

## АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КОНВЕКТИВНЫХ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ RANS-МЕТОДАМИ В ЗАДАЧАХ ОБТЕКАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.В. Воронецкий<sup>1</sup>

К.Ю. Арефьев<sup>1, 2</sup>

А.А. Гусев<sup>1</sup>

voron@mx.bmstu.ru

arefyev@rambler.ru

andrew\_gusman@mail.ru

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

<sup>2</sup> Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Проанализированы особенности численных методов моделирования конвективного теплообмена при обтекании высокотемпературным идеальным вязким газом поверхностей различной конфигурации. Рассмотрены случаи сверхзвукового плоскопараллельного обтекания пластины, а также дозвукового и трансзвукового течений газа в осесимметричном канале. Проведен анализ RANS-методов описания движения газа в рассматриваемых задачах. Разработаны рекомендации по выбору размеров элементарных объемов расчетной сетки для различных моделей турбулентности. Показано, что при соблюдении предлагаемых рекомендаций можно достичь удовлетворительной точности определения значений конвективного теплового потока. Результаты исследования могут быть использованы при моделировании теплового состояния элементов конструкции высокоскоростных летательных аппаратов, силовых установок, а также энергетических и высокоэнтальпийных технологических систем

### Ключевые слова

*Математическое моделирование, конвективный теплообмен, тепловой поток, осесимметричный канал, пластина, сопло Лаваля, точность расчета*

Поступила в редакцию 13.04.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

---

**Введение.** Одной из задач при проектировании элементов конструкции летательных аппаратов (ЛА), силовых установок ЛА, а также энергетических и высокоэнтальпийных технологических систем является моделирование их теплонапряженного состояния. Анализ конвективного теплообмена на разных поверхностях элементов конструкции ЛА можно разделить на несколько задач, которые в большинстве случаев требуют сопряженного решения. К наиболее распространенным задачам относятся моделирование плоскопараллельного обтекания пластины сверхзвуковым потоком и расчет течения сжимаемого газа (трансзвукового и дозвукового) в осесимметричном канале.

Для решения рассматриваемых задач успешно используются Reynolds — averaged Navier — Stokes (RANS) методы, основанные на решении уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу или Фавру и дополненных уравнениями турбулентного переноса. Данные методы позволяют оптимизировать вычислительные ресурсы машинного времени и, в случае надлежащего выбора математической модели, а также параметров конечно-объемной расчетной области, обеспечить удовлетворительное совпадение расчетов с экспериментом. В частности, для достижения требуемой точности необходимо использовать наиболее подходящие модели турбулентности и обеспечить определенные значения безразмерной толщины пристеночной ячейки  $y_+$ . Существующие рекомендации по выбору параметра  $y_+$  [1, 2] имеют приближенный характер, и для каждого конкретного случая требуется их уточнение.

Одно из возможных уравнений для определения значения параметра  $y_+$  следующее:

$$y_+ = \frac{\rho v_{\text{тр}} y}{\mu},$$

где  $y$  — толщина пристеночной ячейки;  $\rho$  — плотность газа;  $\mu$  — динамическая вязкость газа;  $v_{\text{тр}} = \sqrt{\tau/\rho}$  — скорость трения,  $\tau$  — касательные напряжения, рассчитанные в пристеночной ячейке (рис. 1).

Рекомендации по выбору значения параметра  $y_+$  обычно имеют своей целью достижение рационального баланса в решении двух базовых задач: получение адекватных параметров пограничного слоя (ПС) и оптимизация времени расчета. Под адекватными параметрами ПС будем понимать параметры, соответствующие экспериментальным данным, что является определяющим в рассмотрении конвективного теплового потока от газа к стенке.

Существует два подхода к моделированию пристеночной области течения. Первый подход подразумевает использование полуэмпирических зависимостей, описывающих профиль пограничного слоя без разрешения вязкостного и переходного подслоев. Данные зависимости именуется «пристеночными функциями» и используются для описания области, заключенной между стенкой и областью полностью турбулентного потока. Второй подход подразумевает разрешение вязкостного и переходного подслоев вследствие сгущения расчетной сетки в пристеночной области.

Основное преимущество первого подхода — меньшее число ячеек расчетной сетки для описания пристеночной области. Однако использование первого подхода может привести к результатам, не соответствующим эксперименталь-

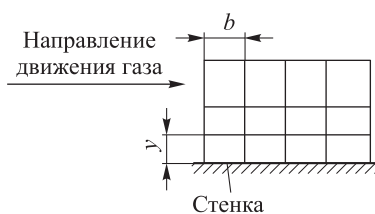


Рис. 1. Фрагмент расчетной сетки

ным данным, в областях с переходными режимами турбулентности, а также в застойных вихревых зонах ввиду несоответствия профиля пограничного слоя, описанного пристеночной функцией, экспериментальному. В связи с этим в работе применен второй подход.

Широко распространенные коммерческие программные комплексы (ПК) вычислительной гидрогазодинамики позволяют использовать как первый, так и второй подходы. В программный код некоторых ПК введено условие автоматического включения и выключения модуля с использованием пристеночных функций при определенных значениях  $y_+$  (в случае применения RANS-моделей турбулентности). Так, например, в CFX 14.0 (приложение ПК ANSYS) блок пристеночных функций автоматически включается при значениях  $y_+ > 10$ . В отличие от CFX 14.0 приложение Fluent 14.0 ПК ANSYS позволяет пользователю выбрать тот или иной способ разрешения пограничного слоя независимо от значения  $y_+$ .

Как уже отмечалось, от значения параметра  $y_+$  также зависит и время расчета  $t$ . Поскольку решение систем линейных алгебраических уравнений (СЛАУ), получаемых в результате линеаризации и дискретизации уравнений газодинамики при неявном методе решения, осуществляется методом Гаусса, то  $t \sim N^3$ , где  $N$  — число ячеек расчетной сетки, равное числу строк в матрице СЛАУ. Для уменьшения времени расчета можно уменьшить значение  $y_+$  путем изменения толщины ячейки  $y$  при сохранении значения  $N$ . Однако при формировании расчетной сетки требуется обеспечить вполне определенные значения относительного удлинения (Aspect Ratio) каждой ячейки, равного  $AR = b / y$  (см. рис. 1). В соответствии с существующими рекомендациями эта величина не должна превышать 100. Поэтому уменьшение  $y$  приводит к необходимости уменьшения ширины ячейки  $b$  и соответственно увеличению  $N$ . Таким образом, при необходимости уменьшения значения параметра  $y_+$  (в рамках одной и той же задачи) требуется увеличение числа ячеек расчетной сетки.

Цель настоящей работы — исследование закономерностей влияния безразмерной толщины пристеночной ячейки  $y_+$  на точность расчета конвективного теплообмена при сверхзвуковом плоскопараллельном обтекании пластины, а также для случая трансзвукового и дозвукового течений газа в осесимметричных каналах. Проведено сравнение результатов, полученных численным моделированием, с имеющимися эмпирическими данными [3–5].

**Математическая модель.** В работе для численного моделирования процессов теплообмена используются уравнения неразрывности, сохранения импульса и энергии. Векторная форма системы уравнений в декартовой системе координат имеет следующий вид:

$$\frac{\partial \sigma}{\partial t} + \frac{\partial(A-E)}{\partial x} + \frac{\partial(B-F)}{\partial y} + \frac{\partial(C-G)}{\partial z} = 0,$$

где

$$\sigma = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad A = \begin{bmatrix} \rho u \\ p + \rho u^2 \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e + p)u \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ p + \rho v^2 \\ \rho vw \\ (e + p)v \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w u \\ \rho w v \\ p + \rho w^2 \\ (e + p)w \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x \end{bmatrix},$$

$$F = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + q_y \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + q_z \end{bmatrix};$$

$x, y, z$  — координаты;  $u, v, w$  — составляющие скорости газа вдоль осей  $x, y, z$ ;  
 $T, p, \rho$  — температура, давление и плотность газа;

$$\tau_{xx} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right), \quad \tau_{rr} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right),$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right),$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left( \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right), \quad \tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \text{ — вязкие напряжения для газо-}$$

вого потока;  $q_x = \lambda \frac{\partial T}{\partial x}$ ,  $q_y = \lambda \frac{\partial T}{\partial y}$ ,  $q_z = \lambda \frac{\partial T}{\partial z}$  — тепловые потоки в направле-

ниях осей  $x, y, z$ ;  $e = \frac{p}{k-1} + \rho \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}$  — полная энергия единицы массы газа;

$\mu, \lambda$  — вязкость и теплопроводность газа.

Система замыкается с помощью уравнения состояния идеального газа, а также зависимостей, описывающих коэффициенты переноса в соответствии с использованными моделями турбулентности [1]: двухпараметрической стандартной ( $k-\epsilon$ )-модели; двухпараметрической ( $k-\omega$ )-модели; комбинированной SST-модели (Shear Stress Transport).

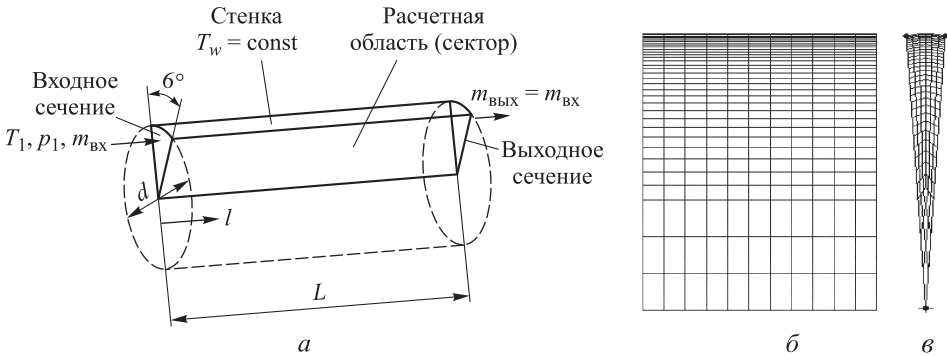
Теплофизические свойства среды (динамическая вязкость  $\mu$ , теплопроводность  $\lambda$ , плотность  $\rho$ ) соответствуют воздуху и зависят от температуры [6]. Теп-

лоемкость  $C_p$  и показатель адиабаты  $k$  в интервале исследуемых температур принимаются постоянными и равными  $C_p = 1050$  Дж/(кг · К) и  $k = 1,4$  соответственно, что объясняется их слабым изменением.

**Граничные условия и расчетные схемы.** Задачи решались с помощью прикладных программных комплексов. Особенности каждой задачи формализуются за счет использования соответствующих граничных условий. Введем следующую классификацию рассматриваемых задач:

- моделирование дозвукового течения сжимаемого газа в осесимметричном канале — задача № 1;
- моделирование сверхзвукового обтекания сжимаемым газом пластины — задача № 2;
- моделирование трансзвукового течения сжимаемого газа в осесимметричном канале — задача № 3.

Решение задачи № 1 выполнено в стационарной трехмерной постановке с помощью приложения CFX 14.0 ПК ANSYS. Для уменьшения числа ячеек расчетная область представлена в виде сектора канала с углом  $6^\circ$ . Для численного моделирования используется расчетная схема и структурированная сетка, изображенные на рис. 2. Рассматривается канал с относительным удлинением  $L/d = 50$  ( $L$  — длина канала,  $d$  — его диаметр). При решении задачи используются следующие граничные условия. На левой границе расчетной области задаются массовый расход газа  $m_{вх}$ , температура  $T_1$  и давление  $p_1$ , на правой границе — условие постоянства массового расхода. Стенка канала принимается гладкой и имеет постоянную температуру  $T_w$ .



**Рис. 2.** Расчетная схема (а) и структурированная сетка в продольном (б) и поперечном (в) сечениях для задачи № 1

Задача № 2 рассматривается в стационарной квазидвухмерной постановке и моделируется при помощи приложения CFX 14.0 ПК ANSYS. При квазидвухмерном подходе предполагается, что расчетная область имеет толщину в одну ячейку. Данная постановка задачи обусловлена спецификой используемого ПК. Расчетная схема и структурированная сетка для задачи № 2 изображены на рис. 3. На левой границе расчетной области заданы число Маха  $M$ , температура

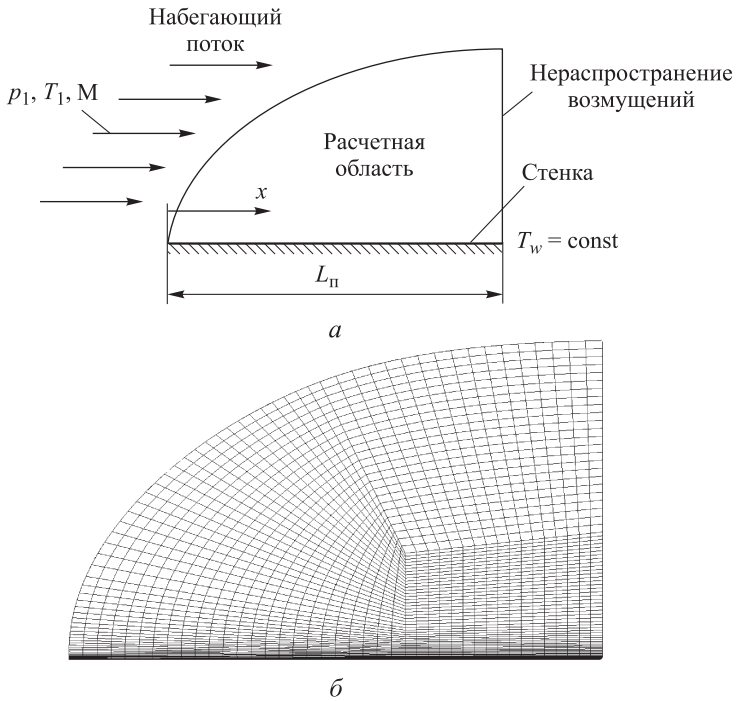


Рис. 3. Расчетная схема (а) и структурированная сетка (б) для задачи № 2

$T_1$  и давление  $p_1$ , на правой границе — условие отсутствия распространения малых возмущений против направления движения потока. Стенка пластины принимается гладкой, с постоянной по длине температурой  $T_w$ .

Задача № 3 рассматривается на примере течения газа в области критического сечения сопла Лавалья в двумерной осесимметричной постановке и моделируется с помощью приложения Fluent 14.0 ПК ANSYS. Для численного моделирования используются расчетная схема и структурированная сетка, изображенные на рис. 4. На входе в расчетную область заданы полная температура  $T_1^*$  и давление  $p_1^*$ , на выходе — полное давление  $p_2^*$ .

В целях исключения влияния на исследуемые параметры краевых эффектов и неравномерности распределения параметра  $y_+$  для дальнейшего анализа выделены следующие области течения. Для задачи № 1 проанализирована область течения, соответствующая  $x/d = 10 \dots 40$  ( $d$  — диаметр канала). Применительно к задаче № 2 исследуется область течения, соответствующая  $x/L_n = 0,1 \dots 0,8$  ( $x$  — координата по длине пластины относительно входной области,  $L_n$  — длина пластины). В задаче № 3 рассматривается сечение с максимальным значением удельного теплового потока. Приводимое далее значение параметра  $y_+$  для указанной задачи принимается равным значению именно в этом сечении.

Для последующего анализа влияния размеров ячеек в пристеночной области расчетной сетки на вычисляемые тепловые потоки введем осредненное значение  $y_{+cp}$ :

$$y_{+cp} = \frac{1}{(x_2 - x_1)} \int_{x_1}^{x_2} y_+ dx,$$

где  $x_1$  и  $x_2$  — координаты границ рассматриваемой области.

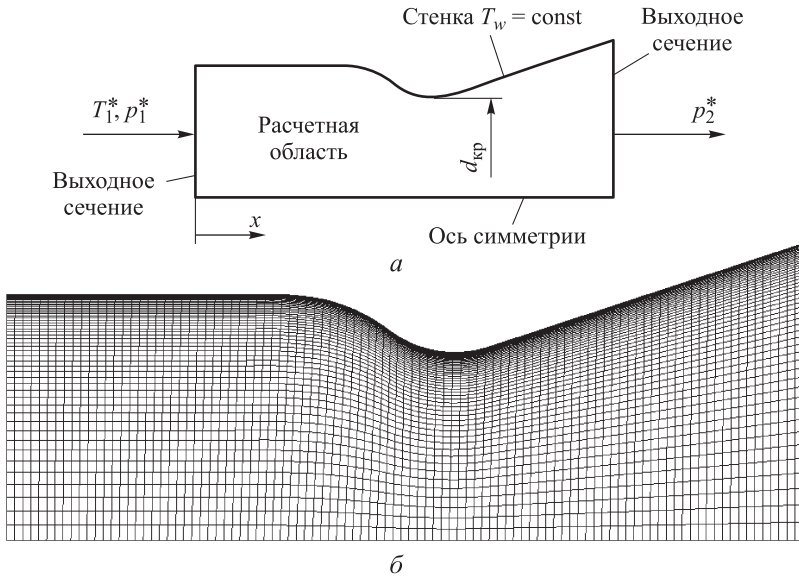


Рис. 4. Расчетная схема (а) и структурированная сетка (б) для задачи № 3

Использование данного подхода обусловлено тем, что  $y_+$  обычно изменяется по длине канала или пластины, но по результатам моделирования его минимальное и максимальное значения в рассматриваемых областях отличаются от  $y_{+cp}$  не более чем на 5...10 %.

**Методика анализа.** В качестве единого критерия для оценки точности результатов моделирования принято относительное рассогласование значений удельного теплового потока:

$$\delta = \frac{q_{ч.м} - q_{\varepsilon}}{q_{\varepsilon}},$$

где  $q_{\varepsilon}$  и  $q_{ч.м}$  — значения удельного теплового потока, полученные по полуэмпирическим зависимостям и численным моделированием.

Распределение теплового потока  $q_{\varepsilon}$  по длине цилиндрического канала (задача № 1) определяется путем моделирования течения в одномерной постановке. При этом предполагается, что для  $i$ -го участка канала выполняется следующее уравнение:

$$q_{\varepsilon i} = \alpha_i (T_i - T_w),$$

где  $q_{\varepsilon i}$  — значение удельного теплового потока;  $\alpha_i$  — коэффициент теплоотдачи;  $T_i$  — температура в ядре потока;  $T_w$  — температура стенки.

Коэффициент теплоотдачи  $\alpha$  определяется по следующей зависимости [4]:

$$\alpha_i = 0,022 \frac{\lambda}{d} \text{Re}_i^{0,8} \text{Pr}^{0,43} \left( 1 + \frac{0,58}{(l_i/d)^{0,4}} e^{(-0,17l_i/d)} \right),$$

где  $\text{Re}_i$  — число Рейнольдса;  $\text{Pr} = 0,68$  — число Прандтля;  $x_i$  — текущая координата по длине канала;  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности.

При вычислении значения  $T_i$  используется закон сохранения энергии. В результате при разбиении канала на участки имеем:

$$Fq_{эi} = mC_p(T_{вxi} - T_{выxi}),$$

где  $F$  — площадь поверхности стенки  $i$ -го участка;  $C_p$  — теплоемкость газа при постоянном давлении;  $T_{вxi}$  и  $T_{выxi}$  — температура газа на входе и выходе из участка. Следует отметить, что значение температуры в ядре потока принимается равным среднему арифметическому температур  $T_{вxi}$  и  $T_{выxi}$ .

Для определения  $q_э$  при сверхзвуковом плоскопараллельном обтекании пластины (задача № 2) применена полуэмпирическая зависимость [4] следующего вида:

$$q_э = 0,0296 \left[ \frac{T_w}{T_1 \left( 1 + r \frac{k-1}{2} M^2 \right)} \right]^{0,4} \left( 1 + r \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{0,11} \frac{\rho_w^{0,8} u_1^{0,8} \mu_w^{0,8}}{x^{0,2}} \times \\ \times \frac{C_p \left[ T_1 \left( 1 + r \frac{k-1}{2} M^2 \right) - T_w \right]}{\text{Pr}^{0,57}},$$

где  $T_1$  — статическая температура воздуха;  $T_w$  — температура пластины;  $\rho_w$  — плотность газа при температуре пластины;  $M$  — число Маха набегающего потока;  $u_1$  — скорость набегающего потока;  $\mu_w$  — динамическая вязкость газа при температуре пластины;  $\text{Pr} = 0,68$ ;  $r$  — коэффициент восстановления температуры;  $k$  — показатель адиабаты газа.

В задаче № 3 максимальное значение удельного теплового потока в сопле Лавалю при  $k = 1,4$  определяется по следующей зависимости [5]:

$$q_э = 0,015 \frac{C_p(T_0 - T_w) \mu_0^{0,15} p_0^{0,85} \left( 0,9713 - \frac{T_w}{T_0} \right)^{0,0405}}{(RT_0)^{0,425} \left( 1 + \frac{T_w}{T_0} \right)^{0,595} \left( 3 + \frac{T_w}{T_0} \right)^{0,15} d_{кр}^{0,15} \text{Pr}^{0,58} \left( 0,9833 - \frac{T_w}{T_0} \right)^{0,081}},$$

где  $R$  — газовая постоянная;  $T_0$  — температура торможения газа;  $p_0$  — давление торможения газа;  $d_{кр}$  — диаметр критического сечения сопла Лавалю;  $\mu_0$  — динамическая вязкость газа при температуре торможения  $T_0$ .



**Результаты моделирования.** В работе исследованы два режима течения в цилиндрическом канале (задача № 1), отличающиеся числом  $Re$  во входном сечении:  $Re \cdot 10 = 19,3$  и  $80,6$ , при этом температура стенки  $T_w$ , а также статические температура  $T$  и давление  $p$  во входном сечении приняты постоянными:  $T = 1000$  К;  $T_w = 300$  К;  $p = 0,1$  МПа. Значение  $Re$  на входе в канал определяется согласно уравнению

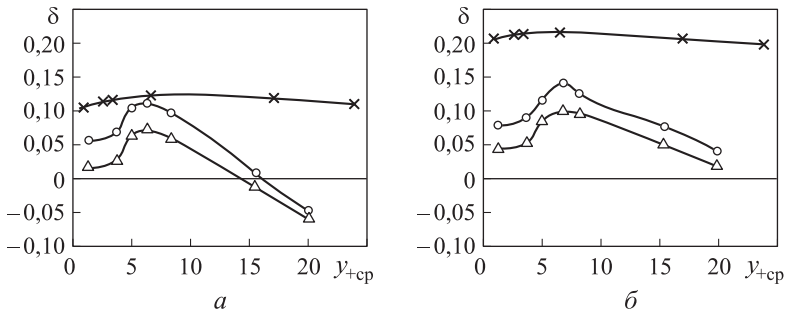
$$Re = vd\rho/\mu,$$

где  $v$  — скорость;  $\rho$  — плотность;  $\mu$  — вязкость, рассчитанные для газа на входе в канал.

При исследовании обтекания пластины (задача № 2) рассмотрены следующие два режима:  $T_1 = 236$  и  $216$  К;  $T_w = 300$  К;  $p = 35\ 651$  и  $5\ 529$  Па;  $M = 2,6$  и  $4,2$ .

Исследование течения газа в сопле Лавала (задача № 3) выполнено при давлении торможения газа  $p_0 = 1$  МПа и его температуре торможения  $T_0 = 703$  К. Температура стенки при этом составляла  $T_w = 300$  К.

На рис. 5 показано влияние параметра  $y_{+cp}$  и модели турбулентности на относительное рассогласование  $\delta$  в случае дозвукового течения газа в цилиндри-

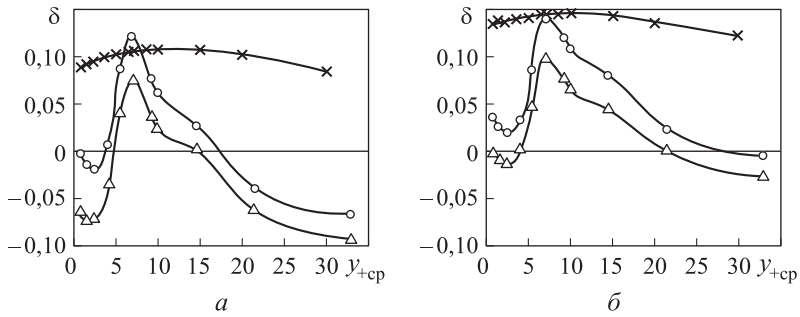


**Рис. 5.** Зависимость  $\delta$  от  $y_{+cp}$  при дозвуковом течении сжимаемого газа в цилиндрическом канале ( $Re = 19,3 \cdot 10^3$ ):

$a - l/d = 10$ ;  $b - l/d = 40$ ;  $\circ - (k-\omega)$ -модель;  $\Delta - SST$ -модель;  $\times - (k-\epsilon)$ -модель

ческом канале при  $Re = 19,3 \cdot 10^3$ . На рис. 6 приведены примеры зависимостей относительного рассогласования  $\delta$  в случае плоскопараллельного обтекания пластины от параметра  $y_{+cp}$  для разных моделей турбулентности при  $M = 4,2$  и  $p = 5529$  Па.

Анализ результатов, соответствующих  $(k-\epsilon)$ -модели турбулентности, показывает, что рассогласование  $\delta = 0,08...0,24$  при дозвуковом течении сжимаемого газа в канале с круглым поперечным сечением (задача № 1) и  $\delta = 0,08...0,18$  при сверхзвуковом обтекании непроницаемой пластины (задача № 2). При этом  $\delta$  практически не зависит от  $y_{+cp}$ . Следует отметить лишь незначительное увеличение  $\delta$  при росте  $Re$ . Достаточно высокие значения  $\delta$  указывают на большую вероятность получения значительных ошибок в результате численного моделирования задач № 1 и № 2 при использовании  $(k-\epsilon)$ -модели турбулентности.

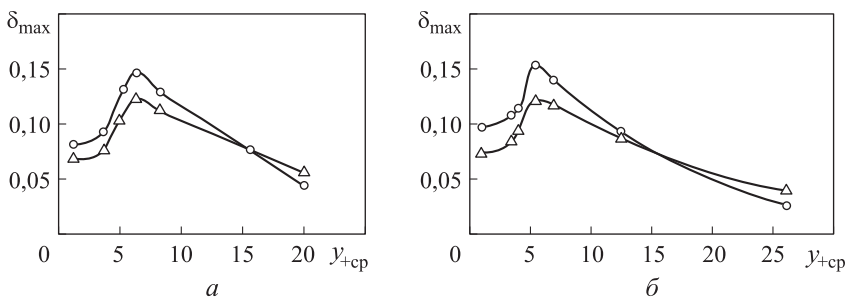


**Рис. 6.** Зависимость  $\delta$  от  $y_{+cp}$  при сверхзвуковом обтекании пластины ( $M = 4,2$  и  $p = 5\,529$  Па):

$a$  —  $Re = 7,80 \cdot 10^6$  ( $x / L_n = 1$ );  $b$  —  $Re = 31,2 \cdot 10^6$  ( $x / L_n = 4$ );  $\circ$  —  $(k-\omega)$ -модель;  $\Delta$  — SST-модель;  $\times$  —  $(k-\epsilon)$ -модель

Результаты расчетов, выполненных при использовании SST- и  $(k-\omega)$ -моделей турбулентности имеют следующие особенности. При  $y_{+cp} < 4$  имеет место минимальное значение относительного рассогласования  $\delta$ . Следует отметить, что полученные профили температурного пограничного слоя удовлетворительно согласуются с экспериментальными и теоретическими данными работ [3, 5]. В диапазоне  $y_{+cp} = 4 \dots 10$  наблюдается максимум параметра  $\delta$ , что является следствием недостаточного числа ячеек для описания профиля температурного пограничного слоя без пристеночных функций. При  $y_{+cp} > 10$  значение относительного рассогласования уменьшается по сравнению со значениями в диапазоне  $y_{+cp} = 4 \dots 10$ , что обусловлено использованием пристеночных функций, реализуемых в приложении CFX 14.0 ПК ANSYS.

В связи с неравномерным распределением  $\delta$  по длине исследуемых элементов конструкции в качестве одного из основных показателей точности решения целесообразно использовать максимальное значение модуля относительного рассогласования  $\delta_{max}$ . На рис. 7 и 8 изображены зависимости  $\delta_{max}$  от параметра  $y_{+cp}$  для задач № 1 и № 2.



**Рис. 7.** Зависимость  $\delta_{max}$  от  $y_{+cp}$  при дозвуковом течении сжимаемого газа в цилиндрическом канале:

$a$  —  $Re = 19,3 \cdot 10^3$ ;  $b$  —  $Re = 80,6 \cdot 10^3$ ;  $\circ$  —  $(k-\omega)$ -модель;  $\Delta$  — SST-модель

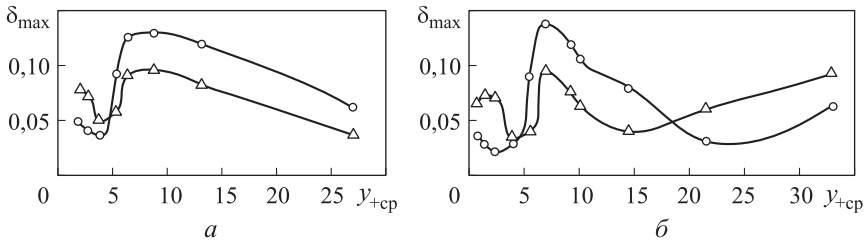


Рис. 8. Зависимость  $\delta_{\max}$  от  $y_{+cp}$  при сверхзвуковом обтекании пластины:

$a$  —  $M = 2,6$ ,  $p = 35651$  Па;  $b$  —  $M = 4,2$ ,  $p = 5529$  Па;  $\circ$  —  $(k-\omega)$ -модель;  $\Delta$  — SST-модель

Рассмотрим некоторые особенности результатов, полученных для случая трансзвукового течения сжимаемого газа в области критического сечения сопла Лавала (задача № 3). При  $y_+ < 10$  (рис. 9) результаты аналогичны приведенным ранее.

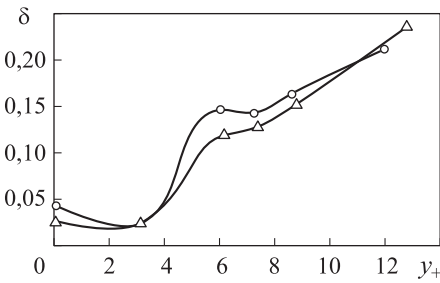


Рис. 9. Зависимость  $\delta$  от  $y_+$  при трансзвуковом течении газа в области критического сечения сопла Лавала:

$\circ$  —  $(k-\omega)$ -модель;  $\Delta$  — SST-модель

В диапазоне  $y_+ > 10$  наблюдается рост значения  $\delta$ , что является следствием существенного влияния безразмерной толщины пристеночной ячейки на результаты моделирования. Как было отмечено, приложение Fluent 14.0 ПК ANSYS, с использованием которого проводилось моделирование течения, не содержит в алгоритме разрешения пограничного слоя условия автоматического включения блока пристеночных функций при  $y_+ > 10$ . Пограничный слой в этом случае описывается недостаточным количеством элементарных объемов для получения про-

филя температур вблизи стенки, соответствующего экспериментальным данным, а пристеночная ячейка охватывает вязкостный и переходный подслой.

**Выводы.** Анализ полученных данных показывает, что использование RANS-методов численного моделирования позволяет достичь удовлетворительного уровня точности при моделировании процессов конвективного теплообмена в задачах дозвукового течения сжимаемого газа в каналах с круглым поперечным сечением, сверхзвукового обтекания непроницаемой пластины, трансзвукового течения газа в осесимметричных каналах.

Для повышения точности вычисления удельных тепловых потоков целесообразно применять  $(k-\omega)$ - и SST-модели турбулентности, обеспечивая при этом значение безразмерной пристеночной ячейки  $y_+ < 4$ . Наибольшие расхождений (до 24 %) получены при расчетах с использованием  $(k-\epsilon)$ -модели турбулентности.

При расчетах дозвукового течения в осесимметричных каналах использование SST-модели турбулентности обеспечивает расхождение значений удельных тепловых потоков с полуэмпирическими зависимостями не более 8 %, а для  $(k-\omega)$ -модели — в пределах 10 %.

При моделировании сверхзвукового обтекания пластины значение  $\delta$  не превышает 5...8 % (модели турбулентности  $k-\omega$  и SST). В задачах трансзвукового течения сжимаемого газа в осесимметричном канале  $\delta$  находится в пределах 5 % при использовании ( $k-\omega$ )-модели турбулентности и в пределах 3 % при использовании SST-модели.

Результаты исследования могут быть использованы при расчетах теплового состояния элементов конструкции высокоскоростных ЛА и их силовых установок, а также энергетических и высокоэнтальпийных технологических систем.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Флетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен. В 2 т. Т. 1 / пер. с англ. С.В. Сенина, Е.Ю. Шальмана; под ред. Г.Л. Подвидза. М.: Мир, 1990. 382 с.
2. Воронецкий А.В., Арефьев К.Ю., Гусев А.А. Особенности численного моделирования конвективного теплообмена при сверхзвуковом обтекании непроницаемой пластины // Актуальные проблемы российской космонавтики: Материалы XXXIX академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. С. 45–46.
3. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергия, 1985. 320 с.
4. Авдеевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1992. 624 с.
5. Березанская Е.Л., Курпатенков В.Д., Надеждина Ю.Д. Расчет наружного проточного охлаждения. М.: Изд-во МАИ, 1977. 54 с.
6. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 720 с.

**Воронецкий Андрей Владимирович** — д-р техн. наук, профессор, заведующий отделом НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

**Арефьев Константин Юрьевич** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5), научный сотрудник отдела «Аэрокосмические двигатели» Центрального института авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2).

**Гусев Андрей Алексеевич** — инженер НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Воронецкий А.В., Арефьев К.Ю., Гусев А.А. Анализ особенностей численного моделирования конвективных тепловых потоков RANS-методами в задачах обтекания элементов конструкции высокоскоростных летательных аппаратов и их двигателей // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 1. С. 98–111.

DOI: 10.18698/0236-3941-2017-1-98-111

---

**RANS METHODS IN FLOW PROBLEMS OF HIGH SPEED AIRCRAFT  
CONSTRUCTIONS ELEMENTS AND AIRCRAFT ENGINES FOR FEATURES  
ANALYSIS OF CONVECTIVE HEAT FLUXES NUMERICAL SIMULATION**

**A.V. Voronetskiy<sup>1</sup>**

**K.Yu. Aref'ev<sup>1,2</sup>**

**A.A. Gusev<sup>1</sup>**

voron@mx.bmstu.ru

arefyev@rambler.ru

andrew\_gusman@mail.ru

<sup>1</sup> **Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

<sup>2</sup> **Baranov Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation**

---

**Abstract**

The article examines the features of numerical simulation methods for convective heat transfer on high-temperature ideal viscous gas flows near the surfaces with different configuration. The study focuses on the problems of supersonic plane-parallel flow near the impermeable plate as well as the problems of subsonic flow of the compressible gas in a channel with a circular cross-section and of transonic flow in axisymmetric channels. For the problems under study, we analyzed RANS methods of gas flow description. Moreover, we gave recommendations on the choice of the mesh elementary volumes parameters for the different turbulence models. Findings of the research show that provided the recommendations given are followed, it is likely to determine the convective heat flux values with an acceptable accuracy (compared to other experimental data). The results of the research can be applied in the thermal state modeling for assembly parts of high speed aircraft, their propulsion systems as well as for assembly parts of power and high enthalpy industrial process systems

---

**Keywords**

*Mathematical modeling, convective heat transfer, axisymmetric channel, plate, de Laval nozzle, accuracy of calculation*

**REFERENCES**

- [1] Anderson D., Tannehill J., Fletcher R. Computational fluid mechanics and heat transfer. New York: McGraw-Hill Publ., 1984. 803 p. (Russ. ed.: Vychislitel'naya gidromekhanika i teploobmen. Vol. 1. Moscow, Mir Publ., 1990. 382 p.).
- [2] Voronetskiy A.V., Aref'ev K.Yu., Gusev A.A. Features of numerical modeling of convective heat transfer in supersonic flow of impermeable plate. *Actual'nie problemi rossiyskoi kosmonavtiki: Materiali XXXIX akademicheskikh chtenii po kosmonavtike* [Actual problems of Russian cosmonautics: Proc. XXXIX cosmonautics academic readings], 2015, pp. 45–46.
- [3] Kutateladze S.S., Leont'ev A.I., Teploobmen i trenie v turbulentnom pogranchnom sloe [Heat transfer and friction in turbulent boundary layer]. Moscow, Energiya Publ., 1985. 320 p.
- [4] Avduevskiy V.S., Galitsiyskiy B.M., Glebov G.A. Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike [Fundamentals of heat transfer in the aviation and aerospace technology]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 624 p.

[5] Berezanskaya E.L., Kurpatenkov V.D., Nadezdina J.D. Raschet narujnogo protochnogo okhlajdeniya [Calculation of the external cooling flow]. Moscow, MAI Publ., 1977. 54 p.

[6] Vargaftik N.B. Handbook of thermophysical properties of gases and liquids. New York, Springer Publ., 1975. 758 p. (Russ. ed.: Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i jidkostey. Moscow, Nauka Publ., 1972. 720 p.).

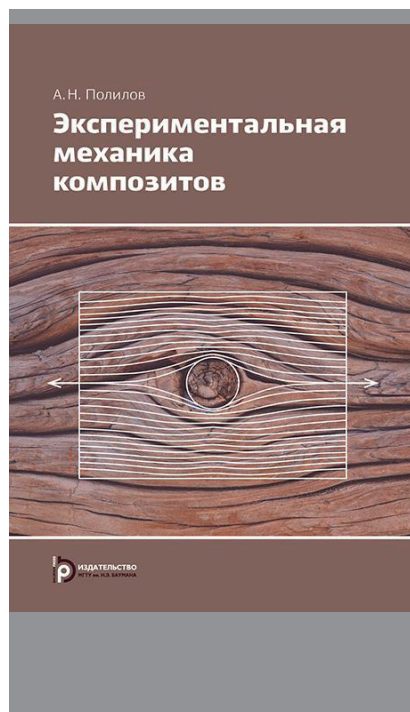
**Voronetskiy A.V.** — Dr. Sci. (Eng.), Professor, Head of the Scientific Research Institute for Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Aref'ev K.Yu.** — Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor of Rocket Engines Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation), Scientific Researcher of Aerospace Engines Department of Baranov Central Institute of Aviation Motors (Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation).

**Gusev A.A.** — engineer of Scientific Research Institute for Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

#### Please cite this article in English as:

Voronetskiy A.V., Aref'ev K.Yu., Gusev A.A. RANS Methods in Flow Problems of High Speed Aircraft Constructions Elements and Aircraft Engines for Features Analysis of Convective Heat Fluxes Numerical Simulation. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2017, no. 1, pp. 98–111. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-1-98-111



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышло в свет 2-е издание учебного пособия  
автора **А.Н. Полилова**

#### «Экспериментальная механика композитов»

Изложены научные основы экспериментальных исследований композитных материалов-конструкций. Обоснованы экспериментальные методы определения полного набора упругих и прочностных констант ортотропных композитов. Приведены методы исследования ползучести и высокоскоростного деформирования композитов, модели и критерии разрушения анизотропных волокнистых композитов с полимерной матрицей. Предложены энергетические критерии развития расслоений и расщеплений в композитах. Рассмотрено влияние концентрации напряжений на прочность композитных деталей. Представлены оригинальные модели разрушения композитов, а также расчетные методы, отличающиеся от стандартных.

#### По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1  
+7 (499) 263-60-45  
press@bmstu.ru  
www.baumanpress.ru