

МОСКОВСКИЙ ОРДЕНА ЛЕНИНА
и ОРДЕНА ОКТЯБРЬСКОЙ РЕВОЛЮЦИИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
ИМЕНИ СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ



МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ
К РАСЧЕТНО-ГРАФИЧЕСКИМ
РАБОТАМ
"ТЕПЛООБМЕН
НА ПОВЕРХНОСТИ ЛА"

МОСКВА
1987

МИНИСТЕРСТВО
ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ СССР

МОСКОВСКИЙ
ОРДЕНА ЛЕНИНА И ОРДЕНА ОКТЯБРЬСКОЙ РЕВОЛЮЦИИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ имени СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ
К РАСЧЕТНО-ГРАФИЧЕСКИМ РАБОТАМ
"ТЕПЛОБМЕН НА ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ"

Под редакцией доц. В.П. Солнцева
(Для дневной и вечерней форм обучения)

Утверждено
на заседании редсовета
29 сентября 1986 г.

МОСКВА 1987

УДК 629.7.02.015.3:536.25 (075.8)

Авторы-составители: В.П. Солнцев, Б.М. Галицейский, Г.А. Глебов,
Б.М. Калмыков, И.И. Шкарбан, А.Е. Пирогов

Методические указания к расчетно-графическим работам "Теплообмен
на поверхности летательных аппаратов" / Авт.-сост.: В.П. Солнцев,
Б.М. Галицейский, Г.А. Глебов, Б.М. Калмыков, И.И. Шкарбан,
А.Е. Пирогов; Под ред. В.П. Солнцева. - М.: МАИ, 1987. - 47 с., ил.

Рассмотренные в работе методики и алгоритмы позволяют рассчиты-
вать тепловые процессы в элементах конструкций летательных аппа-
ратов как графоаналитическими методами, так и с использованием
ЭВМ. В приложении приведены необходимые теплофизические данные
воздуха, таблицы и номограммы вспомогательных параметров, которые
существенно облегчают студентам выполнение конкретной расчетно-
графической работы.

Рецензенты: Б.В. Дзюбенко, Б.Н. Юдаев

ПРЕДИСЛОВИЕ

В данной работе приводятся методические указания для студен-
тов I, 6, II и I6 факультетов, выполняющих расчетно-графические
работы по курсу "Теплопередача". Излагаются методы расчета конвек-
тивного теплообмена при обтекании элементов конструкции летатель-
ных аппаратов сверхзвуковым потоком воздуха. Приводятся методики
и алгоритмы решения конкретных инженерных задач: расчет времени
прогрева элементов конструкции силовой установки; определение тем-
пературы поверхности летательного аппарата; расчет теплового пото-
ка на лобовой поверхности летательного аппарата осесимметричной
формы; расчет поля температур в головной части летательного аппа-
рата.

Раздел I написан В.П. Солнцевым, раздел 2 - Б.М. Галицейским,
раздел 3 - Г.А. Глебовым, раздел 4 - Б.М. Калмыковым, раздел 5 -
И.И. Шкарбаном, раздел 6 - А.Е. Пироговым.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- x - координата вдоль образующей тела;
 R_0 - радиус закругления тела;
 P_{01} - давление торможения в рассматриваемом сечении;
 U_1 - скорость потока на границе пограничного слоя (скорость внешнего потока);
 ρ_{01} - плотность газа по заторможенным параметрам в рассматриваемом сечении;
 T_{01} - температура торможения газа;
 P_n - давление окружающей среды;
 M_n - число Маха полета;
 M - число M в расчетном сечении;
 a - скорость звука, коэффициент температуропроводности;
 k - показатель адиабаты;
 R - газовая постоянная;
 μ - коэффициент динамической вязкости;
 α - коэффициент теплоотдачи;
 q - удельный тепловой поток;
 c_p - теплоемкость газа;
 λ - коэффициент теплопроводности;
 ϵ - степень черноты;
 Nu - критерий Нуссельта;
 Pr - критерий Прандтля;
 Re - критерий Рейнольдса;
 Fo - критерий Фурье;
 Bi - критерий Био.

Индексы

- I - параметры газа на внешней границе пограничного слоя в рассматриваемом сечении;
 w - параметры газа при температуре стенки;
 M - физические параметры материала конструкции.

1. РАСЧЕТ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛОВОГО ПОТОКА

В предлагаемых расчетно-графических работах конвективный тепловой поток определяется по формуле Ньютона

$$q_w = \alpha (T_e - T_w), \quad (1.1)$$

где α - коэффициент теплоотдачи; T_e - температура газа около неохлаждаемой (теплоизолированной, адиабатной) поверхности; T_w - температура охлаждаемой поверхности.

Расчет конвективного теплообмена сводится к определению коэффициента теплоотдачи.

Методика определения α для разных задач конвективного теплообмена практически одинакова:

1. Рассчитываются (или задаются) параметры потока в рассматриваемом сечении - скорость потока u , давление P , температура T и др.

2. Определяется режим течения в пограничном слое (ламинарный или турбулентный).

Для заданного закона распределения давления в потоке и определенного режима течения в пограничном слое выбирается критериальное уравнение, с помощью которого рассчитывается коэффициент теплоотдачи.

В предлагаемых работах рассматривается расчет конвективного теплообмена на поверхности конуса и в окрестности критической точки закругленных тел. Принимается, что передняя кромка элементов летательных аппаратов выполнена в форме осесимметричного (сферического) закругления.

При полете летательного аппарата такой формы со сверхзвуковой скоростью перед ним возникает отсоединенный скачок уплотнения (рис. 1.1).

За скачком уплотнения в критической точке скорость потока равна нулю, а давление имеет максимальное значение, равное давлению торможения P_{01} за прямым скачком уплотнения. По мере удаления от критической точки скорость потока увеличивается, а давление уменьшается. Вблизи крити-

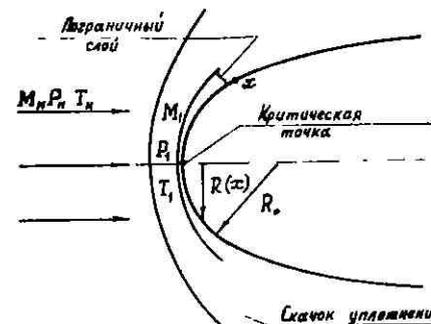


Рис. 1.1

ческой точки на поверхности тела образуется ламинарный пограничный слой. При удалении от критической точки с ростом числа Рейнольдса ламинарное течение в пограничном слое может перейти в турбулентное.

Рассмотрим, в соответствии с общей методикой определения α , расчет параметров потока вне пограничного слоя в выбранных сечениях. Параметры потока могут быть рассчитаны с использованием газодинамических соотношений (I.2) – (I.4), (I.6) – (I.10) или с помощью таблиц работы [6], часть которых приведена в приложении (табл. 3).

Ниже излагается порядок расчета параметров потока с использованием газодинамических соотношений для сферической поверхности в области изменения скорости потока от 0 до скорости звука.

Расчет параметров потока в критической точке

Давление P_{01} в критической точке, равное давлению торможения за прямым скачком уплотнения, определяется из соотношения [2]

$$\frac{P_{01}}{P_H} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left(\frac{2}{k-1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{M_H^{\frac{2k}{k-1}}}{\left(\frac{2k}{k-1} M_H^2 - 1\right)^{\frac{1}{k-1}}}$$

Для воздуха $k = 1,4$ и, соответственно,

$$P_{01} = P_H \frac{166,7 M_H^2}{(7 M_H^2 - 1)^{2,5}} \quad (I.2)$$

Температура воздуха в критической точке равна температуре торможения:

$$T_{01} = T_{0H} = T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2\right) \quad (I.3)$$

Плотность газа определится из уравнения состояния

$$\rho_{01} = \frac{P_{01}}{R T_{01}} \quad (I.4)$$

где R – газовая постоянная. Для воздуха $R = 287 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$.

Параметры воздуха для разных высот полета (P_H, T_H и др.) приведены в таблицах стандартной атмосферы (см. приложение).

Градиент скорости в критической точке $\beta = \left(\frac{d u_1}{d x}\right)_{x=0}$ определяется из выражения

$$\beta = \frac{c}{R_0} \sqrt{2 \frac{P_{01}}{\rho_{01}}} \quad (I.5)$$

где u_1 – скорость потока на внешней границе пограничного слоя; x – координата вдоль образующей тела (см. рис. I.I); R_0 – радиус затупления тела.

В случае сферического или цилиндрического затупления приближенно

$$c = \sqrt{1 - \frac{P_H}{P_{01}}}$$

Рассмотрим расчет параметров потока в сечениях, находящихся на расстоянии x от критической точки. На некотором расстоянии от критической точки увеличение скорости потока u_1 происходит по линейному закону:

$$u_1 = \beta x \quad (I.6)$$

Приближенно можно считать, что линейный закон изменения скорости имеет место вплоть до критического сечения, в котором скорость потока становится равной скорости звука. При сферическом затуплении скорость потока достигает скорости звука примерно при $\varphi = 45^\circ$. Таким образом, при расчете параметров потока на сферической поверхности в сечениях, расположенных между критической точкой ($x = 0$) и критическим сечением ($x = \frac{\pi R_0}{4}$), скорость потока определится из (I.6).

В рассматриваемом сечении

$$M_1 = \frac{u_1}{\sqrt{a_{01}^2 - \frac{k-1}{2} u_1^2}} \quad (I.7)$$

где k – показатель адиабаты, для воздуха $k = 1,4$; a_{01} – скорость звука в критической точке $a_{01} = \sqrt{k R T_{01}}$.

Давление P_1 , температуру T_1 , плотность ρ_1 удобно определять с помощью газодинамических таблиц, приведенных в работе [2], по наименьшему значению M_1 или с использованием соотношений:

$$P_1 = \frac{P_{01}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{k}{k-1}}}; \quad (I.8)$$

$$T_1 = \frac{T_{01}}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}; \quad (I.9)$$

$$\rho_1 = \frac{P_1}{R T_1} \quad (I.10)$$

Рассчитав параметры потока, можно перейти к определению теплового потока в рассматриваемых сечениях. В критической точке $u_1 = 0$, $T_e = T_{01}$ и тепловой поток

$$q_{w1} = \alpha (T_{01} - T_{w1}).$$

Коэффициент теплоотдачи рассчитывается с помощью критериального уравнения

$$Nu_{w1} = 0,71(1 + 0,08 \frac{T_{w1}}{T_{01}}) \left(\frac{M_1 \rho_1}{\mu_{w1} \rho_w} \right)^{1/3} Re_w^{0,5} Pr_w^{0,4}.$$

Разрешая его относительно α с учетом соотношений $u_1 = \beta x$ и

$$Pr_w = \frac{\mu_w c_{pw}}{\lambda_w}, \text{ получаем}$$

$$\alpha = 0,71(1 + 0,08 \frac{T_{w1}}{T_{01}}) \left(\frac{M_1 \rho_1}{\mu_{w1} \rho_w} \right)^{1/3} \sqrt{\mu_w \rho_w \beta c_{pw}} Pr_w^{-0,6}, \quad (I.II)$$

где μ_w ; c_{pw} ; Pr_w находятся из табл. I (см. приложение) по температуре стенки; M_1 - по температуре газа в критической точке;

$$\rho_w = \frac{p_{01}}{RT_w}.$$

При удалении от критической точки изменение параметров потока зависит от формы тела, а так как она может быть различной, то в общем случае приходится рассчитывать тепловой поток при произвольном распределении параметров по образующей тела. Произвольное распределение параметров потока встречается при решении многих технических задач. В этом случае для определения теплового потока необходимо решать систему уравнений пограничного слоя в частных производных или проводить экспериментальные исследования.

В настоящее время разработаны численные методы расчета с использованием вычислительных машин. Наряду с этим большое распространение получили приближенные методы расчета. Одним из таких методов является метод эффективной длины. Этот метод основан на использовании особенностей развития пограничного слоя, заключающихся в том, что в случае ускоренных течений теплообмен в рассматриваемом сечении определяется в основном параметрами потока и толщиной пограничного слоя в этом сечении. В значительно меньшей степени тепловой поток зависит от условий, в которых пограничный слой развивался от точки его образования до рассматриваемого сечения. В соответствии с этими особенностями, метод эффективной длины состоит в том, что при расчете теплообмена действительное течение заменяется течением над пластиной (для осесимметричного тела - над цилиндром) с параметрами потока, равными параметрам рассматриваемого

сечения. Длина пластины (цилиндра) $x_{эф}$ выбирается из условия нарастания на ней теплового пограничного слоя толщиной, равной толщине слоя в рассматриваемом сечении тела.

Рассмотрим расчет теплообмена при ламинарном и турбулентном течениях в пограничном слое с использованием метода эффективной длины.

Расчет теплообмена при ламинарном течении в пограничном слое

Тепловой поток определяется по формуле Ньютона (I.I)

$$q_w = \alpha (T_e - T_w),$$

где

$$T_e = T_1 \left(1 + \frac{k-1}{2} \gamma M_1^2 \right).$$

Для воздуха при ламинарном пограничном слое $\gamma = 0,84$.

Критериальное уравнение для определения коэффициента теплоотдачи при течении над пластиной имеет вид

$$Nu_w = 0,332 Re_w^{0,5} Pr_w^{1/3} \cdot K.$$

Коэффициент K учитывает влияние сжимаемости. Используя это уравнение и метод эффективной длины для расчета теплообмена при произвольном распределении параметров потока вдоль образующей тела, будем иметь [I]

$$Nu_{w,эф} = 0,332 \cdot Re_{w,эф}^{0,5} \cdot Pr_w^{1/3} \cdot K \cdot K_1, \quad (I.I2)$$

где K_1 - поправка на влияние продольного градиента давления;

$$Nu_{w,эф} = \frac{\alpha \cdot x_{эф}}{\lambda_w}; \quad Re_{w,эф} = \frac{\rho_w u_1 x_{эф}}{\mu_w}.$$

В частном случае $T_w = const$, приближенное выражение для определения эффективной длины имеет вид

$$x_{эф} = \frac{\int_0^x R^2(\alpha) \rho_w u_1 d\alpha}{R^2(x) \rho_w u_1}. \quad (I.I3)$$

Под интегралом стоят переменные величины $R(\alpha)$; ρ_w ; u_1 , изменяющиеся от начала образования пограничного слоя (критическая точка) до рассматриваемого сечения. В знаменателе $R(\alpha)$; ρ_w ; u_1 - соответственно радиус вращения (см. рис. I.I), плотность и скорость в рассматриваемом сечении.

Учитывая постоянство T_w , плотность газа ρ_w можно определить из соотношения

$$\frac{\rho_w}{\rho_{w0}} = \frac{p_1}{p_{01}},$$

где ρ_{w0} и p_{01} параметры воздуха в критической точке.

Поправка на сжимаемость рассчитывается по формуле

$$K = \left(\frac{\mu^* \rho^*}{\mu_w \rho_w} \right)^{1/3} \left(\frac{M_1 p_1}{M^* p^*} \right)^{1/5} T_w / T_e, \quad (I.14)$$

где μ_w, ρ_w определяются по T_w ; M_1, p_1 - по T_1 , а μ^*, ρ^* - по максимальной температуре $T_{max} = T^*$ в пограничном слое.

При $\frac{k-1}{2} M_1^2 > 1 - \frac{T_w}{T_1}$ T^* определяется по формуле

$$\frac{T^* - T_w}{T_{01} - T_w} = \frac{1}{4} \left(1 + \frac{1 - \frac{T_w}{T_1}}{\frac{k-1}{2} M_1^2} \right)^{1/2}. \quad (I.15)$$

При $\frac{k-1}{2} M_1^2 \leq 1 - \frac{T_w}{T_1}$ максимальная температура в пограничном слое равна температуре внешнего потока: $T^* = T_1$. В этом случае

$$K = \left(\frac{M_1 p_1}{\mu_w \rho_w} \right)^{1/3}. \quad (I.16)$$

Поправка на влияние градиента скорости

$$K_1 = \left[1 + 0,15 \left(1 + \frac{T_w}{T_{01}} \right) \cdot \left(\frac{2m}{m+1} \right)^{1/3} \right]^{1/2}, \quad (I.17)$$

где m - показатель степени в выражении $u_1 = \beta x^m$.

При течении в окрестности критической точки $m = 1$ и

$$K_1 = \left[1 + 0,15 \left(1 + \frac{T_w}{T_{01}} \right) \right]^{1/2}. \quad (I.18)$$

В случае обтекания купуса $m = 0$, $K_1 = 1$.

Определив критерий Нуссельта (I.12), найдем коэффициент теплоотдачи

$$\alpha = \frac{Nu_{w,exp} \lambda_w}{x_{exp}}. \quad (I.19)$$

Расчет теплообмена при турбулентном течении в пограничном слое

Тепловой поток определяется по формуле Ньютона (I.1). Эффективная температура

$$T_e = T_1 \left(1 + \frac{k-1}{2} r M_1^2 \right),$$

где $r = 0,89$.

Критериальное уравнение для определения коэффициента теплоотдачи методом эффективной длины имеет вид

$$Nu_{w,exp} = 0,0296 Re_{w,exp}^{0,8} Pr_w^{0,43} K_T, \quad (I.20)$$

здесь

$$Nu_{w,exp} = \frac{\alpha x_{exp}}{\lambda_w}; \quad Re_{w,exp} = \frac{\rho_w u_1 x_{exp}}{\mu_w}.$$

Эффективная длина пластины при турбулентном течении в пограничном слое и $T_w = const$ определится из выражения

$$x_{exp} = \frac{\int_0^x R^{5/4} \rho_w u_1 dx}{R^{5/4}(x) \rho_w u_1}. \quad (I.21)$$

Формула (I.21) получена в предположении постоянства по x выражения $\left[\frac{Nu_w}{Re_w^{0,8}} (T_e - T_w) \right]^{5/4}$, а формула (I.13) - в предположении постоянства по x выражения $\left[\frac{Nu_w}{Re_w^{0,8}} (T_e - T_w) \right]^2$. В окрестности критической точки изменение этих величин невелико и переменностью их по x можно пренебречь.

В уравнении (I.20) K_T - поправка на сжимаемость. В окрестности критической точки, где скорость потока невелика, хорошие результаты дает поправка, определенная как

$$K_T = \left(\frac{p_1}{\rho_w} \right)^{0,5}. \quad (I.22)$$

При большой скорости потока

$$K_T = \left(\frac{T_w}{T_e} \right)^{0,4} \left(1 + \frac{k-1}{2} r M_1^2 \right)^{0,11}. \quad (I.23)$$

Коэффициент теплоотдачи

$$\alpha = \frac{Nu_{w,exp} \lambda_w}{x_{exp}}. \quad (I.24)$$

В отдельных случаях при технических расчетах для определения коэффициента теплоотдачи удобнее пользоваться критериальным уравнением, в котором определяющей температурой является температура потока на внешней границе пограничного слоя. Для большой скорости потока такое уравнение имеет вид

$$Nu_{f, \text{зр}} = 0,0296 Re_{f, \text{зр}}^{0,8} Pr_f^{0,43} \left(\frac{T_w}{T_p}\right)^{-0,35} \left(1 + \frac{k-1}{2} \gamma M_f^2\right)^{-0,55} \quad (I.25)$$

2. РАСЧЕТ ВРЕМЕНИ ПРОГРЕВА ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Целью данной работы является расчет времени прогрева элемента конструкции установки и определение изменения его температуры во времени. В данной расчетной модели предполагается, что конструктивный элемент представляет собой стержень, боковые поверхности которого теплоизолированы, а передний конец стержня имеет сферическую форму и обтакается потоком воздуха (рис. 2.1).

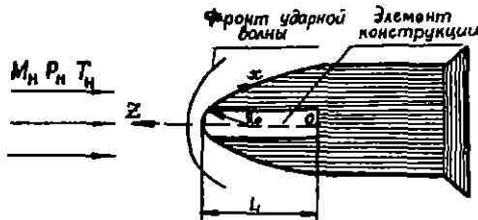


Рис. 2.1

При полете летательного аппарата на определенной высоте процесс теплообмена на поверхности обусловлен конвективным теплообменом и излучением. Часть тепла, подводимая посредством конвекции в окрестности критической точки, расходуется на изменения теплоемкости материала конструкции в результате нестационарного прогрева, другая доля тепла излучается с поверхности в окружающее пространство.

Конвективный тепловой поток q_w может быть рассчитан по формуле Ньютона с использованием уравнения (I.II).

Тепловой поток, излучаемый поверхностью, определяется согласно закону Стефана - Больцмана:

$$q_r = \epsilon C_0 \left(\frac{T_w}{100}\right)^4, \quad (2.1)$$

где $C_0 = 5,67 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}^4)$.

Таким образом, тепловой поток, идущий на прогрев конструкции силовой установки, будет равен разности тепловых потоков:

$$q_{w, \text{раз}} = q_w - q_r.$$

Используя выражения для q_w и q_r , получаем

$$q_{w, \text{раз}} = 0,71(1+0,008 \frac{T_w}{T_{\text{OH}}}) \left(\frac{M_n \rho_n}{M_p \rho_p}\right)^{1/3} \sqrt{\mu_w \rho_w \beta} \times \\ \times C_p Pr_w^{-0,6} (T_{\text{OH}} - T_w) - \epsilon C_0 \left(\frac{T_w}{100}\right)^4. \quad (2.2)$$

Равновесная температура поверхности в передней критической точке соответствует стационарному режиму теплообмена, который устанавливается в тот момент времени, когда температура конструкции силовой установки выравнивается. В этом случае $q_{w, \text{раз}} = 0$.

Следовательно, равновесная температура T_p определяется из решения уравнения

$$\epsilon C_0 \left(\frac{T_p}{100}\right)^4 = 0,71(1+0,008 \frac{T_p}{T_{\text{OH}}}) \left(\frac{M_n \rho_n}{M_p \rho_p}\right)^{1/3} \sqrt{\mu_p \rho_p \beta} \cdot C_p Pr_p^{-0,6} (T_{\text{OH}} - T_p). \quad (2.3)$$

Это уравнение можно решить графическим способом, для чего строятся графики функции $q_w = f(T_w)$, согласно формуле Ньютона и уравнению (I.II), и функции $q_r = f(T_w)$, согласно уравнению (2.1). Точка пересечения этих функций определяет значение равновесной температуры в критической точке (рис. 2.2).

Прогрев элемента конструкции силовой установки можно определить в результате решения уравнения нестационарной теплопроводности. В дальнейшем предполагается, что прогрев элемента конструкции описывается одномерным уравнением теплопроводности

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a_n \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \quad (2.4)$$

где t - время; x - координата по оси, направленной вдоль стержня (см. рис. 2.1).

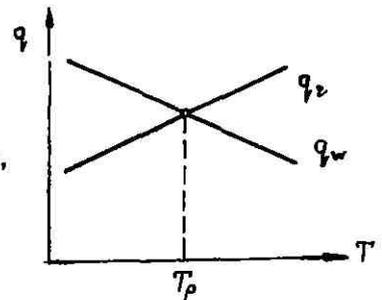


Рис. 2.2

Граничные и начальные условия для данной задачи можно сформулировать следующим образом. В начальный момент времени задана температура элемента конструкции, равная температуре окружающей среды T_H . В окрестности критической точки осуществляется процесс теплообмена, обусловленный конвекцией и излучением. Наличие излучения приводит к нелинейным граничным условиям, что существенно усложняет решение нестационарного уравнения теплопроводности (2.4). При сравнительно умеренных значениях температуры поверхности для расчета сложного процесса теплообмена можно использовать понятие эффективного коэффициента теплоотдачи, который определяется как

$$\alpha_{эф} = \frac{q_{w,рез}}{T_p - T_w} \quad (2.5)$$

При такой постановке задачи граничные и начальные условия запишутся в виде

$$\begin{aligned} \text{при } \tau = 0 & \quad T = T_H; \\ \text{при } x = 0 & \quad \lambda_M \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_{x=0} = 0; \\ \text{при } x = L & \quad \lambda_M \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_{x=L} = \alpha_{эф} (T_p - T_w). \end{aligned} \quad (2.6)$$

Эффективный коэффициент теплоотдачи $\alpha_{эф}$ зависит от температуры поверхности, а следовательно, будет изменяться во времени, поскольку температура поверхности изменяется в процессе нестационарного прогрева элемента конструкции.

В дальнейшем примем, что нестационарный процесс теплообмена в окрестности критической точки с достаточной степенью точности для практических расчетов определяется средним за время нестационарного режима эффективным коэффициентом теплоотдачи

$$\alpha_{эф} = \frac{1}{T_p - T_H} \int_{T_H}^{T_p} \alpha_{эф}(T_w) dT_w \quad (2.7)$$

С учетом принятых допущений решение нестационарного уравнения теплопроводности (2.4) сводится к виду

$$\theta = \frac{T_p - T(x, \tau)}{T_p - T_H} = F(F_0, Bi_i, \bar{x}), \quad (2.8)$$

где $F_0 = \frac{a_M \tau}{L^2}$ - критерий Фурье; $Bi_i = \frac{\alpha_{эф} \cdot L}{\lambda_M}$ - критерий Био; $\bar{x} = \frac{x}{L}$ - безразмерное расстояние.

Номограммы зависимости (2.8) приведены в приложении.

При малых значениях критерия Био ($Bi_i < 0,1$) для расчета температурного поля можно воспользоваться приближенной формулой

$$\theta(F_0, Bi_i, \bar{x}) = 1 - \cos(\sqrt{Bi_i} \cdot \bar{x}) \exp(-Bi_i, F_0). \quad (2.9)$$

Время установления стационарного режима определяется из условия $\bar{x} = 0, \theta = 0,1$. Определив значение (F_0) из условия $\theta(F_0, Bi_i, 0) = 0,1$, найдем время прогрева $\tau = (F_0)_0 \frac{L^2}{a_M}$.

Период времени нестационарного процесса прогрева элемента конструкции разбивается на ряд интервалов, и по результатам расчетов строятся зависимости следующих параметров от времени:

$$T(x, \tau); T_w(L, \tau); q_w(\tau); q_r(\tau); q_{w,рез}(\tau).$$

Порядок расчета:

1. Для заданной высоты полета H по таблицам стандартной атмосферы, приведенным в приложении, определяем T_H, ρ_H .
2. По формулам (1.2) - (1.4) определяем параметры торможения потока воздуха за ударной волной.
3. Определяем градиент скорости в окрестности критической точки согласно формуле (1.5).
4. Диапазон температур $T_{OH} > T_{wi} \geq T_H$ разбиваем на 5 интервалов и для каждого значения температуры определяем значения конвективных q_w и лучистых потоков q_r согласно уравнениям (1.1) и (2.1). Находим значение равновесной температуры T_p путем графического решения уравнения (2.3) (строим график, показанный на рис. 2.2).

Физические параметры воздуха определяем по таблицам, приведенным в приложении.

5. Определяем среднее значение эффективного коэффициента теплоотдачи $\alpha_{эф}$ за период нестационарного процесса теплообмена численным интегрированием уравнения (2.7). С этой целью для каждого значения температуры поверхности T_{wi} находим значение эффективного коэффициента теплоотдачи $\alpha_{эфi}$ по уравнениям (2.2) и (2.5).

6. Вычисляем критерий Био ($Bi_i = \frac{\alpha_{эф} \cdot L}{\lambda_M}$) и по номограммам (см. приложение) определяем время нестационарного теплообмена $\tau_0 = \frac{L^2}{a_M} (F_0)_0$ из условия $\theta(F_0, Bi_i, 0) = 0,1$.

7. Разбивая время нестационарного процесса τ_0 на ряд интервалов и используя таблицы $\theta(F_0, Bi_i, \bar{x})$, строим зависимости: $T_w(L, \tau); T(x, \tau); q_w(\tau); q_r(\tau); q_{w,рез}(\tau)$.

3. РАСЧЕТ НАГРЕВА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Летательный аппарат (рис. 3.1) движется по траектории, вдоль которой скорость его и высота полета изменяются во времени:

$$dH = -u_H \sin \theta_{Bx} \cdot dt; \quad (3.1)$$

$$\frac{du_H}{dt} = -\frac{\rho_H g}{2\sigma} u_H^2, \quad (3.2)$$

где баллистический коэффициент

$$\sigma = \frac{mg}{c_x S}. \quad (3.3)$$

В приведенных уравнениях движение тела рассматривается как движение материальной точки без учета силы тяжести.

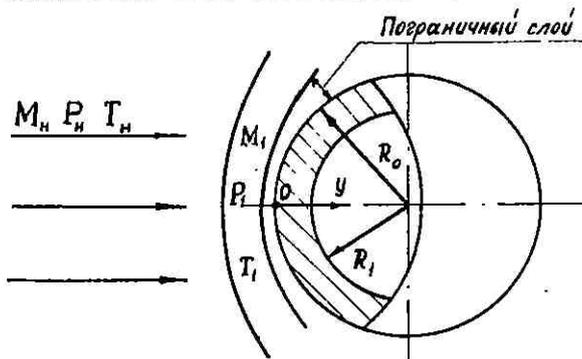


Рис. 3.1

Чтобы проинтегрировать уравнения (3.1) и (3.2), воспользуемся зависимостью плотности воздуха ρ_H от высоты. В широком диапазоне изменения высоты ($10 \leq H \leq 90$ км) ρ_H может быть определена по формуле

$$\rho_H = \rho_0 \exp(-H/H_0), \quad (3.4)$$

где H - высота, м; $H_0 = 7200$ м; $\rho_0 = 1,42$ кг/м³.

Температуру атмосферы Земли на высоте свыше 10 км принять в работе постоянной:

$$T_H = 216 \text{ К}. \quad (3.5)$$

Давление набегающего потока воздуха на высоте H определяется из уравнения состояния

$$p_H = \rho_H R T_H. \quad (3.6)$$

Для интегрирования уравнения (3.1) по времени разобьем время полета t на K интервалов Δt :

$$t_n = n \cdot \Delta t, \quad n = 1, 2, \dots, K. \quad (3.7)$$

В работе считать $K = 5 - 10$.

Принимая в интервале времени Δt скорость полета постоянной и равной

$$u_{H,cp}^{(n)} = \frac{1}{2}(u_H^{(n-1)} + u_H^{(n)}), \quad (3.8)$$

определяем изменение высоты полета летательного аппарата по времени

$$H^{(n)} = H^{(n-1)} - u_{H,cp}^{(n)} \sin \theta_{Bx} \cdot \Delta t, \quad n = 1, 2, \dots, K. \quad (3.9)$$

Из уравнений (3.1) и (3.2) определяем скорость полета u_H в зависимости от высоты H . Для реальных аппаратов, у которых $\sigma > 50$, эта зависимость имеет вид

$$u_H^{(n)} = u_{Bx} \exp(-B_{Bx} e^{-H/H_0}), \quad (3.10)$$

где траекторный параметр

$$B_{Bx} = \frac{\rho_0 g H_0}{2\sigma \sin \theta_{Bx}}. \quad (3.11)$$

Решая уравнения (3.9) - (3.11) методом итераций, находим зависимость высоты H и скорости полета аппарата u_H от времени.

Зная для данного момента времени t_n высоту и скорость, по уравнениям (3.4) - (3.6) определяем параметры набегающего потока $\rho_H^{(n)}$, $T_H^{(n)}$, $p_H^{(n)}$.

Термофизические параметры воздуха (μ и λ) рассчитываются по следующим формулам:

$$\mu = 0,465 \cdot 10^{-6} \cdot T^{0,652} \quad \text{Па} \cdot \text{с}; \quad (3.12)$$

$$\lambda = 31,2 \cdot \mu \left(\frac{115}{m_B} + 0,425 \cdot 10^{-4} \cdot c_p \right) \quad \text{Вт}/(\text{м} \cdot \text{К}), \quad (3.13)$$

где $m_B = 29$ кг/моль - молярная масса воздуха; $c_p = 10^3$ Дж/(кг·К) - теплоемкость воздуха.

Параметры воздуха в критической точке летательного аппарата определяются по формулам (1.2) - (1.4) с учетом следующих соотношений:

$$M_H = u_H / a_H; \quad a_H = \sqrt{\gamma R T_H}; \quad R = 287 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}). \quad (3.14)$$

Параметры потока вдоль поверхности на расстоянии x от передней критической точки тела определяются по уравнениям (I.7) - (I.10). При этом в данной работе принять:

$$\zeta_1 = \beta x; \quad x_{\text{эф}} = \frac{1}{4} x, \quad (3.15)$$

где β - градиент скорости, s^{-1} , определяется по формуле (I.5).

Распределение температур в летательном аппарате, движущемся в атмосфере Земли, обуславливается тепловым потоком q_w , подводимым к поверхности, тепловым потоком q_r , излучаемым поверхностью в окружающую среду, и теплотой, отводимой внутрь конструкции, $q_{\text{вн}}$. Баланс энергии на поверхности аппарата записывается в виде уравнения

$$q_w - q_r = q_{\text{вн}}. \quad (3.16)$$

Конвективный тепловой поток

$$q_w = \alpha (T_e - T_w) \quad (3.17)$$

следует определять как для ламинарного (формула (I.12)), так и для турбулентного (формула (I.20)) пограничных слоев, а в дальнейшем в расчетах использовать большее из полученных значений.

Тепловой поток, излучаемый поверхностью,

$$q_r = \epsilon_w \sigma_0 T_w^4, \quad (3.18)$$

где $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К) - коэффициент излучения абсолютно черного тела.

Температура внутри конструкции спускаемого аппарата определяется из решения одномерной нестационарной задачи:

$$\frac{dT}{dt} = a_m \frac{\partial^2 T}{\partial y^2}. \quad (3.19)$$

Стенка сферы предполагается тонкой и рассматривается как пластина конечной толщины. Ось "y" направлена от поверхности к центру (см. рис. 3.1). Уравнение (3.19) решается при следующих начальных и граничных условиях.

Начальные условия:

$$T = 0, \quad T = T_H(y) = \text{const}.$$

Граничные условия:

$$y=0; \quad \alpha (T_e - T_w) - \epsilon_w \sigma_0 T_w^4 = -\lambda_M \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_M; \quad (3.20)$$

$$y=\delta; \quad T(\delta, t) = T_H = \text{const}.$$

Для конечно-разностной аппроксимации дифференциального уравнения (3.19) воспользуемся неявной шеститочечной схемой [4], имеющей порядок точности $O(\Delta \bar{y}^2 + \Delta \bar{t}^2)$.

Нанесем на плоскость \bar{x}, \bar{y} сетку (рис. 3.2):

$$\bar{x} = n \cdot \Delta \bar{x}; \quad \bar{y} = m \cdot \Delta \bar{y},$$

$$n = 1, 2, \dots, K; \quad m = 1, 2, \dots \quad (3.21)$$

где $K = 5 - 10$; $N = 40 - 50$.

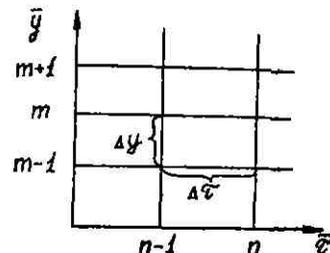


Рис. 3.2

Вводя безразмерные параметры $\bar{x} = x/c_{\text{кон}}$; $\bar{y} = y/R_0$; $\bar{T} = T/T_H$, приведем уравнение (3.19) и условия однозначности (3.20) к безразмерному виду:

$$\frac{\partial \bar{T}}{\partial \bar{x}} = \left(\frac{a_m \cdot \epsilon_{\text{кон}}}{R_0^2} \right) \frac{\partial^2 \bar{T}}{\partial \bar{y}^2}. \quad (3.22)$$

Начальные условия

$$\bar{x} = 0; \quad \bar{T} = 1;$$

Граничные условия:

$$\bar{y} = 0; \quad \alpha (\bar{T}_e - \bar{T}_w) - \epsilon_w \sigma_0 T_H^3 \bar{T}_w^4 = -\frac{\lambda_M}{R_0} \left(\frac{\partial \bar{T}}{\partial \bar{y}} \right);$$

$$\bar{y} = \delta; \quad \bar{T} = 1. \quad (3.23)$$

Аппроксимирем дифференциальное уравнение (3.22) и условия однозначности (3.23) следующей разностной схемой с точностью $O(\Delta \bar{y}^2 + \Delta \bar{x}^2)$:

$$\frac{\bar{T}_m^{(n)} - \bar{T}_m^{(n-1)}}{\Delta \bar{x}} = \left(\frac{a_m \cdot \epsilon_{\text{кон}}}{R_0^2} \right) \left[S \left(\frac{\bar{T}_{m+1}^{(n)} - 2\bar{T}_m^{(n)} + \bar{T}_{m-1}^{(n)}}{\Delta \bar{y}^2} \right) + (1-S) \left(\frac{\bar{T}_{m+1}^{(n-1)} - 2\bar{T}_m^{(n-1)} + \bar{T}_{m-1}^{(n-1)}}{\Delta \bar{y}^2} \right) \right], \quad (3.24)$$

где $\Delta \bar{x} = 1/K$; $\Delta \bar{y} = (1 - R_f/R_0)/N$; $S = 0,5 - I$ - параметр осрепления, который выбирается исходя из соображений оптимизации расчетов. В данной работе принять $S = 0,5$.

Так как температура внутри конструкции в $(n-1)$ -й момент $T_m^{(n-1)}$ известна, то уравнение (3.24) принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} \frac{2\Delta\bar{y}^2}{\Delta\bar{z}} (\bar{T}_m^{(n)} - \bar{T}_m^{(n-1)}) &= \bar{T}_{m-1}^{(n)} \left(\frac{a_m \xi_{кон}}{R_0^2} \right) + \\ &- \bar{T}_m^{(n)} \left(-2 \frac{a_m \xi_{кон}}{R_0^2} \right) + \bar{T}_{m+1}^{(n)} \left(\frac{a_m \xi_{кон}}{R_0^2} \right) + \\ &+ \left(\frac{a_m \xi_{кон}}{R_0^2} \right) \left(\bar{T}_{m-1}^{(n-1)} - 2\bar{T}_m^{(n-1)} + \bar{T}_{m+1}^{(n-1)} \right). \end{aligned} \quad (3.25)$$

Обозначим

$$\begin{aligned} d &= 2 \left(\frac{\Delta\bar{y}^2}{\Delta\bar{z}} + \frac{a_m \xi_{кон}}{R_0^2} \right), \\ \gamma &= \frac{a_m \xi_{кон}}{R_0^2}; \end{aligned} \quad (3.26)$$

$$\delta = \gamma \left(\bar{T}_{m-1}^{(n-1)} - 2\bar{T}_m^{(n-1)} + \bar{T}_{m+1}^{(n-1)} \right).$$

С учетом (3.26) получаем систему алгебраических уравнений

$$d \bar{T}_m^{(n)} = \gamma \bar{T}_{m+1}^{(n)} + \gamma \bar{T}_{m-1}^{(n)} + \delta, \quad m=1, 2, \dots \quad (3.27)$$

Подставив рекуррентные соотношения

$$\bar{T}_{m-1}^{(n)} = A_{m-1} \bar{T}_m^{(n)} + B_{m-1}, \quad m=1, 2, \dots \quad (3.28)$$

в уравнение (3.27), получим

$$\bar{T}_m^{(n)} = \frac{\gamma}{d - \gamma A_{m-1}} \bar{T}_{m+1}^{(n)} + \frac{\delta + \gamma B_{m-1}}{d - \gamma A_{m-1}}, \quad m=1, 2, \dots, N-1 \quad (3.29)$$

Для нахождения коэффициентов A_0 и B_0 воспользуемся граничным условием на поверхности (3.23):

$$\left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \bar{T}_e - \left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \right) \bar{T}_w - \left(\frac{\alpha_\lambda R_0}{\lambda_M} \right) \bar{T}_w = \frac{\bar{T}_e - \bar{T}_w}{\Delta\bar{y}}, \quad (3.30)$$

где $\alpha_\lambda = \varepsilon_w \theta_0 (\bar{T}_w^{(n-1)})^3$.

Отсюда

$$\bar{T}_w = \frac{1}{1 - \frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \Delta\bar{y} \left(1 + \frac{\alpha_\lambda}{\alpha} \right)} \bar{T}_e - \frac{\frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \bar{T}_e \cdot \Delta\bar{y}}{1 - \frac{\alpha R_0}{\lambda_M} \Delta\bar{y} \left(1 + \frac{\alpha_\lambda}{\alpha} \right)}. \quad (3.31)$$

Из уравнения (3.31) следует, что

$$\begin{aligned} A_0 &= \frac{1}{1 - \left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_T} \right) \Delta\bar{y} \left(1 + \frac{\alpha_\lambda}{\alpha} \right)}, \\ B_0 &= \frac{\left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_T} \right) \Delta\bar{y} \bar{T}_e}{1 - \left(\frac{\alpha R_0}{\lambda_T} \right) \Delta\bar{y} \left(1 + \frac{\alpha_\lambda}{\alpha} \right)}. \end{aligned} \quad (3.32)$$

Из системы (3.29) определяем выражения для прогоночных коэффициентов:

$$\begin{aligned} A_m &= \frac{\delta}{d - \gamma A_{m-1}}, \\ B_m &= \frac{\delta + \gamma B_{m-1}}{d - \gamma A_{m-1}}, \quad m=1, 2, \dots, N-1. \end{aligned} \quad (3.33)$$

Прямой прогонкой находим из уравнений (3.32), (3.33) прогоночные коэффициенты A_m и B_m . При обратной прогонке (при $\bar{T}_N = 1$) определяем профиль температуры:

$$\bar{T}_m^{(n)} = A_m \bar{T}_{m+1}^{(n)} + B_m, \quad m=N-1, N-2, \dots, 2, 1, 0. \quad (3.34)$$

Так как система уравнений (3.27) и граничных условий (3.31) нелинейная, то задачу решаем методом итерации до тех пор, пока не получим заданную точность решения

$$\left| \frac{\bar{T}_m^{(n)} - \bar{T}_m^{(n-1)}}{\bar{T}_m^{(n)}} \right| \leq \varepsilon, \quad (3.35)$$

где $\varepsilon = 10^{-3} - 10^{-4}$ - точность решения задачи.

Порядок расчета:

1. Разбиваем время полета аппарата $\xi_{кон}$ на K равномерных интервалов: $\Delta\bar{t} = \xi_{кон} / K$.
2. Находим изменение по времени высоты $H^{(m)}$ и скорости полета аппарата с помощью формул (3.9), (3.10).
3. Определяем по формулам (3.4) - (3.6) параметры набегающего потока $\rho_H^{(n)}, \rho_H^{(m)}, T_H^{(m)}$.
4. По формулам (1.2) - (1.4) находим параметры за ударной волной в критической точке.
5. По формулам (1.7) - (1.10) находим распределение параметров внешнего потока вдоль образующей тела.
6. Задавая температуру поверхности в n -й момент времени ($\bar{T}_m^{(n)} = \bar{T}_m^{(n-1)}$), находим коэффициент теплоотдачи α по уравнениям (1.12) и (1.20).

7. Методом скалярной прогонки решаем дифференциальное уравнение теплопроводности (3.21).

Прямой прогонкой находим прогоночные коэффициенты A_m и B_m (уравнения (3.32), (3.33)). Обратной прогонкой определяем температуру \bar{T} (уравнение (3.34)).

8. Задача решается методом итераций. Найденный на предыдущей итерации профиль температуры принимаем за начальный и расчет проводим до тех пор, пока не получим заданную точность, определяемую по формуле (3.35).

9. Строим график распределения температуры в стенке летательного аппарата.

4. РАСЧЕТ ТЕПЛОВОГО ПОТОКА НА ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СФЕРИЧЕСКОЙ ФОРМЫ, ДВИЖУЩЕГОСЯ В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

1. Определяем параметры набегающего потока T_H, ρ_H, ρ_H по таблице стандартной атмосферы, приведенной в приложении.

2. По формулам (1.2) – (1.4) определяем параметры торможения потока воздуха за ударной волной.

3. Определяем градиент скорости в окрестности передней критической точки согласно формуле (1.5).

4. Определяем коэффициент теплоотдачи по формуле (1.11) и тепловой поток в критической точке по формуле (1.1), где $T_0 = T_{01}$ и вычисляется по формуле (1.3).

5. Расчет теплообмена проводим в области дозвукового течения от критической точки $x = 0$ до $x = R_0 \frac{\pi}{4}$ (рис. 4.1). Тепловой поток определяем методом эффективной длины. Расчетный диапазон x разбиваем на 5 участков.

5.1. На конце каждого участка определяем параметры потока на внешней границе пограничного слоя M_1, ρ_1, T_1, ρ_1 по формулам (1.6) – (1.10).

5.2. После расчета $x_{зд}$ графическим путем, используя формулу (1.13), определяем тепловой поток для ламинарного пограничного слоя по формуле (1.1), а α – по формулам (1.12) – (1.19).

5.3. После расчета $x_{зд}$ графическим путем, используя формулу (1.21), определяем тепловой поток для турбулентного пограничного слоя по формулам (1.20) – (1.24).

5.4. Строим графики $q_{w,лам} = f(x)$ и $q_{w,турб} = f(x)$.

В тепловых расчетах используются максимальные значения теплового потока в рассматриваемом сечении (рис. 4.2).

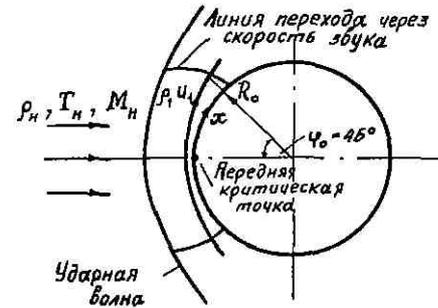


Рис. 4.1

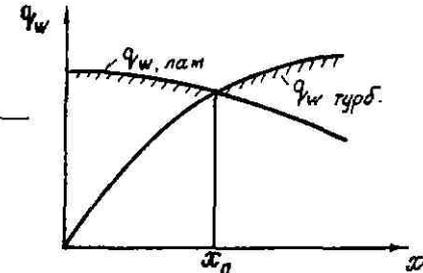


Рис. 4.2

5. РАСЧЕТ ТЕПЛОВОГО ПОТОКА НА ЛОБОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ФОРМЫ

Целью работы является определение тепловых потоков, направленных к поверхности аппарата, движущегося со сверхзвуковой скоростью на высоте H .

Летательный аппарат имеет форму конуса с углом раствора $\varphi = 2\omega$ и сферическим закруглением, радиус которого R_0 (рис. 5.1).

При определении тепловых потоков температура поверхности аппарата принимается постоянной $T_w = const$, что может быть обеспечено выбором соответствующей системы охлаждения внутренней поверхности обшивки.

Для расчета конвективного теплообмена необходимо знать параметры газового потока, определить которые можно с помощью работ [5] и [6]. В табл. 3 приложения приводятся результаты расчета $M_1(x), \rho_1(x)$, полученные в указанных работах. Для правильного пользования таблицей необходимо внимательно изучить "Пояснение к табл. 3" в приложении.

Зависимость Nu_w от определяющих критериев хорошо известна для обтекания пластины как при ламинарном, так и при турбулентном пограничном слое.

В данной работе рассчитывается теплообмен при обтекании криволинейной поверхности осесимметричного тела потоком газа.

Чтобы использовать в этом случае при расчете α критерияльные уравнения, полученные для пластины, необходимо в качестве определяющего размера принимать не длину образующей x , а длину соответствующего цилиндра $x_{эф}$.

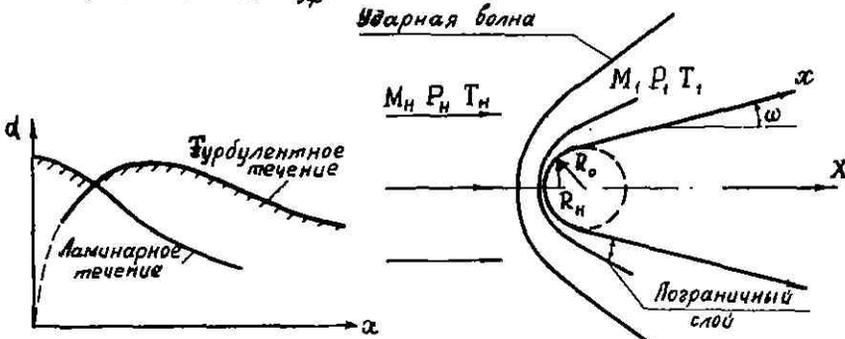


Рис. 5.1

На некотором удалении от критической точки ($x = 0$) ламинарный пограничный слой может перейти в турбулентный. Момент перехода зависит от многих причин (геометрия тела, T_w , состояние поверхности и др.) и точно в настоящее время не может быть указан. В связи с этим определение α , а соответственно, и q_w проводится сначала по формулам для ламинарного течения, затем — для турбулентного течения, и в окончательный расчет ЛД закладывается максимальное из полученных α (рис. 5.2). Расчет $x_{эф}$ и α для различных режимов течения следует вести по формулам (I.12) — (I.24).

Значение α в критической точке вычисляется по формуле (I.11). Градиент скорости в критической точке β можно определить, используя результаты расчета течения вдоль образующей тела [5,6] (табл.3 приложения), как $\beta = \frac{u_1}{x_1}$. Здесь x_1 — координата точки вдоль образующей тела, ближайшая к критической; u_1 — скорость потока в этой же точке.

При проведении расчетов необходимо весь участок по образующей x разбить на 7 — 8 отрезков в диапазоне от $M_1 = 0$ и до M_1 , указанного в задании.

Расчетные сечения (точки) целесообразно выбрать в соответствии с данными табл. 3, т.е. для тех промежуточных значений M , которые даны в таблице. Вначале точки выбираются в той части таблицы, которая характеризует течение вдоль "затупления", и затем в нужной

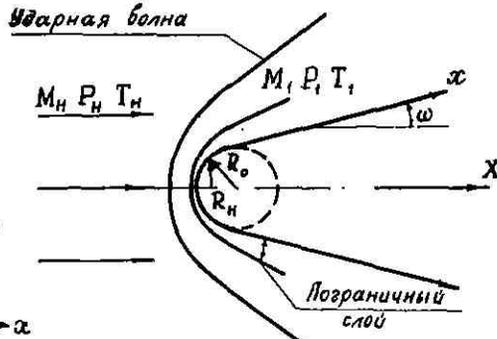


Рис. 5.2

момент необходимо перейти к характеристикам течения вдоль конуса с соответствующим заданию значением ω . Первое сечение рекомендуется выбрать ближайшим к критической точке. В таблице ему соответствует значение $\bar{X} = 0,00195$.

В результате расчета должны быть представлены зависимости $R^2(x)/\rho_w u_1$ и $R(x)/\rho_w u_1$ от x , которые необходимы для вычисления интегралов, входящих в выражения для $x_{эф}$, а также графики $\alpha(x)$ для ламинарного и турбулентного режимов течения. Для вычисления интегралов в формулах (I.13) и (I.21) можно использовать метод трапеций.

Обозначая $h = R^2(x)/\rho_w u_1$ или $h = R(x)/\rho_w u_1$, и

$$x_{эф} = \frac{\int_0^x h dx}{h_x} = \frac{F_x}{h_x}, \text{ имеем}$$

$$F_{k+1} = F_k + \frac{h_{k+1} + h_k}{2} (x_{k+1} - x_k); \quad x_{эф} = \frac{F_{k+1}}{h_{k+1}}$$

Применяя метод трапеций, следует учесть, что первая площадь F_1' для ламинарного пограничного слоя в 2 раза, а для турбулентного в 1,625 раза больше действительной, и поэтому для ламинарного слоя $F_1 = \frac{F_1'}{2}$, а для турбулентного $F_1 = \frac{F_1'}{1,625}$.

6. РАСЧЕТ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУР В ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Целью работы является определение тепловых потоков, действующих на головную часть летательного аппарата в результате аэродинамического нагрева (рис. 6.1); а также расчет распределения температур на поверхности и на оси головной части и количества тепла, снимаемого охладителем в единицу времени.

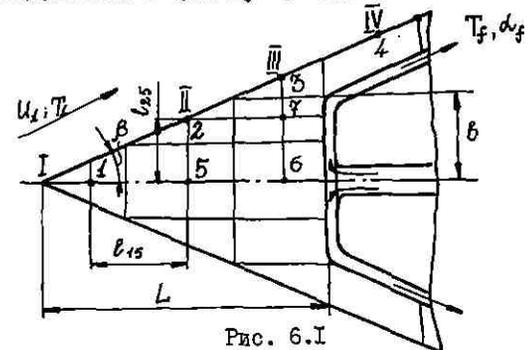


Рис. 6.1

Расчет конвективного теплообмена

При расчете конвективного теплообмена рекомендуется пользоваться формулами, полученными для плоской пластины, применяя метод эффективной длины.

В данной работе целесообразно определить коэффициент теплоотдачи из критериального уравнения, в котором определяющей температурой является температура потока. Поток можно считать турбулентным, и число Нуссельта рассчитывать по формуле (I.25).

Значение $x_{эф}$ определяется по формуле (I.2I).

Эффективная температура T_e определяется формулой

$$T_e = T_f \left(1 + \frac{k-1}{2} r M^2 \right).$$

Коэффициент восстановления для турбулентного потока

$$r = \sqrt{Pr}, \quad r \approx 0,89. \quad (6.1)$$

Скорость звука

$$a_f = \sqrt{\gamma R T_f}. \quad (6.2)$$

Скорость потока

$$u_f = M a_f. \quad (6.3)$$

При расчете коэффициента теплоотдачи α рекомендуется разбить поверхность конуса на 4 участка, как показано на рис. 6.I.

На каждом участке определяется коэффициент теплоотдачи $\alpha =$

$= \frac{Nu \lambda_f}{x_{эф}}$. По результатам расчета строится график $\alpha(x)$.

В формулу для Nu (I.25), так же как и в выражение для $x_{эф}$ (I.2I), входит неизвестная заранее температура поверхности T_w . В общем случае расчет ведется методом итерации: в первом приближении полагается $T_w = T_e = const$, рассчитывается α , затем распределение температуры в конусе и, таким образом, определяется значение T_w второго приближения. После этого расчет повторяется. В работе достаточно ограничиться первым приближением. Иначе говоря, в критериальном уравнении (I.25) можно положить

$$\left(\frac{T_w}{T_e} \right)^{0,35} \approx 1.$$

Для конуса, обтекаемого с нулевым углом атаки и при постоянной температуре поверхности, возможно вычисление интеграла в (I.2I) в явном виде, в результате чего получаем выражение

$$x_{эф} = \frac{4}{9} x,$$

которым рекомендуется пользоваться в работе.

Расчет распределения температуры в конусе

Расчет распределения температуры ведется методом элементарных балансов. Тело рекомендуется разбить на участки так, как это показано на рис. 6.I.

Теплообменом 4-го участка с областями, лежащими на больших расстояниях от вершины конуса, пренебрегается.

Для каждого участка составляется уравнение баланса. В качестве примера приводим уравнение баланса для участка 2:

$$\alpha(T_e - T_2)F_2 + \frac{\lambda}{l_{25}}(T_5 - T_2)F_{25} + \frac{\lambda}{l_{27}}(T_7 - T_2)F_{27} = 0, \quad (6.4)$$

где T_i - температура i -го участка (T_2, T_5 и т.п.); l_{ik}, F_{ik} - расстояние и площадь поверхности контакта между i -м и k -м участками соответственно.

Расстояния l_{ik} берутся между точками, отмеченными на рис. 6.I; F_i - площадь поверхности контакта i -го участка с внешним потоком, например:

$$l_{25} = \frac{B}{2}; \quad l_{27} = \frac{L}{3}; \\ F_{25} = \frac{2\pi B L}{6}; \quad F_{27} = \frac{3\pi B^2}{4}.$$

Полученную систему уравнений удобнее всего решать методом Гаусса [7]. Определенные таким образом температуры участков T_i заносятся в таблицу.

По результатам расчета строится распределение температуры по поверхности конуса $T_w(x)$ и распределение температуры по оси конуса $T_0(x)$.

Полное количество тепла, снимаемое охладителем в единицу времени,

$$Q = \int_F \alpha_f (T - T_f) dF.$$

Здесь интегрирование ведется по поверхности между охладителем и участками 4, 7, 6 (T - температура этих участков, T_f - температура охлаждающей жидкости). Следуя методу элементарных балансов, выражение для Q можно переписать в виде

$$Q = \alpha_f [(T_4 - T_f) F_{4f} + (T_7 - T_f) F_{7f} + (T_6 - T_f) F_{6f}], \quad (6.5)$$

где F_{if} - площадь поверхности контакта i -го участка и охладителя:

$$F_{4f} = \frac{5\pi R L}{3 \cos \beta}; \quad F_{6f} = \frac{\pi R^2}{4}; \quad F_{7f} = \frac{3}{4} \pi R^2.$$

ЛИТЕРАТУРА

1. Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С. Теплопередача. - М.: Энергоиздат, 1981.
2. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. - М.: Наука, 1976.
3. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. - М.: Наука, 1972.
4. Самарский А.А. Введение в теорию разностных схем. - М.: Наука, 1971.
5. Белоцерковский О.Н. Обтекание затупленных тел сверхзвуковым потоком газа. - М.: ИЦ АН СССР, 1966.
6. Чушкин П.И., Шулишина Н.П. Таблицы сверхзвукового течения около затупленных конусов. - М.: ИЦ АН СССР, 1961.
7. Демидович Б.П., Марон М.А. Основы вычислительной математики. - М.: Наука, 1966.

Температура тела в центре

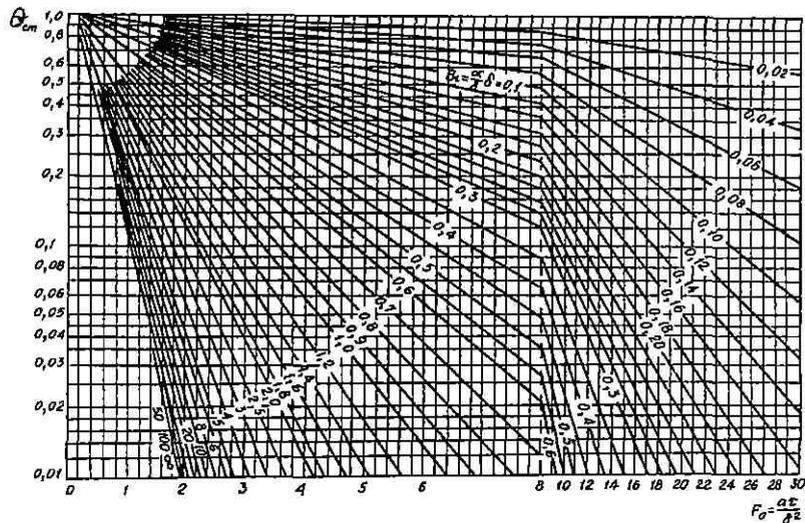


Рис. П.1

Температура тела на поверхности

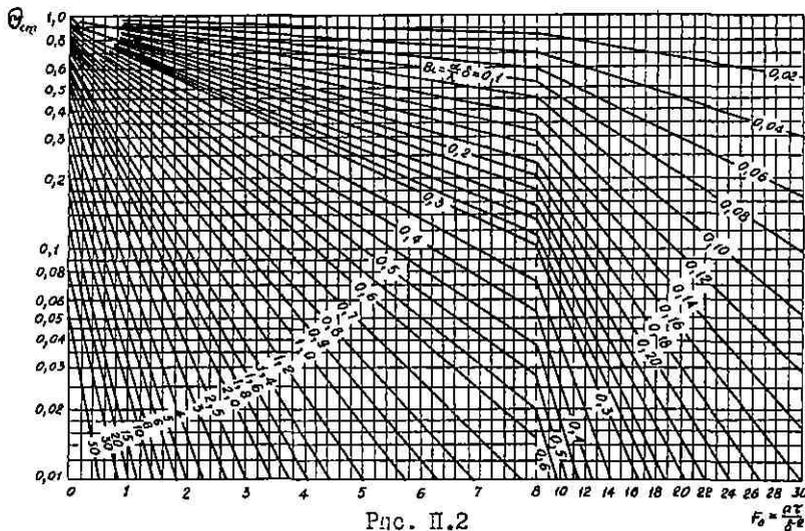


Рис. П.2

Физические параметры сухого воздуха

$t, ^\circ\text{C}$	ρ кг/м ³	$c_p \cdot 10^{-3}$		$\alpha \cdot 10^2$ м ² /ч	$\mu \cdot 10^6$		$\nu \cdot 10^6$ м ² /с	P_v	$\lambda \cdot 10^2$	
		ккал/(кг·°C)	Дж/(кг·K)		кг·с/м ²	Н·с/м ²			ккал/(м·ч·°C)	Вт/(м·K)
-50	1,584	0,242	1,013	4,57	1,49	14,6	9,23	0,728	1,75	2,035
-40	1,515	0,242	1,013	4,96	1,55	15,19	10,04	0,728	1,62	2,116
-30	1,453	0,242	1,013	5,37	1,60	15,68	10,80	0,723	1,89	2,20
-20	0,895	0,241	1,009	5,83	1,65	16,17	12,79	0,716	1,96	2,28
-10	1,342	0,241	1,009	6,28	1,7	16,6	12,43	0,712	2,03	2,36
0	1,293	0,240	1,005	6,77	1,75	17,15	13,28	0,707	2,10	2,44
10	1,247	0,240	1,005	7,22	1,80	17,64	14,16	0,705	2,16	2,51
20	1,205	0,240	1,005	7,71	1,85	18,13	15,06	0,703	2,23	2,59
30	1,165	0,240	1,005	8,23	1,90	18,62	16,00	0,701	2,30	2,68
40	1,128	0,240	1,005	8,75	1,95	19,11	16,96	0,699	2,37	2,76
50	1,093	0,240	1,005	9,26	2,00	19,6	17,95	0,698	2,43	2,83
60	1,060	0,240	1,005	9,79	2,05	20,1	18,97	0,696	2,49	2,90
70	1,029	0,241	1,009	10,28	2,10	20,6	20,02	0,694	2,55	2,97
80	1,000	0,241	1,009	10,87	2,15	21,07	21,09	0,692	2,62	3,05
90	0,972	0,241	1,009	11,48	2,19	21,46	22,10	0,690	2,69	3,13
100	0,946	0,241	1,009	12,11	2,23	21,85	23,13	0,688	2,76	3,21
120	0,893	0,241	1,009	13,26	2,33	22,8	25,45	0,686	2,87	3,34
140	0,854	0,242	1,013	14,52	2,42	23,7	27,80	0,684	3,00	3,49
160	0,815	0,243	1,017	15,80	2,50	24,5	30,09	0,682	3,13	3,64
180	0,779	0,244	1,022	17,10	2,58	25,37	32,49	0,681	3,25	3,78
200	0,746	0,245	1,026	18,49	2,65	25,97	34,85	0,680	3,38	3,93
250	0,674	0,248	1,038	21,96	2,79	27,34	40,61	0,677	3,67	4,27

Окончание табл. I

$t, ^\circ\text{C}$	ρ кг/м ³	$c_p \cdot 10^{-3}$		$\alpha \cdot 10^2$ м ² /ч	$\mu \cdot 10^6$		$\nu \cdot 10^6$ м ² /с	P_v	$\lambda \cdot 10^2$	
		ккал/(кг·°C)	Дж/(кг·K)		кг·с/м ²	Н·с/м ²			ккал/(м·ч·°C)	Вт/(м·K)
300	0,615	0,250	1,047	25,76	3,03	29,7	48,33	0,674	3,96	4,60
350	0,566	0,253	1,059	29,47	3,20	31,36	55,46	0,676	4,22	4,91
400	0,524	0,255	1,068	33,52	3,37	33,03	63,09	0,678	4,48	5,21
500	0,456	0,261	1,093	41,51	3,69	36,16	79,38	0,687	4,94	5,75
600	0,404	0,266	1,114	49,18	3,99	39,1	96,89	0,699	5,35	6,22
700	0,362	0,271	1,135	58,82	4,26	41,74	115,4	0,706	5,77	6,71
800	0,329	0,276	1,156	67,95	4,52	44,3	134,8	0,713	6,17	7,18
900	0,301	0,280	1,172	77,84	4,76	46,6	155,1	0,717	6,56	7,63
1100	0,257	0,286	1,197	99,45	5,22	51,16	199,3	0,722	7,31	8,5
1200	0,239	0,289	1,21	113,94	5,45	53,4	223,7	0,724	7,87	9,15

Таблица стандартной атмосферы

Высота H, м	Температура T, К	Давление $p, \text{Па}$	Плотность $\rho, \text{кг/м}^3$	Относительная плотность ρ_h / ρ_0	Скорость звука $a, \text{м/с}$	Кинематический коэффициент вязкости $\nu, \text{м}^2/\text{с}$
0	288,15	101324,72	1,2250	1,0000	340,28	$1,4607 \cdot 10^{-5}$
500	284,90	95453,22	1,1672	$9,5282 \cdot 10^{-1}$	338,36	1,5196
1000	281,65	89875,03	1,1117	9,0751	336,43	1,5812
1500	278,40	84566,14	1,0582	8,6484	334,48	1,6461
2000	275,14	79497,24	1,0066	8,2171	332,52	1,7146
2500	271,89	74692,32	$9,5706 \cdot 10^{-1}$	7,8127	330,55	1,7866
3000	268,64	70124,70	9,0941	7,4237	328,56	1,8624
3500	265,38	65774,41	8,6345	7,0485	326,56	1,9426
4000	262,13	61656,09	8,1942	6,6891	324,56	2,0271
4500	258,88	57748,42	7,7714	6,3440	322,54	2,1162
5000	255,63	54044,74	7,3654	6,0125	320,51	2,2103
5500	252,38	50534,37	6,9758	5,6945	318,47	2,3100
6000	249,13	47213,32	6,6022	5,3895	316,41	2,4253
6500	245,88	44068,25	6,2441	5,0972	314,34	2,5268
7000	242,63	41097,84	5,9010	4,8171	312,25	2,6452
7500	239,38	38290,08	6,5725	4,5489	310,15	2,7705
8000	236,14	35647,64	5,2591	4,2931	308,05	2,9030
8500	232,89	33146,52	4,9585	4,0477	305,92	3,0443
9000	229,64	30790,72	4,6712	3,8132	303,78	3,1942
9500	226,40	28578,90	4,3977	3,5900	301,63	3,3534
10000	223,15	26491,08	4,1357	3,3761	299,45	3,5232
11000	216,66	22690,07	3,6485	2,9784	295,07	3,8966
12000	216,66	19890,35	3,1180	2,5453	295,07	4,5595

Продолжение табл. 2

Высота H, м	Температура T, К	Давление $p, \text{Па}$	Плотность $\rho, \text{кг/м}^3$	Относительная плотность ρ_h / ρ_0	Скорость звука $a, \text{м/с}$	Кинематический коэффициент вязкости $\nu, \text{м}^2/\text{с}$
13000	216,66	16571,92	2,6648	2,1753	295,07	5,3351
14000	216,66	14164,13	2,2776	1,8593	295,07	5,2420
15000	216,66	12106,97	1,9467	1,5891	295,07	7,8029
16000	216,66	10347,92	1,6640	1,3584	295,07	8,5437
17000	216,66	8845,91	1,4224	1,1611	295,07	9,9952
18000	216,66	7561,89	1,2159	$9,9257 \cdot 10^{-2}$	295,07	$1,1692 \cdot 10^{-4}$
19000	216,66	6464,65	1,0395	8,4857	295,07	1,3676
20000	216,66	5526,86	$8,887 \cdot 10^{-2}$	7,2547	295,07	1,5997
21000	216,66	4725,33	7,5983	6,2027	295,07	1,8710
22000	216,66	4040,32	6,4966	5,3033	295,07	2,1883
23000	216,66	3454,64	5,5550	4,5347	295,07	2,5593
24000	216,66	2954,15	4,7501	3,8776	295,07	2,9929
25000	216,66	2526,18	4,0621	3,3160	295,07	3,4998
26000	219,40	2162,35	3,4336	2,8030	296,93	4,1842
27000	222,14	1854,51	2,9085	2,3743	298,78	4,9911
28000	224,87	1594,40	2,4701	2,0164	300,61	5,9370
29000	227,61	1372,55	2,1007	1,7149	302,43	7,0510
30000	230,35	1183,59	1,7901	1,4613	304,25	8,3565
31000	233,08	1022,99	1,5291	1,2482	306,05	9,8788
32000	235,82	885,27	1,3078	1,0676	307,84	$1,1661 \cdot 10^{-3}$
33000	238,55	767,15	1,1212	$9,1527 \cdot 10^{-3}$	309,62	1,3730
34000	241,28	666,92	$9,6295 \cdot 10^{-3}$	7,8608	311,38	1,6135
35000	244,01	580,24	8,2842	6,7626	314,14	1,8929

Высота H, м	Температура T, К	Давление $p, Па$	Плотность $\rho, кг/м^3$	Относительная плотность ρ_H / ρ_0	Скорость звука $a, м/с$	Кинематический коэффициент вязкости $\nu, м^2/с$
36000	246,74	505,61	7,1388	5,8276	314,89	2,2165
37000	249,47	441,24	6,1619	5,0301	316,62	2,5908
38000	252,20	385,46	5,3244	4,3465	318,36	3,0248
39000	254,93	337,54	4,6128	3,7656	320,07	3,5216
40000	257,66	295,85	4,0008	3,2656	321,78	4,0956
41000	260,38	259,80	3,4762	2,8377	323,47	4,7529
42000	263,11	228,50	3,0236	2,4682	325,16	5,5099
43000	265,83	201,06	2,6350	2,1510	326,84	6,3748
44000	268,56	177,18	2,2984	1,8762	328,51	7,3674
45000	271,28	156,41	2,0086	1,6397	330,17	8,4977
46000	274,00	138,25	1,7577	1,4349	331,82	9,7869
47000	274,00	122,26	1,5545	1,2690	331,82	1,1067·10 ⁻²
48000	274,00	108,21	1,3748	1,1223	331,82	1,2513
49000	274,00	95,63	1,2159	9,9258·10 ⁻⁴	331,82	1,4148
50000	274,00	84,58	1,0754	8,7788	331,98	1,5997
55000	270,56	45,76	5,8928·10 ⁻⁴	4,8105	329,74	2,803
60000	258,40	24,12	3,3162	2,7071	319,11	4,8749
65000	236,26	12,16	1,7937	1,4612	308,13	8,5151
70000	219,15	5,83	9,2747·10 ⁻⁵	7,5712·10 ⁻⁵	296,76	1,5475·10 ⁻¹
75000	202,06	2,64	4,5490	3,7135	284,95	2,9463
80000	185,000	1,11	2,0979	1,7126	272,66	5,9202
85000	185,00	0,45	8,5303·10 ⁻⁶	6,9635·10 ⁻⁶	272,66	1,460·10 ⁻²
90000	185,00	1,844·10 ⁻¹	3,4733	2,8354	272,66	3,5759

Окончание табл. 2

Высота H, м	Температура T, К	Давление $p, Па$	Плотность $\rho, кг/м^3$	Относительная плотность ρ_H / ρ_0	Скорость звука $a, м/с$	Кинематический коэффициент вязкости $\nu, м^2/с$
95000	185,00	7,52·10 ⁻²	1,4170	1,1567	Нет данных	
100000	209,22	3,251	5,8993·10 ⁻⁷	4,4075·10 ⁻⁷		
110000	257,36	7,822·10 ⁻³	1,0583	8,6391·10 ⁻⁸		
120000	382,24	2,555	2,6586·10 ⁻⁸	2,1703		
130000	552,04	1,207	7,5045·10 ⁻⁹	6,1261·10 ⁻⁹		
140000	768,00	7,3852·10 ⁻⁴	3,2766	2,6748		
150000	980,05	5,1233	1,7682	1,4434		
160000	1155,3	3,8126	1,1081	9,0457·10 ⁻¹⁰		
170000	1175,0	2,9180	8,2787·10 ⁻¹⁰	6,7581		
180000	1193,2	2,2494	6,2332	5,0883		
190000	1210,6	1,7456	4,7276	3,8593		
200000	1226,8	1,3634	3,6109	2,9477		

Таблица 3

Затупление

$M_{\infty} = 3;$

$\delta = 1$

\bar{x}	\bar{p}	M
0	3,692	0
0,00195	3,677	0,0768
0,00780	3,632	0,153
0,0175	3,558	0,231
0,0311	3,455	0,309
0,0484	3,328	0,388
0,0695	3,179	0,467
0,0942	3,010	0,548
0,122	2,827	0,630
0,154	2,831	0,713
0,189	2,428	0,797
0,227	2,228	0,888
0,268	2,015	0,972
0,312	1,812	1,062
0,359	1,616	1,154
0,362	1,605	1,159
0,569	1,585	1,169
0,376	1,561	1,181

$\delta = 1; M_{\infty} = 3; \omega = 5^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,913	0,329	2,231
1,038	0,335	2,219
1,170	0,340	2,211
1,330	0,343	2,203
1,500	0,345	2,199
1,652	0,346	2,198
1,798	0,347	2,197
1,954	0,347	2,197
2,18	0,346	2,198
2,45	0,344	2,201
2,83	0,342	2,206
3,08	0,341	2,208

\bar{x}	\bar{p}	M
0,384	1,532	1,195
0,393	1,498	1,212
0,403	1,458	1,233
0,414	1,410	1,258
0,428	1,355	1,288
0,468	1,221	1,363
0,508	1,098	1,439
0,549	0,983	1,515
0,590	0,876	1,594
0,633	0,776	1,675
0,678	0,683	1,760
0,724	0,596	1,849
0,772	0,515	1,943
0,823	0,440	2,045
0,878	0,369	2,157
0,937	0,303	2,282
1	0,244	2,423

$\delta = 1; M_{\infty} = 3; \omega = 10^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,826	0,436	2,051
0,946	0,443	2,040
1,055	0,448	2,033
1,177	0,451	2,028
1,327	0,454	2,025
1,471	0,454	2,025
1,602	0,454	2,025
1,732	0,453	2,026
1,876	0,452	2,028
2,06	0,450	2,030
2,30	0,448	2,034
2,66	0,444	2,039

\bar{x}	\bar{p}	M
3,90	0,337	2,215
6,22	0,336	2,217
10,64	0,343	2,203
14,89	0,350	2,192
22,7	0,356	2,180

$\delta = 1; M_{\infty} = 3; \omega = 20^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,658	0,724	1,722
0,749	0,739	1,708
0,831	0,748	1,700
0,912	0,754	1,694
0,998	0,759	1,690
1,094	0,762	1,688
1,214	0,763	1,687
1,323	0,763	1,686
1,423	0,763	1,687
1,524	0,763	1,687
1,639	0,762	1,687
1,785	0,762	1,688
1,984	0,761	1,688
2,27	0,762	1,687
3,29	0,775	1,676
5,09	0,805	1,651

$\delta = 1; M_{\infty} = 3; \omega = 40^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,357	1,620	1,163
0,370	1,669	1,128
0,384	1,714	1,107
0,401	1,748	1,091
0,426	1,778	1,077
0,480	1,844	1,047
0,528	1,875	1,033

Продолжение табл. 3

\bar{x}	\bar{p}	M
3,79	0,439	2,046
5,98	0,442	2,042
7,71	0,447	2,034
10,32	0,455	2,029

$\delta = 1; M_{\infty} = 3; \omega = 30^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,500	1,121	1,424
0,582	1,155	1,397
0,651	1,190	1,382
0,715	1,206	1,372
0,777	1,217	1,366
0,839	1,225	1,361
0,906	1,232	1,357
0,981	1,238	1,354
1,074	1,243	1,350
1,156	1,248	1,348
1,310	1,257	1,343
1,400	1,262	1,340
1,677	1,281	1,329
1,910	1,298	1,319
2,17	1,319	1,307
2,47	1,342	1,294
2,71	1,360	1,285
3,40	1,384	1,272
3,92	1,395	1,266
4,73	1,406	1,260

\bar{x}	\bar{p}	M
0,575	1,894	1,025
0,621	1,906	1,019
0,666	1,916	1,015
0,712	1,925	1,011
0,762	1,932	1,008
0,821	1,935	1,007
0,888	1,943	1,003

Загрузка

$\delta = 1; M_{\infty} = 4$

\bar{x}	\bar{p}	M
0	4,300	0
0,00195	4,281	0,0790
0,00780	4,225	0,158
0,0175	4,133	0,288
0,0811	4,007	0,319
0,0484	3,851	0,400
0,0695	3,667	0,482
0,0942	3,460	0,566
0,122	3,235	0,651
0,154	2,996	0,737
0,189	2,750	0,825
0,227	2,501	0,915
0,268	2,248	1,009
0,312	2,005	1,104
0,359	1,770	1,201
0,362	1,747	1,211
0,370	1,714	1,226
0,379	1,679	1,241
0,389	1,642	1,258
0,399	1,601	1,277

\bar{x}	\bar{p}	M
0,409	1,555	1,298
0,421	1,505	1,322
0,434	1,449	1,350
0,448	1,386	1,382
0,472	1,292	1,432
0,511	1,158	1,511
0,552	1,023	1,598
0,594	0,900	1,678
0,639	0,786	1,768
0,685	0,679	1,863
0,734	0,579	1,966
0,787	0,487	2,077
0,843	0,402	2,200
0,903	0,324	2,337
0,970	0,254	2,494
1,000	0,226	2,568

$\delta = 1; M_{\infty} = 4; \omega = 0^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
1,000	0,226	2,568
1,164	0,227	2,565
1,314	0,228	2,565
1,484	0,227	2,567
1,676	0,225	2,571
1,880	0,223	2,577
2,11	0,220	2,586
2,37	0,217	2,596
2,68	0,213	2,608
3,08	2,208	2,624

\bar{x}	\bar{p}	M
3,63	0,202	2,643
4,98	0,191	2,679
7,88	0,182	2,711
13,34	0,183	2,707
28,9	0,195	2,663
53,6	0,203	2,631

$\delta = 1; M_{\infty} = 4;$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,913	0,313	2,359
1,052	0,314	2,359
1,181	0,313	2,361
1,314	0,311	2,363
1,472	0,308	2,371
1,641	0,304	2,380
1,823	0,299	2,390
2,03	0,294	2,401
2,26	0,288	2,414
2,55	0,281	2,430

$\delta = 1; M_{\infty} = 4; \omega = 10^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,826	0,426	2,164
0,955	0,426	2,164
1,067	0,424	2,166
1,180	0,421	2,171
1,301	0,417	2,177
1,444	0,411	2,185
1,594	0,406	2,195
1,756	0,399	2,205
1,939	0,392	2,216
2,15	0,384	2,229
2,42	0,376	2,243
2,78	0,366	2,259
3,39	0,355	2,280
5,05	0,342	2,304
7,96	0,345	2,299
10,50	0,353	2,283
14,77	0,360	2,257

$\omega = 5^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
2,93	0,278	2,449
3,45	0,264	2,470
5,03	0,247	2,518
7,87	0,238	2,535
10,20	0,239	2,534
13,83	0,242	2,524
17,64	0,247	2,512
20,3	0,250	2,505

$\delta = 1; M_{\infty} = 4; \omega = 20^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,658	0,738	1,809
0,760	0,744	1,804
0,847	0,744	1,804
0,933	0,742	1,806
1,018	0,738	1,809
1,105	0,734	0,813
2,203	0,728	1,818
1,312	0,722	1,823
1,427	0,716	1,829
1,558	0,710	1,835
1,695	0,703	1,840
1,865	0,698	1,845
2,08	0,693	1,850
2,36	0,690	1,853
3,03	0,694	1,849
3,63	0,706	1,838
4,40	0,726	1,820
5,06	0,744	1,804
5,89	0,767	1,784
6,55	0,775	1,774
6,92	0,780	1,773
7,42	0,786	1,768
8,10	0,794	1,761
8,70	0,799	1,757
9,57	0,805	1,752

$$\delta = 1; M_{\infty} = 4; \omega = 30^{\circ}$$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,500	1,191	1,488
0,586	1,218	1,473
0,656	1,229	1,466
0,724	1,235	1,463
0,790	1,237	1,462
0,854	1,238	1,461
0,919	1,238	1,461
0,985	1,238	1,461
1,060	1,239	1,461
1,142	1,241	1,460
1,228	1,243	1,458
1,323	1,248	1,456
1,430	1,254	1,452
1,558	1,265	1,446
1,719	1,202	1,437
1,935	1,308	1,423
2,02	1,320	1,416
2,25	1,354	1,399
2,40	1,376	1,387
2,55	1,387	1,381
2,73	1,400	1,375
2,91	1,413	1,368
3,11	1,424	1,362
3,36	1,435	1,357
3,64	1,445	1,352
3,82	1,450	1,350
4,34	1,459	1,345

$$\delta = 1; M_{\infty} = 4; \omega = 40^{\circ}$$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,357	1,767	1,203
0,375	1,819	1,180
0,392	1,861	1,163
0,411	1,893	1,149
0,432	1,908	1,143
0,472	1,928	1,135
0,525	1,956	1,123
0,576	1,974	1,116
0,626	1,989	1,110
0,674	2,002	1,105
0,722	2,016	1,099
0,769	2,031	1,093
0,817	2,048	1,086
0,870	2,068	1,078
0,929	2,093	1,068
0,991	2,121	1,058
1,048	2,148	1,047
1,083	2,155	1,044
1,156	2,169	1,039
1,292	2,191	1,030
1,425	2,206	1,025

Загустление

$$\delta = 1; M_{\infty} = 6$$

\bar{x}	\bar{p}	M
0	4,894	0
0,00195	4,871	0,0809
0,00780	4,805	0,162
0,0175	4,695	0,244
0,0311	4,546	0,326
0,0404	4,360	0,409
0,0695	4,142	0,493
0,0942	3,897	0,580
0,122	3,630	0,667
0,154	3,348	0,757
0,189	3,057	0,848
0,227	2,759	0,944
0,268	2,466	1,040
0,312	2,182	1,139
0,359	1,909	1,242
0,364	1,873	1,257
0,373	1,829	1,274
0,383	1,782	1,293

\bar{x}	\bar{p}	M
0,393	1,733	1,314
0,404	1,680	1,336
0,416	1,624	1,361
0,429	1,562	1,389
0,444	1,495	1,420
0,459	1,422	1,455
0,483	1,316	1,509
0,522	1,166	1,591
0,562	1,025	1,678
0,604	0,894	1,768
0,649	0,773	1,863
0,695	0,660	1,965
0,744	0,556	2,076
0,796	0,461	2,196
0,853	0,374	2,328
0,913	0,296	2,478
0,980	0,227	2,649
1,000	0,209	2,703

$$\delta = 1; M_{\infty} = 6; \omega = 0^{\circ}$$

\bar{x}	\bar{p}	M
1,000	0,209	2,70
1,147	0,206	2,71
1,290	0,203	2,72
1,443	0,1995	2,73
1,622	0,1949	2,75
1,824	0,1895	2,77
2,06	0,1834	2,79
2,33	0,1764	2,81
2,67	0,1684	2,84
3,10	0,1598	2,88

\bar{x}	\bar{p}	M
3,67	0,1488	2,93
4,03	0,1430	2,95
4,80	0,1327	3,00
5,94	0,1213	3,06
7,87	0,1115	3,12
9,24	0,1033	3,17
11,77	0,0971	3,21
15,41	0,0931	3,24
21,1	0,0915	3,25
53,1	0,0963	3,22

$\delta = 1; M_{\infty} = 6; \omega = 5^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,918	0,297	2,48
1,089	0,292	2,49
1,163	0,287	2,50
1,287	0,282	2,51
1,452	0,274	2,53
1,615	0,266	2,55
1,799	0,258	2,57
2,01	0,248	2,59
2,27	0,237	2,62
2,58	0,226	2,65

\bar{x}	\bar{p}	M
2,99	0,213	2,69
3,54	0,198	2,74
5,06	0,171	2,88
7,62	0,150	2,92
12,31	0,139	2,97
24,0	0,142	2,96
32,9	0,144	2,95

$\delta = 1; M_{\infty} = 6; \omega = 10^{\circ}$

$\delta = 1; M_{\infty} = 6; \omega = 20^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,658	0,749	1,883
0,753	0,742	1,890
0,888	0,733	1,897
0,922	0,724	1,906
1,003	0,713	1,915
1,083	0,703	1,924
1,167	0,693	1,934
1,265	0,681	1,945
1,373	0,670	1,956
1,495	0,657	1,968
1,635	0,645	1,980
1,802	0,633	1,192
2,01	0,621	2,004
2,27	0,612	2,014
2,77	0,605	2,021
3,24	0,609	2,017
3,81	0,623	2,002
4,26	0,639	1,986
4,80	0,662	1,963
5,33	0,685	1,941
5,75	0,697	1,930
6,04	0,706	1,922
6,57	0,722	1,907
7,32	0,742	1,890
8,75	0,770	1,866

\bar{x}	\bar{p}	M
0,826	0,413	2,266
0,944	0,406	2,276
1,053	0,399	2,288
1,160	0,391	2,300
1,268	0,383	2,313
1,396	0,374	2,328
1,536	0,364	2,347
1,699	0,353	2,367
1,885	0,341	2,388
2,11	0,328	2,414
2,36	0,313	2,442
2,78	0,296	2,475
3,21	0,282	2,511
3,84	0,266	2,549
4,61	0,253	2,581
5,57	0,243	2,605
6,80	0,238	2,620
8,40	0,237	2,622
10,90	0,241	2,614
13,23	0,249	2,591
16,57	0,260	2,563
20,6	0,270	2,538
23,1	0,273	2,530
25,9	0,278	2,519
30,5	0,284	2,506
35,6	0,207	2,498

$\delta = 1; M_{\infty} = 6; \omega = 30^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,500	1,249	1,545
0,652	1,257	1,540
0,782	1,247	1,546
0,904	1,236	1,552
1,026	1,227	1,557
1,177	1,223	1,559
1,368	1,230	1,555
1,488	1,240	1,550
1,635	1,259	1,539
1,822	1,292	1,521
1,989	1,317	1,508
2,16	1,373	1,480
2,33	1,396	1,468
2,50	1,420	1,456
2,59	1,431	1,451
2,67	1,441	1,446
2,75	1,451	1,441
2,83	1,460	1,437
2,93	1,470	1,432
3,15	1,488	1,423
3,44	1,504	1,416
3,62	1,511	1,412

$\delta = 1; M_{\infty} = 6; \omega = 40^{\circ}$

\bar{x}	\bar{p}	M
0,357	1,908	1,243
0,376	1,948	1,227
0,394	1,982	1,214
0,415	2,008	1,204
0,437	2,020	1,199
0,473	2,026	1,197
0,526	2,044	1,190
0,577	2,057	1,185
0,626	2,070	1,181
0,672	2,083	1,175
0,717	2,099	1,170
0,760	2,116	1,168
0,802	2,137	1,156
0,846	2,161	1,147
0,895	2,193	1,135
0,950	2,232	1,121
1,006	2,277	1,105
1,056	2,289	1,101
1,196	2,336	1,085
1,324	2,368	1,073
1,442	2,388	1,067
1,552	2,399	1,063
1,671	2,404	1,061
1,811	2,408	1,060
1,854	2,414	1,058

Пояснения к табл. 3

В табл. 3 приводятся из работ [5] и [6] результаты расчетов течения газа вдоль затупленных конусов при $M_H > 1$.

Координата \bar{X} — безразмерная координата, $\bar{X} = \frac{x}{R_0}$, где R_0 — радиус затупления (в нашем случае радиус сферы); x отсчитывается от точки растекания (критическая точка) по оси симметрии тела. Применение безразмерной координаты позволяет пользоваться таблицей для расчета тел любых размеров. Таблица построена так, что для каждого M_H данные, относящиеся к сфере, приведены в разделе "Затупление", а относящиеся к конусу — в разделе с заданным значением $\bar{\omega} = \frac{\varphi}{2}$.

Сопряжение сферы с конусом происходит при $\bar{X} = 1 - \sin \omega$. С этой координаты, собственно, и начинается раздел таблицы, относящийся к конусу. Таким образом, определяемые зависимости $M_1(\bar{X})$, $P_1(\bar{X})$, где M_1 и P_1 — значения параметров, характеризующих область между отшедшей ударной волной и пограничным слоем, должны быть составлены с помощью данных из таблицы "Затупление" для $0 \leq \bar{X} < 1 - \sin \omega$ и данных из таблицы с нужным значением $\bar{\omega}$ для $\bar{X} \geq 1 - \sin \omega$.

В теории пограничного слоя координата x всегда отсчитывается вдоль поверхности тела (по образующей) от передней критической точки (обозначено x в отличие от X , отсчитываемой вдоль оси симметрии).

Значения x и $R(x)$, необходимые для определения x_{990} , могут быть вычислены с помощью соотношений:

$$x = \begin{cases} R_0 \arccos(1 - \bar{X}) & \text{— для сферы;} \\ R_0 \left[\frac{\pi}{180} (90 - \omega) + \frac{\bar{X} - 1 + \sin \omega}{\cos \omega} \right] & \text{— для конуса;} \end{cases}$$

$$R(x) = \begin{cases} R_0 \sqrt{\bar{X}(2 - \bar{X})} & \text{— для сферы;} \\ R_0 \frac{(\bar{X} - 1) \sin \omega + 1}{\cos \omega} & \text{— для конуса.} \end{cases}$$

В таблице приведены безразмерные значения давления:

$$\bar{p} = \frac{P_1}{\rho_H a_{kp}^2}$$

Здесь P_1 — давление в области за ударной волной, Н/м²; ρ_H — плотность воздуха до ударной волны на заданной высоте полета летатель-

ного аппарата, может быть найдена по таблице стандартной атмосферы (табл. 2 приложения), кг/м³.

Скорость звука в критическом сечении

$$a_{kp} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R T_{OH}}$$

где $T_{OH} = T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2\right)$ — температура торможения; $k = 1,4$ для воздуха и вообще для двухатомных газов; T_H — температура на заданной высоте полета; $R = 287$ Дж/(кг·К) — газовая постоянная воздуха.

Температура торможения не меняется при переходе через ударную волну и всюду за ударной волной остается постоянной, т.е. $T_{OH} = T_{O1} = T_{O2}$.

Значения чисел Маха (M), приводимые в таблице для каждого \bar{X} , соответствуют $M_1 = \frac{u}{a_1}$, где $a_1 = \sqrt{k R T_1}$ м/с — скорость звука в расчетном сечении за ударной волной; T_1 — температура в сечении. Она может быть определена как

$$T_1 = \frac{T_0}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2} = \frac{T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2\right)}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}$$

По полученным значениям P_1 , T_1 , a_1 можно определить плотность газа $\rho_1 = \frac{P_1}{R T_1}$; $\rho_w = \frac{P_1}{R T_w}$ и любые другие необходимые для расчета теплообмена параметры для каждого выбранного значения \bar{X} и, соответственно, x .

Значения μ , ρ_H , λ , c_p выбираются из табл. I приложения для полученных значений T_1 (или заданного в задании T_w). Значения ρ и ν из этой таблицы брать нельзя, так как они зависят от давления, а табл. I составлена для давления, равного 1 атм.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Условные обозначения	4
1. Расчет конвективного теплового потока	5
2. Расчет времени прогрева элемента конструкции силовой установки	12
3. Расчет нагрева летательного аппарата	16
4. Расчет теплового потока на поверхности летательного аппарата сферической формы, движущегося в атмосфере Земли	22
5. Расчет теплового потока на лобовой поверхности летательного аппарата осесимметричной формы	23
6. Расчет поля температур в головной части летательного аппарата	25
Литература	28
Приложение	29

Тем. план 1987, поз. 18

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ К РАСЧЕТНО-ГРАФИЧЕСКИМ
РАБОТАМ "ТЕПЛОСБМЕН НА ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ"

Авторы-составители:

Вячеслав Павлович Солдатов

Борис Мефодьевич Галицкий

Геннадий Александрович Глебов

Борис Михайлович Калмыков

Игорь Иванович Шкарбан

Андрей Евгеньевич Пирогов

Редактор Р.В. Долгополова

Техн. редактор Н.Б. Карякина

Подписано к печати 14.09.87

Формат 60x84 1/16. Бум. тип. № 2

Усл. печ. л. 3,00; уч.-изд. л. 3,00. Тираж 1000

Вак. 501/1952. Бесплатно

Регалпринт МАИ

125871, Москва, Волоколамское шоссе, 4