по способу – прототипу необходима мощность 35-40 кВт. По нашему способу – 0.8 -1 кВт, что в 35-40 раз меньше;

– Отпадает необходимость в использовании химреактивов;

– Масса установки для реализации способа-прототипа (УЭВ-7, включая оборудование) 700 кг. Масса установки такой же производительности по нашему способу, включая блок питания – 40-50 кг, т.е. металлоемкость для аппаратов, готовящих воду затворения по нашему способу в 12-17 раз меньше;

– Для установки оборудования по способу-прототипу (например УЭВ-7) требуется дополнительная площадь не менее 20 м². Для установки электроактивации воды затворения по нашему способу потребность в дополнительных площадях практически отпадает.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Патенте RU № 2096336 C1
2. Патенте RU № 2096336 C1

ELECTRICAL METHODS OF INCREASING THE STRENGTH OF PRODUCTS

A.A. Makaeva^{}, B.E. Baygaliev^{**}, V.V. Blokhin^{**}*

(Orenburg State University;*

*** Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)*

In this paper the method of mixing molding sand. In the experiment, it was found that the proposed method has a number of advantages, such as low energy demand, insignificant weight of the system. Also when using this method eliminates the need to use chemical reagents.

УДК 539.196.31

МЕЖМОЛЕКУЛЯРНЫЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ В ПРОЦЕССАХ ГИДРАТО- И СТРУКТУРООБРАЗОВАНИЯ

Макаева А.А.^{}, Байгалиев Б.Е.^{**}, Блохин В.В.^{**}*

(Оренбургский государственный университет; ** Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)*

В работе устанавливается связь между степенью завершенности структурообразования и активностью оводнения, что свидетельствует, о физической природе структурообразования. Полученные соотношения отражают изменения в энергии взаимодействия между частицами и жидкой фазой. Установленная тесная связь активности оводнения с основной характеристикой структурообразования является аналитическим подтверждением современных представлений о процессах межзерновой конденсации.

В закрытой вяжущей системе в любой момент времени часть воды химически связана в образующихся вследствие гидратации новообразованиях, часть удерживается поверхностными силами на поверхности твердой фазы и вблизи нее (физически связанная), а часть находится в равновесном водяном паре [110]. Перераспределение молекул воды из одного состояния в другое связано с изменением энергетического уровня влаги в вяжущей системе [374]. 374. Цимерманис Л.-Х.Б. Термодинамика влажностного состояния и твердения строительных материалов. - Рига: Зинатне, 1985. - 247 с.

При твердении вяжущего в термодинамически закрытой системе количество влаги в ней (независимо от формы связи с материалом) остается постоянным [374], т.е.:

$$m = m_{\tau} + m_p + m_{\xi} = \text{const} \quad (2.1)$$

где m - общее число молей воды в вяжущей системе; m_{ξ} - число молей химически связанной воды молей равновесного водяного пара, обладающей энергией распределения E ; m_{τ} - число молей физически связанной воды обладающих энергией распределения E ; m_{τ_0} - то же при $\Delta E = 0$; m_p - число равновесного водяного пара обладающих энергией распределения E_n ; m_{p_0} - то же при $\Delta E_n = 0$.

Для твердения строительных материалов применяют искусственный полив поверхности материала (бетона) водой с целью, чтобы влага проникала внутрь материала и в результате химпроцессов упрочняла его. В этом случае система будет открытая. Тогда необходимо добавить приход массы m_{ij} и ее уход m_{ji} . Уравнение сохранения массы будет иметь вид

$$m_{am} = m + m_{ij} + m_{ji} = \text{const} \quad (2.1.1)$$

$$m_{am} = m_{\tau} + m_p + m_{\xi} + m_{ij} + m_{ji} = \text{const} \quad (2.1.1)$$

Для физически связанной воды распределение ее молекул по уровням энергии распределения в поле межмолекулярных сил описывается уравнением [374]:

$$m_{\tau} = m_{\tau_0} \cdot \exp(-\Delta E/RT) \quad (2.2)$$

где m_{τ} - число молей физически связанной воды, обладающих энергией распределения E ; m_{τ_0} - то же при $\Delta E = 0$.

Молярное распределение воды, находящейся в равновесном водяном паре, описывается аналогичным уравнением [374]:

$$m_p = m_{p_0} \cdot \exp(-\Delta E_n/RT) \quad (2.3)$$

где m_p - число молей воды в равновесном водяном паре, обладающих энергией распределения E_n ; m_{p_0} - то же при $\Delta E_n = 0$.

Переход молекул воды из равновесного водяного пара в поле межмолекулярных сил сопровождается изменением их энергии распределения, причем, согласно [374], $\Delta E = 0$ при $\Delta E_n = 0$ и тогда:

$$\Delta E = a \Delta E_n \quad (2.4)$$

где a - активность оводнения поля межмолекулярных сил, которая показывает во сколько раз увеличивается энергия распределения молекул воды при переходе их из равновесного водяного пара в поле межмолекулярных сил оводнения.

Рассмотрим единицу объема вяжущей системы (изменением объема в течение процесса твердения можно пренебречь). В момент времени τ_1 от начала затворения в ней содержится $m_{1\xi}$ молей химически связанной воды, в момент времени τ_2 - $m_{2\xi}$ молей и в момент времени τ_n - $m_{n\xi}$ молей химически связанной воды. Кроме того в этот же момент времени τ_1 в единице объема вяжущей системы находится m_{ij} молей химически свободной воды, введенной в систему предлагаемым способом, в виде композитных гранул, представляющих замороженные капли химически свободной воды покрытые тонким слоем цемента. В момент времени τ_n - m_{ij} молей химически свободной воды выведенной из системы.

Гидратные новообразования, возникающие в ходе химического взаимодействия вяжущего и воды, представляют собой кристаллогидраты, в которых химическая связь между водой и основным веществом является ковалентной и осуществляется по донорно-акцепторному механизму [186]. Кристаллогидраты относятся к комплексным соединениям, в которых функции лиганда выполняют молекулы воды [273], поэтому силовое поле, удерживающее их в решетке соединений будем рассматривать как поле химических сил [71].

Полная потенциальная энергия молекул химически связанной воды в поле химических сил ϵ_ξ измеряется работой, которую необходимо совершить для отрыва и перенесения находящихся там молекул воды в бесконечность. Совершив (теоретически) некоторую изотермическую работу W_ξ против сил химической связи и равномерно распределим молекулы химически связанной воды по всему объему поля химических сил, т.е. превратим его в идеальную модель. В такой идеальной модели полная потенциальная энергия E_ξ всех молекул химически связанной воды будет отличаться от их полной потенциальной энергии в поле химических сил на величину, измеряемую работой W_ξ , т.е.

$$E_\xi = \epsilon_\xi + W_\xi \quad (2.5)$$

При этом полная потенциальная энергия молекул химически связанной воды в поле химических сил ϵ_ξ характеризует энергию связи этой воды с твердым веществом, а изотермическая теоретическая работа W_ξ - количество химических связей в единице объема вяжущей системы.

Энергию E_ξ назовем энергией распределения молекул химически связанной в поле химических сил. Таким образом, энергия распределения E_ξ - это сумма потенциальной энергии молекул химически связанной воды в поле химических сил и ее изменения, измеряемого работой, которую необходимо совершить (теоретически) для равномерного распределения этих молекул в данном поле против сил химической связи в вяжущей системе.

Возьмем ряд дискретных (отличающихся на малую величину) уровней химически связанной воды одной и той же вяжущей системы, которые имеют место при непрерывном процессе гидратообразования: $m_{1\xi}$, $m_{2\xi}$, $m_{3\xi}$, ..., $m_{n\xi}$. Каждому из этих значений числа молей химически связанной воды соответствует своя модель распределения молекул, т.е. соответствует ряд дискретных значений энергии распределения: $E_{1\xi}$, $E_{2\xi}$, $E_{3\xi}$, ..., $E_{n\xi}$. Следовательно, процесс перехода от одного уровня количества химически связанной воды к другому (с соответствующей энергией E_ξ) в одной и той же вяжущей системе с неизменным объемом можно считать подобным переходу от одной плотности молекул химически связанной воды в единице объема вяжущей системы к другой (при соответствующем изменении W_ξ) в однородном силовом поле невзаимодействующих молекул. К такому полю, согласно [192], применимо уравнение Больцмана без каких-либо ограничений.

Исходя из вышеизложенного, молярное распределение химически связанной воды в поле химических сил можно описать уравнением:

$$m_{\xi} = m_{\xi_0} * \exp\left(-\frac{\Delta E_{\xi}}{RT}\right) \quad (2.6)$$

где m_{ξ} - число молей химически связанной воды, обладающей энергией распределения E_{ξ} ; m_{ξ_0} - то же при $\Delta E_{\xi} = 0$.

Так как в рассматриваемой термодинамически закрытой системе молекулы воды в поле химических сил находятся в равновесии с водяным паром, то $\Delta E_{\xi} = 0$ при $\Delta E_n = 0$. Переход молекулы воды в химически связанное состояние закономерно сопровождается изменением их энергии распределения, мерой которого служит активность оводнения поля химических сил, т.е.

$$\Delta E_{\xi} = a_{\xi} \cdot \Delta E_n \quad (2.7)$$

По своему физическому смыслу a_{ξ} является энергетической характеристикой процесса гидратообразования.

Структурообразование в вяжущих системах - это процесс формирования и развития межчастичных контактов (с изменением их природы), число которых зависит от свойств твердой и жидкой фаз. Изменения последних вызваны химической реакцией связывания воды вяжущим веществом. Химическая реакция являющаяся внутренним стоком влаги (в случае закрытой системы - это единственный сток), приводит к количественным и качественным изменениям жидкой фазы. Сама же жидкая фаза (вода) имеет определяющее значение в механизме образования межчастичных контактов, т.е. в процессе структурообразования [125, 132]. Процесс структурообразования связан с участием в нем поверхностных сил, имеющих различную природу и действующих на достаточно больших расстояниях [110].

По классификации [108], дальнодействием обладают поверхностные силы 1-го рода (молекулярные и электростатические), проявляющиеся вблизи поверхности раздела фаз. Эти силы определяют строение слоев воды, находящихся вблизи поверхности твердой фазы. В настоящее время установлено, что эти адсорбционные слои воды имеют диффузное строение, аналогичное строению двойного электрического слоя [110].

Как показано в [381], в любой момент времени m_{τ} молей физически связанной воды соответствует та молей абсорбционно связанной воды, причем это количество влаги совпадает с влагосодержанием типичного капиллярно-пористого тела (рис. 2.1), являющегося конечным состоянием твердеющей системы.

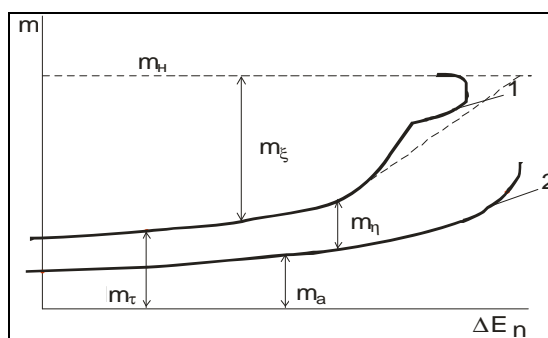


Рис. 1. Диаграмма влажностного состояния твердеющей вяжущей системы:

1 - кривая текущего процесса; 2 - кривая соответствующего типичного капиллярно-пористого тела

Эта влага находится в граничных слоях и обладает свойствами, отличными от свойств объемной влаги [108, 119, 215, 220]. Избыток влаги в твердеющей системе по сравнению с конечным типичным капиллярно-пористым телом назван в [381] структурно связанной во-

дой m_η и, согласно [110], может быть отнесен к диффузной влаге адсорбционного слоя. Количество этой влаги, согласно рис. 2.1, определяется из соотношения [381]:

$$m_\tau = m_\eta + m_a \quad (2.8)$$

где m_τ - число молей физически связанной воды; m_η - число молей структурно связанной воды; m_a - число молей адсорбционно связанной воды.

Ее энергетическое состояние можно охарактеризовать силовым полем поверхностных сил 1-го рода, которое назовем полем структурных сил. Это позволяет применить для структурно связанной воды понятие об энергии распределения E_η , которая является суммой потенциальной энергии молекул структурно связанной воды в поле структурных сил ϵ_η и ее изменения, измеряемого работой W_η , которую необходимо совершить (теоретически) по распределению этих молекул в объеме данного поля, т.е.:

$$E_\eta = \epsilon_\eta + W_\eta \quad (2.9)$$

Тогда молярное распределение структурно связанной воды в поле структурных сил можно описать уравнением:

$$m_\eta = m_{\eta_0} * \exp\left(-\frac{\Delta E_\eta}{RT}\right) \quad (2.10)$$

где m_η - число молей структурно связанной воды, обладающей энергией распределения E_η ; m_{η_0} - то же при $\Delta E_\eta = 0$.

Энергетическое состояние адсорбционно связанной влаги m_a характеризуется полем сорбционных сил, которые представляют собой по классификации [108] поверхностные силы 2-го рода.

Молярное распределение этой воды описывается уравнением [374]:

$$m_a = m_{a_0} * \exp\left(-\frac{\Delta E_a}{RT}\right) \quad (2.11)$$

где m_a - число молей в поле сорбционных сил, обладающих энергией распределения E_a ; m_{a_0} - то же при $\Delta E_a = 0$.

В рассматриваемой термодинамически закрытой системе все виды влаги находятся в равновесии с водяным паром, поэтому $\Delta E_\eta = 0$ и $\Delta E_a = 0$ при $\Delta E_n = 0$ ($\psi = 1$).

Переход молекул воды как в поле структурных сил, так и в поле сорбционных сил, сопровождается изменением их энергии распределения, мерой которого является активность оводнения соответствующего поля, т.е.:

$$\Delta E_\eta = a_\eta \cdot \Delta E_n \quad (2.12)$$

$$\Delta E_a = a_a \cdot \Delta E_n \quad (2.13)$$

Структурная активность оводнения a_η характеризует энергетическое состояние структурно связанной воды при данных параметрах состояния, а ее изменение, следовательно, характеризует энергетические изменения в процессе структурообразования.

Полное изменение энергии распределения молекул воды в термодинамически закрытой системе твердеющего вяжущего:

$$\sum \Delta E = m_\eta(\Delta E_\eta + A) + m_a(\Delta E_a + B) + m_\xi(\Delta E_\xi + C) + m_p \Delta E_n \quad (2.14)$$

где А, В и С - энергетические скачки, соответствующие переходу моля влаги и системы отсчета для равновесного водяного пара в систему отсчета соответствующего силового поля.

Подставляем в (2.14) соотношения (2.7), (2.12) и (2.13), получаем:

$$\sum \Delta E = m_{\eta}(a_{\eta}\Delta E_n + A) + m_a(a_a\Delta E_n + B) + m_{\xi}(a_{\xi}\Delta E_n + C) + m_p\Delta E_n \quad (2.15)$$

Продифференцировав (2.15) по времени τ , получим:

$$\frac{d\sum \Delta E}{d\tau} = \frac{d}{d\tau} [m_{\eta}(\Delta E_{\eta} + A) + m_a(\Delta E_a + B) + m_{\xi}(\Delta E_{\xi} + C) + m_p\Delta E_n] \quad (2.16)$$

Так как рассматриваемая система является закрытой, то при $T = \text{const.}$, $\Sigma \Delta E = \text{const.}$, следовательно [374]:

$$\frac{d}{d\tau} [m_{\eta}(\Delta E_{\eta} + A) + m_a(\Delta E_a + B) + m_{\xi}(\Delta E_{\xi} + C) + m_p\Delta E_n] = 0 \quad (2.17)$$

откуда видно, что за развитием процесса твердения можно судить по изменению активностей оводнения соответствующих полей.

Процесс структурообразования характеризуется термодинамической координатой - степенью завершенности структурообразования η . Эта величина связана с влажностной характеристикой системы - количеством структурно связанной воды [381]:

$$\eta = 1 - \frac{m_{\eta}}{m_{\eta}^o} \quad (2.18)$$

где m_{η}^o - число молей структурно связанной воды, соответствующее максимальному насыщению материала влагой ($\psi = 1,12$).

Подставляя в (2.18) (2.10) с учетом (2.12), получаем:

$$\eta = 1 - m_{\eta}^* \exp\left(-\frac{a_{\eta}\Delta E_n}{RT}\right) \quad (2.19)$$

где $m_{\eta}^* = m_{\eta}^o / m_{\eta}$.

Соотношение (2.19) устанавливает связь между термодинамической и энергетической характеристиками процесса структурообразования. Из (2.19) следует, что усиление взаимодействия в процессе структурообразования, сопровождающееся уменьшением a_{η} [71], способствует развитию этого процесса, что отражается в росте η . Это связано с тем, что поверхностные силы 1-го рода действуют по эстафетному механизму, распространяя свое влияние на большие расстояния [110].

В работе [374] установлена связь между степенью завершенности структурообразования и активностью оводнения. Это свидетельствует, по мнению [374], о физической природе структурообразования. Полученное соотношение (2.19) развивает эти представления, так как в нем использована структурная активность оводнения a_{η} , отражающая изменения в энергии взаимодействия между частицами и жидкой фазой, которые определяют развитие процесса структурообразования.

Установленная тесная связь активности оводнения (основной характеристики межмолекулярного взаимодействия молекул воды между собой и твердой фазой) с основной харак-

теристикой структурообразования (степенью завершенности структурообразования) является аналитическим подтверждением современных представлений о процессах межзерновой конденсации, развитых в работах М.М. Сычева [323, 324, 328, 331, 334].

INTERMOLECULAR INTERACTIONS IN THE PROCESSES OF HYDRATE AND STRUCTURE FORMATION

A.A. Makaeva^{}, B.E. Baygaliev^{**}, V.V. Blokhin^{**}*

(Orenburg State University;*

*** Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)*

In the paper a connection between the degree of completeness of structure and activity of hydration, indicating the physical nature of structure formation. The resulting ratios reflect changes in the interaction energy between the particles and the liquid fazoy. Ustanovlennaya a close relationship with the activity of the hydration structure formation is the main characteristic of modern analytical evidence of the processes intergranular condensation.

УДК 621.55

ВЛИЯНИЕ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА НА РАДИАЛЬНУЮ ГАЗОВУЮ СИЛУ, ДЕЙСТВУЮЩУЮ НА РОТОР С МАГНИТНЫМИ ПОДШИПНИКАМИ

Футин В.А.

(ЗАО "НИИ турбокомпрессор им. В.Б.Шенна", Казань)

На основе расчетных и экспериментальных данных определены радиальные газовые силы в зависимости от режимов работы реального центробежного компрессора. Выполнено сравнение полученных радиальных сил с соответствующими нагрузочными параметрами магнитных подшипников.

В центробежных компрессорах (ЦК) высокого давления для расширения рабочей зоны характеристики и сокращения радиальных габаритов корпусов сжатия используют концевые ступени, включающие в себя рабочее колесо (РК), безлопаточный диффузор (БЛД) и выходное устройство в форме внутренней улитки (ВУ) или кольцевой камеры (КК). Течение газа в этих камерах оказывает заметное обратное влияние на структуру потока за РК, что связано с отсутствием геометрической симметрии этих устройств относительно оси РК. В результате имеет место неравномерность поля скоростей и давлений по окружности на выходе из РК, наиболее выраженная на нерасчетных режимах работы ступени. Указанная неравномерность является источником радиальной силы, действующей на РК концевой ступени. В ЦК высокого давления при значительной плотности газа радиальные силы могут быть существенными. Они должны быть учтены при рассмотрении динамических характеристик ротора и проектировании опорных подшипников.

В общепромышленных компрессорах применяются преимущественно выходные устройства в виде внутренней улитки (ВУ) или кольцевой камеры (КК).

Геометрические параметры ВУ [1] [2] рассчитываются из условия соблюдения соотношения

$$r_4 C_{u4} = r_{cp} C_{ucp} = \text{const},$$

где r_{cp} – средний радиус улитки; C_{u4} и C_{ucp} – окружная составляющая абсолютной скорости на радиусах r_4 и r_{cp} .

Если форма улитки выбрана, то расчетные условия при равномерном течении в окружном направлении могут быть достигнуты для единственной величины C_{r4}/C_{u4} , что означает, что при фиксированной приведенной окружной скорости существует единственный приведенный массовый расход, которому соответствуют равномерные в окружном направлении θ параметры течения. При уменьшении расхода радиальная скорость C_{r4} меньше расчетной, а улитка, соответственно, слишком велика. В такой улитке поток газа будет тормозиться в окружном направлении θ , а давление – возрастет. При увеличении расхода ситуация обратная – расход потока газа слишком велик для такой маленькой улитки, и поэтому поток газа ускорится в окружном направлении.

Расчет КК сводится к определению площади только в сечении – при угловой координате θ равной 360° , т.е. в выходном сечении КК. В [1] отмечается, что в КК имеют место два противоположных явления – образование обратного и циркулирующего течений газового потока. Отсутствие, в отличие от течения в улитке, режима безударного обтекания языка приводит, возможно, к менее выраженной точке оптимального режима и более пологой характеристике КК. Течение газа в КК носит конфузорный характер при всех режимах работы. Обратное влияние КК на окружную неравномерность параметров наиболее сильно проявляется при повышенных расходах газового потока. С уменьшением расхода круговая неравномерность скорости и давления снижается, при этом качественная картина распределения параметров сохраняется. Таким образом, неравномерность распределения давления за РК будет проявляться на всех режимах работы центробежной ступени.

Наибольший интерес, с точки зрения расчета радиальных сил, действующих на РК, представляет КК в связи с неопределенностью граничных условий в ней.

Целью данной работы является определение радиальной газовой силы, действующей на РК, на основе расчета трехмерного течения в центробежной ступени, имеющей КК, при различных режимах работы, и сравнение расчетных и экспериментальных радиальных сил.

В качестве объекта исследований выбрана концевая центробежная ступень нагнетателя НЦ-16/1,44 с электромагнитными опорами ротора ГПА-16 "Волга". Ступень центробежного компрессора содержит РК закрытого типа с пространственной лопаткой, безлопаточный диффузор (БЛД) и КК. Схема ступени представлена на рис. 1. Заштрихованный участок на рисунке 1 соответствует элементу ступени с лопаточной решеткой.

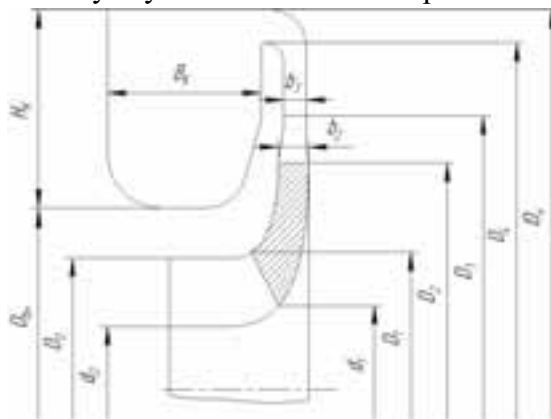


Рис. 1. Схема проточной части исследуемой ступени

На величину и направление радиальной силы влияет как амплитуда неравномерности давления газа за РК, так и форма графика распределения давления за РК. Эти параметры, очевидно, зависят от режима работы центробежной ступени, определяемого условным коэффициентом расхода Φ_0 . Таким образом, исследование течения газа в центробежной ступени проводилось при четырех режимах работы, определяемых условными коэффициентами расхода Φ_0 0,05; 0,06; 0,07; 0,08. На входе в ступень приняты постоянные на всех режимах параметры: полное давление $p^* = 6687940$ Па и полная температура $T^* = 310$ К. За РК учтены перетечки газа со стороны покрывного и основного дисков, составляющие в сумме 2% от объемной производительности ступени на режиме $\Phi_0 = 0,06$. На остальных режимах работы принят тот же объем перетечки. Частота вращения РК $n = 5035$ об/мин, что соответствует реальной величине, при которой работает нагнетатель. В качестве сжимаемого газа принят природный газ.

Для трехмерного моделирования течения газа принята геометрическая модель, состоящая из входного аппарата, РК, БЛД и КК. Входной аппарат безлопаточный с кольцевым входом. РК моделировалось с каналами для учета влияния перетечек газа. Геометрическая модель была создана в САД-системе и затем конвертирована в формат фасеточного представления STL (STereo Lithography format). Геометрическая модель показана на рис. 2.

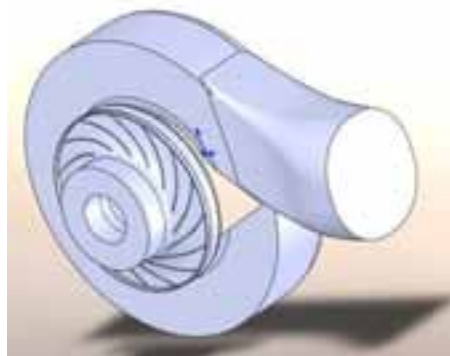


Рис. 2. Геометрическая модель центробежной ступени

Расчет трехмерного течения в центробежной ступени проведен в программном комплексе FlowVision.

Расчетная модель создана по рекомендациям работы [3] и содержит две подобласти:

- входной аппарат совместно с РК – первая подвижная подобласть;
- БЛД с КК – вторая неподвижная подобласть.

Сходимость процесса расчета в программном комплексе FlowVision определяли по графикам зависимости расхода газа на входе, давления за РК, давления на выходе из центробежной ступени, абсолютной скорости за РК и абсолютной скорости на выходе из центробежной ступени от времени расчета.

Для расчета радиальных сил, действующих на РК концевой центробежной ступени, необходимо задать следующие данные:

- геометрические данные ступени;
- характеристики ступени и РК в виде зависимостей $\psi = f(\Phi_0)$, $\eta_{\text{пол}} = f(\Phi_0)$,

$$\eta_{\text{пол}2} = f(\Phi_0);$$

- распределение внутреннего радиуса потока в улитке или КК по окружной координате θ ;
- распределение безразмерного статического давления по окружной координате θ за РК.

Геометрические данные ступени известны. Они определены при постановке задачи исследования.

Характеристики центробежной ступени и РК определены на основе интегральных параметров в контрольных сечениях расчетной модели, построенной в программном комплексе FlowVision. Осреднение необходимых параметров в контрольных сечениях выполнено по площади.

Распределение внутреннего радиуса потока в КК по окружной координате θ получено с использованием цветовой заливки в заданном сечении.

Для получения распределения безразмерного статического давления

$$(\overline{p_2} - \overline{p_0})_i = \frac{P_{2i} - P_{0\text{ср}}}{\rho_{2\text{ср}} \cdot u_2^2},$$

где p_{2i} – статическое давление за РК при θ_i , $p_{0\text{ср}}$ – среднее статическое давление на входе в РК, $\rho_{2\text{ср}}$ – средняя плотность газа на выходе из РК, u_2 – окружная скорость РК на наружном диаметре D_2 , по окружной координате θ за РК ($(\overline{p_2} - \overline{p_0}) = f(\theta)$) использовано распределение давления за РК по окружной координате θ , извлеченного из графика на дуге окружности, проходящей в заданной плоскости сечения. Графики сохранились в виде текстового файла для дальнейшего использования.

Сравнение рассчитанного распределения давления по окружной координате θ за РК с экспериментальными данными представлено на рисунке 3.

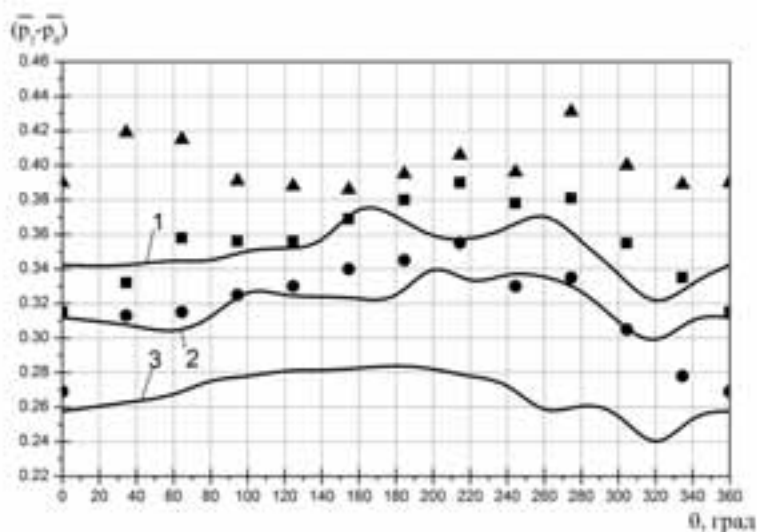


Рис. 3. Графики распределения безразмерного давления за РК: 1 – расчет по программе FlowVision $\Phi_0 = 0,05$;
 2 – расчет по программе FlowVision $\Phi_0 = 0,07$;
 3 – расчет по программе FlowVision $\Phi_0 = 0,08$; ●■▲ - экспериментальные данные из [4]

Экспериментальные данные для сравнения взяты из источника [4]. Эксперимент проводился на центробежной ступени концевой типа, имеющей закрытое РК с пространственной лопаткой, безлопаточный диффузор, сборную кольцевую камеру. В отличие от концевой ступени нагнетателя ГПА-16 "Волга" экспериментальная ступень имеет больше угол выхода лопатки РК, а следовательно и коэффициент напора. Это наблюдается на рис. 3 более высоким средним значением распределения безразмерного давления и величиной неравномерности, чем для ступени нагнетателя ГПА-16 "Волга".

График, обозначенный кругами, соответствует большому расходу, и может быть сравним с графиком 3, показанным сплошной линией. График, обозначенный квадратами, соответствует оптимальному расходу (при максимальном значении КПД), и может быть сравним с графиком 2 – сплошная линия. График, обозначенный треугольниками, соответствует малому расходу – близкому к помпажному, и может быть сравним с графиком 1 – сплошная линия.

Из рис. 3 видно, что для экспериментальных и расчетных графиков характерно уменьшение амплитуды изменения безразмерного давления с уменьшением расхода. Графики расчетные и экспериментальные при близких расходах имеют сходную форму. Это говорит о том, что программа FlowVision правильно отражает процессы, происходящие при течении газа в центробежных ступенях.

Расчет радиальной силы, действующей на РК центробежной ступени, проводился по программе расчета радиальных сил в центробежном компрессоре. За основу в методе определения радиальной силы использовано уравнение количества движения газа, включающее в себя значения скоростей и давлений по контрольным сечениям на входе и на выходе из РК, доступные для непосредственного измерения. Составляющие абсолютной скорости за РК определяются по рекомендациям Г.Н. Дена [5]. Результаты расчета по исходным данным, полученным в результате расчета центробежной ступени с КК в программном комплексе FlowVision, приведены на рис. 4.

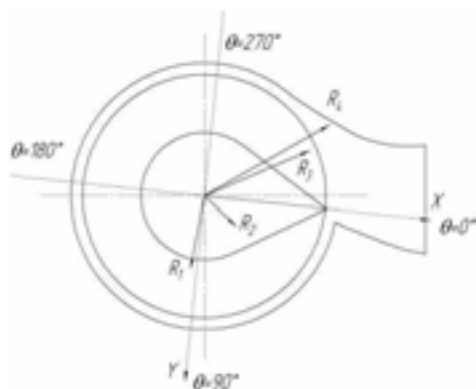


Рис. 4. Направление действия радиальной силы в центробежной ступени с КК нагнетателя НЦ-16/1,44 с электромагнитными опорами ротора ГПА-16 "Волга". R1 - R4 – радиальные силы при изменении расхода от минимального к максимальному

Из рис. 4 видно, что вектор результирующей радиальной силы R меняет направление. При расходе газа близком к помпажному ($\Phi_0 = 0,05$) радиальная сила действует по оси Y с небольшим отклонением от нее, увеличивая вес ротора. Нагрузка на подшипники при этом увеличивается. На рабочих режимах – около оптимального ($\Phi_0 = 0,06$ и $\Phi_0 = 0,07$) радиальная сила меняет направление и действует в сторону нагнетательного патрубка. С приближением расхода к максимальной величине ($\Phi_0 = 0,08$) радиальная сила уменьшает вес ротора, снижая при этом нагрузку на подшипники. Таким образом, видно, что направление вектора радиальной силы изменяется преимущественно от 270° до 90° . С точки зрения разгрузки подшипников в рассматриваемой задаче патрубок необходимо развернуть вертикально вверх.

При выполнении расчета радиальных сил было выявлено, что основное влияние на направление вектора радиальной силы оказывает распределение внутреннего радиуса КК и распределение давления газа по окружной координате θ .

При проведении пуско-наладочных работ на ГПА-16 "Волга" компрессорной станции "Приполярная" были получены данные по электромагнитным подшипникам, которые позволяют определить направление действия радиальной аэродинамической силы, действующей на ротор в концевой ступени нагнетателя. В таблице 1 приведены значения начальных (ротор не вращается) и рабочих токов в электромагнитах. Интерес представляют подшипники, расположенные со свободной стороны ротора около выходного патрубка. Схематично расположение магнитов и осей стабилизации относительно выходного патрубка, а также расчетная и экспериментальная радиальные газовые силы показаны на рис. 5.

Таблица 1

Начальные и рабочие токи электромагнитов

Название параметра	Величина				
	I	II	III	IV	Ос.
Номер оси стабилизации					
Начальные токи (ротор не вращается)					
Ток в верхних магнитах I , А	10	8	10,5	8,5	7,5
Ток в нижних магнитах I , А	0,5	1	1,5	1,5	5
Рабочие токи					
Ток в верхних магнитах I , А	10,2	8	8	5,5	1,8
Ток в нижних магнитах I , А	3,2	2,2	2,7	5,2	11,8
Примечание - рабочие токи получены при работе нагнетателя при параметрах, определяющих режим работы нагнетателя: $\pi=1,383$; $n=5101$ об/мин; $p_{вс}=4,82$ МПа; $t_{вс}=3,4^{\circ}\text{C}$; $p_{нар}=6,71$ МПа; $t_{нар}=31,5^{\circ}\text{C}$; $\Phi_{0\text{ступ}}\approx 0,07$.					

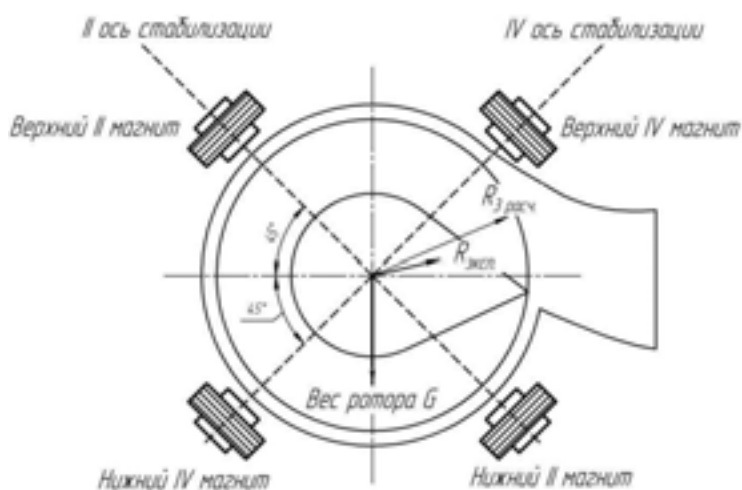


Рис. 5. Расположение магнитов и осей стабилизации относительно выходного патрубка

На свободном конце ротора установлены электромагнитные подшипники с осями стабилизации II и IV. Вследствие этого в таблице 1 рассмотрено различие начальных и рабочих токов по II и IV осям стабилизации. При анализе учтено, что работа электромагнитного подшипника основана на притягивании ротора электромагнитом. Из таблицы 1 видно, что рабочий ток в верхнем магните IV снизился, а в нижнем магните II увеличился, по отношению к начальным токам. Это говорит о том, что при работе нагнетателя появилась сила, направленная в сторону верхнего магнита IV, т.е. сила уменьшающая вес ротора.

Режим работы, при котором зафиксированы рабочие токи в электромагнитах, соответствуют режиму работы теоретического исследования при $\Phi_0 = 0,07$. Результирующая радиальная сила на этом режиме работы теоретического исследования хорошо согласуется по направлению с силой, определенной экспериментально при работе нагнетателя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Мифтахов А.А.* Аэродинамика выходных устройств турбокомпрессоров. – М.: Машиностроение, 1999. – 360 с.
2. *Кампти Н.* Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. – М.: Мир, 2000. – 688 с.
3. *Хисамеев И.Г., Футин В.А., Шубкин И.М.* Проведение верификации моделей проточной части турбомшины на программе FlowVision // Вестник КГТУ. 2011. № 22. С. 106–111.
4. *Евгеньев С.С., Залаяев Р.Р., Футин В.А.* Метод расчета радиальной газовой силы, действующей на рабочее колесо центробежного компрессора // Труды XIV Международной научно-технической конференции по компрессорной технике. Том II. Казань: Изд-во "Слово". 2007. С. 237–247.
5. *Ден Г.Н.* Механика потока в центробежных компрессорах. – Л.: Машиностроение, 1973. – 272 с.

INFLUENCE STATE OF WORKING CENTRIFUGAL COMPRESSOR ON RADIAL GAS POWER, ACTING ON ROTOR WITH MAGNETIC BEARING

V.A. Futin

(PJSC "NIIturbocompressor n.a. V.B.Snepp", Russia, Kazan)

On base accounting and experimental given are determined radial gas power depending on state of working real centrifugal compressor. The Executed comparison got radial power with corresponding to loading parameter magnetic bearing.

УДК 536.22,519.6

О ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ АЛГОРИТМАХ ВЫЧИСЛЕНИЯ КВАДРАТУР ДЛЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПЕРЕНОСА В ЗАДАЧАХ ТЕПЛОМАССОПЕРЕНОСА

Анисимова И.В., Игнатъев В.Н.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

1. *Введение.* При определении решения прикладных задач приходится иметь дело, как с дифференциальными уравнениями, так и с интегралами, значения которых можно определить только с помощью численных квадратур [1-5]. Для определения значения «неберущихся» интегралов в настоящее время используются в основном квадратуры Ньютона - Котеса и Гаусса. Наиболее полный обзор этих квадратур имеется в работе [1]. Заметим, что в методе Ньютона - Котеса при вычислении определенных интегралов отрезок интегрирования заранее разбивается на определенное число элементарных отрезков, при этом необходимая точность вычисления достигается либо алгоритмом увеличения числа разбиения интервала интегрирования, либо использованием адаптирующих алгоритмов, с помощью которых процесс мельчения осуществляется в подобластях больших градиентов подынтегральной функции. Другой подход для достижения необходимой точности заложен в методе Гаусса. Суть этого алгоритма для вычисления значений определенных интегралов состоит в том, что узлы разбиения отрезка интегрирования заранее неизвестны, а определяются из условия минимизации

ции погрешности вычисления исходного интеграла. При этом для определения «оптимальных» узлов разбиения кроме интегральных сумм необходимо решить, как отмечается в работе [1], системы алгебраических уравнений, что в отличие от квадратур Ньютона - Котеса, требует дополнительных сложных вычислений. Однако существуют интегралы, например, с быстро осциллирующими подынтегральными функциями, где квадратуры Ньютона - Котеса использовать неэффективно. Такого типа проблемы встречаются при математическом моделировании задач тепломассобмена с отрицательной тепловой вязкостью.

Сначала рассмотрим алгоритм использования параллельного вычисления интегралов на основе алгоритма Ньютона - Котеса.

2. *Параллелизм вычисления интегралов на основе алгоритма Ньютона - Котеса.* Основная проблема, возникающая при вычислении интеграла $\int_a^b \rho(x)f(x)dx$, состоит в вычислении суммы $\sum_{i=1}^N \rho(x_i) \cdot f(x_i)$ для заранее выбранных узлов разбиения отрезка $[a, b]$ подходящим образом, и определяется сложностью вычисления этой суммы. Сложность задачи вычисления определяется величиной $O(\log_{\nu_2} N)$. Отметим, что вычисление значений $\rho(x_i) \cdot f(x_i) \forall i \in \{1, N\}$ в квадратуре Ньютона - Котеса является одной из трудоемких операций. Использование параллелизма именно в этой части дает наибольшее ускорение в вычислениях. Из-за необходимости минимизировать количество вычислений подынтегральной функции в квадратуре Ньютона - Котеса особое внимание следует уделять выбору узлов разбиения. В результате возникают различные адаптивные методы, в которых интегралы вычисляются по подобластям с точностью, согласованной с общей точностью вычисления интеграла. Таким образом, вычисления в подобластях разбиения, как правило, происходят не за одинаковое время и могут быть разбросаны. Это приводит к дополнительной сложности создания алгоритма параллельных вычислений. Глубина адаптивной процедуры может оказаться гораздо больше $O(\log_{\nu_2} N)$, где N – число висящих вершин дерева. На рис.1 приведен пример дерева процедуры адаптивной квадратуры, основанной на стратегии «разделяй и властвуй»

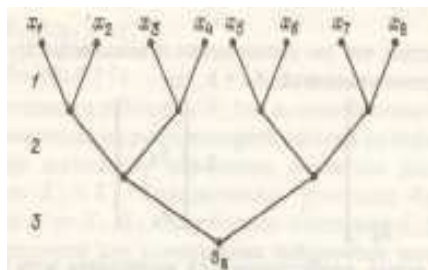


Рис. 1. Пример дерева процедуры адаптивной квадратуры

Из приведенного примера следует, что значение интегральной суммы равно сумме вкладов от висящих вершин дерева

$$I = I_{s_8} + I_{s_9} + I_{s_{10}} + I_{s_{11}} + I_{s_4} + I_{s_5} + I_{s_6} + I_{s_7} \quad (1)$$

При реализации распараллеливания адаптивных процедур на ЭВМ возникают две основные проблемы. Естественно наиболее разумно попытаться реализовать возможности одновременного вычисления значений функции во всех ребрах висящих вершин данного уровня (см. рис.1) и соответствующих интегральных сумм, а затем использовать возможность параллельной обработки.

Основная работа в этом алгоритме распараллеливания возлагается на операционную систему и алгоритмический язык описания задачи, с помощью которых организуется ветвле-

Зейделя необходимо n^3 операции. Другой недостаток алгоритма Ньютона - Рафсона связан с требованиями, предъявленными к объему памяти. Если алгоритм Гаусса-Зейделя требует памяти только для хранения «рабочей» матрицы, то для применения алгоритма Ньютона - Рафсона необходимо хранить матрицу J^{-1} . Для того чтобы уменьшить эти недостатки можно модифицировать метод Ньютона - Рафсона, сократив число обращений матрицы. Одним из способов уменьшения недостатков является метод (5), который можно записать в виде:

$$\bar{x}_{k,i} - \bar{x}_{k,i-1} - J^{-1}(\bar{x}_k) \cdot \bar{r}(\bar{x}_{k,i-1}) \quad \bar{x}_{k,0} = \bar{x}_k \quad i = 1, \dots, m \quad (8)$$

Из метода (8) видно, что якобиан обращается только один раз в течении каждой m итераций. Ниже приведем алгоритм реализации метода (8). Обозначим через c счетчик, который используется для подсчета числа частичных итераций и представим $J = L \cdot R$ где L – нижнетреугольная матрица, R - верхнетреугольная матрица. Реализация алгоритма (8) на ЭВМ имеет вид:

- А) Вычислить вектор невязки \bar{r}
- Б) Если $|\bar{r}_i| < \varepsilon$, то закончить процедуру, иначе – продолжить
- В) Увеличить на один счетчик внутреннего цикла c . Если $c < m + 1$, то перейти на шаг Г), иначе
 - В1) положить $c = 0$.
 - В2) сформировать $J(x)$
 - В3) вычислить $J^{-1}(x)$ или $J = L \cdot R$
- Г) Решить $\bar{r}(x) = 0$ по формуле $\Delta \bar{x} = -J^{-1} \cdot \bar{r}(x)$ или $(L \cdot R) \cdot \Delta \bar{x} = -\bar{r}(x)$
- Д) Вычислить новое значение $\bar{x} + \Delta \bar{x}$
- Е) вернуться к шагу А)

Обычно трудно оценить число итераций в методах Ньютона – Рафсона (5) и (8) поскольку в них производится обращение матрицы J (либо ее факторизация). Однако отметим, что в методе Ньютона - Рафсона производится обращение матрицы на каждом итерационном шаге, а в алгоритме (8) – одна итерация, где вычисляются значения J^{-1} для каждой m коррекции \bar{x} . Вместе с тем алгоритм (8) допускает распараллеливания и его можно использовать при реализации на параллельных кластерах. После определения координат весов и узлов квадратуры Гаусса - Кристоффеля предлагается вычисление этой квадратуры на ЭВМ с параллельными процессорами с алгоритмом распараллеливания, описанным в пункте 2, используя схему графов (см. рис.1). Некоторые результаты вычисления интегралов с помощью квадратур и Гаусса - Кристоффеля имеется в [1,5].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анисимова И.В., Игнатьев В.Н. Вычислительные технологии процессов переноса газов. Изд-во Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н.Туполева (КНИТУ-КАИ) Тираж 200. 236 стр.
2. Batcher K.E. Sorting networks and their applications. AFIPS Conf. Proc., Spring Joint Comput. Conf., 1968, 32, p. 307 – 314.
3. Baudet G.M. The design and analysis of algorithm's for asynchronous computers. – Rep. CMU-CS-78-116. – Pittsburgh: Carnegie – Mellon University, 1978.
4. Boris J. Vectorized tridiagonal solvers. Rep. NRL-4508. – Washington: Naval Research Laboratory, 1976.
5. Brown B. A high performance scalar tridiagonal equation solver for the Cray-1. Personal communication. – Ann. Arbor: University of Michigan, 1980.

6. Анисимова И.В., Гиниятуллина Р.Р., Игнатъев В.Н. Об одном методе вычисления узлов и весов квадратур Гаусса-Кристоффеля. // Математическое моделирование. Изд-во Академиздатцентр "Наука". -2013. – Т.25. -№3.- С. 3-

7. Валях Е. Последовательно-параллельные вычисления. М.: Мир, 1985. материалы доклада

УДК 621.4

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ШАРИКОВОГО ПОДШИПНИКА НА ЖЕСТКОСТЬ УПРУГИХ ОПОР РОТОРОВ ГТД

Барманов И.С.

(«Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)»)

Как известно, критические частоты вращения роторов зависят от коэффициента жесткости опор роторов ГТД. Жесткость самой опоры зависит от жесткости подшипника качения. В работе приведены результаты исследования авиационного подшипника на предмет влияния его конструктивных и эксплуатационных параметров, таких как частота вращения, осевая и радиальная нагрузки, на коэффициент радиальной жесткости. Показано, что жесткость шарикового радиально-упорного подшипника может существенно изменяться в зависимости от соотношения осевой и радиальной сил, действующих на него. Это в свою очередь оказывает влияние на коэффициент жесткости опоры в целом, которая может изменяться на 67 %. Также в работе проводится сравнение коэффициентов радиальной жесткости, вычисленные аналитическим и численным способом.

Вибрационное состояние авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) зависит от характеристик жесткости и демпфирования в опорах роторов. В настоящее время широко используются упругодемпферные опоры, характеристики которых определяются конструкцией ее структурных элементов: корпуса, упругого элемента (УЭ), подшипника качения (ПК) и гидродинамического демпфера (ГДД). Однако опора ротора двигателя может включать не все перечисленные структурные элементы. Например, опора ротора компрессора высокого давления двигателя Д-36 не имеет демпфера (рис. 1).

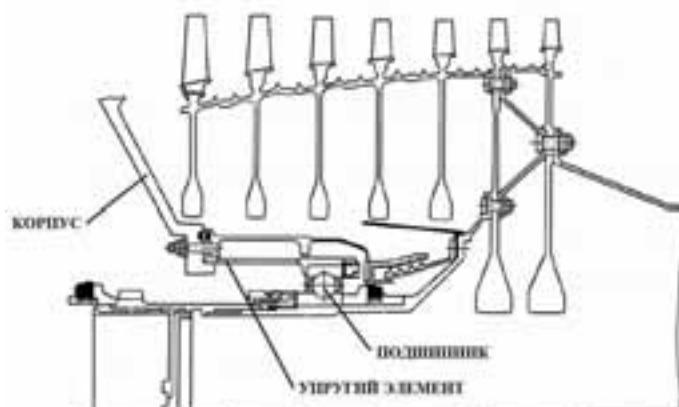


Рис. 1. Схема опоры ротора компрессора высокого давления двигателя Д-36

Согласно [1] коэффициент жесткости упругодемпферной опоры определяется выражением

$$c_{\text{удо}} = \frac{c_k c_{\text{ПК}} (c_{\text{ГДД}} + c_{\text{УЭ}})}{c_k c_{\text{ПК}} + c_k (c_{\text{ГДД}} + c_{\text{УЭ}}) + c_{\text{ПК}} (c_{\text{ГДД}} + c_{\text{УЭ}})}, \quad (1)$$

где c_k – коэффициент жесткости корпуса, $c_{\text{ПК}}$ – коэффициент жесткости ПК, $c_{\text{ГДД}}$ – коэффициент жесткости ГДД, $c_{\text{УЭ}}$ – коэффициент жесткости УЭ.



Рис. 2. Шариковый радиально-упорный подшипник с четырех точечным контактом

В опорах авиационных ГТД для восприятия осевых и радиальных нагрузок нашли применение шариковые радиально-упорные ПК (рис. 2). В справочной литературе отсутствуют формулы для определения жесткости ПК, и приводятся выражения только для относительных перемещений колец под действием нагрузки. Данные формулы основаны на определении деформаций в контакте тел качения по теории Герца. В монографии [2] получены формулы для расчета жесткости различных типов подшипников. Радиальная жесткость для шарикового радиально-упорного ПК определяется выражением

$$C_r = 3,24 \cdot 10^7 \frac{\cos^2 \alpha}{k} \sqrt[3]{\frac{d_w z^2 F_a}{\sin \alpha}}, \quad (2)$$

где α – угол контакта; d_w – диаметр шариков; z – количество шариков; k – коэффициент, учитывающий неравномерность нагружения шариков; F_a – осевая нагрузка. Анализируя данную зависимость, можно сделать вывод, что данная формула не учитывает многие конструктивные и эксплуатационные факторы: частоту вращения, радиальный зазор, радиальную нагрузку, толщину слоя смазки и т.д. В связи с этим применение формулы (2) может дать большую погрешности при определении коэффициента жесткости опоры.

Для более точного расчета можно использовать методику, изложенную в работе [3]. При расчетах учитываются перекосы произвольного направления наружного и внутреннего колец, толщина смазочного слоя, а также изменения радиальных зазоров при высоких скоростях вращения и наличия разности температур колец. Методика позволяет рассчитывать относительные смещения колец, распределение нагрузки и углы контакта, толщины смазочных слоев в контактах, контактные напряжения и долговечность подшипника с двух-, трех- и четырехточечным контактом шариков при различных условиях нагружения.

Были проведены расчеты для авиационного подшипника № 126126. Величина начального радиального зазора составляла 150 мкм, а перекосы наружного и внутреннего колец принимались равными нулю. При расчете подшипника радиальная нагрузка находилась в диапазоне $F_r = 0 \dots 1000$ Н, осевая – $F_a = 0 \dots 900$ Н, а частота вращения внутреннего кольца подшипника – $n = 0 \dots 8000$ об/мин.

В шариковом радиально-упорном подшипнике углы контакта тел качения с дорожками качения зависят от величин осевой и радиальной нагрузок. К примеру, для подшипника №

126126 углы контакта меняются от 18° до 50° . При этом соответственно будут меняться перемещения колец и коэффициент жесткости подшипника. Величина этих перемещений в основном будет зависеть от углов контакта наиболее нагруженного тела качения. В таблице 1 приведены значения углов контакта для наиболее нагруженного шарика при различной осевой нагрузке на подшипник.

Таблица 1

Углы контакта наиболее нагруженного тела качения при осевой нагрузке на подшипник № 126126

Осевая нагрузка, Н	0	50	150	250	350	500	700	900
Угол контакта, град.	18,1	18,3	18,5	18,8	19	21,6	24,4	26,2

На рис. 3 приведены графики зависимости радиальных перемещений в подшипнике от нагрузок и частоты вращения, а на рис. 5 – графики зависимости радиальной жесткости.

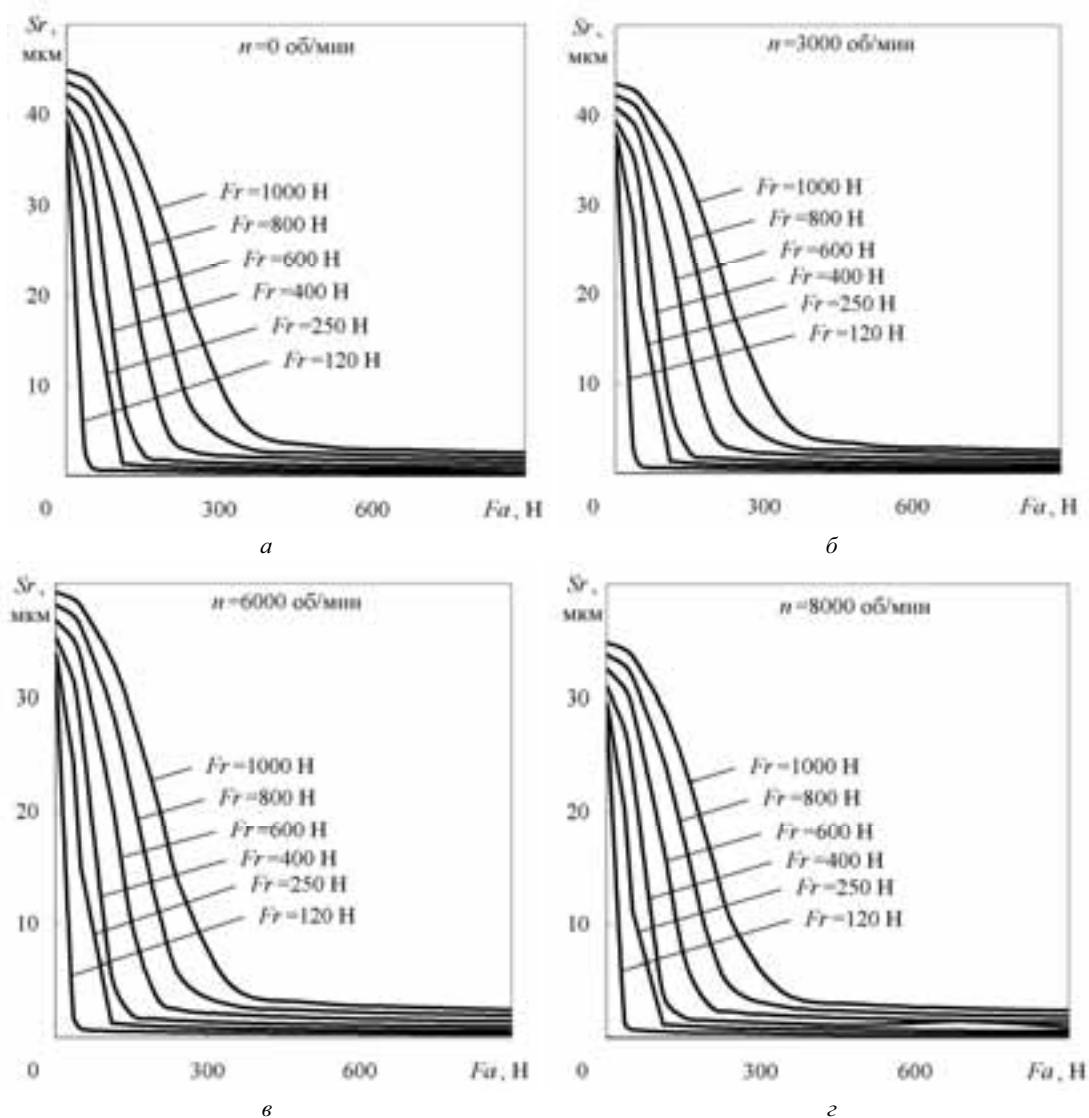


Рис. 3. Зависимость радиальных смещений в подшипнике от осевой нагрузки при различной радиальной нагрузке и частоте вращения: а - $n=0$ об/мин; б - $n=3000$ об/мин; в - $n=6000$ об/мин; г - $n=8000$ об/мин

Согласно рис. 3 можно отметить, что при постоянной радиальной нагрузке радиальные перемещения в подшипнике при увеличении осевой нагрузки падают. Причем зависимости имеют два характерных участка. Сначала значения резко снижаются, после чего увеличение

осевой нагрузки не сильно влияет на уменьшение радиальных перемещений. Переход происходит при отношении осевой силы к радиальной $F_a/F_r \approx 0,3$. Такая закономерность объясняется тем, что при приложении большей осевой нагрузки на подшипник, его кольца центрируются. Это можно пояснить с помощью рис. 4. Слева на рисунке 4 показано положение колец подшипника при малой осевой нагрузке, справа – при большой.

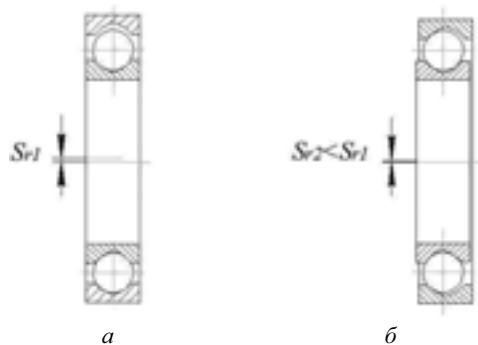


Рис. 4. Положение колец подшипника: *a* – при малой осевой нагрузке; *б* – при большой осевой нагрузке

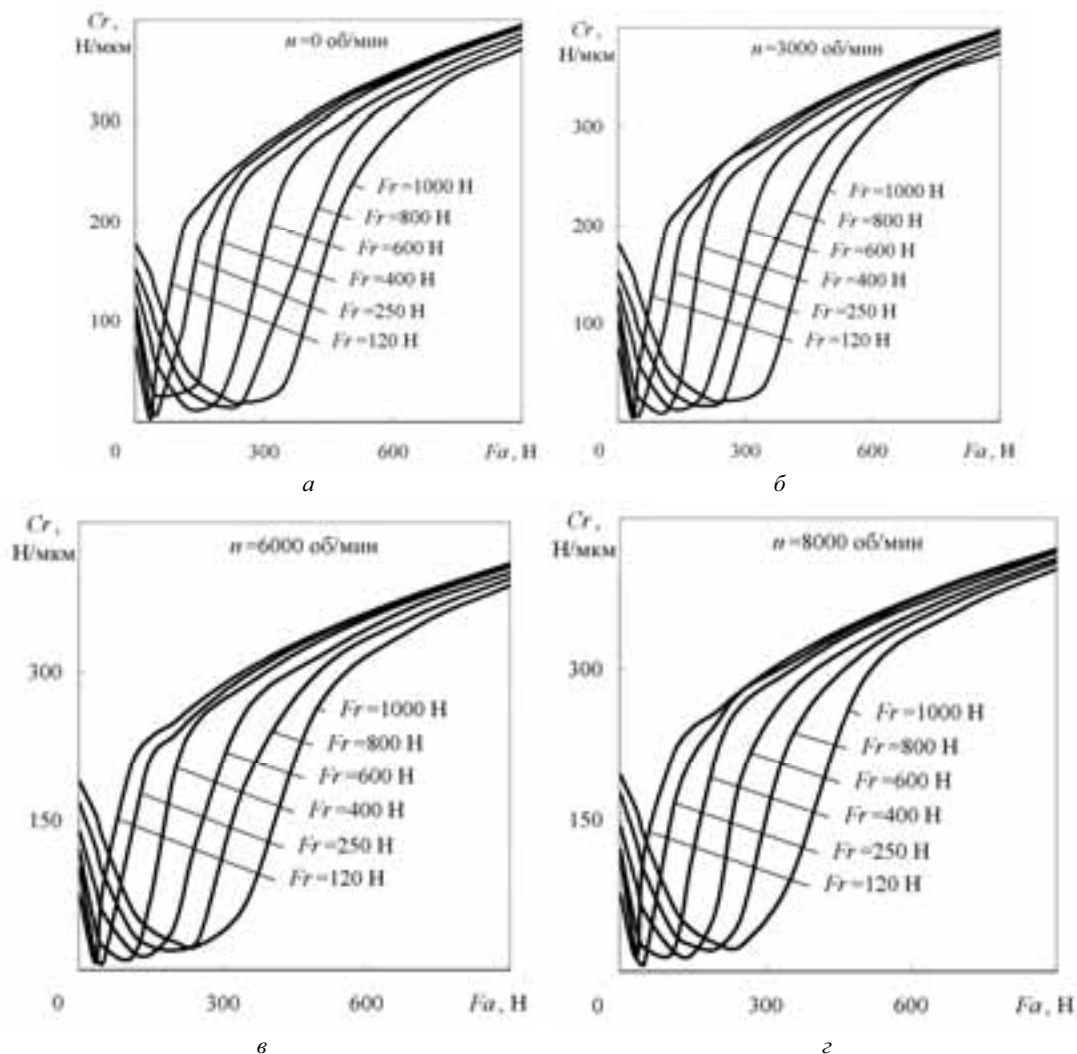


Рис. 5. Зависимость коэффициента радиальной жесткости от осевой нагрузки на подшипник при различной радиальной нагрузке и частоте вращения: *a* - $n=0$ об/мин; *б* - $n=3000$ об/мин; *в* - $n=6000$ об/мин; *г* - $n=8000$ об/мин

Из рис. 5 видно, что коэффициент радиальной жесткости с ростом осевой нагрузки снижается, достигая минимума, а потом начинает возрастать. Минимальное значение на порядок меньше, чем значение при нулевой осевой нагрузке и соответствует соотношению сил $F_a/F_r \approx 0,25 \dots 0,3$. Имеет место ярко выраженный провал характеристики, причем ширина его прямо зависит от величины радиальной нагрузки – чем больше радиальная нагрузка, тем шире область низких значений коэффициента жесткости подшипника. При этом минимальное значение коэффициента жесткости соизмеримо с жесткостью УЭ, которое обычно составляет $10 \dots 20$ Н/мкм.

Можно утверждать, что радиальные перемещения и жесткость существенно изменяются при изменении нагрузок. Характер зависимостей одинаков при одинаковом соотношении сил. Такое изменение необходимо учитывать при проектировании опор роторов, так как осевые и радиальные нагрузки на подшипники зависят от режима работы двигателя.

На рис. 6 также приведены зависимости коэффициента радиальной жесткости, определенные по методике [3] (сплошные линии) и по формуле (2) (пунктирные линии). Как видно из графика, значение коэффициента радиальной жесткости для радиально-упорного подшипника получаются завышенными по сравнению со значениями, полученными по методике [3]. Значения коэффициентов жесткости существенно отличаются, в результате мы получим большие погрешности при вычислении жесткости опоры, особенно, если соотношение нагрузок будет находиться в интервале $0,1 < F_a/F_r < 0,4$, т.к. коэффициенты жесткости отличаются на порядок.

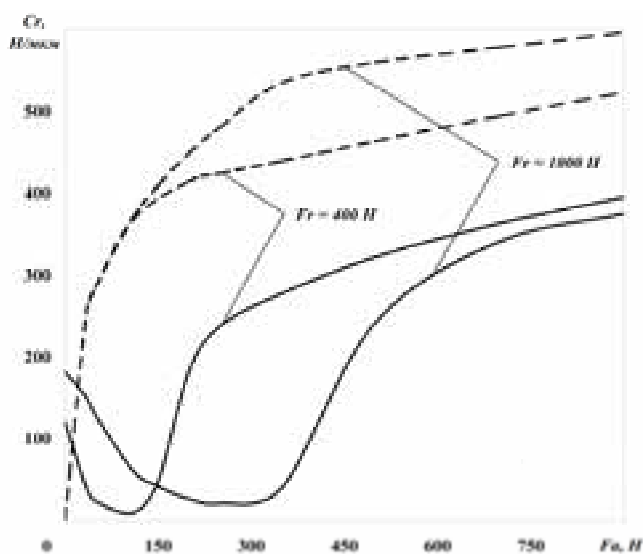


Рис. 6. Сравнение результатов расчета коэффициентов радиальной жесткости

Оценим влияние коэффициента жесткости подшипника на коэффициент жесткости опоры на примере передней опоры компрессора высокого давления двигателя Д-36 (рис. 1). При этом примем жесткость корпуса равной бесконечности $c_K = \infty$. Тогда формула (1) для определения коэффициента жесткости опоры примет следующий вид $c_o = c_{ПК}c_{УЭ} / (c_{ПК} + c_{УЭ})$. Рассмотрим некоторые возможные случаи соотношения коэффициентов жесткостей ПК и УЭ и оценим их влияние на коэффициент жесткости опоры:

– жесткость подшипника меньше жесткости упругого элемента ($c_{ПК} = 0,5c_{УЭ}$)

$$c_o = \frac{c_{ПК}c_{УЭ}}{c_{ПК} + c_{УЭ}} = \frac{0,5c_{УЭ}^2}{1,5c_{УЭ}} = 0,33c_{УЭ};$$

– жесткость подшипника равна жесткости упругого элемента ($c_{ПК} = c_{УЭ}$)

$$c_o = \frac{c_{ПК} c_{УЭ}}{c_{ПК} + c_{УЭ}} = \frac{c_{УЭ}^2}{2c_{УЭ}} = 0,5c_{УЭ} ;$$

– жесткость подшипника на порядок больше жесткости упругого элемента ($c_{ПК} = 10c_{УЭ}$)

$$c_o = \frac{c_{ПК} c_{УЭ}}{c_{ПК} + c_{УЭ}} = \frac{10c_{УЭ}^2}{11c_{УЭ}} = 0,91c_{УЭ} .$$

В первом случае жесткость опоры будет отличаться от жесткости УЭ на 67 %. Если жесткость УЭ и ПК имеют один порядок, то жесткость опоры будет отличаться на 50 % от величины жесткости УЭ. Если же жесткость ПК будет на порядок выше жесткости УЭ, то жесткость опоры будет отличаться от жесткости УЭ не более 10 %. Таким образом, можно заключить, что жесткость опоры существенно зависит от жесткости подшипника, если $0,1 < Fa/Fr < 0,4$. В противном случае ею можно пренебречь, и жесткость опоры будет определяться только жесткостью упругого элемента.

На основании полученных результатов можно сделать вывод, что конструктивные и эксплуатационные факторы оказывают существенное влияние как на жесткость самого подшипника, так и на жесткость всей опоры ротора ГТД, и должны учитываться при проектировании двигателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Балякин, В.Б.* Обобщенная методика расчета и проектирования упругодемпферных опор роторов авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.Б. Балякин, И.С. Барманов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – Самара, 2012. – Т. 14, № 4 – С. 282-287.
2. *Белоусов, А.И.* Теория и проектирование гидродинамических демпферов опор роторов [Текст] / А.И. Белоусов, В.Б. Балякин, Д.К. Новиков ; под ред. А.И. Белоусова – Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2002 – 335 с.
3. *Балякин, В.Б.* Теория и проектирование опор роторов авиационных ГТД [Текст] / В.Б. Балякин, Е.П. Жильников, В.Н. Самсонов, В.В. Макаrchук. – Самара: Изд-во СГАУ, 2007. – 254 с.

INFLUENCE OF CONSTRUCTIVE AND OPERATIONAL PARAMETERS OF THE BALL BEARING ON RIGIDITY OF ELASTIC SUPPORT OF ROTORS OF GAS TURBINE ENGINE

I.S. Barmanov

(Samara state aerospace university of a name of academician S.P.Korolev (national research university))

It is known that critical frequencies of rotation of rotors depend on coefficient of rigidity of support of rotors of GTE. Rigidity of the support depends on rigidity of the rolling bearing. Results of research of the aviation bearing are given in work about influence of its design and operational data, such as the rotation frequency, axial and radial loadings, on coefficient of radial rigidity. It is shown that rigidity of the ball radial-stop bearing can significantly change depending on a ratio of the axial and radial forces operating on it. It in turn has impact on coefficient of rigidity of a support as a whole which can change for 67%. Also in work comparison of coefficients of the radial rigidity, calculated is carried out in the analytical and numerical way.

КОНСТРУИРОВАНИЕ ИНТЕГРИРОВАННЫХ УПРУГОДЕМПФЕРНЫХ ОПОР РОТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Барманов И.С.

(«Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)»)

При создании современных высокоэффективных авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок происходит постоянное усложнение конструкций для получения высоких показателей ресурса, надежности и коэффициента полезного действия. Высокие значения данных параметров во многом определяются вибрационным состоянием двигателя. Опоры современных роторов уже невозможно проектировать без таких элементов, как демпфер и упругий элемент. Их совместное применение приводит к новым конструктивным решениям в виде интегрированных упругодемпферных опор, когда упругий элемент, втулка демпфера и наружное кольцо подшипника качения выполняется в виде одной детали. Естественно при этом возникают определенные трудности с расчетом и проектированием таких опор, т.к. происходит взаимное влияние характеристик одних элементов на другие. В работе приводится методика расчета и конструирования интегрированной упругодемпферной опоры.

Эффективная эксплуатация двигателей летательных аппаратов (ДЛА) и энергетических установок (ЭУ) невозможна без обеспечения высоких показателей их надежности. Надежность современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) во многом определяется уровнем вибрации статора и амплитудой колебаний роторов, которые в первую очередь зависят от динамических характеристик жесткости и демпфирования опор роторов. Для улучшения вибрационного состояния ГТД в настоящее время широко используются упругодемпферные опоры (УДО) (рис. 1), характеристики которых определяются конструкцией ее структурных элементов: корпуса, упругого элемента (УЭ), подшипника качения (ПК) и демпфера.

Наибольшее применение в опорах авиационных ГТД нашли следующие структурные элементы: упругий элемент типа «белчицевого колеса», короткий непроточный гидродинамический демпфер (ГДД), радиальный роликовый и радиально-упорный шариковый подшипники качения. На рис. 2 приведена схема УДО. Коэффициент жесткости УДО будет определяться коэффициентами жесткости и схемой соединения ее элементов. При последовательной схеме соединения складываются податливости элементов $\frac{1}{c} = \frac{1}{c_1} + \frac{1}{c_2}$, при параллельной схеме соединения элементов складываются коэффициенты жесткости элементов $c = c_1 + c_2$.

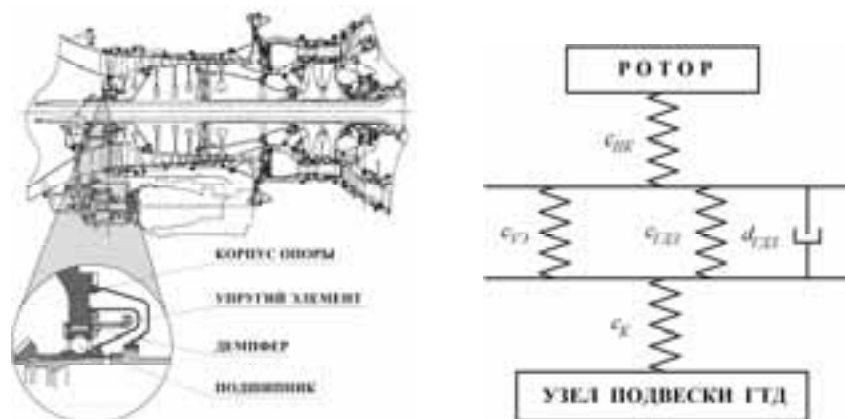


Рис. 1. Упругодемпферная опора Ротора. Рис. 2. Схема УДО

Выражение для коэффициента жесткости УДО (рис. 1) будет иметь следующий вид:

$$c_{удо} = \frac{c_k c_{пк} (c_{гдд} + c_{уэ})}{c_k c_{пк} + c_k (c_{гдд} + c_{уэ}) + c_{пк} (c_{гдд} + c_{уэ})}, \quad (1)$$

где c_k – коэффициент жесткости корпуса, $c_{пк}$ – коэффициент жесткости ПК, $c_{гдд}$ – коэффициент жесткости ГДД, $c_{уэ}$ – коэффициент жесткости УЭ.

Демпфирование в УДО определяется в основном ГДД, так как демпфирование в ПК и УЭ несоизмеримо мало. В этом случае, коэффициент демпфирования УДО будет равен $d_{удо} = d_{гдд}$, где $d_{гдд}$ – коэффициент демпфирования ГДД.

Для определения характеристик УДО необходимо иметь современные и достоверные методики расчета характеристик структурных элементов, учитывающие многообразие конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов. В настоящее время в нашей стране наметилась тенденция к применению интегрированных УДО, которые уже применяются за рубежом. Характерной особенностью такой конструкции является выполнение УЭ, наружного кольца ПК и втулки вибратора ГДД в виде одной детали (рис. 3).



Рис. 3. Интегрированная упругодемпферная опора

Для создания таких опор необходимо иметь комплексный подход к их проектированию. Для повышения достоверности расчетов характеристик УДО при проектировании, а также снижения затрат времени разработана методика проектирования интегрированных УДО роторов ДЛА и ЭУ на основе усовершенствованных методик расчета характеристик ее структурных элементов.

1. Формирование исходных данных

Первоначальными исходными данными являются рациональные значения коэффициентов жесткости $c_{удо}$ и демпфирования $d_{удо}$ опоры, полученные на основании решения задачи динамики ротора. Коэффициент демпфирования УДО выбирается таким, чтобы обеспечить минимальный коэффициент передачи усилий от ротора на корпус на рабочем режиме двигателя и амплитуду колебаний ротора в критических сечениях (лабиринтные уплотнения, лопатки компрессора и турбины и др.), не превышающую допустимые значения (радиальные зазоры в лабиринтных уплотнениях, лопатках и др. деталей) на резонансных режимах работы двигателя.

Коэффициент жесткости УДО выбирается таким, чтобы обеспечить несовпадение критических частот вращения с рабочими частотами вращения ротора двигателя. Для получения заданных коэффициентов жесткости и демпфирования УДО необходимо определить коэффициенты демпфирования и жесткости корпуса, УЭ, ПК и ГДД, которые в свою очередь определяются их размерами. При этом размеры структурных элементов не должны превышать габаритных размеров УДО.

При известном значении коэффициента демпфирования в УДО определяется коэффициент демпфирования ГДД, т.е. $d_{гдд} = d_{удо}$. Для известного коэффициента жесткости УДО определяются коэффициенты жесткости и геометрические размеры структурных элементов.

2. Определение характеристик и разработка конструкции ГДД

Для разработки конструкции ГДД необходимо определить коэффициент демпфирования ГДД по формуле, которая соответствует линейной характеристике тангенциальной составляющей гидродинамической силы и имеет следующий вид:

$$d_{гдд} = \frac{F_{\tau}}{V} = \frac{F_{\tau}}{e\Omega}, \quad (2)$$

где V – скорость прецессии.

Тангенциальная составляющая гидродинамической силы F_{τ} зависит от режима течения смазки в зазоре демпфера (ламинарный, турбулентный, с наличием зон кавитации, с учетом сил инерции), геометрических параметров демпфера и определяется по зависимостям работы [1]. Изначально необходимо задать исходные данные для ГДД: частоту прецессии \square , длину L , радиус R , эксцентриситет e , шероховатость Ra и вязкость смазки \square ГДД. При прямой синхронной прецессии, что характерно для ДЛА, частота прецессии определяется частотой вращения ротора. Длину демпфера первоначально можно принять равной ширине подшипника B , радиус демпфера можно определить по зависимости $R = 0,5D_c + a$, где D_c – диаметр центрирования сепаратора подшипника, a – толщина обода УЭ в месте установки подшипника (рис. 4). Толщина обода должна быть такой, чтобы исключить деформацию втулки под действием нагрузок – предварительно ее можно принять равной 10...12 мм.

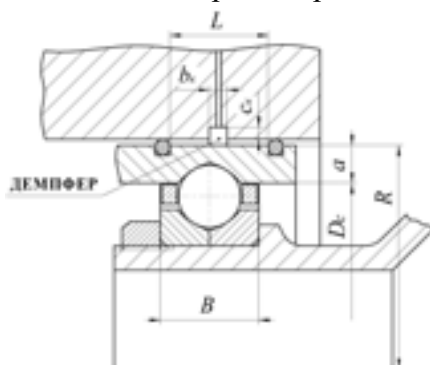


Рис. 4. Определение размеров ГДД

Исходя из рабочей температуры смазки, определяется ее вязкость. Величину шероховатости рабочих поверхностей демпфера рекомендуется принять равной $Ra=1,25$, т.к. ее можно получить тонким точением, что не является дорогостоящей технологической операцией. Величину эксцентриситета при работе ГДД можно определить максимально допустимой амплитудой колебаний ротора в районе опоры. Для обеспечения осевого течения жидкости в коротком непроточном ГДД на концах вибратора устанавливаются уплотнения – поршневые металлические кольца или резиновые кольца, а в средней части демпфера выполняется канавка шириной $b_k=4...6$ мм и глубиной $c_k=3...4$ мм.

В случае нормального распределения шероховатости поверхностей при обработке поверхностей шлифованием или тонким точением, номинальное значение зазора (рис. 5) определяется в виде $\delta = \delta_0 + 3\sigma$, где δ_0 – величина демпферного зазора в концентричном положении, измеренная между вершинами микронеровностей.



Рис. 5 Определение зазора с учетом шероховатости

Среднее абсолютное отклонение шероховатости рабочих поверхностей согласно [1]

$$Ra_i = \sigma_i \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cong 0,798\sigma_i, \text{ тогда получим, что } \sigma_i \cong 1,25Ra_i.$$

В области малых величин демпферного зазора гидродинамическая задача сводится к решению усредненного уравнения Рейнольдса в виде [1]:

$$R^2 H_z \bar{h}^3 \frac{\partial^2 P}{\partial z^2} = 12\mu R^2 (e\Omega \sin \varphi + \dot{e} \cos \varphi),$$

где $\bar{h} = \delta_0 + 3\sigma_i + e \cos \varphi$ – величина зазора на угловой координате φ ; z – осевая координата; R – радиус; e – эксцентриситет; \dot{e} – скорость вибратора; P – динамическое давление; μ – динамическая вязкость смазки; Ω – частота прецессии.

Решение данного уравнение позволяет определить распределение давления по поверхности демпфера и величины гидродинамических сил – тангенциальной и радиальной. Для случая полного охвата вибратора смазкой тангенциальная и радиальная сила имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \bar{F}_{\tau}^{ji} &= 2\beta J_3^{20} \Big|_0^{\varphi_{1r}} + 2b\beta J_3^{20} \Big|_{\varphi_{1r}}^{\varphi_{2r}} + 2\beta J_3^{20} \Big|_{\varphi_{2r}}^{\pi} - \frac{(b-1)^4 \Psi^3}{24H_z a^3 \epsilon^2 \lambda \sigma^3} J_3^{-10} \Big|_{\varphi_{1r}}^{\varphi_{2r}} - \frac{a\epsilon^2 \lambda^3 \sigma}{8\psi H_z} J_3^{30} \Big|_{\varphi_{1r}}^{\varphi_{2r}}, \\ \bar{F}_{kr}^{ji} &= \frac{\lambda^2 \sigma \pi}{36\epsilon H_z^{2/3}} \left(\alpha \left(\frac{2 - \epsilon^2}{\sqrt{1 - \epsilon^2}} - 2 \right) + \frac{1}{\sqrt{1 - \epsilon^2}} - 1 \right), \end{aligned}$$

где $\lambda, \psi, \epsilon, \sigma$ – безразмерные длина, зазор, эксцентриситет и параметр инерции соответственно; a и b – постоянные линеаризации; J_N^{ji} – интегралы теории смазки; α – коэффициент профиля скорости смазки; $\beta = \epsilon \lambda^2 / 12H_z$.

Коэффициенты расхода определяются в зависимости от вида шероховатости и значений скоростей вдоль координатных осей x и z . Для поверхностей с изотропной шероховатостью коэффициенты расхода хорошо аппроксимируются выражением

$$H_z = 1 - 0,9 \exp\left(-\frac{0,56\bar{h}_z}{\sigma_i}\right),$$

где \bar{h}_z – номинальная величина зазора, определяемая как расстояние между средними уровнями рабочих поверхностей; $\sigma_i = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}$ – среднеквадратичное отклонение совместной шероховатости 1^{ой} и 2^{ой} поверхностей.

Определяется величина демпферного зазора δ , при этом должно выполняться условие $e/\delta \leq 0,5$, которое обеспечивает применимость формулы (2), соответствующей линейной теории. В случае если данное условие не выполняется, то необходимо изменить исходные данные.

После того как все размеры определены, вычисляется коэффициент жесткости ГДД $c_{гдд} = F_r/e$. В случае полного охвата вибратора смазкой и малом влиянии сил инерции жесткостью ГДД можно пренебречь, приняв ее равной нулю ($c_{гдд} = 0$).

3. Определение жесткости подшипника

Коэффициент радиальной жесткости шарикового подшипника изменяется в широких пределах, а само значение гораздо меньше, чем коэффициент жесткости роликового подшипника. Исходными данными для расчета шарикового подшипника являются: осевая F_a и радиальная F_r нагрузка, частота вращения ротора, внутренняя геометрия, механические свойства материалов, свойства смазки и др. Радиальная нагрузка определяется весом ротора и величиной дисбалансной нагрузки. Величина дисбаланса определяется точностью балансировки и частотой вращения ротора. Осевая нагрузка определяется разностью газодинамических сил в проточной части двигателя. Газодинамические силы определяются размерами и перепадами давлений проточной части, полученными на основании термогазодинамического расчета.

Коэффициент радиальной жесткости шарикового радиально-упорного подшипника существенно зависит от соотношения осевой и радиальной нагрузки – если $0,1 > F_a / F_r > 0,4$, то жесткость ПК можно не учитывать ($c_{ПК} = \infty$). В противном случае необходимо определить радиальную жесткость подшипника по методике, изложенной в [2]. В случае применения в опоре роликового подшипника следует также принимать $c_{ПК} = \infty$.

4. Определение жесткости корпуса

Определить коэффициент жесткости корпуса целесообразно численным способом расчета с помощью метода конечных элементов, используя программный комплекс ANSYS. Для этого необходимо создать конечно-элементную модель корпуса, к которой прикладывается нагрузка. Под действием нагрузки определяются деформации и перемещения корпуса, что позволит вычислить коэффициент жесткости корпуса.

5. Определение жесткости и разработка конструкции УЭ

Исходя из выражения (1) определяется требуемая жесткость УЭ:

$$c_{УЭ} = \frac{c_K c_{ПК} c_{УДО}}{c_K c_{ПК} - c_K c_{УДО} - c_{ПК} c_{УДО}} - c_{ГДД}.$$

Необходимое значение коэффициента жесткости УЭ обеспечивается выбором его геометрических параметров по следующей зависимости [3]:

$$c_{УЭ} = \frac{nEbhb(b^2 + h^2)}{2l_6^3} k_1 k_2 k_3,$$

где n – количество упругих балочек; E – модуль упругости материала; l_6 – длина упругих балочки; b – ширина упругих балочки; h – толщина упругих балочек; r – радиус скругления пазов; k_1, k_2, k_3 – поправочные коэффициенты.

Поправочные коэффициенты определяются по зависимостям:

$$k_1 = \frac{1}{\left(1 + \frac{2\sqrt{bh}}{l_6}\right)^3}, \quad k_2 = \frac{1}{1 - 8,2 \left(\frac{l_6}{h}\right)^{-1,35} \frac{r}{b}}, \quad k_3 = \frac{1}{9,5 \cdot 10^{-5} \frac{l_6^3}{h^3} - 8,6 \cdot 10^{-3} \frac{l_6^2}{h^2} + 0,27 \frac{l_6}{h} - 1,825}.$$

Для исключения или минимизации перекоса втулки длину упругих балочек l_6 нужно принимать настолько максимальной, насколько позволяют габаритные размеры УДО. Далее задается количество балочек n , которое должно было не менее 16, чтобы уменьшить анизотропию в УЭ. Радиус скругления пазов r следует задать исходя из номенклатуры диаметров торцевых фрез d_ϕ . Для упрощения технологического процесса изготовления пазов УЭ, рекомендуется принять ширину прорезей $m = d_\phi = 2r$. При определении внешнего диаметра УЭ следует отталкиваться от радиуса демпфера $D = 2R$. Количество балочек, внешний диаметр

УЭ и ширина прорезей определяют ширину балочки $b = \frac{\pi D}{n} - m = \frac{2\pi R}{n} - 2r$ (рис. 6). Должно выполняться условие $r/b \leq 1$, которое определяет границы применимости поправочного коэффициента k_2 . В противном случае, необходимо изменить количество балочек или радиус скругления пазов. Значение коэффициента жесткости УЭ необходимо обеспечить подбором толщины балочек h . Желательно чтобы ширина и толщина балочек были близки по величине.

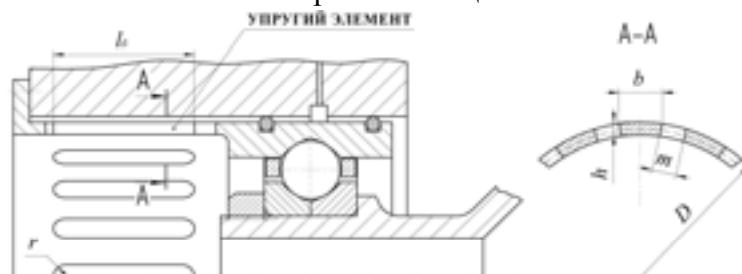


Рис. 6. Определение размеров УЭ

После того, как определены все размеры УЭ, можно переходить к уточняющим расчетам жесткости УЭ. Для этого проводится расчет ПК, из которого будет известно распределение нагрузки по телам качения. Создается конечно-элементная модель в ANSYS, которая нагружается через тела качения подшипника, и при необходимости корректируются геометрические размеры УЭ.

Таким образом, с помощью данной методики можно определить геометрические размеры интегрированной УДО, обеспечивающие ее заданные характеристики жесткости и демпфирования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Барманов, И.С. Методика расчета характеристик короткого гидродинамического демпфера с учетом качества обработки рабочих поверхностей [Текст] / И.С. Барманов; СГАУ. – Самара, 2011. – 29 с. – деп. в ВИНТИ Рос. акад. наук 15.07.2011, № 346-B2011;
2. Барманов, И.С. Исследование динамики авиационного шарикового радиально-упорного подшипника качения [Текст] / И.С. Барманов; СГАУ. – Самара, 2010. – 61 с. – деп. в ВИНТИ Рос. акад. наук 29.11.2010, № 664-B2010;
3. Барманов, И.С. Методика расчета коэффициента жесткости авиационных упругих элементов [Текст] / И.С. Барманов // Симпозиум с международным участием «Самолетостроение России. Проблемы и перспективы» – Самара, СГАУ, 2012. – с. 59-60.

DESIGNING OF THE INTEGRATED ELASTIC AND DAMPING SUPPORT OF ROTORS OF AVIATION GAS-TURBINE ENGINES

I.S. Barmanov

*(Samara state aerospace university of a name of academician S.P.Korolev
(national research university))*

At creation of modern highly effective aviation gas-turbine engines and power installations there is a continuous complication of designs for receiving high rates of a resource, reliability and efficiency. High values of these parameters in many respects are defined by a vibration condition of the engine. Support of modern rotors can't already be projected without such elements, as a damper and an elastic element. Their joint application leads to new constructive decisions in the form of the

integrated elastic and damping support when an elastic element, the plug of a damper and an external ring of the rolling bearing is carried out in the form of one detail. Naturally thus there are certain difficulties with calculation and design of such support since there is a mutual influence of characteristics of one elements on others. The calculation procedure is given in work and designing of the integrated elastic and damping support.

УДК 621.175.3

МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ОРОСИТЕЛЬНЫХ ГРАДИРЕН

Власов Е.М.

(Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт механики и машиностроения Казанского научного центра Российской академии наук)

Решение вопросов энергоресурсосбережения на предприятиях, использующих оборотные системы технического водоснабжения, во многом зависит от эффективности работы градирен. В настоящее время наиболее распространены испарительные градирни, что обусловлено высокой эффективностью процессов теплообмена, протекающих при непосредственном контакте охлаждаемой оборотной воды и атмосферного воздуха. Для развития поверхности соприкосновения теплоносителей градирни оборудуются оросителями (насадками), которые обычно собираются из гладких пластинчатых элементов. В данной работе рассматривается испарительное охлаждение стекающих по вертикальным пластинам оросителя градирни пленок воды, падающих вниз между ними капель, обдуваемых восходящим паровоздушнокапельным потоком. С учетом специфики выбранной расчетной схемы, характерных параметров работы промышленных оросительных градирен, особенностей исследуемых процессов, отыскиваются аналитические зависимости для определения температурного перепада охлаждаемой воды.

Градирни представляют собой теплообменники, предназначенные для интенсивного охлаждения воды в системах оборотного водоснабжения тепловых электростанций и промышленных предприятий. При охлаждении оборотной воды в градирнях различают процессы поверхностного испарения, сопровождающегося массообменом, и теплоотдачи соприкосновением. Тепло, отводимое излучением, настолько мало, что им пренебрегают. При работе градирен в теплое время года за счет испарения охлаждаемой воды в воздух передается 90% и более тепла.

Основной теплосъем в градирне происходит в оросителе высотой $h_{op} \sim (1.0 \div 2.0)$ м. Современные тенденции состоят в том, что все чаще применяются оросители пленочного типа, собираемые из плоских или гофрированных пластин, трубок, расположенных в пространстве вертикально (вдоль поступающего потока атмосферного воздуха), либо слегка наклонно. По сравнению с капельными оросителями, основными элементами которых являются сетки в виде трубок, листов или рулонов, пленочные оросители обеспечивают более эффективное охлаждение воды. Поскольку чаще всего в оросителях наблюдается сочетание названных видов охлаждения с преобладанием одного из них, более корректно относить названные оросители к пленочно-капельному и капельно-пленочному типу соответственно.

Для определенности рассмотрим далее пленочно-капельный пластинчатый ороситель, собираемый из вертикально расположенных параллельно друг другу адиабатических листов толщиной $2s$, расстояние между которыми $2s_0$. Полагая, что вертикальная плоскость, прохо-

дящая по середине между пластинами, может считаться плоскостью симметрии паровоздушнокапельного потока, примем в качестве расчетной область, показанную на рис. 1. Нижним индексом 1 обозначаются характеристики пленки воды, нижними индексами 2 и 3 – соответственно, паровоздушнокапельного потока и падающих капель воды. Паровоздушнокапельный поток представляет собой смесь воздуха и пара с увлекаемыми за собой мелкими каплями воды, которые не оказывают заметного влияния на аэродинамику потока и его теплофизические свойства. Начало прямоугольной декартовой системы координат xOy поместим на верхней кромке пластины, ось x направим вниз вдоль поверхности пластины. Вода поступает в пленку через сечение $x=0$, $0 \leq y \leq \delta_0$; капли – $x=0$, $\delta_0 < y < s_0$. При условии, что целостность пленки не нарушается, вода вытекает в сечении $x=h_{op}$, $0 \leq y \leq \delta_1$. Через оставшуюся часть нижнего сечения $x=h_{op}$, $\delta_1 \leq y \leq s_0$ в расчетную область поступает паровоздушнокапельный поток. На воду в пленке, падающие капли и паровоздушнокапельную среду действует сила тяжести g .

Во входном сечении пленки распределение продольных скоростей параболическое, типичное для пленочных ламинарных течений. Скорость пленки на входе u_{10} , температура воды в этом сечении принимается равной температуре подаваемой в градирню воды T_{10} . Капли воды поступают в зазор между пластинами со скоростью u_{30} , при этом расстояние между ними в вертикальном направлении $l=l_0$, в горизонтальном направлении l_s . При падении расстояние между соседними каплями l изменяется. Полагается, что $l_s = const$, средняя температура воды в каплях $T_{30} = T_{10}$. Вертикальная компонента скорости паровоздушнокапельного потока на входе в зазор между пластинами оросителя – u_{21} , температура и относительная влажность равны соответствующим параметрам атмосферного воздуха $T_{21} \approx T_a$, $\varphi_{21} = \varphi_a$. За счет теплообмена с пленками и каплями воды увеличивается его температура T_2 и относительная влажность φ_2 . Поступающий со стороны пленки, падающих капель воды пар распространяется по сечению паровоздушнокапельного потока мгновенно, равномерно, не приводит к поперечному движению и влияет лишь на его плотность.

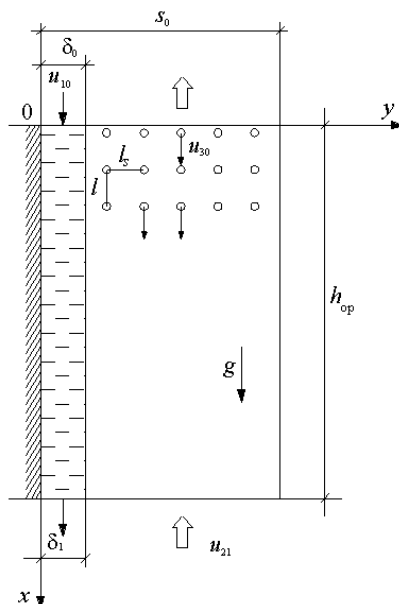


Рис. 1. Расчетная область

При расчете охлаждения воды в оросителе гидроаэродинамическая и тепловая задачи взаимосвязаны [1]. При этом общепринятыми являются допущения: движение жидкости в

пленке в поперечном направлении отсутствует, движение воздуха (паровоздушнокапельного потока) между пластинами оросителя турбулентное, капли воды имеют сферическую форму, не сливаются и не дробятся, лучистый теплообмен пренебрежимо мал. В данной работе предполагается также, что в пленке воды отсутствуют распределенные источники и стоки тепла, на поверхности пластины оросителя реализуются условия прилипания, на границе раздела жидкой и газовой фаз реализуются условия проскальзывания, паровоздушнокапельная среда является несжимаемой, в поперечном направлении ее давление как и в пленке воды не меняется, по высоте оросителя давление меняется линейно, радиус капель до входного сечения не меняется, капельный влагообмен отсутствует.

Для упрощения формулировки этих задач, решения их, выделяются характерные масштабы, осуществляется переход к безразмерным величинам [2]. В результате найдены приведенные ниже аналитические зависимости для расчета температурного перепада охлаждаемой воды

$$\Delta t = T_{10} - \tilde{T} . \quad (1)$$

Здесь $\tilde{T} = T_a + \tilde{\theta}(T_{10} - T_a)$, $\tilde{\theta} = (G_1 \bar{\theta}_{11} + G_3 \bar{\theta}_{31}) / G_{\text{ж}}$; $G_1 \approx q_{\text{ж}} F_{\text{оп}} (s + \delta_0) / (s + s_0)$ – объемный расход поступающей в пленки воды, $q_{\text{ж}} = G_{\text{ж}} / F_{\text{оп}}$ – плотность орошения, $G_{\text{ж}}$ – гидравлическая нагрузка на градирню, $F_{\text{оп}}$ – площадь поперечного сечения оросителя (площадь орошения градирни), $G_3 = G_{\text{ж}} - G_1$ – объемный расход воды, следующей в виде капель в зазор между пленками; $\bar{\theta}_{31} = \bar{\theta}_3 (\xi_2 = 1.0)$ – средняя температура воды в каплях на выходе из оросителя, $\xi_2 = \xi_1 = x / h_{\text{оп}}$, $\theta_3 = (T_3 - T_a) / (T_{10} - T_a)$, $\bar{\theta}_{11} = \bar{\theta}_1 (\xi_1 = 1.0)$ – средняя температура охлажденной воды в пленках, $\theta_1 = (T_1 - T_a) / (T_{10} - T_a)$.

Средняя температура воды в пленках

$$\bar{\theta}_1 (\xi_1) = (1.0 - \bar{g}_0 / \bar{g}_1) \exp(-\bar{g}_1 \xi_1) + \bar{g}_0 / \bar{g}_1 , \quad (2)$$

где $\bar{g}_0 = (\tilde{h}_{\text{оп}}^2 F_{o1} / \tilde{\delta}_0 \bar{U}_1) (K_{o1} V_1^* + Nu_1 A_{12} (\bar{\theta}_2 - \tilde{\tau}_0 / \tilde{\tau}_1))$, $\tilde{h}_{\text{оп}} = h_{\text{оп}} / \delta_0$, $F_{o1} = a_1 / h_{\text{оп}} \bar{u}_{10}$, a_1 – коэффициент температуропроводности, \bar{u}_{10} – характерная скорость воды в пленке, $\tilde{\delta}_0 = (1.0 + K_{\gamma} \xi_1)^{1/3}$, $\tilde{\delta} = \delta / \delta_0$, $K_{\gamma} = 3 \tilde{h}_{\text{оп}} V_1^* K_{v1} K_{\delta} / (1.0 - 0.5 \bar{P}_{1\xi} K_p)$, $V_1^* = v_1^* / \bar{v}_1^*$, $\bar{v}_1^* = \bar{\beta}_1 \rho_{\text{нп}}$ – характерная скорость испарения на поверхности пленки, $\bar{\beta}_1$ – характерный коэффициент массоотдачи, $\rho_{\text{нп}} = \rho''(T_{10}) - \Phi_a \rho''(T_a)$, ρ'' – плотность насыщенного водяного пара, $K_{v1} = \bar{v}_1^* / \bar{u}_{10}$, $K_{\delta} = \bar{u}_{10} v_1 / g \delta_0^2$, v_1 – кинематическая вязкость, $\bar{P}_{1\xi} = \bar{P}_{2\xi} = \partial P_2 / \partial \xi_2$ – градиент давления, $P_2 = p_2 / \bar{p}_a$, \bar{p}_a – характерное атмосферное давление, $K_p = 2 \bar{p}_a / \rho_1 g h_{\text{оп}}$, ρ_1 – плотность, \bar{U}_1 – средняя скорость воды в пленке, $U_1 = u_1 / \bar{u}_{10}$, $K_{o1} = Sh_1 \rho_1 \rho_{\text{нп}} \hat{r} D_2 / (\lambda_1 (T_{10} - T_a))$, λ_1 – теплопроводность, \hat{r} – скрытая теплота парообразования, D_2 – коэффициент диффузии водяного пара, $Sh_1 = \bar{\beta}_1 \delta_0 / D_2$, $Nu_1 = \bar{\alpha}_{12} \delta_0 / \lambda_1$, $\bar{\alpha}_{12}$ – характерный коэффициент теплоотдачи, $A_{12} = \alpha_{12} / \bar{\alpha}_{12}$, $\theta_2 = (T_2 - T_a) / (T_{10} - T_a)$, $\tilde{\tau}_0 = \tilde{\delta}_0 (K_{o1} V_1^* + Nu_1 A_{12} \bar{\theta}_2) / 3$, $\tilde{\tau}_1 = 1.0 + \tilde{\delta}_0 Nu_1 A_{12} / 3$, $\bar{g}_1 = (\tilde{h}_{\text{оп}}^2 F_{o1} / \tilde{\delta}_0 \bar{U}_1) (Nu_1 A_{12} / \tilde{\tau}_1)$.

Средняя температура воды в каплях

$$\bar{\theta}_3 (\xi_2) = \exp(-\bar{a}_1 \xi_2) - k_3 (1.0 - \exp(-\bar{a}_1 \xi_2)) . \quad (3)$$

Здесь $\bar{a}_1 = (3 K_v^* (b_1 - 1.0) V_3^* + 3 B^* b_1 / P e_3)_{\xi_2=0.5}$, $K_v^* = h_{\text{оп}}^* K_{v3} / U_3$, $h_{\text{оп}}^* = h_{\text{оп}} / r_{30}$, r_{30} – радиус капель воды на входе в расчетную область, $K_{v3} = \bar{v}_3^* / \bar{u}_{30}$, $U_3 = u_3 / \bar{u}_{30}$ – скорость падения капель воды,

$b_1 = 5/(5+B)$, $B = Nu_3 A_{23}$, $Nu_3 = \bar{\alpha}_{23} r_{30} / \bar{\lambda}_3$, $\bar{\lambda}_3$ – эффективный коэффициент теплопроводности воды в капле, $A_{23} = \alpha_{23} / \bar{\alpha}_{23}$, $V_3^* = v_3^* / \bar{v}_3^*$, $\bar{v}_3^* = \bar{\beta}_3 \rho_{\text{ин}}$ – скорость испарения воды на поверхности капли, $B^* = 2h_{\text{оп}}^* B / U_3$, $Pe_3 = 2r_{30} \bar{u}_{30} / \bar{a}_3$, \bar{a}_3 – эффективный коэффициент температуропроводности, учитывающий циркуляцию воды в капле, $k_3 = \bar{a}_0 / \bar{a}_1$, $\bar{a}_0 = (3K_v^*(K_f - b_0)V_3^* - 3B^*(b_0 - \bar{\theta}_2)) / Pe_3 \Big|_{\xi_2=0.5}$, $K_f = 2Ko_3 / K_v Pe_3$, $Ko_3 = Sh_3 \rho_1 \rho_{\text{ин}} \hat{r} D_2 / (\bar{\lambda}_3 (T_{10} - T_a))$, $Sh_3 = \bar{\beta}_3 r_{30} / D_2$.

Средняя в поперечном сечении температура паровоздушнокапельного потока

$$\bar{\theta}_2(\xi_2) = (\theta_{21} - f_0^* / F_1^*) \exp(F_1^*(\xi_2 - 1.0) / f_1) + f_0^* / F_1^*; \quad (4)$$

$\theta_{21} = (T_{21} - T_a) / (T_{10} - T_a)$, $f_0^* = f_0^*(\xi_2) = f_0 - k_0^* / (1.0 - \bar{\delta})$, $f_0 = \epsilon_3^* (Nu_{23} A_{23} \bar{\theta}_3^* - Ko_{23} \bar{V}_3^*)$, $\epsilon_3^* = 3\epsilon_3 (h_{\text{оп}}^* / \bar{h}_{\text{оп}}^2 Fo_2 \bar{R}_3 Pe_2)$, $\epsilon_3 = 4\pi \bar{r}_3^3 / \bar{l} \bar{l}_s^2$ – объемная концентрация падающих капель, $\bar{r}_3 = r_3 / s_0$, $\bar{l} = l / s_0$, $\bar{l}_s = l_s / s_0$, $\bar{h}_{\text{оп}} = h_{\text{оп}} / s_0$, $Fo_2 = \bar{a}_2 / h_{\text{оп}} \bar{u}_{21}$, $\bar{a}_2 = a_2 + a_T$, a_T – коэффициент эффективной температуропроводности, \bar{R}_3 – средний в поперечном сечении радиус капли воды, $R_3 = r_3 / r_{30}$, $Pe_2 = h_{\text{оп}} \bar{u}_{21} \rho_2 c_2 / \bar{\lambda}_2$, c_2 – удельная теплоемкость, $\bar{\lambda}_2 = \lambda_2 + \lambda_T$, $Nu_{23} = \bar{\alpha}_{23} h_{\text{оп}} / \bar{\lambda}_2$, $A_{23} = \alpha_{23} / \bar{\alpha}_{23}$, $\bar{\theta}_3^*$ – средняя температура на поверхности капель, $\theta_3^* = b_1 \bar{\theta}_3 + b_0$, $Ko_{23} = Sh_{23} \rho_1 \rho_{\text{ин}} \hat{r} D_2 / (\bar{\lambda}_2 (T_{10} - T_a))$, $Sh_{23} = \bar{\beta}_3 h_{\text{оп}} / D_2$, $k_0^* = -Nu_2 A_{12} \theta_1^* + Ko_2 V_1^*$, $Nu_2 = \bar{\alpha}_{12} s_0 / \bar{\lambda}_2$, $\theta_1^* = (\bar{\theta}_1 + \bar{\tau}_0) / \bar{\tau}_1$ – температура на поверхности пленки, $Ko_2 = Sh_2 \rho_1 \rho_{\text{ин}} \hat{r} D_2 / (\bar{\lambda}_2 (T_{10} - T_a))$, $Sh_2 = \bar{\beta}_1 s_0 / D_2$, $\bar{\delta} = \delta / s_0$, $F_1^* = F_1^*(\xi_2) = F_1 + k_1^* / (1.0 - \bar{\delta})$, $F_1 = \epsilon_3^* Nu_{23} A_{23}$, $k_1^* = Nu_2 A_{12}$, $f_1 = f_1(\xi_2) = -\bar{U}_2 / \bar{h}_{\text{оп}}^2 Fo_2$, \bar{U}_2 – средняя в поперечном сечении скорость паровоздушнокапельного потока, $U_2 = u_2 / \bar{u}_{21}$.

Найденные соотношения (1)–(4) позволяют подобрать оптимальные параметры оросителя – высоту, размеры щелевого канала между пластинами; выделить рациональные технологические режимы работы градирен. Их можно распространить и на трубчатые оросители при расположении трубок вертикально.

Вместе с тем, при необходимости оперативной оценки температурного перепада охлаждаемой воды в градирнях, особенно с оросителями сложной конфигурации, можно воспользоваться подходами, предложенных в работе [3]. При этом используются эмпирический коэффициент A , отражающий влияние конструктивных особенностей оросителя на его охлаждающую способность; параметр m , характеризующий зависимость температурного перепада охлаждаемой воды от отношения массового расхода воздуха к расходу воды; коэффициент аэродинамического сопротивления сухого оросителя $\zeta_{\text{с.о.}}$, коэффициент $K_{\text{оп}}$, учитывающий влияние плотности орошения на аэродинамическое сопротивление оросителя, получаемые в результате обработки данных лабораторных и натурных испытаний оросителей.

Работа выполнена при финансовой поддержке в рамках ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы (гос. контракт №14.В37.21.0644).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Петручик А.И., Солодухин А.Д., Фисенко С.П. Математическое моделирование охлаждения капельных и пленочных течений воды в башенных испарительных градирнях // Инженерно-физический журнал. 2001. Т.74. №1. С. 45–49.
2. Федяев В.Л., Власов Е.М. Моделирование и расчет характеристик пленочно-капельных оросителей градирен // Материалы докл. VI Международной науч.-техн. конф. "Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики "АНТЭ-2011". Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2011. Т.2. С. 589–595.

3. Федяев В.Л., Власов Е.М., Гайнуллина Р.Ф., Гайнуллин Р.Ф. Оценка охлаждающей способности оросительных градирен // Известия вузов. Проблемы энергетики. 2011. №3–4. С. 27–32.

MODELLING AND CALCULATION OF CHARACTERISTICS OF IRRIGATIVE COOLING TOWERS

E.M. Vlasov

*(Institute of Mechanics and Engineering, Kazan Science Center,
Russian Academy of Sciences)*

The solution of questions of energy and resource saving at the undertakings using the circulating systems of technical water supply largely depends on the efficiency of the work of cooling towers. Currently evaporative cooling towers are most widespread what is caused by high efficiency of heat and mass transfer processes proceeding at direct contact of cooled circulating water and atmospheric air. For development of the surface of contact coolants cooling towers are equipped with irrigators (packings) which are typically collected from the smooth plate elements. This article argues the process of evaporative cooling of flowing down the films of water on vertical plates of irrigator of cooling tower, the drops falling down between them, blown by rising gust of the vapour-air stream. Initially the specificity of the chosen calculation scheme, due to the characteristic parameters of the work of industrial irrigative cooling towers, features of investigated processes, the analytical dependences for calculation of temperature gradient of cooled water are found.

УДК 622.276.6

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНЫХ СКВАЖИН ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ НЕФТЕОТДАЧИ МЕСТОРОЖДЕНИЙ ПРИ ТЕПЛОВОЛНОВОМ ВОЗДЕЙСТВИИ НА ПЛАСТ

Гатауллин Р.Н., Загидуллина А.Р.

(Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Исследовательский центр проблем энергетики Казанского научного центра РАН (Академэнерго))

В статье исследуется механизм воздействия на залежи трудноизвлекаемой нефти, предложены способ и средства оптимизации технологий разработки месторождений в условиях горизонтальных скважин, что позволяет снизить энергетические затраты и обеспечить рентабельность процесса извлечения нефти. Показаны преимущества применения горизонтальных скважин при разработке нефтяных и битумных месторождений, исследуется механизм воздействия на насыщенные битумами коллекторы, а также взаимосвязь и влияние характеристик и свойств системы «горизонтальная скважина – продуктивный пласт». Решение задачи интенсификации добычи нефти предлагается осуществить применением системы горизонтальных скважин и комплекса теплового и волнового воздействия на продуктивный пласт.

Введение

Длительная и интенсивная разработка месторождений привела к постепенному истощению активных запасов углеводородов, что послужило причиной начавшегося с конца 70-х гг. падения добычи нефти. Возникла также необходимость в новых технологиях, которые позволили бы снизить обводненность скважин и интенсифицировать разработку нефтяных пластов, в том числе - малопроницаемых и истощенных.

В представленной работе предложен метод интегрированного тепловолнового воздействия на продуктивный пласт, предназначенный для применения совместно с горизонтальными скважинами, с целью интенсификации процесса добычи нефти и повышения полноты извлечения ее из недр, особенно - высоковязкой нефти (ВВН) и природных битумов (ПБ). Применение метода интегрированного воздействия обусловлено также необходимостью кардинального снижения энергетических затрат и интенсификации процессов теплообмена в пласте, в итоге - обеспечения рентабельности процесса добычи углеводородов.

Применение горизонтальных скважин, а также многозабойных и разветвленных горизонтальных скважин при добыче нефти получило название "горизонтальной технологии". Эта технология в последние годы развивается быстрыми темпами, так как является одним из наиболее действенных методов повышения эффективности производства в нефтедобывающей промышленности.

Широкое распространение горизонтальных скважин (ГС) в мире началось сравнительно недавно, но, как показывает опыт внедрения и реализации горизонтального бурения, ГС могут успешно применяться как на начальной стадии разработки, так и на поздней, с целью усовершенствования и повышения эффективности реализуемых систем разработки.

Первые одноствольные (ГС) и многоствольные горизонтальные скважины (МГС) были пробурены в России еще в начале 50-х годов прошлого столетия. Одним из основоположников и инициаторов бурения МГС является Григорян А.М. [1]. Однако бурение этих скважин в промышленных масштабах стало осуществляться только с 90-х годов прошлого столетия. Ведущие зарубежные сервисные компании располагают сегодня необходимыми технологиями и оборудованием для многозабойного бурения, что создает предпосылки для ее широкого распространения. Технология строительства многоствольных скважин, основанная на отечественном опыте, получает широкое распространение и в ряде российских нефтяных компаний — ОАО «Татнефть», ОАО «Сургутнефтегаз» и др.

Основоположником применения горизонтальных скважин в разработке нефтяных месторождений считается Ренни Л. (Renney L.). Среди отечественных специалистов инициатором в этой области считается Григорян А.М. Отличие результатов применения горизонтальных и вертикальных скважин (ВС), как указывает Ренни Л., в том, что вертикальная скважина может только пересечь толщу пласта, и, таким образом, дренирующая поверхность будет сравнительно невелика.

Основное отличие результатов применения горизонтальных и вертикальных скважин Ренни Л. показывает на следующем примере: вертикальная скважина может только пересечь толщу пласта, и, таким образом, дренирующая поверхность будет сравнительно невелика. Так, 6-дюймовая скважина, пройдя 6,0 м по пласту, дает дренирующую поверхность около 1,7 м². Горизонтальная скважина того же диаметра, длиной 900 м, обнажит 255 м² нефтяной породы или, иначе говоря, по величине дренирующей поверхности такая горизонтальная скважина заменит 150 вертикальных скважин. Если же пробурить не одну, а несколько горизонтальных скважин по радиальным направлениям, то дренирующая поверхность возрастет многократно.

Целесообразность бурения и преимущества горизонтальных скважин

Современный этап разработки нефтяных месторождений Российской Федерации характеризуется постоянным поиском наиболее эффективных технологических мероприятий для стабилизации и наращивания добычи нефти. С этой целью разработан и апробирован целый арсенал технологий строительства скважин, применение которых позволяет добиться следующего: повышения продуктивности скважин и нефтеотдачи пласта с низкими коллектор-

скими свойствами и пластовым давлением; увеличения рентабельности эксплуатации малопродуктивных залежей углеводородов; сокращения затрат на эксплуатацию шельфовых месторождений. Основными технологиями, находящимися в центре внимания российских и зарубежных нефтяников, являются: бурение одно- и многоствольных (многозабойных) горизонтальных скважин, зарезка боковых стволов из существующих скважин, вскрытие продуктивного пласта на депрессии, радиальное вскрытие [2].

С гидродинамической точки зрения увеличение свободной поверхности дренажа имеет следующее преимущество: среднее расстояние, которое нефть должна пройти по породе до поступления в скважину, сокращается. Непосредственным результатом этого сокращения пути является более быстрый дренаж и большая отдача пласта. Когда месторождение эксплуатируется рядом вертикальных скважин, расположенных на известном расстоянии одна от другой, то пласт в непосредственной близости к скважинам может быть совершенно дренирован, в то время как в более удаленной части пласта нефти останется довольно много. Поэтому для хорошего дренажа пласта нужно бурить очень много вертикальных скважин. Но бурение вертикальных скважин стоит дорого, и поэтому промысловые работники стараются найти экономически наиболее выгодное соотношение между стоимостью бурения и суммарной добычей месторождения.

В ряде случаев вскрытие пластов вертикальным стволом привело к получению к получению низких дебитов, быстрому обводнению скважины, незначительному коэффициенту извлечения флюидов, а также деформации и разрушению призабойной зоны при создании депрессии выше допустимой, так как при небольших депрессиях производительность скважины была весьма низкой. Поэтому разработка месторождений нефти и газа системой вертикальных скважин при незначительной толщине пласта, низкой проницаемости, наличии преимущественно вертикальных трещин, подошвенной воды, нефтяной оторочки, а также освоение некоторых шельфовых месторождений оказались малоэффективными и потребовали использования наклонных и горизонтальных скважин.

Практически все исследователи подчеркивают, что по сравнению с вертикальными скважинами при вскрытии продуктивных пластов горизонтальным стволом производительность скважин увеличивается в несколько раз. Отмечают следующие существенные причины бурения горизонтальных скважин: значительно повышается отбор нефти; создается новая геометрия дренирования пласта; растет производительность при наличии вертикальных трещин; создаются условия эксплуатации, при которых повышается компонентоотдача малопродуктивных пластов; становится рентабельной разработка низкопродуктивных и практически истощенных пластов, причем стоимость бурения горизонтальных скважин сопоставима со стоимостью вертикальных.

Необходимость бурения горизонтальных или разветвлено-горизонтальных скважин возникает, когда площадь для размещения скважины ограничена, как, например, в труднодоступных районах и на шельфовых месторождениях. Известно, что трещины продуктивных пластов всегда расположены с определенной закономерностью. Поэтому при вскрытии трещиноватых пластов ствол горизонтальной скважины может быть ориентирован, исходя из главных направлений трещин.

Бурение горизонтальных скважин позволяет за счет большого контакта ствола с пористой средой (за счет длины ствола) незначительной толщины при наличии подошвенной воды существенно снизить величины депрессии на пласт, получая экономически приемлемые дебиты. Целесообразность бурения горизонтальных скважин возникает и при разработке ограниченных линзовидных пластов, а также при вскрытии нецементированных и неустойчивых к разрушению пластов.

В настоящее время развиваются три метода бурения горизонтальных скважин — с малым (6—15 м), со средним (40—100 м) и с большим (300—600 м) радиусами кривизны. На рис. 1. показаны профили реальных горизонтальных скважин с соответствующими радиусами кривизны [1].

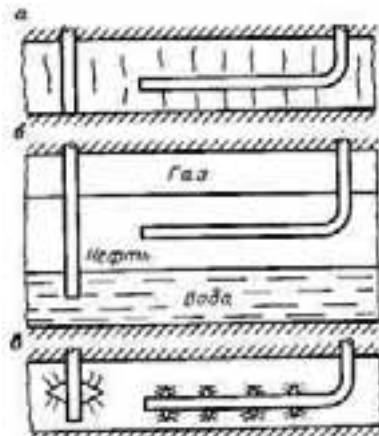


Рис. 1. Пласты, разбуриваемые горизонтальным стволом: *a* – вертикально-трещиноватые; *b* – тонкие нефтяные с газовой шапкой и подошвенной водой; *c* – низкопроницаемые, подлежащие гидроразрыву или другим воздействиям по интенсификации

Все возможные профили многозабойных скважин можно классифицировать следующим образом [56]:

- скважины однозабойные горизонтальные и пологие;
- скважины многозабойные с горизонтальными и наклонными стволами;
- скважины многоярусные.

В качестве примеров приведем некоторые из типовых профилей.

Профиль 1

Для условий, когда продуктивный пласт сложен прослоями различной твердости, целесообразно применять профили, показанные на рис. 2 и 3. Как показывает расчет, такой профиль по сравнению с пологонаклонной скважиной при одинаковой проходке в пределах продуктивного пласта дает при прочих равных условиях больший дебит. Такой профиль целесообразно применять при отсутствии в кровле и подошве пласта активных водоносных, газоносных и поглощающих пластов, так как возможны выходы ствола за пределы пласта.

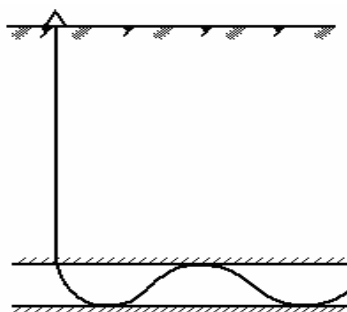


Рис.2 Схематичный профиль скважины «сложного профиля»

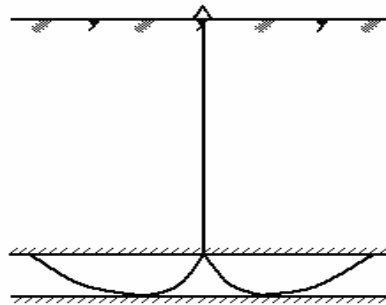


Рис.3 Схематичный профиль двухзабойной скважины

Профиль 2.

Пласт (известняк, доломит и т.п.) значительной мощности, с преимущественно вертикальной трещиноватостью [1]. Предполагается, что залежь - водоплавающая с агрессивной водой и высоким пластовым давлением (рис.4).

В данном случае целесообразно оканчивать скважины одним пологим стволом в верхней части пласта, на достаточном расстоянии от зеркала воды. Такой ствол должен пересечь значительно большее число продуктивных вертикальных трещин, чем вертикальный. Кроме того, благодаря большой поверхности фильтрации, возможна эксплуатация с небольшой депрессией для предупреждения прорыва воды по трещинам. Следует иметь в виду, что при такой многократно расширенной зоне дренирования даже в условиях значительного уменьшения депрессии скважины дают большие дебиты нефти.

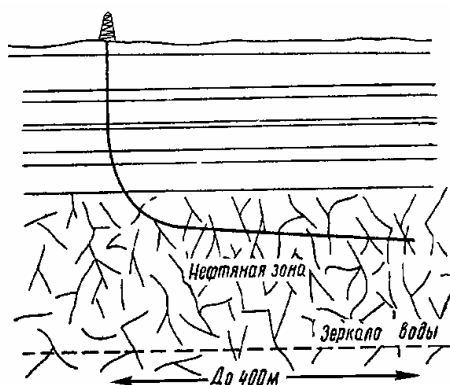


Рис. 4. Вскрытие трещиноватого известняка горизонтальной скважиной

Полого-горизонтальные скважины весьма эффективны также и для разведки и разработки залежей, где нефтеносность приурочена к крупным и в то же время извилистым вертикальным разломам, местоположение которых не известно. В данном случае у такой скважины значительно больше шансов встретить и пронизать вертикальный разлом, чем у обычной.

Профиль 3

Для условий, когда продуктивный пласт большой мощности можно рекомендовать профиль, показанный на рис.5. Для данного профиля стволы должны иметь максимальную длину при углах наклона не менее $50-60^\circ$. В пластах большой мощности наиболее эффективной будет многоярусная скважина с числом стволов не более 3-4. Многоярусные скважины имеют большую площадь контакта с нефтяным пластом большой мощности, вследствие чего в несколько раз возрастает дебит скважин и приводит к экономии средств.



Рис. 5. Схематичный профиль многоярусной горизонтальной скважины

Помимо вышеуказанного следует отметить следующие условия целесообразности строительства ГС:

- анизотропия пород, слоистость;
- низкая проницаемость – менее $0,05-0,075 \text{ мкм}^2$;
- малая нефтенасыщенная толщина;
- высоковязкая пластовая нефть – более $25-30 \text{ мПа}\cdot\text{с}$;
- водонефтяные и нефтегазовые залежи;

- ориентация трещин преимущественно в вертикальном направлении;
- залежи с аномально высоким пластовым давлением;
- высокопарафинистые нефти (более 10%, $t_{заст.}=30-33^{\circ}\text{C}$);
- остаточные запасы со степенью выработанности 75-80%;
- нефтяные залежи в зонах континентального шельфа;
- нефтяные залежи под охранными зонами, водоемами.

Тепловолновое воздействие на продуктивный пласт в условиях горизонтальных скважин

Интегрированные (комбинированные) технологии – современный подход к решению задач повышения технологических, энергетических и экономических показателей в нефтедобывающей промышленности. Это сбалансированное и эффективное сочетание волнового воздействия на пласт с другими методами увеличения нефтеотдачи (МУН).

Сущность нового подхода состоит в том, что при подобном воздействии часть энергии нагнетаемого в пласт агента преобразуется в энергию упругих волн. При этом интегрированные технологии позволяют регулировать интенсивность воздействия на коллекторы различного типа и легко совмещаются с химическими и гидродинамическими методами обработки пласта. Совмещение известных методов увеличения нефтеотдачи пластов с волновым воздействием позволяет также достичь сверхсуммарного (синергетического) эффекта.

Вовлечение в разработку месторождений высоковязких нефтей и природных битумов связано, прежде всего, с решением задач кардинального снижения энергетических затрат, увеличения дебита скважин и, в итоге - обеспечения рентабельности процесса добычи. Предложенные решения позволяют также обеспечить экологическую чистоту процессов и технических средств, вовлечь в эффективную разработку трудноизвлекаемые и высоковязкие нефти.

Анализ результатов применения технологии добычи битумов при помощи ГС [1] показал, что наиболее эффективным является использование двух горизонтальных скважин, расположенных одна над другой. Верхняя служит для нагнетания теплоносителя, нижняя - для отбора битума - так называемая технология SAGD (рис.6).

При добыче высоковязких нефтей и природного битума с применением термоволнового воздействия на пласт целесообразно принять именно эту технологию, когда пар подается через излучатель колебаний давления в верхнюю горизонтальную скважину. При этом формируется волновое поле, воздействующее совместно с температурой на пласт, а из нижней горизонтальной скважины отбирается нефть или битум.

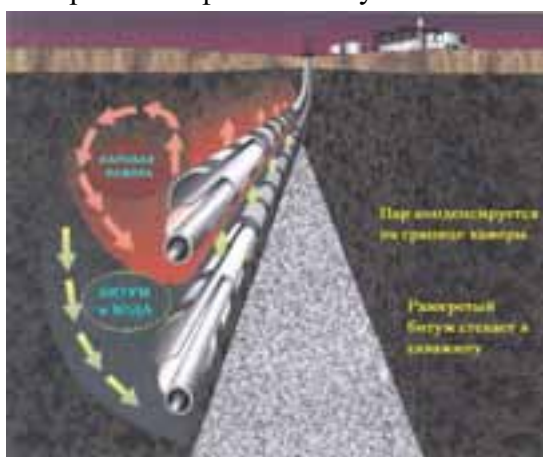


Рис. 6. Схемы разработки продуктивного пласта с помощью горизонтальных скважин: нагнетательной (сверху) и добывающей

Реализация технологических параметров комбинированного воздействия на залежи нефти и природного битума происходит в объеме, который касается температурного и волнового полей колебаний и систем их обеспечения. При этом предполагается, что условия залегания и параметры ГС известны.

Из прогретой зоны нефть (битум) и конденсат стекают к нижней перфорированной горизонтальной трубе. В случае неперфорированной верхней горизонтальной скважины прогрев пласта происходит за счет теплопроводности длительное время. Поэтому верхняя труба перфорируется. Делается, это также для эффективного прохождения волнового поля из скважины в пласт. Благодаря этому осуществляется напорный режим добычи. При этом регулируется режим закачки пара, чтобы не допустить большое паро-нефтяное соотношение. На основной стадии добычи в нагнетательную скважину нагнетается пар, который из-за разницы плотностей пробивается к верхней части продуктивного пласта, создавая увеличивающуюся в размерах паровую камеру. На поверхности раздела паровой камеры и холодного нефтенасыщенного пространства постоянно происходит процесс теплообмена, в результате которого пар конденсируется и вместе с разогретой нефтью под действием силы тяжести стекает к добывающей скважине. Увеличение паровой зоны (камеры) над ней продолжается до тех пор, пока она не достигнет кровли пласта; затем она начинает расширяться в горизонтальном направлении. При этом нефть всегда контактирует с высокотемпературной паровой камерой. Вследствие этого, потери тепла минимальны. Процесс может быть реализован на залежах практически при любой вязкости углеводородов. Этот вариант тепловолнового воздействия является наиболее эффективным для условий на месторождениях Республики Татарстан. Этот процесс называется гравитационным дренированием с помощью пара.

В связи с увеличением теплопроводности насыщенных горных пород в упругом поле повышается эффективность совместного применения термического и волнового воздействия. В этом случае, изменяя интенсивность и частоту акустического поля, можно увеличить или уменьшить радиус прогрева приствольного массива.

Механизм извлечения нефти из пласта при нагнетании в него горячего рабочего агента основывается на изменениях свойств нефти и воды, содержащихся в пласте, в результате повышения температуры. С повышением температуры вязкость нефти, плотность ее и межфазовое отношение понижаются, а упругость паров повышается, что благоприятно влияет на нефтеотдачу.

При моделировании тепловолнового воздействия на продуктивный пласт в число исследуемых геологических, теплофизических и гидродинамических характеристик включаются: глубина залегания и толщина пласта, распределение пористости по толщине и простираюнию пласта, распределение диаметра пор по объему пласта, состав пород, их физические и теплофизические свойства, состав пластовой жидкости и ее теплофизические характеристики, а также начальные термодинамические условия в пласте (температура, давление).

Дебит добывающей горизонтальной скважины при ограниченной длине может быть определен по формуле (1) - [2] :

$$q = 2 \cdot \pi \cdot k \cdot h \cdot (P_k - P_c) / \mu \cdot \ln(4R_k / l) + (\ln(h / 2\pi \cdot r_c) \cdot (h / l)), \quad (1)$$

где q - дебит скважины, $\text{м}^3/\text{с}$; k - проницаемость пласта, мкм^2 ; P_k - давление на контуре питания, Па; P_c - давление на стенке скважины, Па; μ - коэффициент динамической вязкости нефти, Па·с; R_k - радиус контура питания, м; l - длина скважины в продуктивном пласте, м; h - мощность (толщина по вертикали) пласта, м; r_c - радиус скважины, м.

Анализ формулы (3.1) показывает, что наиболее значимое влияние на продуктивность ГС оказывают параметры: являются проницаемость пласта k , разность пластового давления ($P_k - P_c$), длина горизонтальной скважины l и коэффициент динамической вязкости пластовой жидкости $*$, на значению которого можно влиять изменением температуры пласта. Поскольку зависимость вязкости нефтей и битумов от температуры высока (повышение температуры на несколько десятков градусов снижает вязкость в тысячи раз), то можно считать, что тепловое воздействие на пласт является одним из наиболее эффективных методов интенсификации нефтедобычи. С увеличением диаметра скважины ее продуктивность растет незначительно. Волновое воздействие на продуктивный пласт, осуществляемое при размещении излучателя в горизонтальной скважине, может существенно повысить проницаемость пористой среды k , что непосредственно отражается на дебит скважины.

В итоге, исследование тепловолнового воздействия на нефтяные и битумные пласты в условиях горизонтальной скважины сводится к решению двух основных задач: снижению вязкости пластового флюида за счет нагнетания пара в пласт и повышению проницаемости пористой среды за счет волнового воздействия на него.

Механизм генерации колебаний давления заключается в следующем [1]: движущийся теплоноситель (пар) выступает в качестве инициатора акустических колебаний. Флуктуации давления в нем имеют широкий спектр. Упругий пористый скелет «отбирает» те колебания, частоты которых являются резонансными по отношению к механическим колебаниям частиц горной породы, образующим твердый скелет коллектора. Результатом подобного взаимодействия и является возникновение самосогласованных колебаний частиц коллектора и частиц жидкости в трещиноватых и пористых каналах коллектора. При наложении волнового поля на пласт в колебательное движение приходит не только порода пласта (скелет пласта), но и жидкость, заключенная в ее порах, капиллярах, трещинах. Исследованиями установлено, что при превышении некоторого значения частоты колебаний (в отсутствие перепада давления) происходит сдвиг фаз в движении скелета и жидкости, т.е. наблюдается движение жидкости относительно стенок пор породы.

Результаты этих же исследований показали, что спектр шума фильтрационного потока не зависит (или слабо зависит) от вязкости, вида и плотности флюида, скорости движения, а связан, главным образом, со структурой и с типом нефтяного коллектора. Фильтрационные свойства пласта характеризуют его проницаемость, которая зависит от пористости и трещиноватости породы.

В результате исследования битумонасыщенного пласта Мордово-Кармальского месторождения РТ способ тепловолнового воздействия на битумный пласт в условиях горизонтальной скважины реализуется при количестве теплоты, подведенном в пласт $Q = 9,17 \cdot 10^8$ кДж, и обеспечивающем температурные пределы пласта $t_{max} = 218,6^\circ\text{C}$ и $t_{min} = 126,2^\circ\text{C}$, при частоте колебаний волнового поля в диапазоне от 50 до 3000 Гц [3].

Авторами проведена также теоретическая оценка эффективности тепловолнового воздействия на пласт в условиях Мордово-Кармальского месторождения природных битумов (ОАО «Татнефть»). Показателем эффективности при сравнении теплового и тепловолнового воздействия на продуктивный пласт является дебит горизонтальной скважины, определяющийся по формуле (1).

На рисунке 7 приведено сравнение теплового и тепловолнового воздействия на пласт Мордово-Кармальского месторождения природных битумов. Очевидно, что при тепловолновом воздействии за счет увеличения амплитуды колебаний возможно многократное увеличение дебита скважины по сравнению с тепловым воздействием на пласт. При этом необходи-

мо, чтобы частота генерируемых излучателем колебаний не зависела от режима работы излучателя и скважины (расход, давление и т.д.).

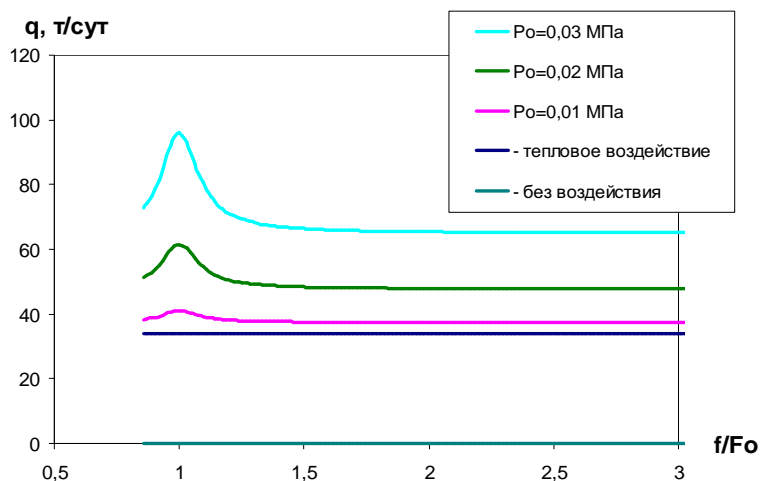


Рис. 7. Зависимость дебита горизонтальной скважины от относительной частоты собственных колебаний

Применение тепловолнового воздействия на продуктивный пласт рентабельно также с точки зрения очистки призабойной зоны пласта, поскольку при эксплуатации пласта в ствол добывающей скважины совместно с нефтью выносятся парафины, асфальто-смолистые вещества, механические примеси, вода и др. Пониженные значения температуры и давления приводят к интенсивным отложениям парафинов. Температура плавления многих парафинов лежат в пределах $40-80^{\circ}\text{C}$. Тепловое поле должно обеспечить плавление парафина в призабойной зоне пласта и вынос его при последующей эксплуатации скважины на земную поверхность.

Следует отметить, что совмещение волнового и теплового воздействий на продуктивные пласты и горизонтальных скважин является новым и перспективным направлением развития технологий добычи нефти и природных битумов.

Выводы

1. Проведен анализ факторов, влияющий на производительность горизонтальных скважин при разработке углеводородных месторождений. Выявлены особенности и геометрические критерии проектирования скважин в зависимости от типа и свойств нефтяного коллектора.

2. Представленный метод термоволнового воздействия на продуктивные пласты с применением излучателя колебаний давления в условиях горизонтальных скважин обладает преимуществами по сравнению с традиционными методами увеличения нефтеотдачи (МУН): - одновременное воздействие теплотой и волновым полем в диапазоне частот, находящихся в резонансе с собственными частотами колебаний пласта.; - технология позволяет обеспечить не только очистку призабойной зоны пласта, но и интенсифицировать процесс добычи нефти и природных битумов в течение продолжительного периода времени.

3. Эффективность применения термоволнового воздействия на продуктивные пласты в условиях горизонтальных скважин обусловлена значительным повышением нефтеотдачи пласта, увеличением проницаемости пористой среды, снижением вязкости нефти и увеличением притока к добывающим скважинам.

4. Проведена сравнительная оценка теплового и тепловолнового воздействия на пласт Мордово-Кармальского месторождения природных битумов. Выявлено, что при тепловолновом воздействии путем увеличения амплитуды колебаний, генерируемых излучателем коле-

баний возможно многократное увеличение дебита скважины по сравнению с тепловым воздействием на пласт.

Работа выполнена в рамках гранта РФФИ № «12-02-31153-мол_а».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Гатауллин Р.Н.* Моделирование процесса тепловолнового воздействия на продуктивный пласт в условиях горизонтальных скважин: Дис. На соискание ученой степени канд. техн. наук. Казань. 2009. – 148 с.
2. *Иктисанов В.А.* Гидродинамические исследования и моделирование многоствольных горизонтальных скважин.–Казань:Изд-во «Плутон»,2007,124 с.
3. *Гатауллин Р.Н., Кравцов Я.И.* Энергетические характеристики волнового поля при тепловолновом воздействии на пласт. // Материалы Международной научно-практической конференции «Увеличение нефтеотдачи – приоритетное направление воспроизводства запасов углеводородного сырья». – Казань: Изд-во «Фэн» АН РТ, 2011, С. 121-125.

FEATURES OF APPLICATION HORIZONTAL WELLS FOR INCREASING THE OIL RECOVERY OF FIELDS AT HEAT-WAVE BED STIMULATION

R.N. Gataullin, A.R. Zagidullina

(Federal state budget establishment of science Exploratorycenter of power engineering problems, Kazan Science Centre of the Russian Academy of Sciences (Academenergo))

In article is explored the mechanism of action on scavenger oil reservoir, are tendered a method and means of optimization technologies of a reservoir engineering in the conditions of horizontal wells that allows to reduce energy expenditures and to provide profitability the process of oil extraction. Advantages of application the horizontal wells are demonstrated at mining of oil and bituminous fields, are investigated the mechanism of action on the headers sated with bitumen, and also intercoupling and influencing of performances and properties of system «horizontal well- a layer». The solution the problem of a well stimulation is offered to be carried out by application the system of horizontal wells and complex of thermal and wave action on a layer.

УДК 621.55

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЙ И СКОРОСТЕЙ В БОКОВЫХ ЗАЗОРАХ МЕЖДУ РАБОЧИМ КОЛЕСОМ И КОРПУСОМ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА

Евгеньев С.С., Зубринкин А.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Представлены результаты численного моделирования течения в боковых зазорах между рабочим колесом и корпусом в ступени центробежного компрессора. Показаны результаты сопоставления с известными экспериментальными данными по структуре потока в широком диапазоне изменения критериальных параметров.

Расходное течение в боковых зазорах между рабочем колесом (РК) ступени центробежного компрессора (ЦК) из-за негерметичности уплотнений определяет перепад давления

и утечки, мощность трения дисков и осевое усилие, действующее на РК. Схема ступени ЦК с характерными размерами и направлениями течения около покрывного и основного дисков РК показана на рис. 1.

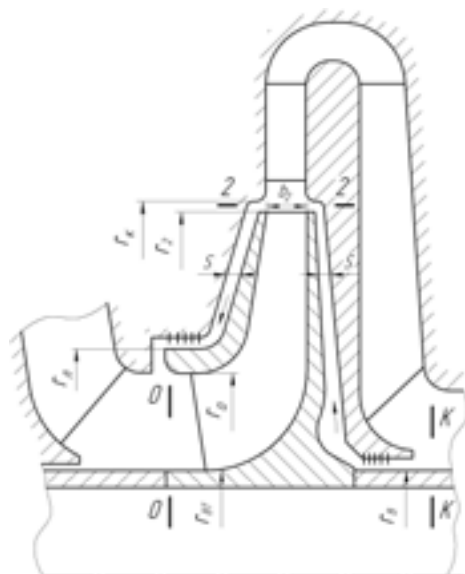


Рис. 1. Схема ступени центробежного компрессора

Целью настоящей работы является численное моделирование течения в боковых зазорах РК с использованием пакета Fluent (версия 6.2.16) и получение расчетных значений давления и скоростей, определяющих структуру потока в широком диапазоне изменения критериальных параметров.

Известные критериальные параметры в процессе численного моделирования имели значения, характерные для ЦК [1] (см.рис.1): $\bar{r}_k = r_k / r_2 = 1,017$; $\bar{r} = r / r_2 = 0,2...1,0$; угол наклона дисков РК и параллельных стенок корпуса $\alpha = 10...20^\circ$; безразмерный расход $q = G / \rho r_2^2 u_2 = 0...0,006$ с направлением течения к оси вращения около покрывного диска и от оси вращения около основного диска РК (u_2 – окружная скорость РК); безразмерные окружные и радиальные составляющие абсолютной скорости $\bar{C}_{u2} = C_{u2} / u_2 = 0,4...0,72$, $\bar{C}_{r2} = C_{r2} / u_2 = 0,2...0,3$ на выходе из РК по ширине b_2 ; число Рейнольдса $Re_u = r_2 u_2 / \nu = 2,35 \cdot 10^6$ (ν – кинематическая вязкость потока на входе в РК).

При численном моделировании течения в боковых зазорах среду считали несжимаемой, как и в работах [1,2,3], течение осесимметричным, турбулентным с моделью турбулентности $k-\varepsilon$ RNG SWF, поверхности дисков корпуса точеными с одинаковой шероховатостью.

В процессе расчетов по пакету Fluent задавали граничные значения давлений $\bar{p}_2 = p_2 / \rho u_2^2$, скоростей \bar{C}_{u2} , \bar{C}_{r2} , расход q и определяли на заданном радиусе \bar{r} в боковом зазоре перепад давления $\bar{p}_2 - \bar{p} = (p_2 - p) / \rho u_2^2$ и распределение скоростей $\bar{C}_u = C_u / u$, $\bar{C}_r = C_r / u$ по ширине зазора S .

Зависимости $\bar{p}_2 - \bar{p} = f(\bar{r})$ для течения к оси вращения показаны на рис. 2. Видно значительное увеличение перепада давления $\bar{p}_2 - \bar{p}$ с ростом расхода q . С увеличением \bar{C}_{u2} перепад давления возрастает при нормальных и повышенных расходах $q = 0,003...0,006$. Экспериментальные данные работы [1] близки к расчетным данным.

При течении от оси (рис. 3) величина $\bar{p}_2 - \bar{p}$ резко снижается с увеличением расхода. Влияние \bar{C}_{u2} на $\bar{p}_2 - \bar{p}$ незначительно и проявляется только при малых расходах $q = 0...0,001$. Согласование экспериментальных данных, полученных на установке с гладким диском без

закрутки от лопаток РК на радиусе r_2 [1], с расчетом по пакету Fluent является удовлетворительным и подтверждает слабое влияние \bar{C}_{u2} на это направление течения.

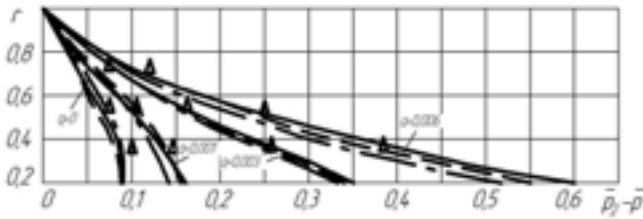


Рис. 2. Зависимости $\bar{p}_2 - \bar{p} = f(\bar{r})$ для течения к оси вращения — $\bar{C}_{u2}=0,72$; - - - $\bar{C}_{u2}=0,6$; - · - · - $\bar{C}_{u2}=0,4$; Δ – эксперимент [1]

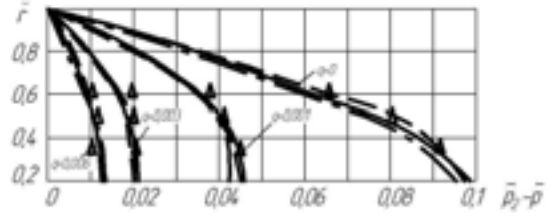


Рис. 3. Зависимости $\bar{p}_2 - \bar{p} = f(\bar{r})$ для течения от оси вращения — $\bar{C}_{u2}=0,72$; - - - $\bar{C}_{u2}=0,6$; - · - · - $\bar{C}_{u2}=0,4$; Δ – эксперимент [1]

На рис. 4 показано отличие между \bar{C}_{u2} по ширине лопатки b_2 от окружной составляющей абсолютной скорости $\bar{C}_{u2\delta}$ непосредственно в боковом зазоре S на том же радиусе r_2 . При течении к оси вращения (сплошные линии) с увеличением расхода q значение $\bar{C}_{u2} - \bar{C}_{u2\delta}$ уменьшается, что связано с поступлением в боковой зазор закрученного потока от лопаток РК. Это отличие более заметно при больших значениях $\bar{C}_{u2}=0,72...0,6$ (кривые 1 и 2). Когда $\bar{C}_{u2}=0,5...0,4$ (кривые 3 и 4) разница $\bar{C}_{u2} - \bar{C}_{u2\delta}$ становится меньше и может быть отрицательной (кривая 4). Последнее показывает, что при $\bar{C}_{u2\delta} > 0,4$ закрутка потока в боковом зазоре на r_2 создается в основном за счет центробежного эффекта диска.

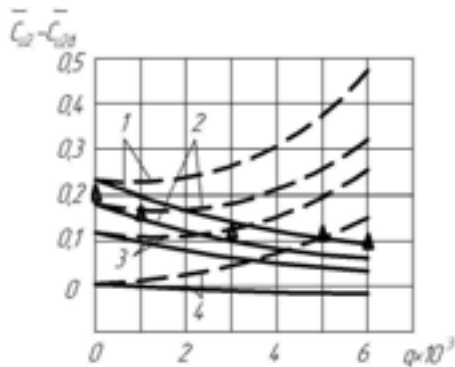


Рис. 4. Зависимости величины $\bar{C}_{u2} - \bar{C}_{u2\delta}$ от расхода — — течение к оси; - - - течение от оси 1 – $\bar{C}_{u2}=0,72$; 2 – $\bar{C}_{u2}=0,6$; 3 – $\bar{C}_{u2}=0,5$; 4 – $\bar{C}_{u2}=0,4$. Δ – эксперимент при $\bar{C}_{u2}=0,6$ и течении к оси

При течении от оси вращения (рис. 4, пунктирные линии) и малых расходах ($q=0...0,002$) значение $\bar{C}_{u2} - \bar{C}_{u2\delta}$ неизменно. С ростом расхода ($q=0,003...0,006$) закрутка потока в боковом зазоре S на r_2 снижается и отличие $\bar{C}_{u2} - \bar{C}_{u2\delta}$ резко возрастает, что характеризует незначительное влияние величины \bar{C}_{u2} на структуру потока при течении от оси вращения.

Расчетные данные на рис. 4 для данной геометрии боковых зазоров (см. рис. 1) получены в широком диапазоне изменения $\bar{C}_{u2}=0,4...0,72$ и незначительно отличаются от известных экспериментальных данных [4] (см. рис. 4, значки Δ).

Распределение скоростей \bar{C}_r и \bar{C}_u в боковых зазорах около лабиринтных уплотнений со стороны покрывного диска (течение к оси) и основного (течение от оси) дисков показаны на рис. 5 и 6. Видно наиболее заметное изменение по ширине зазора S и около стенок только радиальной составляющей скорости \bar{C}_r . Окружная составляющая скорости \bar{C}_u изменяется главным образом около стенок.

Выполнена проверка заданного для расчета расхода q в данном цилиндрическом сечении по распределению скорости \bar{C}_r по ширине зазора ($\bar{z}=z/S=0$ – корпус, $\bar{z}=1$ – диск) по формуле

$$q = \frac{G}{\rho r_2^2 u_2} = \frac{2\pi r_2 S \int_0^S C_r dz}{r_2^2 u_2 S} = 2\pi r_2 S \int_0^1 C_r d\bar{z} = 2\pi r_2 S \int_0^1 \frac{\bar{C}_r \cdot u}{u_2} d\bar{z} = 2\pi r_2 S \int_0^1 r C_r d\bar{z} = 2\pi r^2 S \bar{C}_{rcp} \quad (1)$$

В результате расчетов по (1) получено значение $q=0,00305$ для течения к оси и покрывного диска при $\bar{r} = \bar{r}_A = r_A/r_2 = 0,6$; $\bar{C}_{rep} = 0,045$ (см. рис. 5), что практически соответствует заданной для расчета по Fluent величине $q=0,003$. Аналогично для течения от оси получено $q=0,0011$ при $\bar{r}_B = r_B/r_2 = 0,3$; $\bar{S} = 0,03$; $\bar{C}_{rep} = 0,065$ (см. рис. 6), что также близко к заданной величине $q=0,001$.

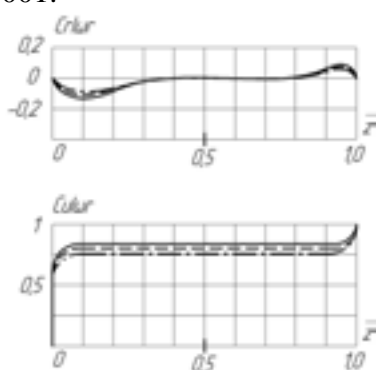


Рис. 5. Распределение скоростей \bar{C}_r , \bar{C}_u в боковом зазоре около лабиринтного уплотнения покрывного диска РК (течение к оси вращения) $\bar{r} = 0,6$; $\bar{S} = 0,03$; $q = 0,003$; $Reu = 2,35 \cdot 10^6$ — $\bar{C}_{u2} = 0,72$; - - - $\bar{C}_{u2} = 0,6$; - - - - $\bar{C}_{u2} = 0,4$

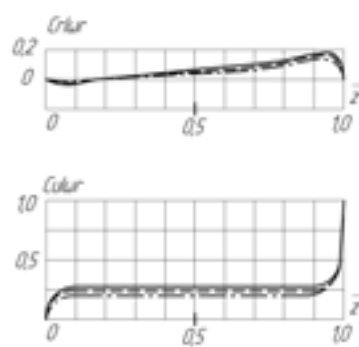


Рис. 6. Распределение скоростей \bar{C}_r , \bar{C}_u в боковом зазоре около лабиринтного уплотнения основного диска РК (течение от оси вращения) $\bar{r} = 0,3$; $\bar{S} = 0,03$; $q = 0,001$; $Reu = 2,35 \cdot 10^6$ — $\bar{C}_{u2} = 0,72$; - - - $\bar{C}_{u2} = 0,6$; - - - - $\bar{C}_{u2} = 0,4$

Представленные результаты численного моделирования течения в боковых зазорах с применением пакета Fluent и принятой моделью турбулентности $k-\varepsilon$ RNG SWF удовлетворительно согласуются с известными

экспериментальными данными и позволяют:

- выполнить расчет осевых сил по известным методам [1,2,3], используя более точные граничные значения $\bar{C}_{u2\delta}$ из рис. 4;
- определить точнее утечки через уплотнения РК, используя графики на рис. 2 и 3 и формулу Стодолы для расхода через лабиринтное уплотнение;
- найти мощность трения дисков РК, зная зависимости $\bar{C}_u = f(\bar{r}, \bar{z})$ и указания по расчету в работе [5];
- рассчитать безразмерные осевые силы, действующие на диски РК, используя графики на рис. 2 и 3 и формулу (2)

$$\bar{T} = T / \rho u_2^2 r_2^2 = \pi(1 - \bar{r}^2) \bar{p}_2 - 2\pi \int_r^1 (\bar{p}_2 - \bar{p}) \bar{r} d\bar{r}. \quad (2)$$

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Евгеньев С.С.* Разгрузка осевых сил с целью повышения надежности турбомашин//Химическое и нефтяное машиностроение. 1995. №11. С. 15–21.
2. *Ден Г.Н.* Механика потока в центробежных компрессорах. Л.: Машиностроение. 1973. 272 с.
3. *Шнепп В.Б.* Конструкция и расчет центробежных компрессорных машин. М.: Машиностроение. 1995. 240 с.
4. *Евгеньев С.С., Шнепп В.Б., Цукерман С.В., Рахимов Д.А.* Исследование закрутки потока в боковой камере центробежной ступени. – Повышение эффективности холодильных машин и термотрансформаторов. Межвуз. сб. научн. трудов. – Л.: ЛТИХП. 1986. С. 15–19.

5. *Евгеньев С.С., Зубринкин А.В.* Численный и экспериментальный анализ течения в боковых зазорах между рабочем колесом и корпусом центробежного компрессора//Компрессорная техника и пневматика. 2012. №6. С. 36–39.

DISTRIBUTION OF PRESSURE AND SPEEDS IN LATERAL BACKLASHES BETWEEN THE DRIVING WHEEL AND THE CASE OF THE CENTRIFUGAL COMPRESSOR

S.S. Evgenev, A.V. Zubrinkin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In lateral backlashes between the driving wheel and the case results of numerical modelling of a current are presented to steps of the centrifugal compressor. Results of comparison to known experimental data on stream structure in a wide range of change criterial parameters are shown.

УДК 534 231

ОЦЕНКА ДИССИПАЦИИ ЭНЕРГИИ УПРУГИХ ВОЛН В ПЕРФОРИРОВАННОЙ КОЛОННЕ СКВАЖИНЫ

Загидуллина А.Р., Гатауллин Р.Н.

(Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Исследовательский центр проблем энергетики Казанского научного центра РАН (Академэнерго))

Работа посвящена рассмотрению механизмов передачи энергии колебаний, в частности - диссипации энергии упругих волн в пластовых жидкостях. С целью экспериментального подтверждения полученных аналитических выражений были проведены экспериментальные исследования измерения распределения амплитуды колебаний на модели перфорированной трубы. Проведенный анализ свидетельствует о том, что полученные экспериментальные данные согласуются с теоретическими расчетами.

Режим резонансного колебания столба жидкости в нагнетательной скважине позволяет обеспечить большие значения амплитуды колебаний давления в потоке жидкости, нагнетаемой, как правило, для кратковременной обработки призабойной зоны скважин. При переходе на режим продолжительного виброволнового воздействия определение диссипации акустической энергии в скважине и на границе системы «скважина – пласт» приобретает большую актуальность. Амплитуда колебаний давления в скважине, в этом случае, определяется уже режимом вынужденных колебаний на выходе из генератора и условиями распространения упругих волн в среде скважинной жидкости.

В реальных условиях рабочей средой, находящейся в скважине, может быть как несжимаемая жидкость (вода при гидродинамическом воздействии на пласт), так и сжимаемая (воздух при внутрислоевом горении).

Нагнетательная скважина, в которой размещается излучатель, по своей сути является колебательной системой. Геометрия скважины, характеристики перфорационных отверстий, местоположение излучателя и свойства заполняемого рабочего агента определяют ее акустические характеристики. Это означает, что в зависимости от частоты вынужденных колебаний в скважине, генерируемых излучателем, возможно как усиление, так и поглощение этих колебаний.

Разработанная модель процесса учитывает геолого-физические характеристики пласта в различных схемах размещения скважинного излучателя, используемых в промышленных условиях при проведении волнового воздействия на пласт (рис.1а и 1б).

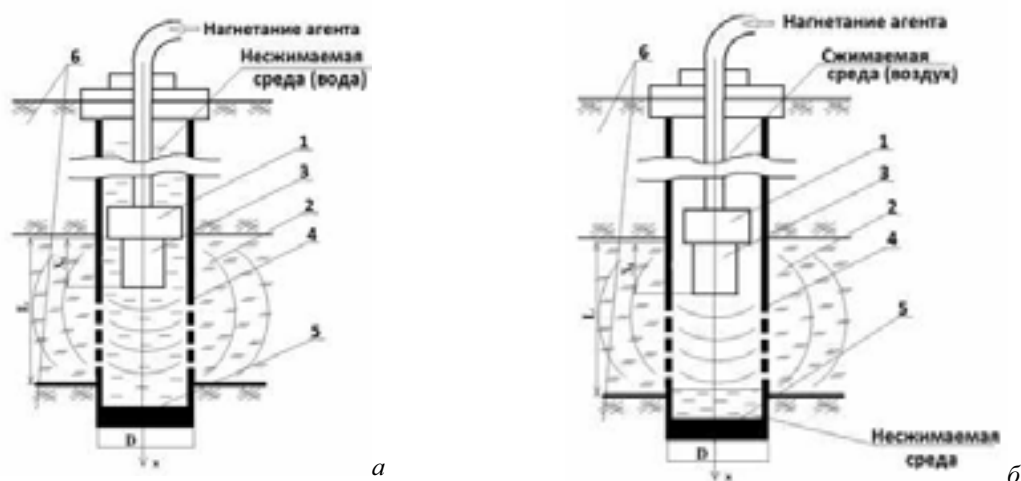


Рис. 1. Принципиальная схема размещения излучателя колебаний в нагнетательной скважине: а – в среде несжимаемой жидкости; б – в среде сжимаемой жидкости, 1 – фильтр; 2 – продуктивный пласт; 3 – излучатель колебаний; 4 – обсадная колонна скважины с цементным кольцом; 5 – дно обсадной колонны; б – горная порода

При разработке модели процесса распространения упругих волн использованы следующие допущения: обсадная колонна скважины представляет собой цилиндрическую трубу с внутренним радиусом, не большим 0,6 длины генерируемой волны; среда в скважине однородна; амплитуда колебаний не зависит от радиального перемещения жидкости; внутренняя поверхность стенки обсадной колонны гладкая; излучатель представляет собой поршень, разделяющий обсадную колонну в координате x_1 на две части.

В результате аналитических преобразований получены выражения величины амплитуды вынужденных колебаний вдоль скважины:

$$p_1 = -(p_0 \cos(kx + \psi) \sin[k(L - x_1) + \phi]) / \sin(kL + \psi + \phi) \quad \text{при } 0 \leq x < x_1, \quad (1)$$

$$p_2 = (p_0 \cos[k(L - x) + \phi] \sin(kx_1 + \psi)) / \sin(kL + \psi + \phi) \quad \text{при } x_1 \leq x \leq L. \quad (2)$$

При малом кольцевом зазоре между фильтром и внутренней стенкой обсадной колонны дно фильтра рассматривается как абсолютно жесткое препятствие с проводимостью на входе, равной $Y_0 = 0$.

Дно обсадной колонны рассматривается как тело сосредоточенной массы с импедансом $Z_M = -i\omega\mu^*$ и акустическим импедансом породы, на которую опирается колонна, равным $Z' = \rho'c'$. В этом случае общее значение волновой проводимости препятствия определяется, зависимостью:

$$Y_\kappa = \left[\rho'c' / (\rho'c'^2 + (\mu^*\omega)^2) \right] + i\mu^*\omega / [(\rho'c')^2 + (\mu^*\omega)^2], \quad (3)$$

где $\rho'c'$ - волновое сопротивление породы; μ^* - поверхностная плотность дна обсадной колонны.

Относительные значения амплитуды колебаний $\bar{A} = p_2 / p_0$ получены на основе уравнений (1) и (2) при $Y_0 = 0$ и разных значениях высоты столба жидкости и частотах колебаний (рис. 2)

При прохождении звуковой волны в несжимаемой жидкости происходят процессы перестройки ее структуры, т.е. изменения во взаимном расположении и ориентации молекул. Эти процессы связаны с изменениями объема и температуры в звуковой волне, т.е. проявляются эффект объемной вязкости. С аналогичными процессами связана и сдвиговая деформация жидкости, так как взаимное перемещение молекул при течении жидкости требует преодоления тех же сил межмолекулярного взаимодействия и энергетических барьеров, что и при перестройке структуры под действием объемной деформации. Коэффициент поглощения α_χ , обусловленный теплопроводностью можно не учитывать [1]:

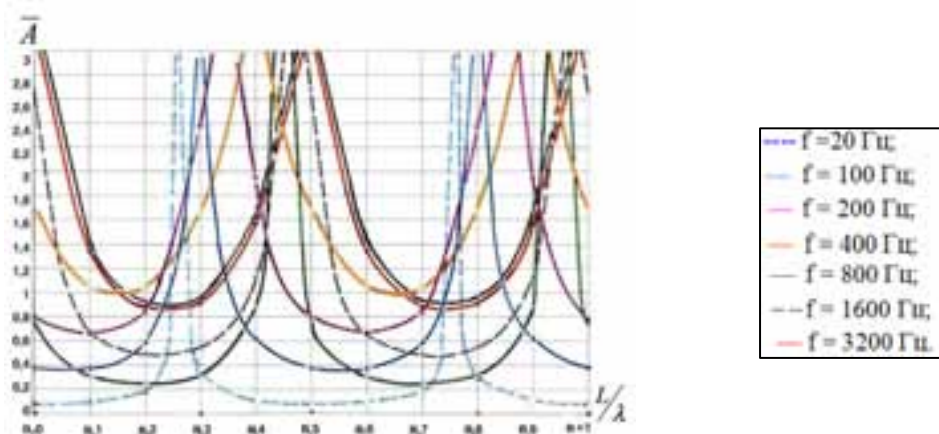


Рис. 2. Распределение величины амплитуды колебаний при значении $x_1=0,4$ м и различных значениях частоты вынужденных колебаний n – целое число длин волн ($n=1,2,3,\dots$ и т.д.)

Коэффициент сдвиговой вязкости для воды равен приблизительно $\eta_s = 0,001$ Па·с, а значение коэффициента объемной вязкости $\eta_v = (3 - 5)\eta_s$. В этом случае значения коэффициентов поглощения для рассматриваемого диапазона частот вынужденных колебаний $f = 20 - 6000$ Гц в соответствии с зависимостью: $\alpha = \frac{16\pi^2}{3\rho c^2} \left(\eta_s + \frac{3}{4}\eta_v \right) f^2$ составляет с учетом влияния сдвиговой вязкости: $\alpha_s = 0,17 \cdot 10^{-10} \div 0,25 \cdot 10^{-6}$ 1/м, а с учетом объемной вязкости - $\alpha_v = 1,02 \cdot 10^{-10} - 1,5 \cdot 10^{-6}$ 1/м. Значения коэффициента поглощения с учетом обоих видов вязкости и при условии аддитивности их влияния могут находиться в пределах: $\alpha = \alpha_s + \alpha_v = 1,2 \cdot 10^{-10} - 1,75 \cdot 10^{-6}$ 1/м.

Так же необходимо учесть потери энергии в колеблющемся потоке жидкости в перфорационных отверстиях обсадной колонны скважины. Этот коэффициент потерь на излучение энергии - δ_c определяется плотностью среды, угловой частотой геометрическими размерами обсадной колонны и акустической проводимостью перфорационных отверстий[2]:

$$\delta_c = \sqrt{-ip2Y_c \cdot \omega / R_c} \quad (4)$$

где Y_c - волновая проводимость одного перфорационного отверстия, R_c - внутренний радиус обсадной колонны.

Следует отметить, что акустическая проводимость учитывает такие геолого-физические характеристики продуктивного пласта, как пористость и проницаемость и может быть использована при разработке математической модели диссипации акустической энергии на границе сред при переходе из скважины в пласт.

При воздействии на стенку скважины гармонически изменяющегося давления $p = p' e^{i\omega t}$ уравнение Дарси применительно к пористой среде пласта принимает вид:

$$\partial p / \partial r = (-\eta / K) u , \quad (5)$$

где η - динамическая вязкость жидкости; K - проницаемость пористой среды продуктивного пласта; r – текущее значение радиуса распространения упругой волны; p' - амплитуда колебаний давления в жидкости (функция текущего параметра r); u – скорость фильтрации жидкости в поровом пространстве.

Из-за малого диаметра перфорационного отверстия по сравнению с диаметром обсадной колонны можно принять, что в выделенном объеме жидкости (втекающей в отверстие) давление и скорость частиц зависит только от текущего значения радиуса r . В этом случае уравнение неразрывности принимает вид:

$$\partial u / \partial r = (-m / B_{жс}) \partial p / \partial t \quad (6)$$

где m – коэффициент пористости продуктивного пласта; $B_{жс}$ – модуль всестороннего сжатия жидкости в поровом пространстве.

Проводимость всех перфорационных отверстий на единице длины участка обсадной колонны скважины определяется отношением суммарной площади отверстий на этом участке к площади цилиндрической поверхности участка, приходящейся на единицу длины обсадной колонны:

$$\bar{Y}_c = (r_0^2 n / R_c^2) \left[(i \omega K m / B_{жс} \eta)^{1/2} \right], \quad (7)$$

где r_0 - радиус перфорационного отверстия; n - количество перфорационных отверстий на единице длины обсадной колонны, R_c - внутренний радиус обсадной колонны.

На основе преобразования зависимостей коэффициент потерь на излучение выражается:

$$\delta_k = \sqrt{-((2\rho\omega r_0^2 n) / R_c^3) \cdot (\omega K m / B_{жс} \eta)^{1/2} \cdot \sqrt{i^3}} \quad (8)$$

Расчеты коэффициента потерь проводились при следующих значениях параметров: $\rho = 1150 \text{ кг/м}^3$, $r_c = 4,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$, $n^* = 20 \text{ отв/м}$, $R_c = 0,065 \text{ м}$, $B_{жс} = 2,2 \cdot 10^4 \text{ МПа}$, $\eta = 1,6 \cdot 10^{-4} \text{ Па}\cdot\text{с}$, $K = (0,008 \div 1,218) \text{ мкм}^2$, $m = 0,11 - 0,24$, $\omega = 2\pi f$ ($f = 20, 50, 100, 200, 300, 400, 500, 1000, 3000, 6000 \text{ Гц}$), $1/c$.

Изменения коэффициента потерь на излучение с увеличением частоты вынужденных колебаний от 20 до 6000 Гц составляет соответственно: на верхней границе - $\delta_k = 0,013 \div 2,674 \text{ 1/м}$, на нижней границе - $\delta_k = 0,003 \div 0,626 \text{ 1/м}$, что существенно превышает потери на поглощение в скважинной жидкости.

Значения потерь энергии $\Delta E = (1 - e^{-\delta_k \Delta y}) \cdot 100\%$ в виде областей, изменяющихся с частотой колебаний и глубиной перфорационных каналов, даны на рис.3.

При этом верхняя граница области значений потерь рассчитывалась при максимальных значениях проницаемости и пористости продуктивного пласта, а нижняя – при минимальных значениях проницаемости и пористости пласта. Значение Δy включает толщину стенки обсадной колонны и цементного кольца.

Из рисунка следует, что с ростом частоты вынужденных колебаний потери энергии на стенке возрастают. Значения радиуса перфорационных отверстий, их количество и радиус стенки обсадной колонны скважины выбраны на основе среднестатистических данных.

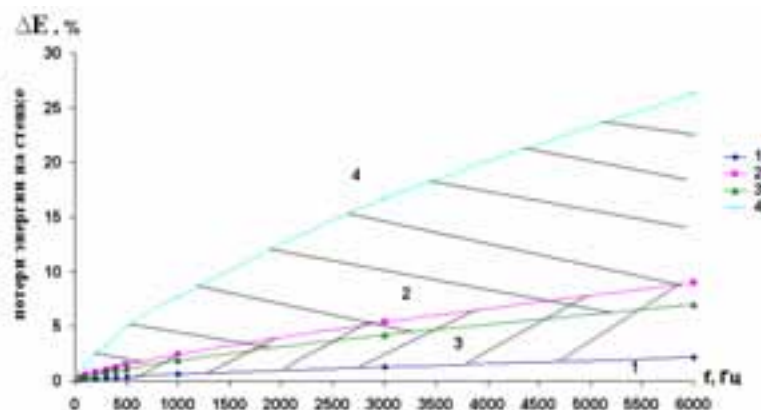


Рис. 3. Потери энергии упругих волн на стенке обсадной колонны скважины в зависимости от частоты вынужденных колебаний и глубины перфорационных каналов: 1,2 – при $\Delta y = 33$ мм; 3,4 – при $\Delta y = 109$ мм

Для инфразвукового диапазона частот воздействия на пласт от 5 до 20 Гц потери энергии через стенку обсадной колонны скважины при рассмотренных выше значениях характеристик пласта и глубины перфорационных каналов составляют от 0,1% до 0,4%, что существенно ниже значений потерь, приведенных на графиках рис. 4, 5 при более высоких величинах частот.

В работе [3] показано, что в условиях сжимаемой жидкости коэффициент поглощения энергии упругих волн обусловлен механизмом теплоизлучения, теплопроводности и объемной деформации (сжимаемостью). В газообразной среде важное значение имеет термический механизм поглощения звуковых колебаний. Как известно, в звуковой волне зоны сжатия имеют повышенную температуру, а в зоне разрежения – пониженную в сравнении с температурой скважинной среды.

Теплопроводность является частным случаем процесса обмена теплотой между смежными участками среды. Как считает автор [3], что и имеет место в действительности, до самых высоких частот выравнивание температур незначительно, т.е. процесс квазиadiaбатический. Коэффициент поглощения энергии упругих волн в скважине за счет теплопроводности воздуха, подаваемого в скважину, имеет вид:

$$\alpha_{\chi} = (\omega^2 \lambda_g / 2\rho c^3) \left((1/c_v) - (1/c_p) \right), \quad (9)$$

где λ_g - коэффициент теплопроводности; c_v - теплоемкость воздуха при постоянном объеме; c_p - теплоемкость воздуха при постоянном давлении.

Теплоизлучение является локальным механизмом релаксационного типа: каждый элемент среды излучает или поглощает тепло независимо от соседних, что выравнивает температурные разности между данным нагретым или охлажденным участком и средой в целом. Поглощение звука связанное с теплоизлучением более умеренное в сравнении с поглощением на теплопроводность, что позволяет его не учитывать.

При прохождении звуковой волны в среде газа энергия сообщается через соударения молекул только трем внешним поступательным степеням свободы. В одноатомных газах молекулы имеют только эти степени свободы.

В двухатомных или многоатомных газах имеются еще и внутренние степени свободы: вращательные и колебательные. На эти степени свободы энергия передается с внешних степеней также через соударения молекул.

При гармоническом процессе распространения звука перераспределение энергии по степеням свободы молекул приводит к поглощению звуковой энергии и к дисперсии скорости распространения звука из-за отставания давления по фазе от сжатия газа. При этом в звуковой волне имеют место только процессы, в ходе которых изменяется лишь заселенность возбуждаемых состояний, а общее количество молекул остается постоянным. Процессы возбуждения и снятия возбуждения происходят только в результате соударения двух частиц.

В двухатомных газах, из смеси которых состоит в основном воздух (O_2 , N_2 , H_2), значения времени релаксации обычно велики, а сама область релаксации находится в звуковом диапазоне частот.

В воздухе основной вклад в поглощение звука дает колебательная релаксация O_2 и N_2 , причем частота релаксации молекул O_2 выше, чем молекул N_2 .

Для определения коэффициента поглощения энергии упругих волн в воздушной среде, связанного с релаксацией, воспользуемся зависимостью:

$$\alpha_p = f^2(18,4 \cdot 10^{-12} (p_s / p_{so})^{-1} (T / T_{20})^{1/2} + (T / T_{20})^{-5/2} [0,01275 \exp(-2239,1 / T) / (v_o + (f^2 / v_o)) + 0,1068 \exp(-3352 / T) / (v_N + (f^2 / v_N))]), H / м \quad (10)$$

Зависимости коэффициентов поглощения звука приведены на графиках рис. 2. и 3.

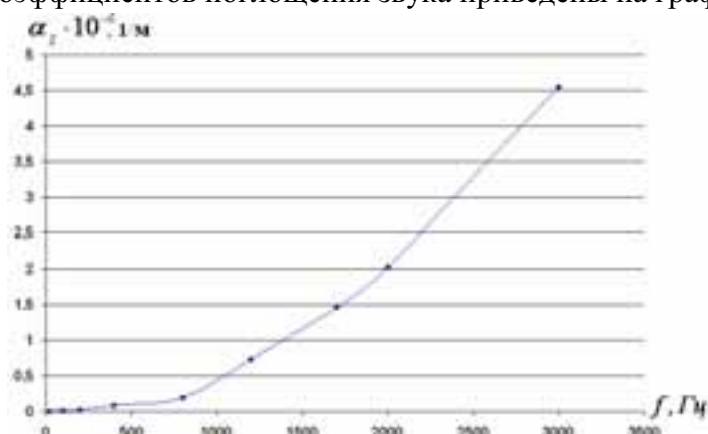


Рис. 4. Зависимость коэффициента поглощения звука, связанного с теплопроводностью сжимаемой среды скважины от частоты колебаний

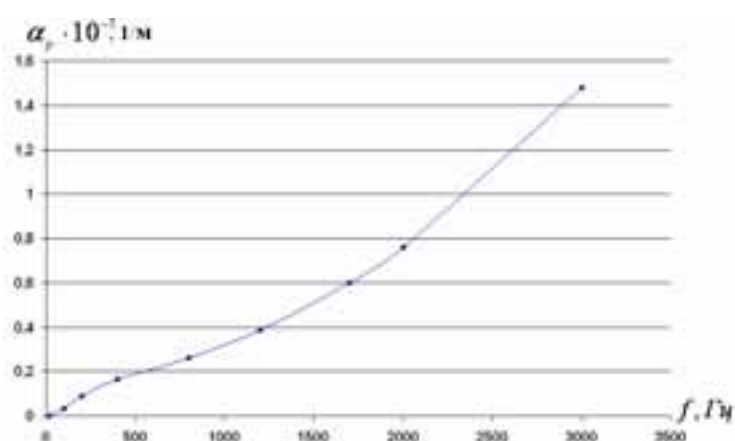


Рис. 5. Зависимость коэффициента поглощения при колебательной релаксации в сжимаемой среде скважины от частоты колебаний

В рассматриваемом диапазоне частот колебаний давления $f = 20-3000$ Гц максимальные численные значения коэффициента поглощения, связанные с релаксацией молекул O_2 и N_2 в

воздухе, составляют $\alpha_p = 1,48 \cdot 10^{-3}$ 1/м, а связанные с теплопроводностью среды в скважине – $\alpha_\chi = 4,56 \cdot 10^{-6}$ 1/м.

Общая величина коэффициента поглощения в среде с учетом неравновесности процесса определяется зависимостью:

$$\alpha = \alpha_\chi + \alpha_p = \left(\omega^2 \chi / 2\rho c^3 \right) \left(1/c_v - 1/c_p \right) + \alpha_p \quad (11)$$

Численное значение α изменяется от $0,146 \cdot 10^{-5}$ 1/м до $1,5 \cdot 10^{-3}$ 1/м в рассматриваемом диапазоне частот от 20 до 3000 Гц соответственно.

Коэффициент потерь на отверстиях в стенке определяется аналогично зависимости 8. Расчет коэффициента потерь проведен при следующих значениях параметров:

$\rho = 7,34$ кг/м³, $r_c = 4,5 \cdot 10^{-3}$ м, $n = 20$ отв/м, $R_c = 0,065$ м, $V_\Gamma = 0,613$ МПа, $\eta = 17,2 \cdot 10^{-6}$ Па·с, $K = 0,05-3$ мкм², $m = 0,40$, $\omega = 2\pi f$ (20,100,200,400,800,1200,1700,2000,3000 Гц). Значение V_Γ, K и m приняты на основе характеристик пласта в районе скважины № 276 Мордово-Кармальского месторождения.

Изменение коэффициента потерь на излучение с увеличением частоты вынужденных колебаний от 20 до 3000 Гц составляет соответственно: верхняя граница ($K = 3$ мкм²) - $\delta_\kappa = 0,183-13,23$ 1/м, нижняя граница ($K = 0,05$ мкм²) - $\delta_\kappa = 0,066-2,82$ 1/м, что существенно превышает потери на поглощение в скважинной воздушной среде.

С целью экспериментального подтверждения ранее полученных аналитических выражений представлены результаты акустических измерений, выполненных на имитаторе перфорированной обсадной колонны скважины.

Внешний вид экспериментальной установки представлен на рис. 6.



Рис. 6. Экспериментальная установка

Проведенные исследования включали измерение распределения амплитуды колебаний по длине гладкой и перфорированной трубы (1), имитирующей обсадную колонну скважины. Вынужденные колебания в трубе создавались с помощью динамической головки (2), генератора гармонических колебаний ГЗ-120 (3) и усилителя (4). Регистрация и измерение параметров колебаний осуществлялась с помощью микрофона (5), анализатора спектра (6) и компьютера (7). Погрешность измерения не превышала 2%.

На рис. 7 представлено сравнение расчетных и экспериментальных результатов. Расчеты проведены без учета диссипации упругих волн. Наличие поглощения энергии колебаний на стенках трубы и в самой среде приводит к увеличению ширины резонансной кривой вблизи собственных частот и смещению частоты, на которой возникает резонанс. Это подтверждается полученными экспериментальными данными.

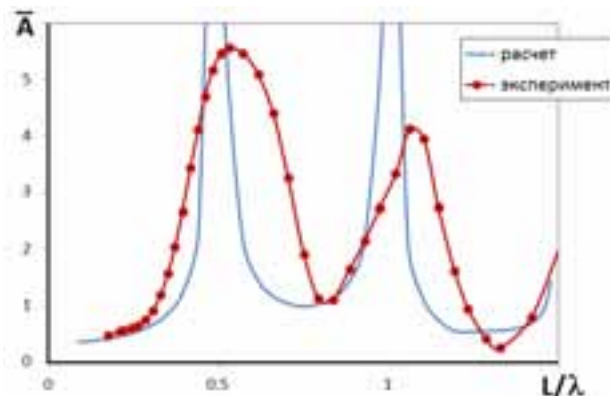


Рис. 7. Сопоставление экспериментальных данных с расчетными данными

Таким образом, использование разработанной модели позволяет выбрать необходимый режим работы динамической системы «излучатель-скважина» и обеспечить при воздействии на пласт значения характеристик волнового поля не ниже пороговых.

Заключение

Выявлены и исследованы закономерности, по которым происходит диссипация энергии упругих волн.

Показано, что при нагнетании несжимаемой жидкости - воды диссипация энергии обусловлена сдвиговой и объемной вязкостью среды, а также поглощением ее стенкой обсадной колонны. Выявлено также, что эти потери зависят от размеров перфорационных каналов и частоты вынужденных колебаний. При частоте вынужденных колебаний, например, 3000 Гц они составляют 17%.

Установлено, что в среде сжимаемой жидкости - воздуха диссипация энергии обусловлена, главным образом, процессом релаксации молекул N_2 и O_2 в составе воздуха, теплопроводностью среды, а также поглощением ее стенкой обсадной колонны. Эти потери могут достигать ~ при высокой частоте (3000 Гц) 20%.

Проведенный анализ свидетельствует о том, что полученные экспериментальные данные согласуются с теоретическими расчетами.

Работа выполнена в рамках гранта РФФИ № «12-02-31153-мол_а».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. Том IV. Гидродинамика. Москва Наука, 1988.- 732 с.
2. Буторин Э.А., Загидуллина А.Р. Распространение вынужденных колебаний и потери энергии на стенке вертикальной скважины// Известия Академии наук. Энергетика. № 1 2008 С. 131-136.
3. Исакович М.А. Общая акустика – М.: Наука, 1973. – 495 с.

ESTIMATION THE ENERGY DISSIPATION OF ELASTIC WAVES ENERGY IN THE PERFORATED COLUMN OF WELL

A.R. Zagidullina, R.N. Gataullin

(Federal state budget establishment of science Exploratory center of power engineering problems, Kazan Science Centre of the Russian Academy of Sciences (Academenergo))

Work is devoted viewing of mechanisms of power transfer oscillations, in particular - dissipations of elastic waves energy in pore fluids. For the purpose of the experimental confirmation of gained

analytical expressions have been held experimental researches of distribution the vibration amplitude on perforated pipe model. The carried out analysis testifies that the gained experimental data agrees with idealized calculations.

УДК 533.6.08

ТЕМПЕРАТУРНАЯ КОМПЕНСАЦИЯ ТЕРМОАНЕМОМЕТРА ПРИ ИЗМЕРЕНИИ СКОРОСТИ В НЕИЗОТЕРМИЧЕСКИХ ПОТОКАХ

Занько Ф.С., Хайрмасов К.Р.

(Исследовательский центр проблем энергетики КазНЦ РАН)

Давно известная научно-инженерная проблема температурной компенсации термоанемометра при измерении скорости в потоках движущихся жидкостей до сих пор не имеет хорошего решения. На погрешность традиционных методов оценки температуры горячей нити по ее сопротивлению влияет множество трудно учитываемых факторов, дополнительно требуется дорогостоящая измерительная аппаратура и др. В настоящей работе обосновывается подход, в котором некоторая оптимальная температура горячей нити не измеряется, а подбирается по данным измерений скорости в неизотермическом течении. По реальным экспериментальным данным оценена точность предлагаемого метода, рассмотрены практические аспекты его применения.

Термоанемометр постоянного сопротивления – хорошо известный прибор для измерения средней и мгновенной скорости в потоке движущейся жидкости. Принцип его действия основан на зависимости между скоростью потока и теплоотдачей помещенной в него тонкой проволоочки, нагреваемой электрическим током:

$$\frac{I^2 R_w}{R_w - R_a} = A + BU^n,$$

где I – сила тока, нагревающего нить, А; R_w – сопротивление нагретой нити ($R_w = \text{const}$), Ом; R_a – сопротивление нити при температуре окружающей среды, Ом; U – скорость потока, м/с; A, B, n – постоянные коэффициенты, определяемые в результате градуировки каждого конкретного датчика. Очевидно, что при изменении температуры окружающей среды, а значит и R_a , показания термоанемометра нужно корректировать.

Уравнение теплового баланса нагретой нити:

$$I^2 R_w = (T_w - T_a)h,$$

где I – сила тока, нагревающего нить, А; T_w – температура нагретой нити ($T_w = \text{const}$ для термоанемометра постоянного сопротивления), К; T_a – температура окружающей среды, К; h – коэффициент теплоотдачи горячей нитки, Вт/(м²·К). Вообще говоря, h зависит от разности температур ($T_w - T_a$), но в диапазоне 30-40°C от некоторой опорной температуры его можно считать постоянным [1]. Тогда, получается следующая простая формула для корректировки показаний термоанемометра при температуре, отличающейся от температуры градуировки:

$$I_n^2 = I_a^2 \frac{T_w - T_n}{T_w - T_a}, \quad (1)$$

где T_n – некоторая опорная температура, при которой проводилась градуировка (обычно 20°C), К; I_n, I_a – сила тока, протекающего через нагретую нить, расположенную в потоке с

температурой T_n , T_a , соответственно, А. Если же дополнительно учесть линейную зависимость сопротивления нагретой нити от температуры:

$$R_a = R_n(1 - \alpha(T_a - T_n)),$$

получим формулу, которой обычно пользуются на практике:

$$I_n^2 = I_a^2 \frac{R_w - R_n}{R_w - R_a}, \quad (2)$$

где R_n , R_a – сопротивление нагретой нитки в потоке с температурой T_n , T_a , соответственно, Ом; α – температурный коэффициент сопротивления, K^{-1} .

Тем не менее, в реальности применение соотношения (2) связано со значительным и неконтролируемым ростом погрешности измерений. Пользоваться справочным значением температурного коэффициента сопротивления нельзя, его нужно определять экспериментально для каждого датчика или хотя бы типа проволоки. Сопротивление проводов требуется определять с высокой точностью, причем обычные тестеры при измерении дополнительно разогревают нитку и меняют сопротивление. Следовательно, для измерения сопротивления нужна специальная и довольно дорогая аппаратура. Геометрические размеры нити (длина – порядка единиц мм, ширина – порядка микрометров) точно замерить затруднительно. Наконец, особые сложности вызывает измерение сопротивления собственно нити (без державок и проводов). Конечно, с теми или иными допущениями все эти трудности можно разрешить или обойти, но это, несомненно, ведет к трудно оцениваемому увеличению ошибки измерений.

Гораздо предпочтительнее с практической точки зрения альтернативный подход, предложенный в [2], где вместо формулы (2) используется формула (1). Конечно, температура нагретой нити неизвестна, но ее можно подобрать. Для этого у экспериментатора должен быть набор градуировочных кривых, полученных для ряда других температур, помимо опорной, отличающихся от последней, скажем на 20-30°C.

Авторы настоящей работы реализовали предлагаемый подход, составив необходимые программы на языке Python, и проверили его на нескольких массивах данных (своих и взятых из литературы). Рассмотрим эту методику более подробно на примере из реального экспериментального исследования, проведенного авторами.

На рис.1 приведена схема экспериментальной установки. Воздух, нагреваемый генератором тепла 1, проходил через универсальное выравнивающее устройство 2, которое делает профиль скорости в трубе почти равномерным, и попадал в измерительный участок, где располагались однопоточный датчик скорости 4 с толщиной нити 6 μ m и внешний термометр 3. Диаметр измерительного сечения составлял 50 мм. Массовый расход воздуха в тракте установки обеспечивался турбокомпрессором 9, работающим на всасывание, и поддерживался постоянным в пределах одной серии экспериментов при помощи набора критических сопел 5. Установка ресивера 6 между измерительной магистралью и критическими соплами позволяла сгладить пульсации давления перед соплами. В эксперименте использовались поверенные критические сопла, обеспечивающие значение объемного расхода с погрешностью не более 0,25%. Работа датчика поддерживалась экспериментальным устройством, работающим в режиме термоанемометра постоянного сопротивления. Информация о силе тока, протекающем через нагретую нить датчика, и о температуре воздуха в измерительном участке записывалась на компьютер.

На рис.2 показаны градуировочные зависимости, полученные при нескольких значениях температуры потока, включая комнатную. Как и следовало ожидать, при заданной скорости с ростом температуры потока для поддержания той же температуры (или сопротивления)

нити требуется меньшая сила тока. Задача заключалась в том, чтобы подобрать такую температуру горячей нити T_w , при которой пересчитанные в соответствии с формулой (1) градуировочные зависимости для разных T_a стали как можно ближе к опорной градуировочной кривой, полученной при $T_n=19,5^\circ\text{C}$.

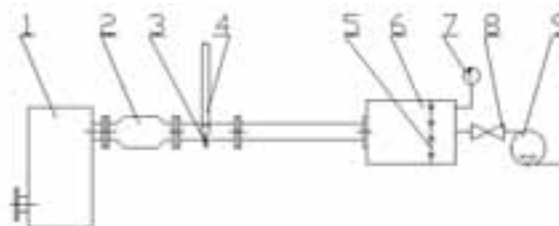


Рис.1. Схема экспериментальной установки: 1 – генератор тепла, 2 – универсальное выравнивающее устройство, 3 – термометр, 4 – датчик скорости, 5 – критические сопла, 6 – ресивер, 7 – манометр, 8 – заслонка, 9 – турбокомпрессор

Предварительно была найдена степенная функция, аппроксимирующая опорную градуировочную зависимость ($T_n=19,5^\circ\text{C}$): $I^2=2312+1212U^{0,45}$. Затем, задавшись заведомо большим значением $T_n=300^\circ\text{C}$, рассчитывалось значение критерия – суммарного среднеквадратичного отклонения всех скорректированных по формуле (1) экспериментальных точек от аппроксимирующей кривой. Полученное число сравнивалось со значением этого критерия на предыдущем шаге. Как только величина критерия прекращала уменьшаться, расчет останавливался. В противном случае, T_n уменьшалась на $0,5^\circ\text{C}$ и цикл повторялся. Таким образом удалось оценить температуру нагретой нити термоанемометра: $T_w=146,6^\circ\text{C}$. Определенное другим независимым способом значение этой характеристики оказалось весьма близким: $T_w=150,0^\circ\text{C}$.

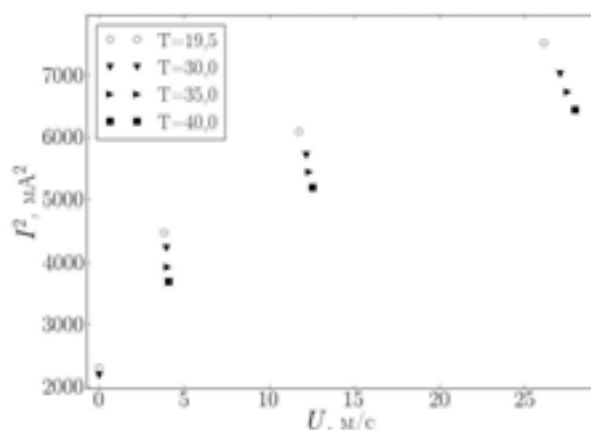


Рис. 2. Градуировочные характеристики, полученные при разных температурах потока

На рис.3 изображены градуировочные кривые при разных температурах окружающей среды до и после корректировки по формуле (1) при $T_w=146,6^\circ\text{C}$. Скорректированные экспериментальные точки отклонялись от аппроксимирующей кривой в среднем на $0,64-0,80$ м/с.

Выводы. Метод учета влияния температуры окружающей среды на измерения скорости термоанемометром по формуле (1) достаточно точен, удобен с практической точки зрения и позволяет оценить погрешность процедуры компенсации термоанемометра по температуре. Необходимые для реализации этого метода программы на языке Python отлажены и проверены на нескольких массивах данных (авторских и взятых из литературы).

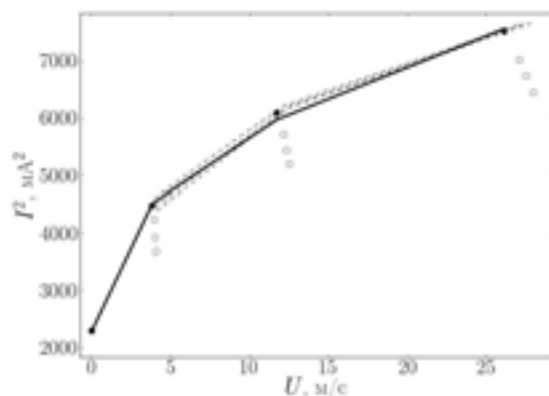


Рис.3. Градуировочные характеристики, полученные при разных температурах потока, до (точки) и после (пунктирные линии) температурной компенсации

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научных проектов № 13-08-97063-р_поволжье_а, 13-08-97050-р_поволжье_а, 13-08-00359-а, 13-08-00504-а.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kanevce G., Oka S. Correcting Hot-wire Readings for Influence of Fluid Temperature Variations // DISA Information. October 1973. No.15. P.21-24.
2. Dijk A., Nieuwstadt F.T.M. The calibration of (multi-) hot-wire probes. 1. Temperature calibration // Experiments in Fluids. 2004. Vol.36. Pp.540-549

TEMPERATURE COMPENSATION FOR HOT-WIRE VELOCITY MEASUREMENTS IN NONISOTHERMAL FLOWS

P.S. Zanko, K.R. Hayrnasov

(Research Centre for Power Engineering Problems, Kazan Scientific Centre, Russian Academy of Sciences)

The well-known scientific and engineering problem of temperature compensation for hot-wire velocity measurements in flows does not have a good solution yet. Traditional methods of the hot wire temperature estimation using the resistance of the hot wire include many factors which are hard to take into account. Also it is necessary to have expensive measuring equipment etc. In the present paper some optimal temperature of the hot wire is not measured but selected using data of velocity measurements in a nonisothermal flow. The method is illustrated using real experimental data. Some practical aspects of using the method are discussed.

УДК 621.432.263.5

ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА ЭКРАНИРОВАНИЕМ ГОРЯЧИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОРПУСА ГТД ПРИ СВОБОДНОЙ КОНВЕКЦИИ

Гимбицкий А.В.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Приводятся результаты экспериментального исследования тепловой защиты отсека от горячих элементов корпуса высокотемпературной энергоустановки с использованием экрана

между корпусом и наружной оболочкой двигателя при свободной конвекции в воздушных прослойках. Проведены опытные исследования температурного состояния всех поверхностей и воздушных прослоек экспериментальной модельной установки при варьировании температурой горячей стенки и толщиной прослоек. Результаты опытов обобщены и представлены в виде графических и аналитических зависимостей.

В связи с все большим потреблением человеком различных энергоресурсов возникает необходимость в сжатые сроки, с минимальными затратами, доставить их потребителю в полном объеме. Для этих целей часто используются конвертированные высокотемпературные газотурбинные двигатели. Они хорошо зарекомендовали себя на газоперекачивающих станциях в качестве газогенераторов. Но одним из недостатков при эксплуатации высокотемпературных двигателей является то, что при длительной, продолжительной работе корпус установки становится источником мощных тепловых потоков в ограниченное пространство отсека газоперекачивающего агрегата (ГПА). В связи с этим возникают проблемы нагрева воздуха в боксе-контейнере до температур выше допустимых, а также перегрева основных узлов двигателя, систем пожаротушения и других агрегатов, что снижает долговечность и характеристики систем двигателя.

В данной работе исследуется один из вариантов тепловой защиты [1] деталей и узлов наружной оболочки двигателя, а также окружающего пространства бокса-контейнера от высоких температур, генерируемых горячими элементами двигателя.

Для изучения вопроса об эффективности тепловой защиты с применением экранов при свободной конвекции в воздушных прослойках была создана экспериментальная установка (см. рис. 1), позволяющая моделировать процессы теплопередачи от горячей стенки двигателя к его наружной оболочке при установке между ними экрана при свободной конвекции в воздушных прослойках с закрытыми и открытыми торцами (7, 8). В экспериментах варьировались следующие параметры: температура горячей стенки и расстояние от горячей стенки до экрана (δ_r) и от экрана до оболочки (δ_x).

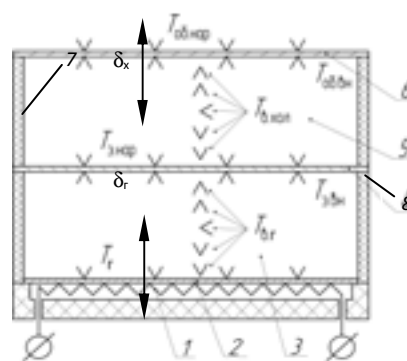


Рис. 1. Схема экспериментальной модельной установки: 1 – нагреватель; 2 – горячая стенка; 3 – горячая прослойка; 4 – экран; 5 – холодная прослойка; 6 – наружная оболочка; Λ, V – места установки термопар

Экспериментальная установка и измеряемые величины

В экспериментальной установке (Рис. 1) горячий корпус двигателя имитировала медная пластина, нагреваемая нитью накаливания. Воздушные полости (зазоры) и все поверхности установки тщательно термометрировались с помощью термопар. Продолжительность выхода на стационарный режим для проведения замеров в данной работе составлял 3...3,5 часа.

Далее проводились замеры температур: T_r – горячей стенки; $T_{в.г.}$ – воздуха в прослойке с горячей стороны; $T_{э.вн.}$, $T_{э.нар.}$ – поверхностей экрана с внутренней (горячей) и наружной (холодной) сторон; $T_{об.вн.}$, $T_{об.нар.}$ – поверхностей наружной оболочки с внутренней и наружной сторон при варьировании толщинами прослоек.

Результаты опытов по замерам температур экрана и оболочки обрабатывались в виде зависимостей $\bar{T}/\bar{\delta}^m = f(\bar{T}_r)$, где $\bar{T} = T/100$, $\bar{\delta} = \delta/L$ и представлены на рис. 2 и 3.

Результаты опытов при данном способе обработки обобщены зависимостями:

$$\text{для рис. 2: } \bar{T}_s = 0,8 \cdot (\bar{T}_r)^{0,8} \cdot \left(\frac{\bar{\delta}_r}{L}\right)^{-0,1};$$

для рис. 3: $\bar{T}_{об} = 1,5 \cdot (\bar{T}_s)^{0,5} \cdot \left(\frac{\delta_x}{L}\right)^{-0,05}$,

что позволяет в первом приближении прогнозировать температуры экрана и оболочки.

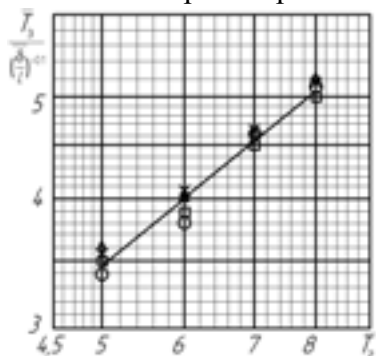


Рис. 2. Зависимость относительной температуры экрана от относительной температуры горячей стенки

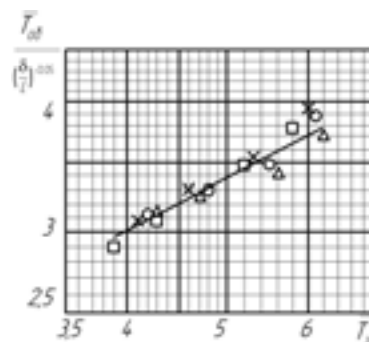


Рис. 3. Зависимость относительной температуры оболочки от относительной температуры экрана

Полученные в настоящей работе результаты подтверждают возможность уменьшения мощности теплового потока, достигающего наружной оболочки и, как следствие, снижение ее температуры.

Дальнейшее развитие работы предполагает исследование предлагаемых в [1] вариантов схем тепловой защиты для установления эффективности каждой из них, при варьировании температурным фактором, величинами расходов в каждой полости, толщиной полости с целью выбора оптимальных способов тепловой защиты в каждом конкретном случае.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гимбицкий А.В., Дезидерьев С.Г., Каримова А.Г. Теплопередача при различных способах тепловой защиты в системах приводных ГТД. // Изв. ВУЗов «Авиационная техника», №3, 2011 г., с. 63-66.

THE THERMAL PROTECTION BY SCREEN FROM GAS TURBINE ENGINE HOT BODY WITH NATURAL CONVECTION

A.V. Gimbitskiy

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In this thesis was given experimental research result of thermal protection by screen from heat body of power plant highly temperature with natural convection. It carried out research surface and air gap temperature state of experimental installation. In experiments varied parameters such as: "hot" wall temperature, thickness of the air gap. Generalized analytic and graphic dependence of experiment data results showed.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВНУТРЕННЕГО ТЕПЛООБМЕНА В РАБОЧИХ ЛОПАТКАХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН МЕТОДОМ ИНФРАКРАСНОЙ ТЕПЛОВОЙ ДИАГНОСТИКИ

Колесова Е.Г., Веретенников С.В., Жорник М.Н.

(ОАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск)

Тенденция развития современных газотурбинных двигателей связана с быстрым повышением параметров рабочего процесса и, прежде всего, температуры газа перед турбиной. При этом возрастает необходимость в совершенствовании систем охлаждения лопаток турбин, являющихся наиболее теплонапряженными элементами современных газотурбинных двигателей, а также в развитии методов определения их теплового состояния.

Одним из перспективных методов определения параметров внутреннего теплообмена в каналах систем охлаждения лопаток турбин является инфракрасная тепловая диагностика, в основу которой положен метод регулярного теплового режима первого рода. Суть метода заключается в том, что при охлаждении тела в среде с постоянной температурой изменение во времени избыточной температуры тела в любой его точке описывается экспоненциальным законом.

На стендах ОАО «НПО «Сатурн» с использованием описанного метода проведены испытания рабочих лопаток. Исследуемая лопатка сначала нагревалась, затем через ее внутренние каналы прокачивался охлаждающий воздух, температура, давление и расход которого измерялись. Температурное поле на наружной поверхности лопатки фиксировалось с помощью инфракрасного термографа «Иртис 2000».

Сравнение результатов исследования внутреннего теплообмена в лопатках, полученных методом инфракрасной тепловой диагностики, и методом калориметрирования в жидкометаллическом термостате (на установке «Цинк») показало, что характеры зависимостей тепловых потоков и темпов охлаждения по перу лопатки в целом похожи.

УДК 534.29

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ УПРУГИХ ВОЛН НА ПРОЦЕСС ФИЛЬТРАЦИИ

Марфин Е.А., Кравцов Я.И.

(Исследовательский центр проблем энергетики КазНЦ РАН)

Работа посвящена решению проблемы повышения эффективности добычи нефти за счет воздействия на продуктивный пласт упругими волнами. Предложена аналитическая модель коэффициента фильтрации флюидов в пористых средах при наложении волнового поля. Проведенные экспериментальные исследования на разработанной установке подтвердили адекватность модели процесса фильтрации в волновом поле. Полученные результаты могут быть использованы при выборе режима волнового воздействия на процессы в продуктивных пластах.

Введение

Добыча нефти в России осуществляется недостаточно эффективно. Применяемые технологии добычи обеспечивают средний коэффициент нефтеотдачи не превышающий 30%. При этом удельные затраты на добычу нефти весьма велики. Эффективность применяемых методов увеличения нефтеотдачи можно повысить за счет совмещения их с воздействием упругими волнами[1].

Изучению влияния воздействия упругими волнами на внутрипластовые процессы и разработке волновых методов увеличения нефтеотдачи пластов посвящено большое количество экспериментальных и теоретических исследований [2-3]. Многочисленные, ранее про-

веденные исследования свидетельствуют, что воздействие упругих волн, помимо очистки призабойной зоны пласта и, соответственно, повышения ее проницаемости, оказывает существенное влияние на реологические характеристики пластовых флюидов и фильтрационные свойства пористых сред. В целом это способствует увеличению скорости фильтрации и снижению энергетических затрат в процессе добычи.

Тем не менее, эффективность метода не всегда однозначна и определяется режимом воздействия. Успешность волнового воздействия оценивается в пределах 60-80%. Это объясняется тем, что взаимодействие поля упругих колебаний с протекающими в пласте процессами представляют собой совокупность недостаточно изученных явлений.

В связи с этим представляется актуальным изучение влияния волнового воздействия не только при различных значениях частоты колебаний, но и при различной интенсивности воздействия на процесс фильтрации.

Настоящая работа посвящена решению задач математического и натурного моделирования процесса фильтрации в пористых средах при воздействии на них упругими волнами в условиях, приближенных к натурным.

Теоретическая часть

Располагаемые данные свидетельствуют об интенсификации различных физических процессов и химических реакций в волновом поле. Исследования в этой области, проводимые с середины прошлого столетия [2], свидетельствуют о том, что в условиях волнового воздействия специалисты пытаются интенсифицировать практически все внутрипластовые процессы. Так, в частности, производится очистка призабойной зоны пласта за счет повышения ее проницаемости. При этом оказывается существенное влияние на состояние нефтей с высоким содержанием асфальто-смолистых веществ и их реологические характеристики, что снижает вязкость нефти. Эти факторы вызывают увеличение интенсивности процесса фильтрации и снижают энергетические затраты в процессе добычи.

Анализ явлений, протекающих в продуктивных пластах при волновом воздействии, и закономерностей, характеризующих эти явления, показывает, что задача учета каждого из них в отдельности чрезвычайно сложна. Вместе с тем, можно утверждать, что эффект воздействия зависит от амплитудно-частотных характеристик волнового поля, которые меняются по мере увеличения расстояния от источника колебаний.

Основной гипотезой о механизме влияния упругих волн на процесс фильтрации принята следующая. При распространении упругих колебаний в насыщенной пористой среде происходит поглощение их энергии. В отсутствие фильтрации эта энергия преобразуется в теплоту. При наличии градиента давления часть поглощенной энергии колебаний расходуется на преодоление сил фильтрационного сопротивления. И чем больше энергии поглощается, тем больше снижается фильтрационное сопротивление. Амплитуда и частота колебаний давления рассматриваются при значениях, при которых сохраняется линейность закона Дарси.

Оценим влияние параметров волнового поля на коэффициент фильтрации. Для этого рассмотрим выделенный элемент насыщенную пористую среду в пределах единичной площади сечения (рисунок 1). При установившемся режиме течения в сечениях 1 и 2 значение давления равно P_1 и P_2 .

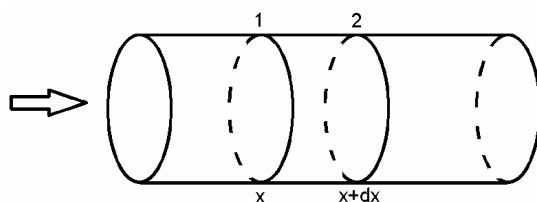


Рис. 1. К описанию модели влияния волн на коэффициент фильтрации

В рамках классической модели процесса фильтрации расход жидкости равен:

$$Q = K \frac{P_1 - P_2}{dx} = K \frac{dP}{dx}, \quad (1)$$

где $K=k/\mu$ – коэффициент фильтрации без воздействия, k – проницаемость пористой среды, μ – вязкость флюида.

На преодоление сопротивления фильтрации затрачивается энергия, равная

$$W = Q(P_1 - P_2) = \frac{Q^2 dx}{K}, \quad (2)$$

В рамках предложенной гипотезы влияния волнового поля на процесс фильтрации принимаем следующее допущение. Процесс распространения упругих колебаний сопровождается диссипацией энергии колебаний. В отсутствие фильтрации в пористой среде эта энергия переходит в теплоту. При наличии же движения жидкости вся эта поглощенная энергия расходуется на преодоление сопротивления фильтрации, т.е. в волновом поле повышается коэффициент фильтрации K .

При распространении плоской волны пористая среда между сечениями 1 и 2 поглощает энергию колебаний, равную разности интенсивностей I звуковых полей в этих сечениях.

$$W_{ac} = I_1 - I_2 = \frac{1}{2\rho c} (p_1^2 - p_2^2) = \frac{p_1^2}{2\rho c} (1 - e^{-2(\alpha x)}), \quad (3)$$

где p_1, p_2 – амплитуда колебаний в сечениях 1 и 2, ρ, c – плотность и скорость звука насыщенной пористой среды, α – коэффициент затухания, зависящий от частоты колебаний.

Приравнявая уравнения (2) и (3) в пределе $dx \rightarrow 0$ получаем значение коэффициента фильтрации в акустическом поле:

$$K_{ac} = K \left(1 + \frac{\alpha K p^2}{\rho c Q^2} \right) \quad (4)$$

где α – коэффициент затухания упругой волны, ρ – плотность насыщенной пористой среды, c – скорость звука в среде.

Влияние частоты колебаний учитывается в неявном виде через коэффициент затухания звука α .

На рисунке 2 представлен расчет величины K_{ac}/K при значениях $Q=3.65 \times 10^{-6}$ м/с, $K=0,33 \times 10^{-12}$ м²/(Па·с), $\rho=2000$ кг/м³, $c=2300$ м/с наиболее характерных для реальных месторождений Республики Татарстан.

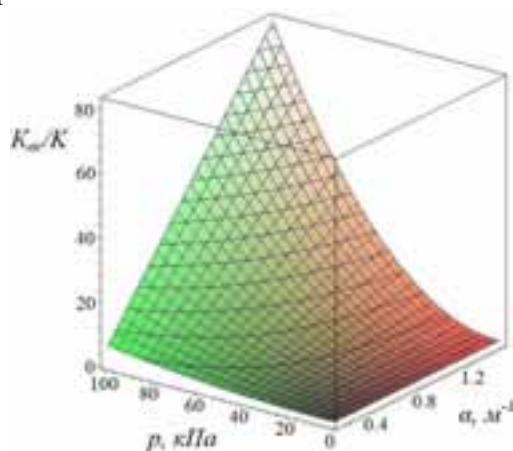


Рис. 2. Зависимости относительного коэффициента фильтрации в волновом поле (K_{ac}/K) от коэффициента затухания звука и амплитуды колебаний

Анализируя полученные данные можно сделать вывод о том, что значительный эффект может быть достигнут при высоких значениях амплитуды колебаний и коэффициента затухания (при высоких частотах).

Экспериментальные исследования

На основе анализа данных исследований, проведенных на различных стендах и «моделях пласта», разработана экспериментальная установка, позволяющая реализовать различные варианты наложения полей упругих волн. В качестве основного метода исследования предлагается использовать метод измерения перепада давления при фильтрации жидкости в канале с заданным расходом. Значение коэффициента фильтрации определяется с помощью формулы (2).

Измерением перепада давления при различных расходах жидкости и режимах воздействия определяется значение коэффициента фильтрации, которое зависит от характеристик волнового поля. Полученные результаты позволят глубже понять процессы фильтрации при волновом воздействии, а также выявить механизм их протекания.

На основе анализа существующих стендов и устройств «моделей пласта» авторами проекта разработана экспериментальная установка, принципиальная схема которой представлена на рис. 3.

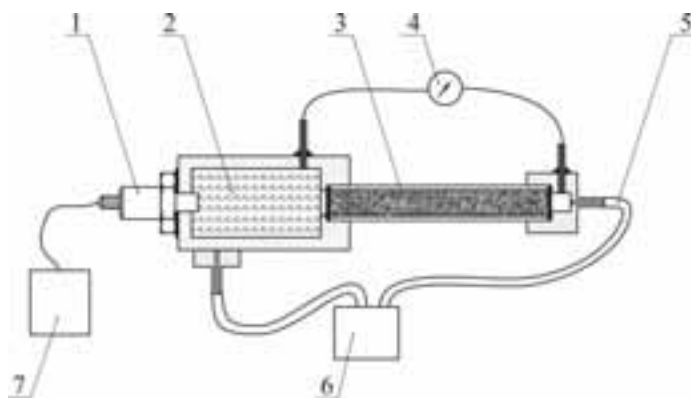


Рис. 2. Принципиальная схема экспериментальной установки: 1 – излучатель колебаний-гидрофон, 2 – блок формирования потока в модели пласта, 3 – модель пласта, 4 – дифманометр, 5 – трубопровод, 6 – насос-дозатор, 7 – генератор электрических колебаний

Модель пласта 3 представляет собой трубу, заполненную пористой средой. Источником колебаний 1 является пьезоэлектрический излучатель, обеспечивающий генерацию упругих волн. Жидкость подается в пористую среду с помощью насоса-дозатора 6, обеспечивающего постоянный расход. Перепад давления измеряется с помощью дифференциального манометра 4 типа «Сапфир-22Д».

Экспериментальным измерением перепада давления при различных значениях расхода жидкости и разных режимах воздействия определяется коэффициент фильтрации, зависящий от параметров волнового поля, в виде (1).

С помощью излучателя колебаний 1 (гидрофона в режиме излучения) на рабочем участке формируется волновое поле, частота и интенсивность колебаний которого может меняться в широком диапазоне значений генератором гармонических колебаний 3 и усилителем 4. Сбор и анализ данных производится на компьютере.

Перед началом эксперимента проводятся тщательные измерения свойств исследуемой жидкости на ротационном вискозиметре. Т.е. определяется ее вязкость при различных температурах. Собственно эксперимент на установке проводится вначале в отсутствие волнового воздействия. Возможные низкочастотные пульсации давления, возникающие при работе

насоса-дозатора, учитываются прямыми измерениями с помощью гидрофона 1 (в режиме замера).

Насос-дозатор 6 обеспечивает прокачку рабочей жидкости в необходимом количестве через модель пласта с перепадом давления между входным и выходным сечениями модели до 2 МПа. В качестве рабочей жидкости использована как вода (на первом этапе), так и различные углеводородные смеси.

Насос-дозатор настраивается на прокачивание определенного количества жидкости в единицу времени и уменьшение гидравлического сопротивления всей магистрали, включающей модель пласта, при этом не меняет расход через модель пласта. Использование специального насоса-дозатора обусловлено тем, что уменьшение гидравлического сопротивления модели пласта при воздействии на нее волновым полем приводит к увеличению расхода и при отсутствии измерения расхода жидкости вносит неопределенность при сопоставлении результатов эксперимента. Обеспечение постоянного расхода рабочей жидкости сквозь модель пласта в серии экспериментов, отличающихся параметрами волнового поля, на которое оно воздействует, позволяет оценить степень влияния волнового поля на изменение его коэффициента фильтрации, выражающейся в изменении перепада давления между входным и выходным сечениями модели.

Исследования проведены при различных значениях амплитуды и частоты колебаний. Различие в результатах экспериментов в отсутствие волнового воздействия и при воздействии свидетельствует о влиянии упругих волн на вязкость жидкости. По результатам проведенных экспериментальных исследований установлено, что скорость фильтрации жидкости в пористых средах при наложении поля упругих колебаний увеличивается. Сопоставлением экспериментальных и теоретических данных полученных при фильтрации воды подтверждает математическая модель лишь удовлетворительно, поскольку наблюдаемый эффект находится в пределах погрешности измерения. Объяснение такого результата видится в недостаточно высокой амплитуды колебания (в пределах единиц Па), а также в высокой проницаемости создаваемых образцов пористых сред (около 25 Дарси).

Заключение

Рассмотрено влияние упругих волн на процесс фильтрации жидкости в пористых средах. Показано, что воздействие упругими колебаниями на насыщенную пористую среду позволит уменьшить коэффициент фильтрации. Снижение коэффициента фильтрации при волновом воздействии позволит повысить скорость течения флюида в пористых средах и эффективность метода добычи.

Разработан экспериментальный стенд для исследования влияния упругих волн на процесс фильтрации жидкостей в пористых средах, который позволяет реализовать различные варианты наложения полей упругих волн. Сформулированы направления совершенствования экспериментальной установки: увеличение мощности излучаемых упругих волн; создание низкопроницаемых образцов пористых сред.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Правительства Республики Татарстан (грант №13-08-97078-р_поволжье_a).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Алемасов В.Е., Кравцов Я.И., Муслимов Р.Х.* Комбинированное воздействие на продуктивные пласты как способ достижения синергетического эффекта // *Бурение и нефть*. 2003. № 12. С. 9-11.
2. *Beresnev I.A., Johnson P.A.* Elastic-wave stimulation of oil production: A review of method and results // *Geophysics*, V.59, No. 6. P. 1000-1017.

3. Дыбленко В.П., Камалов Р.Н., Шарифуллин Р.Я., Туфанов И.А. Повышение продуктивности и реанимация скважин с применением виброволнового воздействия // М.: ООО «Недра-Бизнесцентр». 2000. 381 с.

MODELING OF ACTION OF ELASTIC WAVES ON THE FILTRATION PROCESS

E.A. Marfin, Ya.I. Kravtsov

(Research Centre for Power Engineering Problems of KazSC of RAS)

The work is devoted to solving the problem of increasing the efficiency of oil production at the expense of reservoir stimulation elastic waves. An analytical model of the hydraulic fluids in porous media upon application of the wave field. The experimental results on the developed installation confirmed the adequacy of the model of the filtering process in the wave field. The results can be used when selecting the wave action on the processes in the reservoir.

О ПЕРСПЕКТИВАХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОЗОНА ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ВЫБРОСОВ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ ОТРАБОТАВШИХ ГАЗОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ

Павлов Г.И., Гармонов С.Ю., Никитин М.А., Накоряков П.В., Ахметшина А.И., Саматова Л.Н., Халиуллин Р.Р.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

Для снижения вредных выбросов в отработавших газах автомобилей используются нейтрализаторы, основанные на катализаторах. На грузовых автомобилях нейтрализаторы конструктивно совмещают с глушителем. Глушители-нейтрализаторы обеспечивают требуемые уровни концентрации вредных веществ в отработавших газах. Такие глушители – нейтрализаторы неремонтопригодны. Авторами данной работы предлагается глушитель-нейтрализатор нового типа, основанный на озонировании выхлопных газов ДВС. Результаты теоретических исследований свидетельствуют о перспективности предлагаемого подхода к решению данной проблемы.

В данной статье приведены результаты испытаний принципиально нового глушителя, основанного на эффекте глушения шума в «псевдожиженном» слое. Гидродинамические и акустические характеристики нового глушителя исследовались на экспериментальной установке. Схема экспериментальной установки приведена на рисунке 1.

Экспериментальная установка функционирует следующим образом. Полость глушителя наполняется гранулами с известными характеристиками (гравиметрическая плотность, диаметр). Газовый поток, формируемый электрическим воздухомagnetателем поступает в глушитель. Пульсации на стационарный поток накладываются поршневым воздушным насосом. Частота пульсации регулируется числом оборотов вала двигателя воздушного насоса. При взаимодействии воздушного потока с инертным материалом в полости глушителя создается «псевдокипящий» слой. Сглаживание пульсаций газового потока осуществляется за счет потерь акустической энергии в «псевдокипящем» слое. [1]

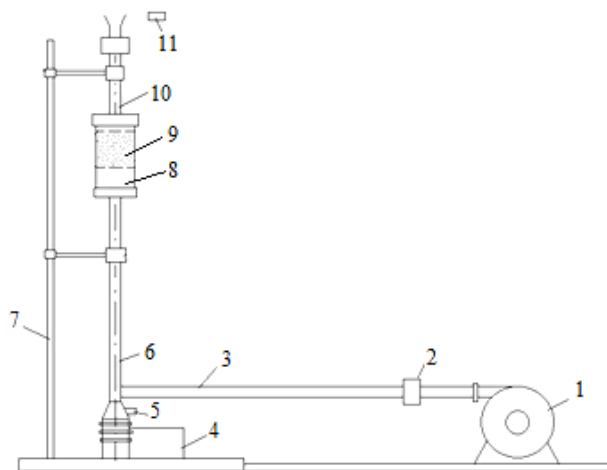


Рис. 1. Схема экспериментальной установки: 1 – электрический воздуходуватель; 2 – датчик давления; 3 – труба; 4 – поршневой пульсатор; 5 – датчик пульсации давления; 6 – труба; 7 – стойка; 8 – глушитель; 9 – гранулы; 10 – выхлопная труба; 11 – акустический датчик

В ходе экспериментов измерялись такие параметры воздушного потока, как давление потока в тракте до глушителя и после него, так и пульсации давления. Кроме того, на выходе из выхлопной трубы регистрировался аэродинамический шум воздушной струи. Давление потока воздуха измерялся трубкой Пито, пульсации давления в воздушном потоке, а также акустический сигнал возле воздушной струи записывался измерительным комплексом.

В ходе опытов и обработки результатов испытаний было установлено следующее:

1. При формировании в глушителе «псевдокипящего» слоя снижение уровня общего шума воздушной струи на срезе выхлопной трубы достигает 7 дБ. Частота пульсаций давления в воздушном потоке равнялась $f = 75$ Гц, скорость потока воздуха на выходе из трубы достигала 60 м/с.

2. Увеличение скорости потока воздуха приводит к повышению гидродинамических потерь в системе. Визуальное наблюдение (через прозрачные стенки глушителя) за поведением «псевдокипящего» слоя свидетельствует о том, что причиной увеличения гидродинамического сопротивления в тракте движения воздушного потока является локализация элементов в верхней части глушителя из-за их большой парусности. Для снижения потерь давления потока в системе, движущиеся элементы должны иметь разную массу.

3. Глушитель эффективен в широком диапазоне изменения скорости воздушного потока (45...78) м/с. Примечательно то, что при этом потери давления воздушного потока достигают не более 18% по сравнению с потерей давления потока без «псевдокипящего» слоя.

В таких глушителях снижение шума можно совмещать с уменьшением токсичных веществ в выхлопных газах методом озонирования.[2]

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мухленов И.П., Сажин Б.С., Фролов В.Ф. Расчеты аппаратов кипящего слоя: Справочник Химия 1986
2. Баскаков А.П., Мацнев В.В., Распопов И.В. Котлы и топки с кипящим слоем. Изд-во Энергоатомиздат 349 стр., 1995 г.

PROSPECTS FOR THE USE OF OZONE REDUCTION OF HARMFUL SUBSTANCES EXHAUST COMBUSTION ENGINES

G.I. Pavlov, S.Y. Garmonov, M.A. Nikitin, P.V. Nakoryakov, A.I. Ahmetshina, L.N. Samatova, R.R. Khaliullin

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

In order to reduce harmful emissions in the exhaust gases of vehicles used converters, based on catalysts bathrooms. On trucks converters combine constructively with silencers-lemma. Silencers-linear converters provide the required levels of concentration of harmful substances in of spent gases. These mufflers - catalytic converters that are not repairable. The authors of this paper proposed a new muffler, catalytic converter type, based on ozonation ICE exhaust gases. The theoretical results indicate the prospects of the proposed approach to solving this problem.

ИССЛЕДОВАНИЕ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВТОМОБИЛЬНОГО ГЛУШИТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ЯЧЕИСТО СТРУКТУРНОЙ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ВСТАВКИ

Павлов Г.И., Калиновский А.Е., Самойлова В.В., Саматова Л.Н., Егоров А.Е., Ахметшина А.И.

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ)

В настоящее время широко используются твердые носители (основания) для нанесения каталитических покрытий: металлическая гофрированная лента; сотовый керамический блок из кордиерита. В данной работе приведены результаты исследований гидравлических и акустических характеристик. Экспериментально установлено, что гидродинамическое сопротивление ячеисто - структурной металлической вставки не превышает требуемых параметров, по шумовым характеристикам такая вставка превосходит керамические вставки сотовой конструкции.

Керамические катализаторы сотовой структуры более простые и дешевые в изготовлении, характеризуются сравнительно низким гидравлическим сопротивлением, имеют развитую каталитическую поверхность. Благодаря этим преимуществам керамические катализаторы сотовой структуры широко используются в автомобилестроении.

Перспективны высокопористые проницаемые ячеистые материалы (ВПЯМ) из керамики с относительной плотностью 3–20% и с пористостью 97–80%. Основными особенностями и преимуществами катализаторов на основе ВПЯМ является их сетчато-ячеистая структура, которая обеспечивает интенсивный массо - и теплообмен по всему объему катализатора, увеличивает время контакта газа с рабочей поверхностью и его равномерную газодинамическую и тепловую нагрузку за счет малого гидравлического сопротивления и турбулизации потока газа.[1]

Основной недостаток керамических катализаторов – их хрупкость. Керамический блок стареющего катализатора, несмотря на его внешнюю целостность и сохранность своих основных свойств, понемногу разрушается, и появляющаяся при этом керамическая пыль попадает в камеру сгорания, а иногда, при разборке двигателя для ремонта, в цилиндрах находят и небольшие кусочки керамики. Катализатор способен нормально работать только с дви-

гателем, оборудованным электронным зажиганием и системой впрыска с микропроцессорным управлением.

Практически лишен этого недостатка глушитель –нейтрализатор, где твердое основание для нанесения катализатора изготовлен из дискретных проволочных элементов. Все преимущества, свойственные вышеуказанным керамическим катализаторам при этом присутствуют. Носитель катализатора,представляющий собой структуру, образованную дискретными проволочными элементами в виде спиралевидных многовитковых тел вращения, впервые изготовлено на кафедре физической химии РХТУ им. Д.И.Менделеева (патенты РФ №№ 2184794, 2213645). Получен материал с плотностью от 0,4 до 1,5 г/см³ и с полностью доступной внутренней поверхностью, геометрическая площадь которой может изменяться от 10 до 200 см²/см³.

Такие ячеисто-каркасные носители будут обладать, по сравнению с известными, следующими преимуществами: [2]

– простотой монтажа в каталитических конвертерах с помощью фиксирующих зажимных колец;

– более высокой, по сравнению с керамическими носителями, механической прочностью;

– более развитой, по сравнению с керамическими носителями, поверхностью, выраженной как отношение поверхности к величине занимаемого объема;

– низким газодинамическим сопротивлением;

– способностью к выравниванию радиального профиля скоростей газового потока;

– высокой устойчивостью при эксплуатации в условиях резких перепадов температур.

Однако, используемые для изготовления элементарных звеньев, проволочные элементы имеют неразвитую поверхность. Для развития поверхности металлических носителей целесообразно использовать глубокое химическое травление. Если в качестве материалов спиралевидных проволочных элементов использовать нихром, то для химического травления возможно использование раствора на основе HNO₃(конц) с добавками NaF или NaCl. Спиралевидные элементы могут быть выполнены из проволоки диаметром 0,1-0,125 мкм и свитые в спираль с внутренним диаметром 3-3,5 мм, шагом 0,5 мм, высотой 6-7 мм.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лукин В.В., Попович С.Н., Ткаченко С.Н. Физическая химия озона., М., Изд-во МГУ, 1998 г., 480стр.

2. Бенсон С.А. Основы химической кинетики., М., Мир., 1964г. 434 стр.

STUDY OF HYDRAULIC RESISTANCE AND ACOUSTIC PERFORMANCE BASED ON THE ROAD MUFFLER CELLULAR STRUCTURE OF METAL BOXES

*G.I. Pavlov, A.E. Kalinowsk, V.V. Samoiloa, L.N. Samatova, A.E. Egorov, A.I. Ahmetshina
(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)*

It is now widely used solid carriers (s) for the application of catalytic coatings: corrugated metal strip, cellular ceramic block of cordierite. In this paper we present the results of studies of hydraulic and acoustic characteristics. It was established experimentally that the drag cellular - structural metal insert does not exceed the required parameters on the noise characteristics of this insertion is superior ceramic inserts Sotho-hand design.

БЕЗМОТОРНЫЙ ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВТОМОБИЛЬНЫХ ГЛУШИТЕЛЕЙ

*Павлов Г.И., Ягофаров О.Х., Накоряков П.В., Ахметшина А.И., Саматова Л.Н.,
Отраднава В.А., Теляшов Д.А., Халиуллин Р.Р.*

*(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ)*

Безмоторный испытательный стенд предназначен для исследования гидродинамических и акустических характеристик глушителей шума выхлопных газов ДВС. Основными частями безмоторного испытательного стенда являются: рамное основание, воздуходувка, турбинный пульсатор, арматура, измерительные приборы, пульт управления. Принцип работы безмоторного испытательного стенда заключается в следующем: при включении воздуходувки в газовом тракте стенда формируется воздушный поток, который движется в сторону глушителя. В глушителе воздушный поток совершает сложное движение, теряя часть механической энергии. Потерянную часть энергии определяют по величине противодавления глушителя. При исследовании акустических характеристик глушителя используется турбинный пульсатор. Пульсатор работает от энергии сжатого газа, который подается на турбину от ресивера. Изменением величины давления воздуха регулируется амплитуда пульсаций. Требуемая частота пульсаций устанавливается изменением числа оборотов вала электродвигателя. Шумовые характеристики регистрируются на выходе из глушителя при помощи шумомера.

Улучшение шумовых характеристик автомобилей является приоритетной задачей для разработчиков. Шум выхлопной системы автомобиля относится к основным источникам шума.[1,2] Исследование механизма образования шума в тракте выпуска газов и его снижение невозможно без проведения опытов на специальных (безмоторных) стендах. По назначению и конструктивному исполнению стенды бывают разными. В данной работе предложен безмоторный испытательный стенд, который существенно отличается от ранее известных.[3] К основному отличию стенда следует отнести наличие в его составе газодинамического акустического генератора, позволяющего формировать синусоидальный сигнал разной частоты и амплитуды. Общий вид безмоторного испытательного стенда приведен на рис 1.

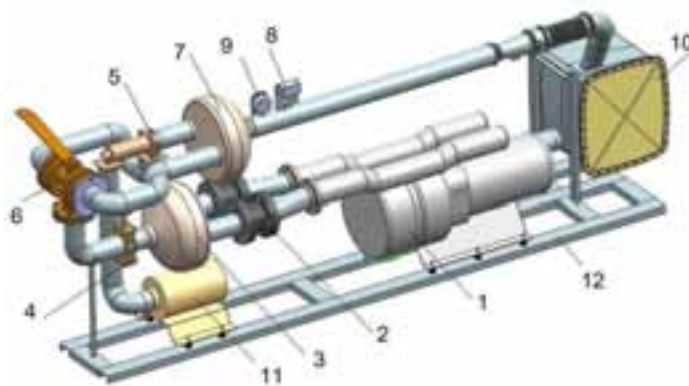


Рис. 1. Безмоторный испытательный стенд

Основным узлом испытательного стенда является воздуходувка 1, предназначенная для выработки воздуха с расходом до 1500 кг в час. Для регулирования необходимого количества воздуха установлена дроссельная заслонка 4, имеющая дистанционное управление. После заслонки поток воздуха разделяется трехходовым вентилем 6 на два потока в отношении 1:2

Малорасходный поток, проходя через пульсатор 5, приобретает дополнительное пульсирующее движение. В зависимости от числа оборотов пульсатора 5, получается различная частота пульсаций давления потока. Амплитуда пульсаций изменяется в зависимости от соотношения расходов воздуха на трехходовом вентиле 6. Противодействие глушителя 10 определяется манометром 9. Шум воздушной струи регистрируется микрофоном, акустический сигнал записывается в память ЭВМ и обрабатывается программой «ПОС». Пульт управления стендом включает в себя дистанционные выключатели воздухоподогревателя, дистанционное управление электродвигателем высоконапорного вентилятора, дистанционное управление дроссельной заслонкой. Для замера частоты вращения ротора пульсатора, установлен частотомер. Частота импульсов с датчика оборотов пульсатора соответствует частоте задаваемых пульсаций потока. Выбранные элементы безмоторного испытательного стенда позволяют осуществлять контроль и проводить замеры всех необходимых параметров глушителя с требуемой точностью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Исакович М.А.* Общая акустика М.: Наука, 1973
2. *Трошин А.Г.* Техническая акустика, 2001
3. *Таракановский А.А., Штейнберг В.Б.* Возбуждение акустических колебаний в трубе со сдвоенной сеткой Рийке, Акустический журнал, т.18, №4, 1972.

NON-MOTORIZED TEST STAND FOR RESEARCH HYDRODYNAMICAL AND ACOUSTIC CHARACTERISTICS OF AUTOMOBILE MUFFLERS

*G.I. Pavlov, O.Kh. Yagofarov, P.V. Nakoryakov, A.I. Ahmetshina, L.N. Samatova,
V.A. Otradnova, D.A. Telyashev, R.R. Khaliullin*

(Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI)

Non-motorized test stand is designed for the study of hydrodynamic and acoustic performance silencer exhaust engine. The main parts are non-motorized test stand: the frame base, blower, turbine pulser, fittings, instrumentation, control . The principle of non-motorized test stand is as follows: when the fan in the gas path is formed booth air flow that moves toward the muffler. The muffler airflow complex motion, losing part of the mechanical energy. The missing part of the energy is determined by the value of the counter silencer. In the study of the acoustic characteristics of the turbine exhaust is used pulser. Pulsator is powered by compressed gas energy which is supplied to the turbine from the receiver. By changing the air pressure is regulated by the amplitude of the pulsations. The required frequency of pulsations is set by changing the speed of the motor shaft. Noise characteristics are recorded at the outlet of the muffler with a sound level meter.

СОДЕРЖАНИЕ

Секция 1. Аэромеханика, проектирование и прочность изделий наукоемкого машиностроения	3
<i>Амброжевич А.В., Мигалин К.В., Серeda В.А.</i> Пневматическая наземная катапульта с многократной системой подачи рабочего тела	3
<i>Анисимова И.В., Игнатъев В.Н.</i> Транспортные характеристики многокомпонентных газовых сред	9
<i>Антошкина Е.Н., Николаев Е.И.</i> Уменьшение колебаний лопасти несущего винта методом динамического гашения колебаний	13
<i>Антошкина М.Н., Николаев Е.И.</i> Исследование влияния индуктивного поля скоростей на НДС лопастей на разных режимах полета	16
<i>Гайнутдинова А.В., Гайнутдинова Т.Ю.</i> Проектирование трехслойных конструкций с оптимальным сетчатым наполнителем	20
<i>Галиуллин И.А., Яруллин М.Г.</i> Синтез подвижных шестизвенных механизмов	23
<i>Гальперин Д.М., Ошмарин Д.Г.</i> Инженерный анализ в корпоративной системе информационных технологий предприятий наукоемкого машиностроения	31
<i>Гаскаров М.З., Костин В.А.</i> Об эффективности решения некоторых обратных задач прочности с помощью интегрирующих матриц и МКЭ	40
<i>Герасимов А.И., Костин В.И.</i> Оптимизация работы стенда при испытаниях на ресурс	40
<i>Задорожная Е.А., Леванов И.Г.</i> Расчетно-графический метод оценки работоспособности сложнагруженных трибосопряжений	41
<i>Костин В.А., Иванов Я.В.</i> Связь жесткостных характеристик конструкции и ее технического состояния	49
<i>Королев Е.В., Жамалов Р.Р.</i> Аэродинамика легкового автомобиля как плохообтекаемого тела	50
<i>Левшонков Н.В.</i> Автоматизированное проектирование винтов повышенной эффективности для высотных самолетов	56
<i>Павлов В.А., Павлов В.В.</i> О катастрофах крыла и проблеме балансировки рулей	61
<i>Павлов В.В.</i> О параметрах полета вращающегося диска	69
<i>Фурманова Е.А., Бойко О.Г.</i> Об одном из направлений оптимизации структуры функциональных систем самолетов	73
<i>Батраков А.С.</i> Моделирование вихревой структуры потока в окрестности задней части фюзеляжа вертолета	79
<i>Гарилова Л.И., Батраков А.С., Кусюмов А.Н., Баракос Дж.</i> Моделирование обтекания модели несущего винта вертолета	84
	571

Секция 2. Новые технологии и материалы наукоемкого машиностроения	91
<i>Зыков В.Ю.</i> Исследование производительности и качества виброабразивной обработки компрессорных лопаток авиадвигателей	91
<i>Коровин Е.М.</i> Оптимальное управление режимами многоконтурной обработки на станках с ЧПУ	95
<i>Иевлев В.О., Кочкин И.Ю., Ильин С.А.</i> Моделирование и расчет спиральных сверл с переменным углом подъема винтовой канавки	100
<i>Печенкин М.В., Кротов О.В., Кротов А.О., Кочкин И.Ю.</i> Применение сканирующих систем для конструкторско-технологического обеспечения современных машиностроительных производств	103
<i>Шестакова Е.А., Янбаев Р.М., Янбаев Ф.М., Шайхутдинова Е.Ф.</i> Применение аддитивных технологий для получения деталей и узлов летательных аппаратов	106
<i>Смирнов В.В., Шайхутдинова Е.Ф.</i> Внедрение аддитивных технологий изготовления деталей в серийное авиадвигателестроительное производство	114
<i>Шайхутдинова Е.Ф., Мезенцева А.И., Янбаев Р.М., Янбаев Ф.М., Шестакова Е.А.</i> Прогнозирование свойств литейных сплавов с применением нейросетевых математических методов анализа	119
<i>Мухин А.М., Галимов Э.Р., Макарова Н.А.</i> Влияние дисперсных наполнителей на диэлектрические свойства ПВХ композиций	123
<i>Мухин А.М., Галимов Э.Р., Осадчая Д.М.</i> Использование техногенных отходов при разработке композиционных материалов на основе поливинилхлорида	127
<i>Моисеева Л.Т., Хуснутдинов Р.Р.</i> Комплексная оптимизация механических операций при изготовлении сложных деталей	133
<i>Галимова Н.Я., Аблясова А.Г.</i> Композиционные материалы на основе поливинилхлорида и термоэластопластов	140
<i>Галимова Н.Я., Сачкова А.С., Аблясова А.Г.</i> Многофункциональные полимерные порошковые покрытия	144
<i>Халиулин В.И., Батраков В.В., Данилов Я.С.</i> Технология изготовления интегральных конструкций механизации крыла с замкнутыми полостями	148
<i>Губарев Д.В., Губарева Ю.Н.</i> Технология нанесения токопроводящих покрытий на алюминиевые детали контактных групп	153
<i>Хафизов И.И., Закирова А.Р., Садыков З.Б.</i> Сборный электрод-инструмент для комбинированной обработки хрупких и сверхтвердых материалов	159
<i>Хилов П.А., Халиулин В.И.</i> Моделирование rtm процесса пропитки элемента механизации крыла	161
<i>Беззаметнов О.Н., Амирова Л.М.</i> Состав и технология получения ударопрочных древесонаполненных термопластов на основе полипропилена	162
<i>Хамидуллин О.Л., Амирова Л.М.</i> Исследование влияния различных факторов на свойства ряда эпоксидных полимеров	164
<i>Сунгатуллин Р.Н., Константинов Д.Ю., Хилов П.А., Халиулин В.И.</i> Опыт изготовления композитных деталей вертолета	165
<i>Ледяев И.В., Рахмьянов Т.М., Халиулин В.И.</i> Исследование влияния на ударостойкость типа материала и схемы укладки волокон	166

<i>Ибатуллина С.Р., Халиулин В.И., Шабалов А.В.</i> Определение зависимости между геометрическими параметрами собираемого элемента ЛА и стапельной оснасткой	168
<i>Хилов П.А., Герштейн Е.М., Сунгатуллин Р.Н.</i> Перспективы применения TFR технологии в производстве композитных авиационных деталей	169
<i>Халиулин В.И., Шабалов А.В., Герштейн Е.М.</i> Синтез складчатых заполнителей с 6-ти лучевой структурой	171
<i>Сулейманова М.М., Нурмухаметов А.Б.</i> Наклонные, непологие, многозвеньевые, многослойные, элементы конструкций, рассчитанные на основе уточненной теории с трещинами	174
<i>Сулейманова М.М., Нурмухаметов А.Б.</i> Полное поле напряжений и твердости в непологих многозвеньевых элементах конструкций с трещинами	176
<i>Юсупов Ж.А., Ильин С.А.</i> Повышение эффективности использования технологического оборудования с CNC-системой ЧПУ	178
Секция 3. Авионика, электрооборудование и системы управления	183
<i>Воронцова В.Л.</i> О влиянии на поведение предельных циклов значений эксцентриситета эллиптической орбиты	183
<i>Евдокимов Ю.К., Изосимова Т.А.</i> Влияние случайных возмущений на точность и динамику системы управления активным магнитным подвесом	188
<i>Моисеев Г.В.</i> Проблемы создания и применения беспилотных авиационных комплексов воздушного старта	193
<i>Качалов О.Б., Ямпурин Н.П.</i> Методы снижения погрешности аппроксимирующих зависимостей	200
<i>Яковлев Р.А., Рожко О.Н.</i> Совершенствование процессов управления региональными грузопотоками на основе интеллектуальных транспортных систем	203
<i>Евдокимов Ю.К., Тогuzов С.А.</i> Численное моделирование электромагнитного поля активных магнитных подшипников высокоэнергетических установок в квазистатическом и динамическом режимах электропитания	209
<i>Афанасьев В.А., Дегтярев Г.Л., Мещанов А.С., Сиразетдинов Т.К.</i> Синтез эффективных управлений с идентификацией неопределенностей на скользящих режимах в системах с нестационарными объектами	215
<i>Афанасьев В.А., Дегтярев Г.Л., Мещанов А.С., Сиразетдинов Т.К.</i> Синтез управления движением посадочной платформы при горизонтальной посадке возвращаемого космического аппарата без шасси	223
<i>Алексеев Ф.Ф.</i> Синтез нечетких систем управления с учетом запаздывания с нечетким логическим регулятором	234
<i>Дегтярев Г.Л., Алексеев Ф.Ф., Алексеев А.Ф., Широков П.С.</i> Синтез и анализ нечетких систем управления с нечетким логическим регулятором с нейросетевой адаптацией	243
<i>Гаркушенко В.И., Виноградов С.С., Varakos G.N.</i> Синтез робастных законов управления беспилотным вертолетом	253
<i>Юнусов Р.Ф., Юнусова Э.Р.</i> Использование информационных технологий на занятиях по физике	261
<i>Мамалимов Д.О.</i> Броски тока намагничивания мощных трансформаторов и методы их снижения	263
	573

<i>Тюрина М.М., Порунов А.А.</i> Параметрический синтез приемника потока малоразмерного летательного аппарата по заданным статическим и динамическим характеристикам	270
<i>Гаврилов А.А., Вавилов В.Д.</i> Микромеханический акселерометр для навигационных систем	281
<i>Шипунов А.Н., Вавилов В.Д.</i> Угловой акселерометр	288
<i>Тутубалин П.И.</i> Постановка проблемы обеспечения информационной живучести перспективных мобильных распределенных АСУ специального назначения	296
Симпозиум. Физико-технические проблемы создания двигателей и энергоэффективных установок	301
<i>Абдуллин А.Л., Крюков В.Г., Березовская К.А.</i> Конверсия и передача информации между базами данных веществ	301
<i>Демидов Г.В., Морозов С.А., Сабирзянов А.Н., Тихонов О.А., Хаиров Л.Ш., Щербаков А.В.</i> Теплоэнергетические установки малой мощности на низкопотенциальном топливе	309
<i>Третьяков В.В., Миронов А.К., Свириденков А.А., Токталиев П.Д.</i> Экспериментальное и расчетное исследование нестационарных течений с прецессией вихря, распыливания и смесеобразования в прецессирующих струях	322
<i>Крюков В.Г., Сафиуллин И.И., Трегубов В.М.</i> Метод сокращения механизмов реакций для сложных реагирующих систем	330
<i>Щукин В.А., Валиев Ф.М., Дунай О.В.</i> Особенности образования и выхода токсичных веществ при горении распыленного жидкого топлива	340
<i>Мигалин К.В., Амброжевич А.В., Серeda В.А.</i> Метод проектирования пульсирующих воздушно-реактивных двигателей	347
<i>Мингазов Б.Г., Варсегов А.В.</i> Разработка фронтального устройства экологически чистой камеры сгорания с использованием струйной стабилизации пламени	350
<i>Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б., Александров Ю.Б., Маркушин А.Н., Бакланов А.В.</i> Моделирование эмиссионных характеристик камер сгорания ГТД	355
<i>Сыченков В.А., Панченко В.И., Халиуллин Р.Р., Сыченкова Е.В.</i> Исследование характеристик кольцевых эжекторов и эжекторов с криволинейным входом	365
<i>Тизилов А.С.</i> Стабилизации пламени в потоке топливно-воздушной смеси зоной рециркуляции	369
<i>Мингазов Б.Г., Бакланов А.В., Дмитриев Д.Ю., Шарафутдинов Р.И.</i> Регулируемая камера сгорания для наземной ГТУ	374
<i>Ларионов В.М., Ялина Е.В., Иовлева О.В.</i> Математическая модель автоколебаний газа в камере сгорания с замкнутым резонансным контуром	379
<i>Ахмадуллин А.Н., Ахметханов Э.Н., Иовлева О.В., Митрофанов Г.А.</i> Влияние периодических возмущений в тракте подачи на акустическую неустойчивость горения в камере пульсационного горения	381
<i>Маркушин А.Н., Бакланов А.В.</i> Обеспечение надежности камеры сгорания на стадии проектирования и на всех этапах жизненного цикла ГТД	383
<i>Вафин И.И., Мингазов Б.Г.</i> Моделирование процесса смешения в камерах сгорания	395
<i>Гилязиев М.Г., Варсегов В.Л.</i> Разработка метода идентификации математических моделей ГТУ для целей параметрической диагностики	399
<i>Щукин А.В., Ильинков А.В.</i> Пристенная интенсификация теплообмена при сложных граничных условиях	404

<i>Zheng Guanghua, Zhang Kai, Chen Yong.</i> Numerical investigation on intersecting-grids cooling configuration	406
<i>Тонконог В.Г., Арсланова С.Н., Тонконог М.И.</i> Моделирование процессов газификации криогенных топлив	411
<i>Яковлев А.Б.</i> Режимы двухфазных закрученных течений в каналах	419
<i>Тонконог В.Г., Арсланова С.Н., Мубаракшин Б.Р.</i> Технология подготовки углеводородных топлив к транспортировке, хранению и использованию	430
<i>Гимбицкий А.В.</i> Тепловая защита экранированием горячих элементов корпуса ГТД при свободной конвекции	436
<i>Байгалиев Б.Е., Самойленко А.В., Газизянов Р.З.</i> Интенсификация теплообмена за счет применения шероховатости теплообменной поверхности	439
<i>Самойленко А.В., Газизянов Р.Г., Байгалиев Б.Е.</i> Гидравлические сопротивления и шероховатость трапециевидных русел с учетом тормозящего влияния откосов	445
<i>Ибрагимов А.И., Байгалиев Б.Е., Черноглазова А.В.</i> Интенсификация тепловых процессов в конденсаторе холодильного агрегата	455
<i>Калмыков П.Э., Байгалиев Б.Е., Тумаков А.Г.</i> Численное моделирование пористого охлаждения	464
<i>Калмыков П.Э., Байгалиев Б.Е., Тумаков А.Г.</i> Исследование влияния вязкой диссипации при течении теплоносителей через пористые материалы с малой пористостью	471
<i>Калмыков П.Э., Байгалиев Б.Е., Черноглазова А.В., Щелчков А.В.</i> Замена теплоизоляционных труб на трубы из полисульфона	477
<i>Закируллин Р.С., Байгалиев Б.Е., Ибрагимов А.И.</i> Расчет параметров оптического фильтра с угловым селективным светопропусканием	482
<i>Ибрагимов А.И., Байгалиев Б.Е., Черноглазова А.В., Темникова С.В.</i> Полимерные композиционные материалы на основе порошкового пентапласта	488
<i>Макаева А.А., Байгалиев Б.Е., Блохин В.В.</i> Электрофизические методы увеличения прочности изделий	498
<i>Макаева А.А., Байгалиев Б.Е., Блохин В.В.</i> Межмолекулярные взаимодействия в процессах гидрато- и структурообразования	500
<i>Футин В.А.</i> Влияние режимов работы центробежного компрессора на радиальную газовую силу, действующую на ротор с магнитными подшипниками	506
<i>Анисимова И.В., Игнатьев В.Н.</i> О параллельных алгоритмах вычисления квадратур для коэффициентов переноса в задачах тепломассопереноса.....	512
<i>Барманов И.С.</i> Влияние конструктивно-эксплуатационных параметров шарикового подшипника на жесткость упругих опор роторов ГТД.....	517
<i>Барманов И.С.</i> Конструирование интегрированных упругодемпферных опор роторов авиационных газотурбинных двигателей.....	523
<i>Власов Е.М.</i> Моделирование и расчет характеристик оросительных градилен	529
<i>Гатауллин Р.Н., Загидуллина А.Р.</i> Особенности применения горизонтальных скважин для увеличения нефтеотдачи месторождений при тепловолновом воздействии на пласт..	533
<i>Евгеньев С.С., Зубринкин А.В.</i> Распределение давлений и скоростей в боковых зазорах между рабочим колесом и корпусом центробежного компрессора.....	542
<i>Загидуллина А.Р., Гатауллин Р.Н.</i> Оценка диссипации энергии упругих волн в перфорированной колонне скважины	546
	575

<i>Занько Ф.С., Хайрнасоев К.Р.</i> Температурная компенсация термоанемометра при измерении скорости в неизотермических потоках	554
<i>Гимбицкий А.В.</i> Тепловая защита экранированием горячих элементов корпуса ГТД при свободной конвекции.....	557
<i>Колесова Е.Г., Веретенников С.В., Жорник М.Н.</i> Экспериментальное исследование внутреннего теплообмена в рабочих лопатках газовых турбин методом инфракрасной тепловой диагностики	559
<i>Марфин Е.А., Кравцов Я.И.</i> Моделирование воздействия упругих волн на процесс фильтрации	560
<i>Павлов Г.И., Гармонов С.Ю., Никитин М.А., Накоряков П.В., Ахметшина А.И., Саматова Л.Н., Халиуллин Р.Р.</i> О перспективах использования озона для снижения выбросов вредных веществ отработавших газов двигателей внутреннего сгорания	565
<i>Павлов Г.И., Калиновский А.Е., Самойлова В.В., Саматова Л.Н., Егоров А.Е., Ахметшина А.И.</i> Исследование гидравлического сопротивления и акустических характеристик автомобильного глушителя на основе ячеисто структурной металлической вставки.	567
<i>Павлов Г.И., Ягофаров О.Х., Накоряков П.В., Ахметшина А.И., Саматова Л.Н., Отраднова В.А., Теляшов Д.А., Халиуллин Р.Р.</i> Безмоторный испытательный стенд для исследования гидродинамических и акустических характеристик автомобильных глушителей	569

НАШИ ПАРТНЕРЫ

ОАО «Альметьевский завод Радиоприбор»

Основным профилем завода является изготовление для авиации антенно-фидерных систем, блоков для систем ближней навигации и опознавания. Завод является практически монополистом в России в области изготовления антенно-фидерных систем самого различного назначения.



Аппаратура, производимая Альметьевским заводом Радиоприбор, позволяет устанавливать устойчивую связь для приема-передачи специальных сигналов, как с землей, так и с другими летательными объектами. Кроме того, завод изготавливает блоки и изделия, позволяющие осуществлять взлет-посадку в любых климатических условиях и при плохой видимости, а также блоки для систем Госопознавания.

За последние годы предприятие освоило новые виды продукции: салазки переднего сиденья для ОАО «АВТОВАЗ», электропневматическую систему управления коробкой передач для ОАО «КАМАЗ», запасные части для электровозов для ОАО «РЖД».

Среди новинок по работе с нефтяными компаниями можно отметить штанговращатель, предназначенный для периодического поворота колонны насосных штанг, оборудования для реконструируемых или вновь строящихся автозаправочных станций.

Изготавливаемая электротехническая продукция составляет существенную часть в объеме завода: щитки освещения квартирные, подъездные, боксы навесные и встроенные, силовые распределительные шкафы. Освоено семейство станций управления для автоматизированного контроля и управления погружными электродвигателями, автоматического сбора, обработки и передачи телеметрической информации на диспетчерский пункт. Также приступили к выпуску корректоров потребляемой мощности (КПМ), что позволяет экономить электроэнергию при эксплуатации асинхронных электродвигателей мощностью от 15 до 500 квт и увеличить срок их эксплуатации. Для разработки трудно извлекаемых, высоковязких залежей нефти, завод освоил выпуск глубинных скважинных нагревателей «Терм», которые позволяют значительно увеличить дебет скважин.

Предприятие занимается разработкой и освоением перспективного направления по программе энергосбережения – светильников на светодиодах. Налажен выпуск подъездных, офисных, цеховых и уличных светильников. Представлена широкая гамма данных изделий различного дизайна и мощности.

На базе ОАО «Альметьевский завод «Радиоприбор» организован учебно-производственный центр КНИТУ-КАИ, где студенты непосредственно на производстве проходят обучение и практические занятия по составлению программ и работы на современных станках.

Об уровне развития технологии и качестве выпускаемой продукции свидетельствует и тот факт, что Открытое Акционерное общество «Альметьевский завод Радиоприбор» является вторым предприятием в городе и регионе, которое прошло сертификацию на соответствие системы качества предприятия международным стандартам ISO 9000 и Российским стандартам ГОСТ РВ.

Сегодня предприятие умело смотрит в будущее, выбрав курс модернизации, инновации и технического перевооружения.



ОАО «Казанский электротехнический завод»: история и современность

На сегодняшний день завод является основным российским производителем корабельной и наземной радиоэлектронной аппаратуры системы государственного опознавания для нужд Министерства обороны РФ, судостроительных заводов страны и на экспорт. 80 % производства составляют изделия специального назначения – аппаратура госопознавания морского и наземного базирования.

Гражданское направление составляет 20 % от всего объема производства. По техническому заданию ФСБ и МВД Республики Татарстан в партнерстве с новосибирскими учеными разработан и серийно производится многозонный стационарный металлодетектор «Дозор», который сегодня поставляется на объекты Всемирных летних студенческих игр – Универсиады – 2013 года в Казани.

Кроме этого, предприятие занимается комплексными решениями в области энергетики и энергосбережения и в целях реализации энергетических решений оказывает полный комплекс услуг. Основные направления производства: низковольтное электрощитовое оборудование, оборудование среднего напряжения, проектные работы и инжиниринг, гарантийное и послегарантийное обслуживание оборудования.

Качество сборки и надежность нашего оборудования позволяет успешно конкурировать на рынке Республики Татарстан, а также за ее пределами. На всю продукцию выдаются сертификаты соответствия нормам Госстандарта, действующим на территории РФ, и предоставляется гарантия от производителя.

Успешное развитие предприятия обуславливается поддержкой Правительства Республики Татарстан, партнерством с Государственной корпорацией «Ростехнологии» в рамках «Программы развития, модернизации и технического перевооружения завода до 2015 года», снижением издержек производства, повышением качества выпускаемой продукции и активной кадровой политикой.

И, по-прежнему, опорой предприятия остаются трудовые династии. Коллектив из более чем 1000 профессиональных инженерно-технических, научных специалистов и рабочих являются главной движущей силой поступательного движения КЭТЗ, будущее которого находится в руках, умах и душах молодежи, составляющей более трети от общей численности завода. Именно поэтому в интересах молодежи, будущего предприятия сегодня реализуются проекты в области профессиональной подготовки специалистов рабочих и инженерных профессий, организации здорового досуга, занятий спортом и отдыха.

ОАО «Казанский электротехнический завод» обладает большим производственным потенциалом, современными технологиями, оборудованием, тысячным коллективом высококлассных специалистов.



ОАО «Компания "Сухой"» – крупнейший российский авиационный холдинг с числом работников более 26 тыс. человек. Компания «Сухой» входит в Объединенную авиастроительную корпорацию (ОАК). В состав холдинга «Сухой» входят ведущие российские конструкторские бюро и серийные самолетостроительные заводы. Компания обеспечивает выполнение полного цикла работ в авиастроении – от проектирования до эффективного послепродажного обслуживания.

Продукция холдинга – боевые самолеты марки «Су» являются передовыми образцами мирового рынка вооружений и составляют основу фронтовой авиации России и тактической авиации многих стран мира. Компания – крупнейший российский поставщик авиационной техники на экспорт, занимает 3-е место в мире по объемам производства современных истребителей. В настоящее время Компанией реализуются перспективные программы в области военного и гражданского авиастроения.

ОАО «Технопарк промышленных технологий "Инновационно-технологический центр (КНИАТ)"»



Казанский филиал НИАТ (ныне ОАО КНИАТ) был создан в 1959 году для оперативного решения технологических и экономических проблем на предприятиях Казанского авиационного куста.

С момента образования институт принимал участие в постановке на производство и освоении практически всех известных гражданских и военных самолётов под марками ИЛ, ТУ, АН, МиГ, СУ, ЯК, выпускаемых в стране.

Технология вертолестроения всегда являлась приоритетным направлением деятельности института. В отдельные годы по этому направлению выполнялось до 70 % общего объема НИОКР.

С начала организации КНИАТ внедрял на предприятия казанского авиационного куста различные технологии по следующим направлениям:

- Литейному производству
- Заготовительно-штамповочному производству
- По обработке резанием
- Термической обработке
- Сварке и пайке
- Электрофизическим и электрохимическим видам обработки
- Изготовлению изделий из сотовых конструкций
- Герметизации и нанесению термозащищенных покрытий
- Сборочных операций
- По технологиям упрочнения
- Технологиям неразрушающего контроля
- Технологии испытания
- По приборам измерения и контроля
- Гальванике
- Электронным приборам и системам
- Экологии и энергосберегающих технологий
- Технологиям и оборудованию для производства изделий из композиционных материалов
- Технологии и оборудованию для ГПС (газоперекачивающих станций)
- Инжинирингу и трансферу технологий

Имея возможность предлагать оборудование более чем 70-ти ведущих производителей, КНИАТ детально изучает каждый проект и предлагает инженерный консалтинг, разработку технологий и управляющих программ, внедрение новых технологий и оборудования, а также комплексные проекты технического перевооружения.

Татарстанское региональное отделение общероссийской общественной организации «Союз машиностроителей России» представляет интересы крупнейших промышленных предприятий, организаций Татарстана, способствует развитию отечественного машиностроения в тесном взаимодействии с органами государственной власти.



Сегодня в Региональном отделении создано 12 первичных отделений на ведущих машиностроительных предприятиях республики: ОАО «КАМАЗ», ОАО «Казанский вертолетный завод», ОАО «ПО «Завод имени Серго», ОАО «НПО «Государственный институт прикладной оптики», ОАО «Казанский электротехнический завод»,

ОАО «Казанькомпрессормаш», ОАО «Зеленодольский завод им. Горького», ОАО «НПО «Радиоэлектроника им. Шимко», ОАО «Завод Электон», ОАО «Электросоединитель», ОАО «Альметьевский завод Радиоприбор», ЗАО «Гипронииавиапром». Общая численность Регионального отделения более 4000 человек.

Основная задача Союза машиностроителей России: объединение усилий российских машиностроителей с целью повышения конкурентоспособности продукции отечественного машиностроительного комплекса, формирование положительного имиджа и повышение инвестиционной привлекательности региона и страны в целом.



ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
имени профессора Н.Е. Жуковского

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского основан в 1918 году и является ведущей научной организацией России. Имя ЦАГИ уже давно стало легендой, с ним связано развитие российской авиации и флота, космонавтики и гидроэнергетики, математики и механики, материаловедения и акустики и т.д. В ЦАГИ работают более 4400

сотрудников, среди которых свыше 600 научных работников, в том числе 12 академиков РАН и членов-корреспондентов РАН, около 500 докторов и кандидатов наук.

ЦАГИ проводит широкий комплекс исследований и разработок в области аэродинамики летательных аппаратов и их силовых установок, механики полета и систем управления самолётов, обеспечения надёжности, прочности и долговечности конструкций, проблем создания гиперзвуковых летательных аппаратов, вертолетов, авиационно-космических систем, скоростных сверхзвуковых пассажирских самолетов, в области развития ключевых информационных технологий, экспериментальной и вычислительной базы, методов и средств экспериментальных исследований.

Уникальная экспериментальная база ЦАГИ включает в себя комплекс аэродинамических труб и газодинамических установок дозвуковых, трансзвуковых, сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей потока, стенды статической и динамической прочности, подвижные и неподвижные пилотажные стенды и стенды систем управления, теплопрочностные и акустические камеры, двигательные и компрессорные стенды, стенды авиационной акустики и др. В 2013 г. ЦАГИ вновь подтвердил статус Государственного научного центра РФ.

Авторитет ЦАГИ на мировой арене подтверждается успешным сотрудничеством с ведущими зарубежными аэрокосмическими научными центрами Америки, Европы и Азии. Сегодня насчитывается более 50 международных партнеров института. Это такие известные фирмы и организации, как Boeing, EADS, CNES, Airbus, Snecma, Dassault Aviation, BAE Systems, Alenia Aeronautica, AgustaWestland, Thales, Embraer, HAL, ADA, KARI, NASA, ONERA, DLR, NLR, CIRA, CAE, CARDC, NAL, KIST и др.

В ЦАГИ были испытаны:

авиационная и ракетно-космическая техника:

- семейства магистральных самолетов Ан-124, Ил-96, Ту-204 и Ту-334;

- сверхзвуковые маневренные истребители МиГ-29, Су-27, МиГ-31;

- вертолеты Ми-26, Ми-24, Ка-50, Ка-60 и др.

- воздушно-космический самолет «Буран» и система «Энергия-Буран»;

- новейшие образцы современной ракетной техники;

- перспективный ближнесреднемагистральный самолет МС-21, истребитель пятого поколения Т-50 и ближнемагистральный самолет Sukhoi Superjet 100;

а также промышленные объекты:

- монументы Победы на Поклонной горе, «Свободный народ», «Казак ели», скульптура «Рабочий и колхозница»;
- мосты через Волгу у Кинешмы, в Дубне и в Волгограде, через Обь у Сургута, через Москву-реку в Серебряном бору, через Оку у Муроме, на о. Русский через пролив Босфор Восточный у Владивостока;
- автомобильные тоннели – «Гагаринский», «Лефортовский», «Иранский»;
- изолирующие стыки для железнодорожных рельсов, элементы конструкций пешеходных мостов из композиционных материалов для ОАО «РЖД»;
- поезд, движущийся со сверхвысокими скоростями (300 км в час), для фирмы SIEMENS.

Сегодня ЦАГИ стоит на пороге перемен. Институт принимает самое деятельное участие в разработке и согласовании с федеральными органами исполнительной власти проекта ФЗ о Национальном исследовательском центре «Институт им. Н.Е. Жуковского». НИЦ объединит отечественные исследовательские институты и центры, работающие в области авиации. Его деятельность будет направлена на консолидацию научно-исследовательских сил и технического потенциала в авиационной отрасли. Именно так можно будет более эффективно управлять исследованиями, и решать сложные государственные задачи.

EF Education First является признанным лидером международного образования. EF основана в 1965 году в Швеции. Миссия EF – стирать языковые, культурные и географические границы. EF предлагает языковые курсы, учебные поездки, подготовку зачисление в университеты за рубежом, программы международного обмена в 52 странах мира.



В России EF работает с 1995 года, представлена 40 школами English First, 10 региональными офисами, корпоративным подразделением EF Corporate Language Learning Solutions. EF является официальным поставщиком языковых услуг Олимпийских и Паралимпийских Игр в Сочи в 2014 году, партнером Универсиады Казань-2013.

Мировой лидер в языковом обучении

За почти 50 лет работы мы накопили богатый опыт в обучении иностранным языкам за рубежом. На сегодняшний день EF является международным лидером и крупнейшей частной образовательной компанией в мире.

Международная аккредитация наших школ

Качество наших учебных программ заслужило признание престижных международных ассоциаций. Наши школы аккредитованы Британским советом, EAQUALS, ACCET и многими другими государственными учебными организациями.

Уникальная учебная методика

Наша инновационная учебная методика EFEfekta™ гарантирует, что вы выучите язык быстрее. Также EFEnglishLevelTest (EFELT) оценит ваш уровень владения языком согласно международному стандарту TheCommonEuropeanFrameworkofReference.

Исследовательский центр EF

Исследовательская группа EF успешно работает при кафедре Теоретической и Прикладной лингвистики Кембриджского университета с 2009 года. Целью ее работы является постоянное совершенствование методик обучения иностранным языкам. В 2011 году работа группы была отмечена престижным грантом фонда Исаака Ньютона из Тринити Колледжа.

Поддержка на каждом этапе

Опытные сотрудники EF предоставят вам полный набор услуг по организации поездки: от помощи в оформлении визы до встречи в аэропорту. А вы сможете думать только об учебе.

Региональный офис продаж:

г. Казань, ул. Баумана 44/8, ТРК Родина, 1-й этаж

Тел. (843) 567-19-29

Пн-Пт 9: 30 – 18:30

www.ef-russia.ru



ICL-КПО ВС – ведущая российская компания, предоставляющая комплексные решения в области информационных технологий услуги по консалтингу, проектированию, внедрению, гарантийному и сервисному обслуживанию информационных систем любого масштаба.

Компания ICL-КПО ВС основана в 1991 году Казанским производственным объединением вычислительных систем (КПО ВС) и британской компанией International Computers Limited (ICL).

Сегодня ICL-КПО ВС – крупнейший системный интегратор в России. Основные направления деятельности компании:

- проектирование и создание автоматизированных систем управления государственными организациями и коммерческими компаниями;
- защита информации в системах управления, локальных вычислительных сетях, программно-аппаратных комплексах, телекоммуникационных системах;
- автоматизация управления производственно-хозяйственной деятельностью в международных стандартах MRP-II и ERP;
- создание, внедрение и сопровождение оперативных и учетных систем любой сложности;
- разработка, внедрение и сопровождение финансово-бухгалтерских систем для предприятий и организаций любой формы собственности и организационной структуры;
- разработка общесистемного и прикладного ПО, внедрение и сопровождение информационных систем;
- разработка проектов и создание глобальных, корпоративных, локальных телекоммуникационных систем и структурированных кабельных сетей;
- серийное производство серверов, персональных компьютеров и ноутбуков под собственной торговой маркой RAY;
- дистрибуция технических и программных средств;
- сертифицированное комплексное сервисное обслуживание;
- консалтинг, обучение, повышение квалификации и переподготовка слушателей в области информационных технологий.

Партнерами ICL-КПО ВС являются ведущие мировые и российские компании – лидеры в области информационных технологий – сотрудничество с которыми позволяет ICL-КПО ВС предлагать современные, надежные и высококачественные продукты и услуги.

В число постоянных клиентов компании входят федеральные министерства и ведомства, крупнейшие российские предприятия телекоммуникационной и топливно-энергетической отрасли, банки, промышленные и торговые группы, государственные и коммерческие компании. Большой опыт разработки и внедрения крупных проектов в области системной интеграции, наличие команды талантливых и высококвалифицированных специалистов обеспечивают успех и высокий уровень обслуживания клиентов.

Система менеджмента качества ICL-КПО ВС соответствует требованиям российского стандарта ГОСТ Р ИСО 9001-2008 и международного стандарта ISO 9001: 2008.

info@icl.kazan.ru

www.icl.ru

ОАО Казанский завод «Электроприбор» -

одно из ведущих предприятий авиационной отрасли России. Одним из основных направлений деятельности завода является разработка и производство авиационных систем и приборов для воздушных судов всех типов, спецтехники, агрегатов для газоперекачивающих станций, морской и бронетанковой техники. А также выполнение гарантийного и послегарантийного ремонта изделий, изготовленных заводом.

ГРУППА КОМПАНИЙ ОАО «ЭЛЕКТРОПРИБОР»



ОАО КАЗАНСКИЙ ЗАВОД «ЭЛЕКТРОПРИБОР»

Номенклатура изделий завода включает в себя:

- гиросtabilизированные платформы;
- датчики и системы для контроля температуры и оборотов авиационных двигателей;
- датчики и системы пожарной сигнализации;
- элементы дистанционных передач (сельсины), фазорегуляторы, электродвигатели со встроенными редукторами;
- широкую гамму авиационных термопар и резистивных датчиков температуры;
- различную электронную аппаратуру.

Другим направлением деятельности предприятия является разработка и выпуск автокомпонентов, а также широкого спектра изделий промышленного назначения. Осваиваются новые сегменты рынка.

Производственный комплекс предприятия включает в себя все виды производств от литейного до точной механики, гальваническое, инструментальное производства, все виды современной механообработки, подразделения контроля качества, экономические, финансовые и обеспечивающие подразделения.

Казанский завод «Электроприбор» имеет собственный инженерный центр, который выполняет полный цикл разработки изделий различного назначения и постановку их на производство, обеспечивает конструкторское и технологическое сопровождение серийного производства.

Система управления качеством на заводе сертифицирована на соответствие требованиям ГОСТ Р ИСО 9001 – 2008 и ГОСТ РВ 15.002 – 2003.

Казанский завод «Электроприбор» зарекомендовал себя надежным партнером, как на внутреннем, так и на внешнем рынке. Поставляет свою продукцию во многие страны, а также оказывает помощь зарубежным компаниям в организации лицензионного производства собственных изделий. Завод неоднократно награждался Почетными дипломами Министерства экономического развития и торговли Российской Федерации «Лучший Российский экспортер» и Кабинета Министров Республики Татарстан «Лучший экспортер Республики Татарстан».

Современное техническое оснащение, высокая квалификация персонала и многолетний опыт производства уникальных приборов и систем - гарантия стабильного развития предприятия и уверенного взгляда в будущее.

МЕЖДУНАРОДНЫЙ КОНГРЕСС

«ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
НАУКОЕМКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ»

МЕЖДУНАРОДНАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АВИАЦИИ,
НАЗЕМНОГО ТРАНСПОРТА И ЭНЕРГЕТИКИ

«АНТЭ-2013»

СБОРНИК ДОКЛАДОВ

Казань, 19 – 21 ноября 2013 г.

Статьи представлены в авторской редакции

Ответственный за выпуск В.Н. Милёхин
Технический редактор С.В. Фокеева

Подписано в печать 05.12.13.

Формат 60×84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 67,89. Тираж 150. Заказ В107/Б141.

Издательство Казанского государственного технического университета
(КНИТУ-КАИ)

Типография КНИТУ-КАИ. 420111, Казань, К. Маркса, 10