Казанский государственный университет

Сборник задач по газовой динамике

Учебное пособие

Часть 1. Одномерные течения

Казань 2005

Печатается по решению кафедры аэрогидромеханики Казанского государственного университета (протокол №7 от 02.02.05.)

Составители: доцент каф. аэрогидромеханики Казанского университета Е.И.Филатов, ст. Г.Н.Чукурумова.
Рецензент: д.ф.-м.н., проф. В.В.Клоков

Сборник задач по газовой динамике. Часть 1. Одномерные течения: учебное пособие / Сост. Е.И.Филатов, Г.Н. Чукурумова. Казань: Казанский государственный университет. 2005. – 51 с.

Учебное пособие предназначено для использования студентами специальности «механика» при изучении курса «Газовая динамика»

1. ОДНОМЕРНЫЕ ИЗЭНТРОПИЧЕСКИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА

Основными параметрами, отражающими состояние газа, являются *давление, плотность* и *температура* газа. Размерность давления $\left[\frac{н}{м^3}\right]$, плотности $\left[\frac{кг}{м^3}\right]$, температуры $\left[град\right]$. Давление часто выражают в технических и физических атмосферах.

$$1 \text{ техническая атмосфера } = 9{,}80665 \cdot 10^4 \frac{н}{м^2} = 735{,}6\, мм.рт.ст. \quad ,$$

$$1 \text{ физическая атмосфера } = 1{,}013 \cdot 10^5 \frac{н}{м^2} = 760\, мм.рт.ст.$$

Между температурными шкалами Кельвина и Цельсия имеет место соотношение $T^\circ K = 273 + t^\circ C$.

При нормальном атмосферном давлении на уровне моря $\left(1{,}013 \cdot 10^5 \frac{н}{м^2}\right)$ и температуре $288^\circ K$, плотность воздуха $\rho = 1{,}23 \frac{кг}{м^3}$, а удельный вес $\gamma = 12{,}07 \frac{н}{м^3}$.

Давление, плотность и температура идеального газа связаны между собой *уравнением состояния* (Клапейрона):

$$p = R\rho T\ , \qquad (1)$$

где R - удельная газовая постоянная; $\left[R\right] = \frac{дж}{кг \cdot град}$.(для воздуха $R = 287{,}1 \frac{дж}{кг \cdot град}$)

При отсутствии теплообмена газа с внешней средой и при отсутствии необратимых потерь механической энергии между параметрами газа существует следующая зависимость:

$$p = C\rho^k \qquad (2)$$

- *уравнение изэнтропической адиабаты* или равносильные зависимости

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^k ; \frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{k}{k-1}} ; \frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{1}{k-1}} \qquad .(3)$$

Здесь C - постоянная, выражающаяся через параметры начального состояния газа, $k = \frac{c_p}{c_v}$ - показатель изэнтропической адиабаты, c_p - теплоемкость при постоянном давлении, c_v - теплоемкость при постоянном объеме.

Для одноатомных газов $k = 1{,}66$, для двухатомных (воздух) $k = 1{,}40$, для многоатомных $k = 1{,}33$.

Теплоемкости воздуха при не слишком больших температурах:

$$c_p = 0{,}24 \frac{ккал}{кг \cdot град} = 1003{,}2 \frac{дж}{кг \cdot град}$$

$$c_v = 0{,}173 \frac{ккал}{кг \cdot град} = 716 \frac{дж}{кг \cdot град}$$

Скорость звука может быть вычислена по формулам

$$a = \sqrt{\frac{kp}{\rho}}; a = \sqrt{kRT}; \qquad (4)$$

$$a = 20{,}1\sqrt{T} \text{ при } k = 1{,}4 \text{ , } R = 287 \frac{дж}{кг \cdot град}. \qquad (5)$$

Важнейшими газодинамическим параметром является *число Маха* $M = \frac{V}{a}$ - отношение скорости движения газа к местной скорости звука в нем.

В расчете одномерных адиабатических течений идеального газа главную роль играет *уравнение сохранения энергии (Бернулли):*

$$\frac{V^2}{2} + i = i_0 \text{, где } i \text{ - энтальпия; } [i] = \frac{дж}{кг}; \qquad (6)$$

$$i = \frac{a^2}{k-1} = \frac{k}{k-1}\frac{p}{\rho} = \frac{kRT}{k-1}, \qquad (7)$$

i_0 - энтальпия газа в заторможенном состоянии; соответственно T_0, p_0, ρ_0 - *параметры торможения потока.*

Полную энергию энергетически изолированного газа характеризует максимальная теоретическая скорость течения $V_{\max}$:

$$V_{\max} = \sqrt{2i_0} = \sqrt{\frac{2kRT_0}{k-1}}. \qquad (8)$$

Для изэнтропических процессов уравнение (6) может быть записано в эквивалентных формах:

$$\frac{T}{T_0}=1+\frac{k-1}{2}M^2;\quad \frac{p_0}{p}=\left(1+\frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{k}{k-1}};.\ \ \frac{\rho}{\rho_0}=\left(1+\frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (9)$$

Первая из формул (9) пригодна для расчета и неизэнтропических адиабатических течений.

Если скорость движения газа и местная скорость звука в газе совпадают по величине, то обе скорости носят название *критических:* $V_{кр}=a_{кр}$. Критическая скорость звука (или критическая скорость) может быть выражена через параметры торможения газа. В частности,

$$a_{kp}=\sqrt{\frac{2kRT_0}{k+1}}. \quad (10)$$

Параметры газа, скорость движения которого равна по величине местной скорости звука в газе, называются *критическими параметрами.*

Критическим параметрам соответствует число $M=1$. Из формул (9) вытекает:

$$T_{kp}=\frac{2}{k+1}T_0;\ p_{kp}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}p_0;\rho_{kp}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}\rho_0. \quad (11)$$

При $k=1{,}4$ имеем:

$$T_{kp}=0{,}831T_0;\ p_{kp}=0{,}528\,p_0;\rho_{kp}=0{,}636\rho_0;a_{kp}=18{,}3\sqrt{T_0}.$$

Уравнение энергии применяется также в одной из следующих форм:

$$\tau=\frac{T}{T_0}=1-\frac{k-1}{k+1}\lambda^2;\ \pi=\frac{p}{p_0}=\left(1-\frac{k-1}{k+1}\lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}};\varepsilon=\frac{\rho}{\rho_0}=\left(1-\frac{k-1}{k+1}\lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}, \quad (12)$$

где $\lambda=\dfrac{V}{a_{kp}}$ - *коэффициент скорости,* τ,π и ε - газодинамические функции (см. табл. 4).

При решении многих задач пользоваться коэффициентом скорости λ удобнее, чем числом M. Между числом λ и числом M имеется следующая связь (табл.4) :

$$\lambda^2=\frac{\frac{k+1}{2}M^2}{1+\frac{k-1}{2}M^2}. \quad (13)$$

Практически важным примером течения газа, которое с хорошим приближением может считаться одномерным и изэнтропическим, является расчетное его истечение из резервуара через сопло, когда давление на срезе сопла равно давлению во внешней среде, внутри сопла нет скачков уплотнения и в минимальном сечении сопла скорость газа равна скорости звука. При подсчете секундного расхода газа через сопло удобно пользоваться функцией $q(M)$- *приведенным секундным расходом:*

$$q=\frac{\rho V}{\rho_{kp}a_{kp}}=\frac{F_{kp}}{F}, \tag{14}$$

где F_{kp} - площадь критического сечения сопла, F - площадь сечения, в котором достигается скорость V:

$$q=\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}M\left(1+\frac{k-1}{2}M^2\right)^{-\frac{k+1}{2(k-1)}} \text{ или } q=\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}}\lambda\left(1-\frac{k-1}{k+1}\lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}. \tag{15}$$

Значения $q(M)$ и $q(\lambda)$ приведены в табл.4.

При истечении газа через сужающееся (конфузорное) сопло *секундный весовой расход* рассчитывается по формуле:

$$G_t=B_G\frac{p_0}{\sqrt{T_0}}Fq\left(\frac{p_a}{p_0}\right) \text{ ,если } \frac{p_a}{p_0}>\frac{p_{кр}}{p_0} \text{ и } G_t=B_G\frac{p_0}{\sqrt{T_0}}F \text{ ,если } \frac{p_a}{p_0}\le\frac{p_{кр}}{p_0}. \tag{16}$$

В формулах (16) F - площадь выходного сечения сопла; p_a - давление во внешней среде, постоянная $B_G=\sqrt{k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}\frac{g}{\sqrt{R}}$; $B_G=0{,}4$ при $k=1.4$; $R=287\,\frac{дж}{кг\cdot град}$; $g=9{,}8\,\frac{м}{сек^2}$.

В некоторых задачах весовой секундный расход вычисляется по формуле: $G_t=B_G\frac{p}{\sqrt{T_0}}Fy(\lambda)$,где газодинамическая функция $y(\lambda)=\frac{q(\lambda)}{\pi(\lambda)}$ (см. табл.).

Массовый секундный расход $m_t=\frac{G_t}{g}$, причем если брать давление в $\frac{н}{м^2}$, то расход получится в $\frac{кг}{сек}$: $m_t=B_m\frac{p_0}{\sqrt{T_0}}Fq(\lambda)=B_m\frac{p}{\sqrt{T_0}}Fy(\lambda)$,

где $B_m=\sqrt{\frac{k}{R}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$; $B_m=0{,}0405$ при $k=1{,}4$ и $R=287\,\frac{дж}{кг\cdot град}$.

Задачи 1-50

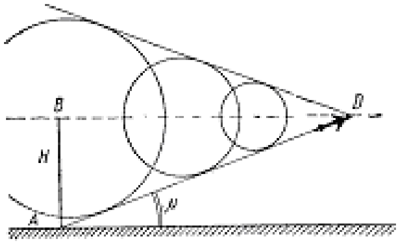

Рис. 1

1.Построить положения звуковой волны в момент времени $t = 1,2,3 сек$ от ее возникновения для случаев, когда звук распространяется в среде, движущейся со скоростью: а) $V = 0$, б) $V = \frac{a}{2}$, в) $V = a$, г) $V = 2a$

(a - скорость звука). Определить положение огибающей звуковых волн.

2. Звук работы двигателя зарегистрирован через $2,15 сек$ после пролета самолета над пунктом регистрации. Определить скорость полета, если высота $H = 1 км$ (рис.1).

3. Определить максимальную скорость потока воздуха, при которой воздух можно рассматривать как несжимаемую жидкость, если допустимо пренебрегать изменениями его плотности до 1%. Параметры торможения – стандартные на уровне моря.

4. На высоте $H = 11000 м$ самолет достиг скорости $300 \frac{м}{сек}$. С какой скоростью происходит полет: с дозвуковой или со сверхзвуковой?

5. До и после изэнтропического сжатия в некотором объеме воздуха произведены измерения скорости звука. Определить порядок изменения плотности воздуха, если скорость звука возросла на 3%.

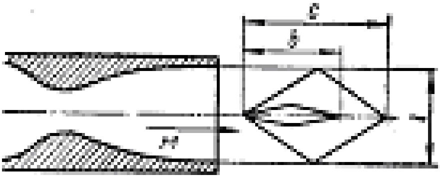

Рис. 2

6. В двух полетах на высоте $H = 12 км$ махметр показывал число Маха полета $M = 2,1$. В первом полете температура воздуха отличалась от стандартной на $+15^\circ$, а в другом – на -15°. Найти разницу истинных воздушных скоростей в полетах.

7. Найти соотношение между шириной сверхзвуковой струи l, длиной модели тонкого тела b и числом M потока (рис.2), при котором будет корректной продувка модели. Условие корректности опыта. $b < c$.

8. Средняя по длине ЖРД температура продуктов сгорания $T_{ср} = 2000^\circ K$. Через какой промежуток времени Δt малое изменение в подаче топлива скажется на тяге двигателя, если длина двигателя от форсунок до среза сопла $L = 1500\,мм$, скорость истечения $V_{ист} = 2500\,\frac{м}{сек}$. Считать, что $k = 1{,}2$; $R = 294{,}3\frac{дж}{кг \cdot град}$.

9. Найти собственную акустическую частоту колебаний газового столба в камере сгорания ПВРД, длина которой $L = 1{,}5м$, если показатель адиабаты для продуктов горения $k = 1{,}35$; газовая постоянная $R = 289{,}4$; средняя температура газов $T_{ср} = 500^\circ K$.

10. В потоке воздуха без ударных волн махметр показывает в одной точке угол Маха $\mu_1 = 27{,}7^\circ$, в другой - $\mu_2 = 35{,}8^\circ$. Каково соотношение между статическими давлениями в этих точках?

11. По теневому фотоснимку обтекания иглы сверхзвуковым потоком воздуха измерен угол $\beta = 28^\circ$ между поверхностью слабой конической волны и направлением невозмущенного потока (рис.3). Термопара, открытая навстречу потоку, показывает температуру $289^\circ K$. Найти скорость потока.

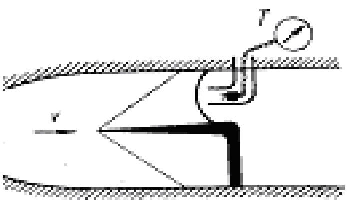

Рис. 3

12. Температура движущегося газа $t = -169^\circ C$. Найти величину составляющей скорости газа, нормальной к линии Маха.

13.Найти скорость звука, числа M и λ для струи воздуха, вытекающей из баллона со скоростью, равной половине максимальной теоретической скорости истечения. Температура в котле $127^\circ C$.

14. Какие параметры (давление, температура) должен иметь воздух в форкамере сверхзвуковой трубы, чтобы при расчетном расширении он вытекал в атмосферу со скоростью $800\,\frac{м}{сек}$ при

$t = -70^\circ C$? Каково при этом будет соотношение между плотностью воздуха в струи и плотностью при нормальных условиях?

Примечание. Здесь имеется в виду простейшая труба с соплом, отрытым в атмосферу.

15. Какую максимальную скорость воздуха можно получить в сверхзвуковой трубе без подогрева, если учесть, что воздух сжижается при $T = 78^\circ K$?

16. Какой подогрев воздуха в баллоне при давлении $p_0 = 20 ата$ надо обеспечить, чтобы получить при расчетном истечении в атмосферу скорость $700 \frac{м}{сек}$?

17. По трубе, диаметр которой увеличивается от $d_1 = 1 см$ до $d_2 = 1{,}8 см$, течет поток воздуха, имеющий в первом сечении скорость $V_1 = 400 \frac{м}{сек}$, давление $p_1 = 0{,}84 ата$ и температуру $t_1 = 20^\circ C$. Найти соотношение между числами Рейнольдса по диаметру трубки во втором и первом сечениях.

Указание: коэффициент вязкости вычислить по формуле $\frac{\mu_2}{\mu_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^n$, где $n = 0{,}76$.

18. В сверхзвуковой трубе без подогрева с открытой рабочей частью моделируется обтекание натурного объекта, предназначенного для полета на высоте $H = 30 км$ со скоростью $V_н = 3000 \frac{км}{час}$. Характерный линейный размер натуры $l_н = 5 м$. Допустимый максимальный размер модели $l_м = 0{,}2 м$. Какое давление в форкамере трубы обеспечивает правильное моделирование по числам M? Какова при этом будет скорость потока воздуха в рабочей части? Как обеспечить Моделирование по числам M и Re?

19. Статическое давление в закрытой рабочей части дозвуковой трубы, в сечении свободным от модели, равно нормальному атмосферному. Давление торможения в потоке $p_0 = 1{,}57 ата$, температура торможения $T_0 = 288^\circ K$. Какое минимальное число Рейнольдса при этом может быть достигнуто по диаметру миделя осесимметричной модели,

скорости и плотности невозмущенного потока, если диаметр рабочей части трубы $D = 2м$?

20. Сравнить секундные расходы и скорости истечения воздуха из баллона (в начальный момент), которые можно получить при расчетном расширении воздуха до атмосферного давления: 1) в случае, когда в баллоне $t_{10} = 15^\circ C$; $p_{01} = 10 ата$; 2) в случае изохорического подогрева воздуха до $t_{01} = 450^\circ C$ от тех же начальных параметров. Критические сечения сопел в обоих случаях одинаковые.

21. Решить предыдущую задачу, считая, что перед истечением воздух нагревается изобарически.

22. Найти порядок величины объемно секундного расхода воздуха при закритическом истечении через сопло с площадью критического сечения $F_{кр} = 0{,}1 м^2$, если термометр, помещенный в поток, показывает $15^\circ C$.

Примечание. Термометр, помещенный в поток газа, показывает температуру, весьма близкую к температуре торможения.

23. Воздух течет по трубе переменного сечения. Число Маха в первом сечении трубы $M_1 = 1$, а во втором сечении $M_2 = 2$. Каково соотношение между скоростями воздуха в первом и втором сечениях?

24. Как изменится кинетическая энергия единицы объема воздуха при движении по расширяющейся трубе с увеличением числа M от $M_1 = 1$ до $M_2 = 2$? Объяснить результат.

25. Найти соотношение мощностей, необходимых для работы аэродинамической трубы на одном и том же числе M, если рабочим газом служит: 1) воздух; 2) фреон, при одном и том же давлении (для фреона $k_ф = 1{,}12$; $\rho_ф = 4{,}18\ \rho_в$). Мощность, необходимая для работы трубы, пропорциональна величине $\rho \boldsymbol{V}^3$.

26. В аэродинамической трубе больших дозвуковых скоростей установлены два манометра (рис.4): I - спиртовый, вертикальный, измеряющий разность между давлениями в форкамере и в рабочем помещении, и II - ртутный, с наклоном трубки 30 градусов, измеряющий разность давлений в рабочей части трубы и в помещении.

Найти скорость потока, скорость звука, температуру и плотность воздуха в рабочей части, если первом манометре $\Delta h = 280 мм$, а во втором - $\Delta l = 692 мм$. Температура в форкамере $t = 17^\circ C$, давление в рабочем помещении $p_a = 98066 \frac{н}{м^2}$. Степень поджатия $\frac{F_1}{F_2} = 5$. Потери не учитывать.

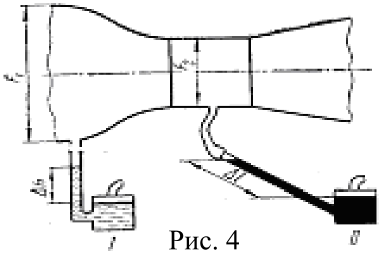

Рис. 4

27. К трубке Пито, помещенной в дозвуковой поток воздуха, присоединены два ***U***-образных ртутных манометра (рис.5). Разность уровней в манометре I: $\Delta h_1 = 142 мм$, в манометре II: $\Delta h_2 = 62 мм$. Неподвижный термометр, омываемый потоком, показывает $20^\circ C$. Найти скорость потока; $p_\circ > p_\infty > p$.

28. При каком показании Δh ртутного U-образного манометра, присоединенного к трубке полного напора (рис.6), свободная струя воздуха течет при числе $M = 0{,}5$?

29. Найти форму труб, в которых (при одномерной постановке задачи): а) скорость потока растет линейно вдоль оси: $V = nx$, б) температура падает линейно вдоль оси: $T = T_0 - mx$, массовый секундный расход m_t считать заданным

30. Вывести уравнение, определяющее закон повышения давления по длине дозвукового конического диффузора.

31. Вывести уравнение обвода $r(x)$ изоградиентного дозвукового диффузора ВРД.

Примечание. Изоградиентные диффузоры (те, для которых $\frac{dp}{dx} = const$) отличаются от конических более высокими коэффициентами восстановления давления.

32. Сопло Лаваля работает в докритическом режиме. В минимальном сечении сопла давление $p_1 = 0{,}8 ата$. В среде, куда происходит истечение, давление $p_a = 1{,}0 ата$. Площади минимального и выходного сечений сопла равны $0{,}1 м^2$ и $0{,}15\ м^2$ соответственно. Определить безразмерные скорости в минимальном и выходном сечениях сопла.

33. Воздух истекает из баллона в атмосферу через конфузорное сопло с диаметром выходного сечения $3 см$. В котле температура $t = 127^\circ C$ и давление $p_0 = 10 ата$. Найти массовый секундный расход воздуха через сопло.

34. Найти площади входного и выходного сечений F_1 и F_2 дозвукового диффузора ВРД для полета при числе $\lambda_1 = 0{,}8$ на высоте $H = 2000\ м$, если: 1) максимальный секундный расход воздуха через диффузор $m_t = 200 \dfrac{кг}{сек}$; 2) на выходе из диффузора безразмерная скорость не должна превышать $\lambda_2 = 0{,}2$; 3) потерями полного давления пренебречь.

35. Подобрать площадь критического сечения сверхзвукового сопла, обеспечивающую секундный расход воздуха $m_t = 1 \dfrac{кг}{сек}$, если истечение расчетное, давление торможения $p_0 = 5 ата$, температура торможения $t_0 = 15^\circ C$.

36. Вычислить массовый секундный расход воздуха через сопло Лаваля при следующих условиях: 1) площадь выходного сечения сопла $F_{вых} = 10 см^2$; 2) давление торможения $p_0 = 1{,}3 ата$; 3) температура торможения $T_0 = 288^\circ K$; 4) давление во внешней среде $p_a = 1{,}03 ата$.

37. Задано соотношение площадей выходного и минимального сечений сопла $\dfrac{F_1}{F_{мин}} = 2$ (рис.7). При каких соотношениях давлений $\dfrac{p_a}{p_0}$ можно применить для расчета массового секундного расхода воздуха через сопло формулу $m_t = 0{,}0405 \dfrac{p_0}{\sqrt{T_0}}$. $F_{мин}$=?

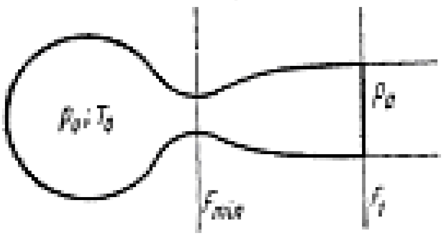

Рис. 7

38. Как изменится массовый секундный расход воздуха через сопло, если в условиях предыдущей задачи принять внешнее давление $p_a = 0{,}98 p_0$?

39. Оценить порядок объема баллонов τ_σ, необходимых для обеспечения работы в течении минимум $25 сек$ сверхзвуковой трубы с открытой рабочей частью, на $M_1 = 1{,}5$; $M_2 = 2{,}0$; $M_3 = 2{,}5$. Площадь выходного сечения у всех сопел $F_{вых} = 0{,}009 м^2$. Начальное давление в баллонах $p_{\sigma.н} = 150 ата$.

Считать для упрощения: 1) на пуск и остановку трубы уходит $5 сек$ (с полным расходом); 2) расширение воздуха в баллонах– изотермическое, при $T_0 = 290^\circ K$; 3) минимальное давление в баллонах $p_{\sigma.k}$ связано с p_0 (давлением в форкамере) соотношением $(p_{\sigma.k})_i = \frac{p_{0i}}{n}$, где $n = 0{,}4$ отражает потери полного давления между баллонами и форкамерой.

40. Из баллона объемом $\tau = 1 м^3$ воздух вытекает в атмосферу через конфузорное сопло с площадью $F_{вых} = 0{,}5 см^2$. Сколько времени будет продолжаться истечение с постоянным секундным объемным расходом, если начальное давление в баллоне $p_{0н} = 100 ата$ и процесс понижения давления можно считать изотермическим при температуре $288^\circ K$?

41. Воздух истекает адиабатически в атмосферу из баллона через конфузорное сопло. Процесс расширения воздуха в баллоне тоже адиабатический. Составить уравнение, отражающее зависимость весового секундного расхода от времени для закритического режима истечения и по условиям задачи 40 найти время закритического истечения.

42. Воздух вытекает из камеры через конфузорное сопло. Давление в камере $p_0 = 1{,}89 ата$, давление во внешней среде $p_a = 1 ата$. Как изменится реактивная сила R, испытываемая камерой, если камеру и сопло погрузить в воду на глубину $7.7 м$, при сохранении прежнего давления в камере?

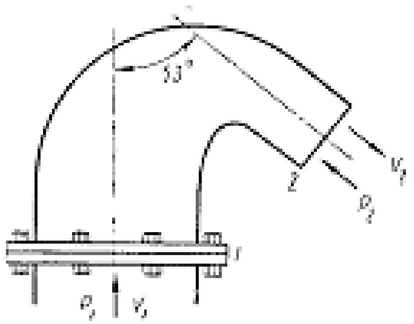

Рис. 8

43. По трубе (рис. 8) выбрасывается в атмосферу воздух с поворотом потока на 127°. В сечении *1* статическое давление $p_1 = 1{,}3 ата$, в выходном сечении *2* давление $p_2 = 1{,}0 ата$. Площадь первого сечения $F_1 = 1 м^2$, площадь выходного сечения $F_2 = 0{,}5 м^2$. Температура торможения воздуха $T_0 = 289^\circ K$. Пренебрегая потерями, определить R – результирующую силу потока, действующую воздуховод между сечениями *1* и *2*, и $R_{раз}$ – суммарную разрывающую силу, действующую на болты крепления воздуховода к фланцу.

44. ЖРД при расчетном истечении должен дать на уровне земли тягу $P = 50$ т. В камере сгорания $T_0 = 2700^\circ K$, давление $p_0 = 30 ата$, $k = 1{,}25$; $R = 344 \dfrac{дж}{кг \cdot град}$. Найти скорость истечения V_r, удельную тягу $P_{уд}$,весовой секундный расход G_t, размеры сопла (угол конусности 24 *град*).

45. Какую максимальную температуру должна выдерживать обшивка корпуса ракеты при полете в стратосфере со скоростью $V = 3816 \dfrac{км}{час}$?

46. Зарегистрированный рекорд скорости полета самолета 1956г., достигнутый на высоте 11600 м, составляет $1882 \dfrac{км}{час}$. Определить температуру обшивки крыла самолета, пользуясь понятием коэффициента восстановления температуры. Ввиду малой толщины крыльев считать местное число Маха равным числу Маха полета.

47.Найти динамическую добавку давления в носовой точке фюзеляжа самолета, летящего при $M = 0{,}7$ на уровне земли. Определить ε - ошибку, которая получится, если определять $p_{дин}$ без учета сжимаемости воздуха.

48. Дать приближенную оценку относительному приращению скорости в точке крыла, где относительное уменьшение давления составляет 10%. Крыло обтекается потоком при $M_\infty = 0{,}6$ (рис.9).

Указание: использовать линеаризованное уравнение Бернулли.

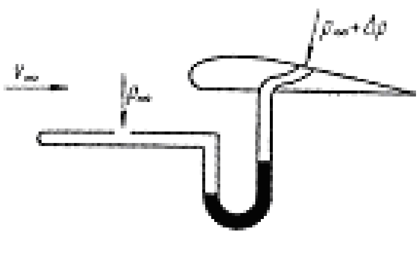

Рис. 9

49. Рассмотреть аналогию между одномерным течением газа и потоком жидкости по горизонтальному каналу, форма поперечного сечения которого задана соотношением $y = f(x)z^{1{,}5}$. Здесь $f(x)$ – функция, характеризующая изменение площади поперечного сечения канала вдоль его оси; z – вертикальная, y – горизонтальная координаты.

1. Определить, какому газу соответствует рассматриваемая аналогия. 2. Установить соответствие между плотностью, давлением, температурой газа, местной и критической скоростью звука в газе и местным уровнем жидкости в канале.

50. Газогидравлическая аналогия (см. предыдущую задачу), осуществленная в канале с сечением прямоугольной формы, позволяет найти параметры одномерного течения, так называемого гипотетического газа, показатель изэнтропы которого $k_{гип} = 2$. В некотором сечении канала гипотетический газ имеет число Маха $M_{гип} = 3$. Найти число Маха одномерного течения воздуха, в соответствующем сечении газовода.