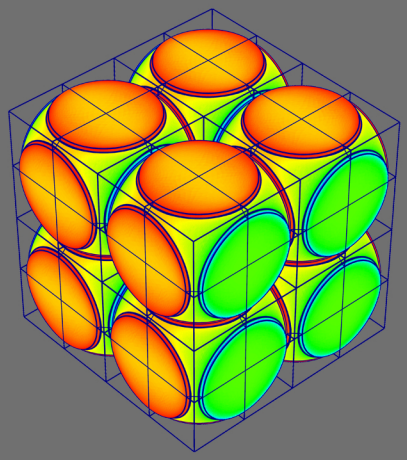
ISSN 2309-3684



Математическое моделирование и численные методы

Горский В.В., Ковальский М.Г. Методика численного решения уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя на осесимметричном затупленном теле в струе продуктов сгорания ЖРД. Математическое моделирование и численные методы, 2018, № 2, с. 96–108.

Источник: https://mmcm.bmstu.ru/articles/165/

Параметры загрузки:
IP: 216.73.217.130
18.11.2026 06:48:58

УДК 533.16

Методика численного решения уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя на осесимметричном затупленном теле в струе продуктов сгорания ЖРД

© В.В. Горский[1, 2], М.Г. Ковальский[1, 2]

[1] АО «ВПК «НПО машиностроения», Московская обл., Реутов, 143966 Россия
[2] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

В настоящее время углеродные материалы широко используются в качестве абляционной тепловой защиты для теплонапряженных элементов конструкции изделий авиационной и ракетно-космической техники. В свою очередь, прогнозирование изменения с течением времени формы внешних поверхностей указанных элементов, обусловленных обгаром тепловой защиты, неотделимо от использования расчетно-теоретических методик, описывающих протекание различных физико-химических и механических процессов, сопутствующих протеканию рассматриваемого явления. При этом обязательным является апробация таких методик на результатах экспериментальных исследований, проведенных в струях аэродинамических установок.
К числу основных элементов абляции углеродных материалов относится их эрозия (механический унос массы), наблюдаемая обычно в высоконапорных газовых потоках. При этом в процессе экспериментальной отработки необходимо проводить исследования на крупномасштабных изделиях, что и обусловило широкое использование для моделирования процесса эрозии тепловой защиты недорасширенных струй продуктов сгорания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).
К числу основных проблем, возникающих при решении задач указанного типа, относится расчет ламинарно-турбулентного теплообмена при градиентном обтекании расходящейся газовой струей затупления испытываемой модели. Решению данной проблемы и посвящена данная статья, в которой используется модифицированный вариант полуэмпирической модели кажущейся турбулентной вязкости, апробированный на результатах экспериментальных исследований. Показано, что применение этого метода позволяет существенно уточнить тепловые режимы модели по сравнению с применения метода эффективной длины, повсеместно используемого на практике.

Ключевые слова: *абляция, тепловая защита, углеродные материалы, продукты сгорания, окисление, эрозия, тепловой поток.*

Введение. Одним из основных видов наземной отработки абляционной тепло-вой защиты является ее испытания в струе продуктов сгорания ЖРД, так как только в экспериментах такого рода удается воспроизвести давления торможения газового потока, превышающие 10 МПа, и турбулентный режим течения в пограничном слое.

Чаще всего испытания такого рода носят технологический характер, позволяя сопоставлять между собой данные, соответствующие раз-

личным типам тепловой защиты, либо контролировать изменение абляционных свойств конкретного материала с течением времени.

В то же время имеется возможность получения в экспериментах рассматриваемого типа физических свойств абляционной тепловой защиты. В качестве примера решения такой задачи можно сослаться на работу [1], в которой эта задача решалась для стеклопластиков с использованием приближенной зависимости по турбулентному теплообмену, аппроксимирующей узкий круг расчетно-теоретических данных.

К настоящему времени в России создана совокупность программных средств, с использованием которых имеется возможность решения в сопряженной постановке задачи расчета:

- истечения расходящейся струи продуктов сгорания ЖРД в затоп-ленное пространство;
- обтекания модели, изготовленной из тепловой защиты, идеальным газом в расходящемся газовом потоке;
- расчета интенсивности теплообмена на поверхности модели, нестационарного прогрева и обгара тепловой защиты.

В качестве примера решения задачи такого рода можно сослаться на работу [2], в которой, к сожалению, течение газа в пограничном слое рассматривается в рамках метода эффективной длины. В недавно же вышедших из печати работах [3-5], основанных на анализе экспериментальных данных [6, 7], показано, что использование этого метода на затуплении конического тела сопряжено с внесением в расчет погрешностей вычисления турбулентного теплообмена, уровень которых не приемлем для анализа результатов уноса массы тепловой защиты в струях продуктов сгорания ЖРД.

Разработке методики решения уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя на поверхности осесимметричного затупленного тела, обтекаемой струей продуктов сгорания ЖРД, и основанной на численном методе решении этих уравнений из работы [3], апробированном на экспериментальных данных [6, 7], и посвящена дан-ная работа.

Физико-математическая постановка задачи. Ниже приведенная формулировка задачи о двухмерном осесимметричном течении газа в ламинарном пограничном слое на проницаемой стенке, омываемой струей продуктов сгорания ЖРД, базируется:

- на использовании переменных Лиза – Дородницына;
- на допущении о нахождении газовой смеси в состоянии термохимического равновесия;
- на рассмотрении диффузионного массопереноса в бинарной постановке;

- на пренебрежении отличием элементарного химического состава вдуваемого газа от элементарного химического состава продуктов сгорания ЖРД;
- на использовании в качестве тепловой характеристики пограничного слоя полной энтальпии среды.

В этих условиях течение газа описывается следующей системой дифференциальных уравнений в частных производных [8]:

$$\begin{gathered}
\left(c_1 f_{\eta\eta}\right)_\eta + f f_{\eta\eta} - \Omega\left(f_\eta^2 - c_0\right) - \frac{2\xi}{\xi_s}\left(f_\eta f_{\eta s} - f_s f_{\eta\eta}\right) = 0; \\
\left(\frac{c_1}{\mathrm{Pr}} c_{\mathrm{p},fr} T_\eta\right)_\eta + f h_{0,\eta} + u_\mathrm{e}^2 \left(c_1 f_\eta f_{\eta\eta}\right)_\eta - \Psi\left(\sum_{i=1}^{n} h_i J_{d,i}\right)_\eta; \quad (1) \\
-\frac{2\xi}{\xi_s}\left(f_\eta h_{0,s} - f_s h_{0,\eta}\right) = 0 \\
-\Psi J_{\mathrm{d},i,\eta} + f C_{i,\eta} + \frac{2\xi}{\rho u_\mathrm{e} \xi_s}\omega_i - \frac{2\xi}{\xi_s}\left(f_\eta C_{i,s} - f_s C_{i,\eta}\right) = 0, \quad i = \overline{1,n}; \\
J_{\mathrm{d},i} = -\frac{c_1}{\mathrm{Pr}} \frac{\mathrm{Le_{Fik}}}{\Psi}\left(C_{i,T} T_\eta + \sum_{k=1}^{m-1} C_{i,\Theta,k} \Theta_{k,\eta}\right), \qquad i = \overline{1,n}. \quad (2)
\end{gathered}$$

Здесь:

$$\xi = \int_0^s \rho_\mathrm{e} \mu_\mathrm{e} u_\mathrm{e} r^2 ds', \qquad \eta = \frac{u_\mathrm{e} r}{\sqrt{2\xi}} \int_0^y \rho \, dy' \quad -$$

переменные Лиза – Дородницына;

$\{s, y\}$ – криволинейная система координат;

r – расстояние от поверхности тела до его оси симметрии, м;

u, v – проекции вектора скорости на оси s и y, м/с;

T – температура, К;

f – безразмерная функция тока;

$$\mathrm{Pr} = \frac{c_{\mathrm{p,fr}} \mu}{\lambda}; \; c_0 = \frac{\rho_\mathrm{mm}}{\rho}; \; c_1 = \frac{\rho\mu}{\rho_e \mu_e}; \; \Omega = \frac{2\xi}{\xi_s} \frac{u_{\mathrm{mm},s}}{u_\mathrm{mm}}; \; \Psi = r\frac{\sqrt{2\xi}}{\xi_s};$$

$$\mathrm{Le_{Fik}} = \frac{\rho D_{\mathrm{Fik}} c_{\mathrm{p,fr}}}{\lambda};$$

$h_i, c_{p,i}, C_i, J_{\mathrm{d},i}$ – энтальпия, Дж/кг, изобарная удельная теплоемкость, Дж/(кг·К), массовая концентрация и проекция диффузионного потока

массы на ось y, кг/(м^2 с);

ρ, μ, λ, $c_{\mathrm{p,fr}}$ – плотность, кг/м^3, коэффициент динамической вязкости, кг/(м с), коэффициент молекулярной теплопроводности, Вт/(м·К), и изобарная «замороженная» удельная теплоемкость газовой смеси;

D_{Fik} – коэффициент бинарной диффузии, м^2/с;

h_0 – полная энтальпия газовой смеси, определяемая выражением вида

$$h_0 = h + \frac{u^2}{2} = \sum_{i=1}^{n} C_i h_i + \frac{u^2}{2}; \qquad (3)$$

h – статическая энтальпия газовой смеси, а n – число компонент в ней.

В свою очередь, концентрации Θ_k химических элементов в пограничном слое равны их значениям $\Theta_{k,\infty}$ в набегающем потоке газа, $k = \overline{1,m}$.

Индекс e относится к внешней границе пограничного слоя, индексы s, η и T означают частные производные функций по соответствующим координатам и температуре, координата s отсчитывается вдоль образующей стенки от ее критической точки, т.е. от точки зарождения пограничного слоя, а ось y – по нормали к ней, m – число химических элементов.

Граничные условия для выписанных уравнений имеют вид.

При $\underline{\eta = 0}$

$$f(s) = f_{\mathrm{w}}(s) = -\Psi(s) G_{\mathrm{w,D}}(s) - \frac{2\xi}{\xi_s} f_{\mathrm{w},s}, \quad f_\eta(s) = 0, \quad h_0(s) = h_{\mathrm{w}}(s).$$

При $\underline{\eta = \eta_{\mathrm{e}}}$

$$f_\eta(s) = 1, \quad h_0(s) = h_{00}, \quad C_i(s) = C_{i,\mathrm{e}}(s), \quad i = \overline{1,n}.$$

Здесь:

$G_{\mathrm{w,D}}$ – массовая скорость вдува газа в пограничный слой, кг/(м^{2}с);

h_{00} – энтальпия торможения набегающего газового потока;

h_{w} – энтальпия газовой смеси на стенке;

η_{e} – значение координаты η на условной внешней границе пограничного слоя.

В данном случае для газовой смеси, находящейся в состоянии термохимического равновесия, ее химический состав в каждой точке рассматриваемой области течения однозначно определяется заданием текущих значений температуры, давления и концентраций химических элементов, т.е.

$$C_i(\xi,\eta) = C_i\left[T(\xi,\eta), p(\xi), \Theta_1, ..., \Theta_{m\text{-}1}\right], \quad i = \overline{1,n}.$$

Тогда

$$dC_i = C_{i,T}dT + C_{i,p}dp, \quad i = \overline{1,n}. \tag{4}$$

Здесь индекс p означает частную производную функции по давлению.

Поэтому после использования выражения (4) в уравнении (3) получаем, что

$$dh_0 = c_{\text{p,fr}}dT + \left(\sum_{i=1}^{n} h_i C_{i,T}\right)dT + \left(\sum_{i=1}^{n} h_i C_{i,\text{p}}\right)dp + d\left(\frac{u^2}{2}\right). \tag{5}$$

Вводя далее обозначения $c_{\text{p,ch}} = \sum_{i=1}^{n} h_i C_{i,T}$, $c_{\text{p}} = c_{\text{p,fr}} + c_{\text{p,ch}}$, приводим уравнение (5) к виду

$$h_{0,\eta} = c_{\text{p}} T_\eta + u_{\text{mm}}^2 f_\eta f_{\eta\eta}. \tag{6}$$

Здесь $c_{\text{p,ch}}$ – составляющая суммарной изобарной удельной теплоемкости газовой смеси, обусловленная изменением ее химического состава за счет изменения температуры.

С использованием (6) и (2) уравнение сохранение энергии (1) может быть переписано в виде

$$\left(c_2 h_{0,\eta} + c_3\right)_\eta + f h_{0,\eta} - \frac{2\xi}{\xi_s}\left(f_\eta h_{0,s} - f_s h_{0,\eta}\right) = 0;$$

$$c_2 = \frac{c_1}{\text{Pr}}\left[\zeta + (1-\zeta)\,\text{Le}_{\text{Fik}}\right];\ c_3 = (c_1 - c_2)\,u_{\text{e}}^2 f_\eta f_{\eta\eta};\ \zeta = \frac{c_{\text{p,fr}}}{c_{\text{p}}}.$$

Фиксированный элементарный химический состав газовой смеси позволяет провести табуляцию всех необходимых ее свойств как функций температуры (или энтальпии) и давления. Такой подход и используется в данной работе для расчета функции c_2:

$$c_2 = \frac{c_1}{\mathrm{Pr}}\left[\zeta + (1-\zeta)\,\mathrm{Le}_{\mathrm{Fik}}\right] = \frac{\rho\cdot\mu}{\rho_{\mathrm{mm}}\mu_{\mathrm{mm}}}\frac{\lambda}{c_{\mathrm{p,fr}}\mu}\left(\frac{c_{\mathrm{p,fr}}}{c_{\mathrm{p}}} + \frac{c_{\mathrm{p,ch}}}{c_{\mathrm{p}}}\frac{\rho D_{\mathrm{Fik}} c_{\mathrm{p,fr}}}{\lambda}\right) =$$

$$= \frac{\rho}{\rho_{\mathrm{e}}\mu_{\mathrm{e}}c_{\mathrm{p}}}\left(\lambda + c_{\mathrm{p,ch}}\rho D_{\mathrm{Fik}}\right) = \frac{\rho\cdot\lambda_{\mathrm{Eff}}}{\rho_{\mathrm{e}}\mu_{\mathrm{e}}c_{\mathrm{p}}};$$

Для расчета свойств продуктов сгорания ЖРД в данной методике используется следующая последовательность операций:

- с помощью программы [9] производится формирование исходных двумерных табличных зависимостей этих свойств от энтальпии и давления;
- производится преобразование, в случае необходимости, исходных табличных зависимостей, к вспомогательным функциям с целью повышения точности выборки данных;
- производится выборка данных из этих вспомогательных табличных зависимостей, соответствующих заданным значениям аргументов в рамках процедур линейной или квадратичной интерполяции.

При этом тип используемой процедуры интерполяции для каждого свойства газа подбирается индивидуально из условия обеспечения минимально возможной погрешности счета.

К числу свойств газа, для расчета которых применяется указанный алгоритм, относятся: плотность ρ, замороженная изобарная теплоемкость $c_{\mathrm{p,fr}}$, полная изобарная теплоемкость c_{p}, коэффициент динамической вязкости μ, число Прандтля $\mathrm{Pr}_{\mathrm{Eff}}$, равное $c_{\mathrm{p}}\mu/\lambda_{\mathrm{Eff}}$, температура T и энтальпия h.

При больших числах Рейнольдса ламинарные пограничные слои теряют устойчивость, проходя с ростом этого числа две стадии [10]:

- переходного течения, на которой турбулентная составляющая вязкости газа проявляется лишь частично;
- полностью развитого турбулентного течения, подчиняющегося своим внутренним закономерностям.

Современные модели турбулентности базируются [10]:

- на представлении параметров течения вязкой жидкости как сумму их осредненной по времени и пульсационной составляющих;
- на использовании системы гидродинамических уравнений (уравнений Навье – Стокса или уравнений пограничного слоя), записанной в той же форме, что и для ламинарного режима течения газа, но относительно осредненных его параметров;
- на рассмотрении переносных свойств газа как суммы их составляющих, обусловленных протеканием молекулярных процессов и турбулентными пульсациями, т.е. на представлении их в виде

$$\mu_{\Sigma} = \mu + \Gamma \cdot \mu_{\text{т}}, \quad \lambda_{\Sigma} = \lambda + \Gamma \cdot \lambda_{\text{т}}, \; D_{i,j,\Sigma} = D_{i,j} + \Gamma \cdot D_{\text{т}}, \quad i, j = \overline{1,n}.$$

Здесь:

$\mu, \lambda, D_{i,j}$ – молекулярные коэффициенты вязкости, кг/(м·с), теплопроводности, Вт/(м·К), и бинарной диффузии веществ с номерами i и j, м^2/с;

$\mu_{\text{т}}, \lambda_{\text{т}}, D_{\text{т}}$ – составляющие коэффициентов динамической вязкости, теплопроводности и бинарной диффузии, обусловленные турбулентными пульсациями, которые, в отличие от своих молекулярных аналогов, не являются свойствами среды, а являются функциями структуры течения газа;

Γ – коэффициент перемежаемости (степень турбулентности): $\Gamma \in [0,1]$.

При использовании такой формы представления переносных свойств газа модель его течения является по своей сути механической или газодинамической, но не реологической, в точном значении этого термина. Поэтому такую модель турбулентности называют псевдореологической.

При этом расчет составляющих переносных свойств газовой смеси, обусловленных турбулентными пульсациями, производится с использованием тех или иных моделей турбулентной вязкости.

В этой связи необходимо обратить внимание на то, что:

- все модели турбулентной вязкости являются полуэмпирическими, так как они основаны на некоторых гипотезах и содержат ряд эмпирических коэффициентов, подобранных из условия согласования теории с экспериментом по каким-либо, чаще всего немногочисленным, результатам измерений;
- тематика исследований, рассматриваемая в данной работе, ограничена двумерными сдвиговыми течениями газа в пограничном слое, что исключает необходимость применения дифференциальных моделей турбулентности [10];
- основное внимание в литературных источниках (типа работы [10]) уделяется исследованию турбулентности на боковых поверхностях затупленных тел, а сопоставлению расчетных и экспериментальных данных по турбулентному теплообмену на затупленных частях таких тел не уделяется должного внимания.

В работе [3] было показано, что применение стандартных подходов к анализу экспериментальных данных этого типа не позволяет получить качественного их расчетного описания. Здесь же приведена одна из возможных модификаций полуэмпирической алгебраической модели турбулентной вязкости Себечи – Смита [11], позволяющей

устранить несоответствие расчетных и экспериментальных данных. Этот подход и используется в данной методике.

В качестве примера на рисунке приводятся результаты расчетов, выполненных для обтекания струей продуктов сгорания кислородо-водородного ЖРД холодной непроницаемой поверхности затупленного по сфере кругового конуса. При этом:

- угол полураствора конуса был равен 7^0;
- радиус затупления тела был равен 0,036 м;
- отношение компонент в струе равнялось 7, 37;
- давление в камере сгорания равнялось 12,7 МПа;
- положение переходной области на поверхности тела и степень усиления теплообмена, обусловленная шероховатостью стенки, определялись в соответствии с методиками ПАНТ [12-14] при величинах эффективной песочной шероховатости стенки, равных соответственно 10 и 20 мкм.

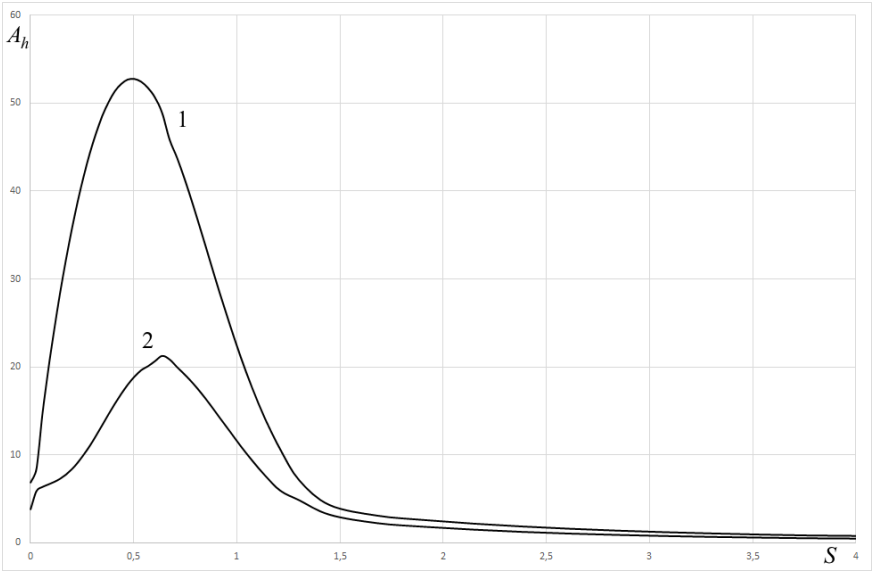


Рис. 1. Распределение коэффициента теплообмена A_h на холодной непроницаемой стенке по поверхности затупленного конуса;
1 – в рамках метода эффективной длины;
2 – численное решение уравнений пограничного слоя; A_h, кг/(м^{2}с)

По результатам анализа представленных данных можно сделать следующие выводы о том, что:

- использование метода эффективной длины на затуплении рассматриваемого тела приводит к существенному усилению тепловой нагрузки, подводимой к его поверхности, по сравнению с аналогичными данными, полученными при численном решении уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя;

• использование метода эффективной длины на боковой поверхности рассматриваемого тела приводит к результатам, которые идентичны аналогичным данным, полученным при численном решении уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя;

Эти выводы свидетельствуют о корректности изложенной методики численного решения уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя, так как:

• метод эффективной длины апробирован на базе сопоставления с результатами многочисленных экспериментов, проведенных на боковой поверхности конусов [10];

• используемый метод численного решения уравнений ламинарно-турбулентного пограничного апробирован на экспериментальных данных из работ [6,7], полученных для задач рассматриваемого типа.

Необратимо также обратить внимание на то обстоятельство, что при решении большинства практических задач о теплообмене на проницаемой стенке задается массовая скорость вдува паров в пограничный слой. В свою очередь, для использования параметров теплообмена и трения при проектировании конструкций высокоэнергетических устройств необходима информация о значениях этих параметров на непроницаемой стенке и о коэффициенте вдува, пропорционально которому уменьшается интенсивность процессов тепломассообмена и трения. Информация о величине коэффициента конвективного теплообмена на непроницаемой стенке необходима также для использования существующих инженерных методик расчета усиления теплообмена за счет шероховатости стенки и определения месторасположения переходной области на поверхности тела. Важно также подчеркнуть, что надежные данные по блокировке процессов тепломассопереноса и трения вдувом паров в ламинарно-турбулентный пограничный слой могут быть получены только при численном решении уравнений этого слоя.

С учетом сказанного, в рамках данной методики так же, как и в работе [3], расчет процессов тепломассопереноса и трения в ламинарно-турбулентном пограничном слое на проницаемой стенке решается в следующей последовательности вычислений:

• численное решение уравнений ламинарного пограничного слоя на непроницаемой стенке с целью последующего определения безразмерной скорости вдува газа в пограничный слой;

• численное решение той же задачи для проницаемой стенки с целью определения положения переходной области на поверхности тела;

• численное решение уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя на непроницаемой стенке с целью последующего определения безразмерной скорости вдува газа в пограничный слой;

• численное решение той же задачи для проницаемой стенки с целью определения коэффициента вдува газа в пограничный слой.

Внешние поверхности изделий ракетно-космической техники, обтекаемые газовыми потоками, характеризуются определенной шероховатостью, наличие которой вносит дополнительные возмущения в течение газа в пограничном слое, что сопряжено как с ускорением перехода от ламинарного режима течения газа в пограничном слое к турбулентному режиму, так и на интенсификацию тепломассопереноса и трения в этом слое [10].

В рамках данной методики учет влияния шероховатости стенки на указанные характеристики теплообмена, проводится в соответствие с рекомендациями работы [10], основанными на использовании методик ПАНТ [12-14].

Выводы. 1.Сформулирована методика численного решения уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя над затупленном теле вращения, обтекаемой струей продуктов сгорания ЖРД.

2. Показано, что применение этой методики позволяет существенно повысить точность расчета конвективного теплообмена.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Горский В.В., Носатенко П.Я. *Математическое моделирование процессов тепло- и массообмена при аэротермохимическом разрушении композиционных теплозащитных материалов на кремнеземной основе*. Москва, Научный мир, 2008, 256 с.

[2] Gorskij V.V., Resh V.G. The study of carbon matherial's aerothermochemical destruction in combustion products of liquid-propellant rocket engines. 29*th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Saint Petersburg, 2014, vol. 1–6, pp. 841–849.

[3] Горский В.В. Методика численного решения уравнений двумерного ламинарно-турбулентного пограничного слоя на проницаемой стенке затупленного тела вращения. Космонавтика и ракетостроение. 2017. №3. С. 90.

[4] Горский В.В., Пугач М.А. Тепломассоперенос и трение в ламинарно-турбулентном пограничном слое на поверхности полусферы в сверхзву-ковом потоке. *Наука и технологии. Избранные труды Всероссийской конференции по проблемам науки и технологии*. Москва, РАН, 2014. С. 27-56.

[5] Горский В.В., Ковальский М.Г. Методика численного моделирования обтекания осесимметричного затупленного тела в недорасширенной струе продуктов сгорания жидкостного ракетного двигателя. *Математическое моделирование и численные методы*, 2017, № 2, с. 65–80.

[6] Уидхопф Дж.Ф., Холл Р. Измерение теплопередачи на затупленном конусе под углом атаки при переходном и турбулентном режиме течения. *Ракетная техника и космонавтика*. 1972. Т.10, № 10. С. 71.

[7] Widhopf G.F. Laminar, transitional and turbulent Heat Transfer Measurement on a yawed Blunt conical Nose tip. *TR-0172 (S2816-60)*, 3, Aug, 1972, the aerospace Corp., San Bernardino, Calif.

[8] Лойцянский Л.Г. *Механика жидкости и газа*. Москва, Дрофа. 2003. 840 с.

[9] Трусов Б.Г. *Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких*

температурах. (ASTRA-4/pc). Техническое описание программы. Москва, Центр программных систем МГТУ им. Н.Э. Баумана. 1992.
[10] Землянский Б.А., Лунев В.В., Власов В.И., Горшков А.Б., Залогин Г.Н. *Конвективный теплообмен летательных аппаратов*. Москва, Физматлит, 2014, 380 с.
[11] Cebeci T., Smith A.M.O. *Analysis of turbulent boundary layers*. New York, San Francisco, London. Academic Press. 1974. 404p.
[12] Anderson A.D. Surface roughness effect. Boundary layer transition data correlation and analysis. *Passive Nosetip Technology (PANT) Program*, 1974. Part III, SAMSO TR-74-86.
[13] Phinney R.E. Mechanism for heat-transfer to a rough blunt body. *Letters in heat and mass transfer*, 1974. Vol. 1, № 2. P. 181.
[14] Powars C.A. Roughness effects augment heating data correlation and analysis. *Passive Nose tip Technology (PANT) Program*, 1974. V. XI. SAMSO TR-74-86.

Статья поступила 19.05.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:
Горский В.В., Ковальский М.Г. Методика численного решения уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя на осесимметричном затуп-ленном теле в струе продуктов сгорания ЖРД. *Математическое моделирование и численные методы*, 2018, № 2, с. 96–108.

Горский Валерий Владимирович – доктор технических наук, главный научный сотрудник отделения аэродинамики и баллистики АО «ВПК «НПО машиностроения», профессор кафедры ФН-11 МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Ковальский Михаил Георгиевич – аспирант, инженер отдела аэрогидрогазодинамики и теплопередачи АО «ВПК «НПО машиностроения».

Procedure for numerical solution of equations of laminar-turbulent boundary layer on an axially symmetrical blunt body in a jet of combustion gases of liquid-propellant engine

© V.V. Gorskii[1, 2], M.G. Kovalsky[1]

[1] JSC “MIC “NPO Mashinostroenia”, Moscow region,
Reutov-town, 143966, Russia
[2] Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Currently, carbon-based materials are widely used as an ablative thermal protection for high-heat constructional elements in air and space en-gineering. In its turn, forecasting a change in shape of external surfaces of the specified elements with the course of time, which is determined by scorching of thermal protection, cannot be separated from the use of calcula-tion and theoretical procedures, which describe course of different physico-chemical and mechanical processes associated with course of the considered event.

Thereby, it is mandatory to approve such procedures through the re-sults of experimental studies, conducted in jets inside aerodynamic tunnels.
Among primary evidences of ablation of carbon-based materials is erosion (mass loss), which is usually observed in high-pressure gas flows. Meanwhile, it is required to carry out studies on large-scale models in the course of development tests, and that had determined the wide use of under-expanded jets of combustion gases of liquid-propellant rocket engines (LPE) for simulation of erosion of thermal protection.
Among the basic problems, encountering during solution of this kind of tasks, is calculation of laminar-turbulent heat exchange in the conditions of gradient flow past blunted point of the tested model by a diverging gas jet. This article is dedicated to the solution of this problem and includes the modified version of semi-empirical model of apparent turbulent viscosity, approved by the results of experimental studies. This article shows that the use of this method makes it possible to specify significantly thermal condi-tions of the model in comparison with the use of effective length method, which is used universally in practical work.

Keywords: *Ablation, thermal protection, carbon materials, combustion products, oxidation, erosion, heat flow.*

REFERENCES

[1] Gorsky V.V., Nosatenko P.Ya. *Matematicheskoe modelirovanie protsessov teplo- i massoobmena pri aerotermokhimicheskom razrushenii kompozitsionnykh teplozashchitnykh materialov na kremnezemnoy osnove* [Mathematical modeling the heat and mass transfer processes in the aerothermochemical destruction of composite thermal shield materials based on silica]. Moscow, Nauchnyy mir Publ., 2008, 256 p.

[2] Gorskij V.V., Resh V.G. The study of carbon matherial's aerothermochemical destruction in combustion products of liquid-propellant rocket engines. 29*th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Saint Petersburg, 2014, vol. 1–6, pp. 841–849.

[3] Gorskii V.V.. *Cosmonavtika i raketostroenie – Space and rocket science*. 2017. №3. P. 90.

[4] Gorskii V.V., Pugach M.A. *Nauka i tekhnologii. Izbrannye Trudy Vserossiyskoi konferencii po problemam nauki I tekhnologii – Science and technology. Selected works of the all-Russian conference on science and technology*. Moscow, RAS, 2014. P. 27-56.

[5] Горский В.В., Ковальский М.Г. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye menody – Mathematical modeling and Computational Methods*, 2017, no. 2, p. 65–80.

[6] Withopf J.F., Hall J.R. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika – Rocket and space technology*. 1972. T.10, № 10. P. 71.

[7] Widhopf G.F. Laminar, transitional and turbulent Heat Transfer Measurement on a yawed Blunt conical Nose tip. *TR-0172 (S2816-60)*, 3, Aug, 1972, the aerospace Corp., San Bernardino, Calif.

[8] Loitsyansky L.G. *Mekhanika zhidkosty i gaza* [Fluid and gas mechanics]. Moscow, Drofa Publ. 2003. 840 p.

[9] Trusov, B. *Simulation of chemical and phase equilibria at high temperatures. (ASTRA-4 / pc)*. Technical description of the program. Moscow, center of software systems of MSTU. N. Uh. Bauman. 1992.

[10] Zemlyansky B.A., Lunev V.V., Vlasov V.I., Gorshkov A.B., Zalogin G.N. *Konvektivnyy teploobmen letatelnykh apparatov* [Aircraft convective heat exchange]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2014, 380 c.
[11] Cebeci T., Smith A.M.O. *Analysis of turbulent boundary layers*. New York, San Francisco, London. Academic Press. 1974. 404p.
[12] Anderson A.D. Surface roughness effect. Boundary layer transition data correlation and analysis. *Passive Nosetip Technology (PANT) Program*. 1974. Part III, SAMSO TR-74-86.
[13] Phinney R.E. Mechanism for heat-transfer to a rough blunt body. *Letters in heat and mass transfer*. 1974. Vol. 1, № 2. P. 181.
[14] Powars C.A. Roughness effects augment heating data correlation and analysis. *Passive Nose tip Technology (PANT) Program*. 1974. V. XI. SAMSO TR-74-86.

Gorskii V.V., Doctor of Engineering, Chief Re-searcher of Aerodynamics and Ballistics Department, JSC MIC NPO Mash-inostroyenia, Professor of Chair FN-11 at Bauman MSTU.

Kovalsky M.G., graduate student, Aero-Hydro-Gas Dy-namics and Heat Transfer Department Engineer, JSC “MIC “NPO Mashinostroenia”.