

## МОДИФИЦИРОВАННАЯ АЛГЕБРАИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТУРБУЛЕНТНОЙ ВЯЗКОСТИ СЕБЕЧИ — СМИТА ДЛЯ ВСЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗАТУПЛЕННОГО КОНУСА

В.В. Горский<sup>1,2</sup>

gorskknat@yandex.ru

А.Г. Локтионова<sup>2</sup>

makonka7@gmail.com

<sup>1</sup> АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов, Московская обл.,  
Российская Федерация

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Для расчета интенсивности ламинарно-турбулентного теплообмена повсеместно используются алгебраические или дифференциальные модели, предназначенные для вычисления вклада турбулентных пульсаций в переносные свойства газа. Это обуславливает необходимость апробации (а зачастую, и модификации) полуэмпирических моделей на экспериментальных данных, полученных в условиях, моделирующих газодинамическую картину явления, наблюдаемую в практических приложениях. Газодинамическая картина при градиентном обтекании фрагментов конструкции летательных аппаратов (типа сферы или цилиндра) качественно отличается от картины обтекания боковых поверхностей этих фрагментов, что и предопределяет необходимость использования в этом случае различных полуэмпирических подходов с обязательной их апробацией на результатах соответствующих экспериментальных исследований. В последние годы появились публикации, посвященные модификации алгебраической модели, предназначенной для расчета вклада, вносимого в переносные свойства газа турбулентными пульсациями в пограничном слое, которые выполнены на базе экспериментальных данных, полученных при экстремально высоких числах Рейнольдса для полусферы. Предложена аналогичная модификация той же модели турбулентности, основанная на аппроксимации широкого круга экспериментальных данных, полученных для боковых поверхностей сферически затупленных конусов. В результате проведенных исследований сформулирована методика расчета

### Ключевые слова

*Теплообмен, турбулентность, пограничный слой, метод эффективной длины*

ламинарно-турбулентного теплообмена на полной поверхности затупленного конуса, имеющая, с точки зрения большинства практических приложений, удовлетворительную точность. Показано, что данная методика расчета характеризуется минимальными погрешностями по сравнению с наиболее распространенными методами, предназначенными для решения данной задачи

Поступила 14.11.2019

Принята 12.12.2019

© Автор(ы), 2020

---

**Введение.** Как известно [1], вся теория турбулентного теплообмена базируется на результатах экспериментальных исследований и носит полуэмпирический характер. Поэтому ключевой вопрос, который встает при проведении конкретных исследований в этой области, заключается в адекватности результатов расчетов теплового потока, полученных в рамках используемой полуэмпирической модели турбулентности, результатам соответствующих экспериментальных исследований. Сопоставление же расчетных и экспериментальных данных по тепловому потоку для затупленных конусов носит крайне ограниченный характер. В литературе также отсутствуют результаты систематических исследований, направленных на сопоставление между собой результатов расчета конвективного теплообмена, полученных в рамках различных полуэмпирических подходов к решению данной проблемы.

В частности, в фундаментальной монографии [1], которая посвящена конвективному теплообмену летательных аппаратов, сопоставление результатов расчетов по тепловому потоку, полученных с использованием различных подходов, проведено лишь при значениях числа Рейнольдса  $Re_{\infty, R, Sph}$ , не превышающих  $0,5 \cdot 10^6$ . Здесь число Рейнольдса соответствует параметрам набегающего потока и радиусу  $R_{Sph}$  поверхности сферически затупленного тела.

Приведенный в работе [1] вывод о том, что в рамках ряда рассмотренных методов обеспечивается удовлетворительное соответствие результатов расчетных и экспериментальных исследований [1, 2], представляется недостаточно обоснованным.

Настоящая статья посвящена более подробному рассмотрению вопросов, связанных с сопоставлением расчетных и экспериментальных данных, по отношению к методу эффективной длины, подробно описанному в работах [1, 3], и к полуэмпирической алгебраической модели кажущейся турбулентной вязкости Себечи — Смита [4], различные модификации которой, в частности, опубликованы в работах [5–7].

Необходимо отметить, что применение модификации модели турбулентной вязкости Себечи — Смита [5] позволило получить удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных по тепловому потоку на полусфере из работ [8, 9] при экстремально высоких значениях числа Рейнольдса  $Re_{\infty, R, sph}$ , достигающих  $10^7$ .

**Физико-математическая постановка задачи.** Приведенные в настоящей работе результаты расчетно-теоретических исследований получены при переменном вдоль поверхности тела значении коэффициента перемежаемости [10], характеризующего степень развитости турбулентного режима течения газа в пограничном слое.

В приведенных далее экспериментах температура в набегающем на модель воздушном потоке не превышала 100 К, а температура торможения этого потока не превышала 1000 К. Поэтому в процессе математического моделирования этих экспериментов использованы приближение совершенного газа с показателем адиабаты, равным 1,4, и следующие формулы для расчета переносных свойств газа:

$$\mu = 1,4514 \cdot 10^{-6} \frac{T^{1,5}}{T + 110,4} \quad \text{— коэффициент динамической вязкости,}$$

рассчитанный по формуле Сазерленда;

$$c_p = 1004,6 \quad \text{— изобарная удельная теплоемкость;}$$

$Pr = 0,801 - 0,00031T_w$  — число Прандтля при температуре стенки, равной  $T_w$ .

Расчет конвективного теплообмена методом эффективной длины проводился по классическим формулам [1].

В свою очередь, численное решение уравнений ламинарно-турбулентного пограничного слоя определяется в соответствии с методикой [5] путем численного интегрирования дифференциальных уравнений [11]:

$$\begin{aligned} (f_{\eta\eta}R)_{\eta} + f_{\eta\eta}f + \frac{2\xi}{\xi_s} \frac{u_{e,s}}{u_e} \left( f_{\eta}^2 - \frac{\rho_e}{\rho} \right) - \frac{2\xi}{\xi_s} (f_{\eta}f_{\eta s} - f_s f_{\eta\eta}) &= 0; \\ \left( \frac{R}{Pr} h_{0,\eta} \right)_{\eta} + h_{0,\eta} + u_e^2 \left[ R \left( 1 - \frac{1}{Pr} \right) f_{\eta} f_{\eta\eta} \right] - \frac{2\xi}{\xi_s} (f_{\eta} h_{0,s} - f_s h_{0,\eta}) &= 0; \\ \xi(s) = \int_0^s \rho_e \mu_e u_e r^2 ds'; \quad \eta(s, y) = \frac{u_e r}{\sqrt{2\xi}} \int_0^y \rho dy'; \\ f &= \Phi / \sqrt{2\xi}; \quad dh_0 = c_p dT + u_e^2 f_{\eta} f_{\eta\eta}; \end{aligned}$$

$$\Phi_y = \rho ur; \quad \Phi_s = -\rho vr; \quad R = \frac{\rho \mu}{\rho_e \mu_e}; \quad T = h / c_p;$$

$$\text{Pr}_L = 0,801 - T \cdot 0,00031; \quad \mu_L = \frac{1,4514 \cdot 10^{-6} T^{1,5}}{T + 110,4};$$

$$\text{Pr}_T = 0,9; \quad \text{Pr} = \frac{c_p \mu}{\lambda}; \quad \mu_T = \begin{cases} \mu_{T,in} = \rho [\kappa y D(y)]^2 |u_y|, & y \leq y^*; \\ \mu_{T,out} = 0,0168 \rho u_e \gamma_{KL} \int_0^{\bar{y}} (1 - f_\eta) dy, & y > y^*; \end{cases}$$

$$\rho = 3,5 p_w / h; \quad \mu = \mu_L + \mu_T; \quad \lambda = c_p \left( \frac{\mu_L}{\text{Pr}_L} + \frac{\mu_T}{\text{Pr}_T} \right);$$

$$\kappa = 0,41 a^{1,4} (3 - 2a^{0,7}); \quad \gamma_{KL} = \left[ 1 + 5,5 (y / \bar{y})^m \right]^{-1};$$

$$a = \min(1, 2s / \pi); \quad m = 3 + 3b^2 (3 - 2b); \quad b = \max \left[ 0, \min \left( 1; 10 \frac{s}{\pi} - 4 \right) \right];$$

$$f_\eta \leq 0,995 \text{ при } y \leq \bar{y}; \quad \mu_{T,in} \leq \mu_{T,out} \text{ при } y \in [0, y^*];$$

при  $\underline{\eta} = 0$   $f = f_\eta = 0$  и  $h_0 = h_w$ ; при  $\underline{\eta} = \eta_e$   $f_\eta = 1$  и  $h_0 = h_\infty$ .

Здесь  $\{s, y\}$  — криволинейная система координат, в которой  $s$  отсчитывается вдоль образующей конуса от точки зарождения пограничного слоя, а  $y$  — по нормали к ней;  $\{\xi, \eta\}$  — переменные Лиза — Дородницына;  $\Phi$  — размерная функция тока, тождественно удовлетворяющая уравнению неразрывности;  $f$  — безразмерная функция тока;  $h_0$  — полная энтальпия газа;  $R$  — параметр Рубезина;  $\kappa$  — функция координаты  $s$ , введенная в работе [5] вместо константы Кармана, значение которой, равное 0,41, используется в работе [4];  $\gamma_{KL}$  — коэффициент перемежаемости Клебана, в формуле для расчета которого стандартное значение показателя степени  $m$ , равное 6, заменено в работе [5] функцией координаты  $s$ . Подстрочными индексами  $s, y, \xi$  и  $\eta$  обозначены производные по этим координатам.

Переходная область на поверхности сферического затупления тела определялась с использованием методики [12] и величины эффективной песочной шероховатости модели, полученной в работе [6] из условия сопоставления расчетных и экспериментальных данных по значению координаты  $s$ , начиная с которой происходит увеличение интенсивности теплообмена.

При анализе результатов экспериментальных исследований, в процессе проведения которых возникновение переходной области происходит на боковой поверхности конуса, влиянием шероховатости стенки на изменение режима течения в пограничном слое в первом приближении можно пренебречь [1].

Поэтому в данных условиях учет влияния турбулентных пульсаций в пограничном слое на тепловой поток начинался со значения местного числа Рейнольдса  $Re_{e,\zeta}$ , рассчитанного по параметрам течения газа на внешней границе пограничного слоя и толщине  $\zeta$  потери импульса в нем.

Значение числа Рейнольдса  $Re_{e,\zeta}$  определялось из условия наилучшего согласования расчетных и экспериментальных данных по тепловому потоку, коэффициент перемежаемости в переходной области — по соответствующей формуле из работы [13]. Для размера области перехода использовалась рекомендация из работы [13].

Необходимо отметить следующее. Во-первых, при значениях координаты  $s$ , превышающих  $\pi/2$ , функция  $k(s)$ , тождественно равна 0,41, а функция  $m(s)$ , тождественно равна 6. Именно эти постоянные значения константы Кармана и показателя степени в формуле Клебанава использовались в классической модели Себечи — Смита [4]. Таким образом, модификация модели турбулентной вязкости Себечи — Смита, осуществленная в работе [5], относится только к поверхности полусферы.

Во-вторых, экспериментальные исследования ламинарно-турбулентного теплообмена на затупленном конусе с углом полураствора  $9^\circ$  проведены в широком интервале изменения угла атаки с измерением теплового потока на различных меридиональных углах. Вследствие этого был получен большой объем экспериментальных данных по тепловому потоку на полусфере, который характеризовался заметным разбросом, а модификация модели турбулентной вязкости Себечи — Смита, проведенная в работе [5], обеспечивала удовлетворительное соответствие расчетных и экспериментальных данных, оцениваемое по среднеквадратическому отклонению.

В-третьих, вызывает определенные сомнения обоснованность использования классической модели Себечи — Смита для описания ламинарно-турбулентного теплообмена на боковой поверхности конуса в широком диапазоне изменения числа Рейнольдса. В работе [14], в частности, было показано, что в количественном плане наблюдается удовлетворительное соответствие между результатами применения этой модели и экспериментальными данными в области изменения  $s$  (2; 5,25). Однако в целом харак-

тер изменения расчетных и экспериментальных данных вдоль продольной координаты существенно различается.

Последнее обстоятельство и послужило основной причиной проведения настоящего исследования (получение модификации модели Себечи — Смита для полусферы), обеспечивающего как количественное, так и качественное совпадение между расчетными и экспериментальными данными в широком диапазоне изменения числа Рейнольдса  $Re_{\infty, R, Sph}$  характеризующего условия обтекания модели в набегающем на нее газовом потоке.

При этом решалась оптимизационная задача по определению фиксированных значений константы Кармана  $k$  и показателя степени  $m$  в формуле для расчета коэффициента перемежаемости Клебанова.

В результате решения указанной оптимизационной задачи найдены оптимальные значения этих параметров, равные соответственно 0,13 и 9.

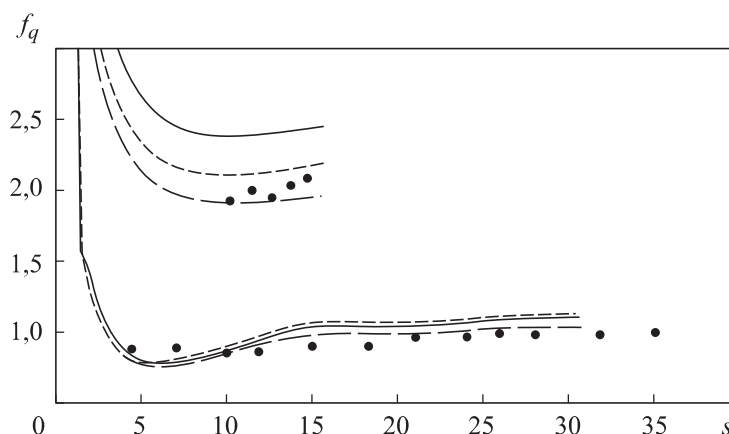
**Сопоставление расчетных и экспериментальных данных по теплообмену.** Объектом исследования, результаты которого приведены далее, являлись пять (I–V) экспериментальных режимов (таблица).

**Исходные данные по анализируемым режимам испытаний**

Режим	$M_{\infty}$	$p_0, \text{Па} \cdot 10^5$	$Re_{\infty, R, Sph} / 10^6$	$H_F$	$\rho_{\infty}, \text{кг/м}^3$	$T_{\infty}, \text{К}$	$q_{c, w, F-R}, \text{МВт/м}^2$	$R_{Sph}, \text{мм}$	Источник
I	6	2,9	0,50	0,600	0,35856	60,98	–	6	[1]
II	8	1,2	0,15	0,400	0,036400	54,50	–	12,7	[2]
III	5	6,2	10,0	0,133	0,91927	72,87	0,41224	63,5	[8, 9]
IV	5	2,4	4,0	0,232	0,35850	72,74	0,25325		
V	5	1,4	2,4	0,190	0,21690	70,83	0,18965		

В таблице введены следующие обозначения:  $q_{c, w, F-R}$  — удельный тепловой поток к холодной стенке, под которым понимается произведение коэффициента теплообмена, рассчитанного по формуле Фея — Риддела [15] при заданной температуре стенки, на энтальпию восстановления в набегающем на модель газовом потоке;  $\rho_{\infty}$  — плотность в этом потоке;  $H_F$  — энтальпийный фактор, равный отношению энтальпии газа, рассчитанной при температуре стенки, к энтальпии торможения в газовом потоке, натекающем на модель.

На рис. 1 приведено сопоставление расчетных и экспериментальных данных по функциям  $f_{q, I} = q_w 10^4 / (\rho_{\infty} V_{\infty}^3)$  (верхняя часть рисунка,  $V_{\infty}$  — скорость в набегающем газовом потоке) и  $f_{q, II} = q_w 10^3 / [h_{00} (1 - R_h) \rho_{\infty} V_{\infty}^2]$ ,



**Рис. 1.** Сопоставление расчетных и экспериментальных данных по конвективному теплообмену при умеренных значениях числа Рейнольдса  $Re_{\infty, R, Sph}$ :

— и ---- — расчет по методу эффективной длины и классической модели Себечи — Смита; -·-·- — модифицированная модель Себечи — Смита

характеризующим удельный поток на поверхности конуса, для режимов I и II, в которых имели место умеренные значения числа Рейнольдса  $Re_{\infty, R, Sph}$ .

В свою очередь, нанесение на график результатов расчетов, полученных по методике [5], не представляло интереса, так как они практически не отличались от аналогичных данных, соответствующих классической модели Себечи — Смита. Это, по всей видимости, является следствием того обстоятельства, что в этих моделях для боковой поверхности конуса используются одинаковые формулы для расчета вклада турбулентных пульсаций в пограничном слое в коэффициент динамической вязкости газа.

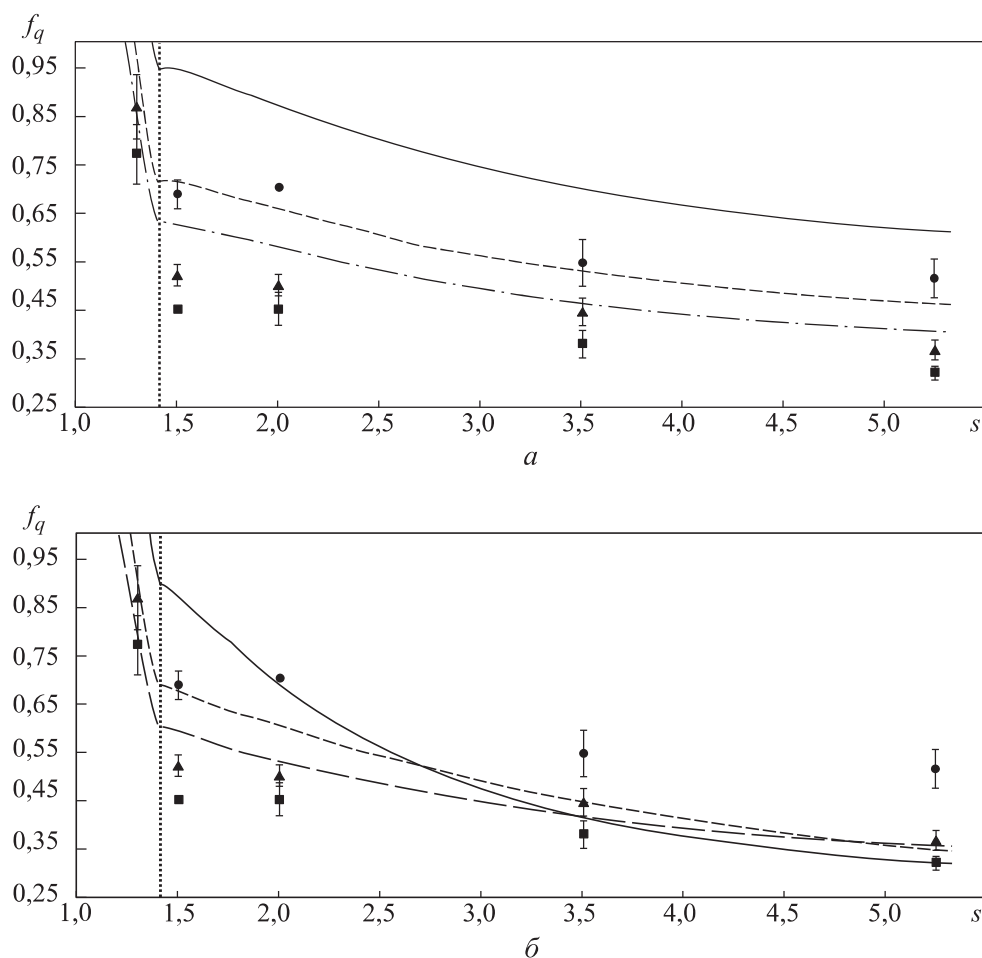
Маркерами на рис. 1 и далее отмечены результаты экспериментальных исследований;  $s$  измеряется в калибрах от радиуса сферы.

При проведении расчетов (см. рис. 1) расположению переходной области соответствовало изменение числа Рейнольдса  $Re_{e, \zeta}$  в диапазоне от 150 до 210, установленном на основе анализа экспериментальных данных, полученных во втором эксперименте.

Отметим, что в рассмотренных условиях действительно наблюдается удовлетворительное соответствие как между результатами расчетов, выполненных с использованием различных подходов, так и между расчетными и экспериментальными данными. Таким образом, результаты исследований находятся в полном соответствии с приведенными в работе [1] результатами анализа тех же экспериментальных данных.

В то же время следует обратить внимание на то обстоятельство, что с увеличением числа Рейнольдса нарастает расслоение расчетных данных, полученных в рамках использования различных подходов.

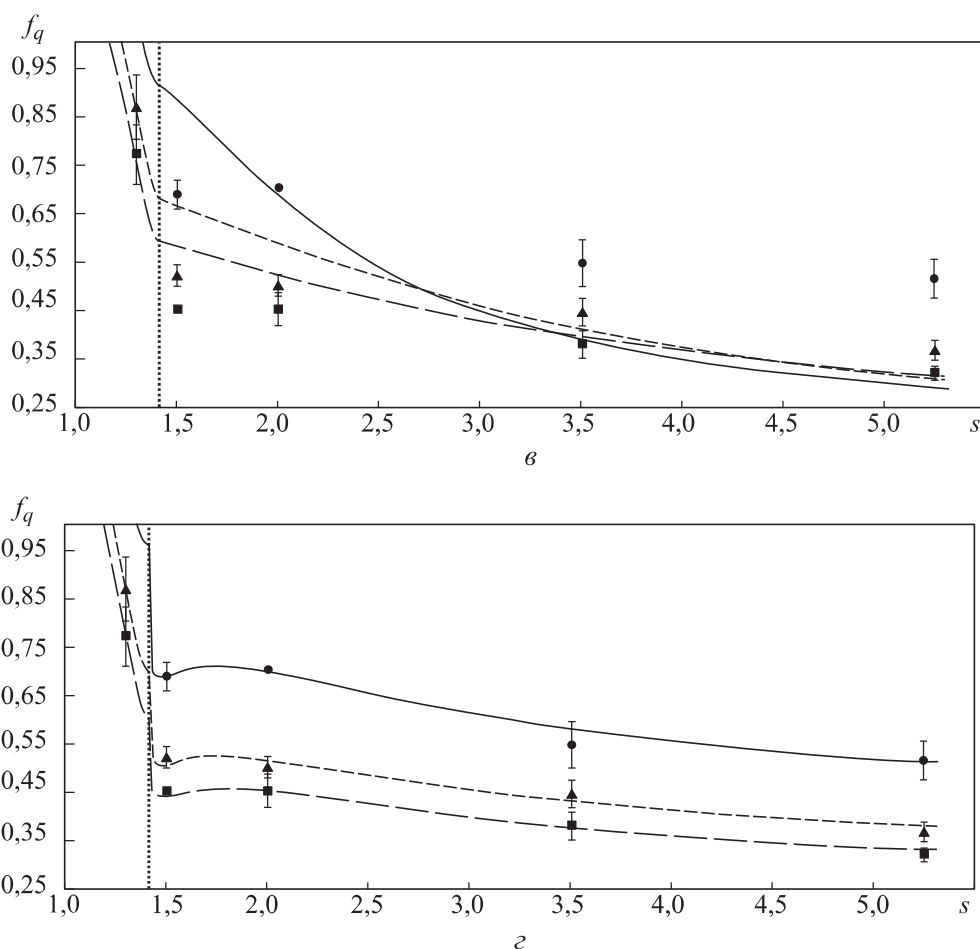
На рис. 2 приведены результаты сопоставления расчетных и экспериментальных данных по ламинарно-турбулентному теплообмену в рамках тех же методов расчета, что и ранее (обозначения кривых такие же, как на рис. 1), но при более высоких значениях числа Рейнольдса  $Re_{\infty, R, Sph}$ , чем в первых двух экспериментах.



**Рис. 2 (начало).** Расчетные и экспериментальные данные по конвективному теплообмену при повышенных значениях числа Рейнольдса  $Re_{\infty, R, Sph}$ :

$a$  — метод эффективной длины;  $b$  — модель Себечи — Смита классическая, модифицированная в работе [5] для полусферы, модифицированная дополнительно в настоящей работе для боковой поверхности конуса  $f_q = q_{c,w} / q_{c,w,F-R}$  ( $q_{c,w}$  — удельный тепловой поток к холодной стенке) соответственно





**Рис. 2 (окончание).** Расчетные и экспериментальные данные по конвективному теплообмену при повышенных значениях числа Рейнольдса  $Re_{\infty, R, Sph}$ :

$v, z$  — модель Себечи — Смита классическая, модифицированная в работе [5] для полушеры, модифицированная дополнительно в настоящей работе для боковой поверхности конуса  $f_q = q_{c,w} / q_{c,w, F-R}$  ( $q_{c,w}$  — удельный тепловой поток к холодной стенке)

соответственно

Объектом экспериментальных исследований [8, 9] был сферически затупленный конус с углом полураствора  $9^\circ$ , обтекаемый воздушным потоком под различными углами атаки. В настоящей работе проанализированы экспериментальные данные из [8, 9], полученные только при нулевом угле атаки, так как в распоряжении авторов отсутствовало математическое обеспечение для строгого математического моделирования трехмерного теплообмена. Применение же метода локальных конусов, рекомендуемого в работе [1], не представляется в достаточной степени обоснованным для

решения задач, связанных с сопоставлением расчетных и экспериментальных данных.

Маркерами в форме кружков, треугольников и прямоугольников на рис. 2 изображены осредненные экспериментальные данные, полученные соответственно на третьем, четвертом и пятом режимах, а отрезками вертикальных линий указаны диапазоны разброса этих данных. Результаты расчетных исследований, полученные для условий проведения этих экспериментов, показаны сплошной, штриховой и штрихпунктирной кривыми, граница затупления указана вертикальной прямой линией, состоящей из точек.

Определение месторасположения переходной области для данных экспериментов проводилось так же, как и в работе [5].

**Выводы.** В рамках метода эффективной длины качественно правильно описываются экспериментальные данные по интенсивности теплообмена на боковой поверхности затупленных конусов во всем рассмотренном диапазоне изменения числа Рейнольдса.

При значительном удалении от затупления этот метод характеризуется также удовлетворительной точностью во всем рассмотренном диапазоне изменения числа Рейнольдса.

Степень превышения расчетных данных, полученных в рамках метода эффективной длины, над результатами экспериментальных исследований повышается с ростом числа Рейнольдса и может достигнуть значительных величин на передней части конуса (аналогичная картина наблюдается и над поверхностью полусферы [5]).

В рамках классической модели Себечи — Смиа погрешность описания экспериментальных данных, полученных во всем рассмотренном диапазоне изменения числа Рейнольдса, меньше, чем при применении метода эффективной длины, однако качественная картина воспроизведения зависимости интенсивности теплообмена от продольной координаты лучше описывается в рамках метода эффективной длины.

Применение модификации модели Себечи — Смиа только на затуплении конуса, предложенной в работе [5], на боковой поверхности конуса приводит практически к тем же самым результатам, что и классический метод Себечи — Смиа.

Использование предложенной в настоящей работе модификации модели Себечи — Смиа характеризуется высоким качеством описания экспериментальных данных на полной поверхности затупленного конуса во всем рассмотренном диапазоне изменения числа Рейнольдса и в целом

на порядок более высокой точностью по сравнению с остальными методами, что предопределяет целесообразность применения ее на практике.

Целесообразным представляется проведение аналогичных исследований для трехмерного обтекания затупленных конусов, экспериментальные данные по которому опубликованы в литературе.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Землянский Б.А., ред. Конвективный теплообмен летательных аппаратов. М., ФИЗМАТЛИТ, 2014.
- [2] Ширази С.А., Трумен К.Р. Сравнение алгебраических моделей турбулентности на примере расчета с помощью параболизированных уравнений Навье — Стокса сверхзвукового обтекания конуса со сферическим носком. *Аэрокосмическая техника*, 1990, № 10, с. 69–81.
- [3] Кошкин В.К., ред. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М., Машиностроение, 1975.
- [4] Cebeci T., Smith A.M.O. Analysis of turbulent boundary layers. Academic Press, 1974.
- [5] Горский В.В. Методика численного решения уравнений двумерного ламинарно-турбулентного пограничного слоя на проницаемой стенке затупленного тела вращения. *Космонавтика и ракетостроение*, 2017, № 3, с. 90–98.
- [6] Горский В.В., Пугач М.А. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных по ламинарно-турбулентному теплообмену на поверхности полусферы, обтекаемой сверхзвуковым потоком воздуха. *Теплофизика высоких температур*, 2015, т. 53, № 2, с. 231–235. DOI: <https://doi.org/10.7868/S0040364415020106>
- [7] Горский В.В. Теоретические основы расчета абляционной тепловой защиты. М., Научный мир, 2015.
- [8] 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. 71–79.
- [9] Widhopf G.F. Laminar, transitional and turbulent heat transfer measurement on a yawed blunt conical nosetip. TR-0172 (S2816-60). The Aerospace Corp., 1972.
- [10] Сафиуллин Р.А. Теплообмен в области перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. *Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа*, 1971, № 6, с. 92–96.
- [11] Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М., Дрофа, 2003.
- [12] Anderson A.D. Surface roughness effect. Boundary layer transition data correlation and analysis. Passive Nosedip Technology (PANT) Program, 1974. Part III, SAMSO TR-74-86.
- [13] Горский В.В., Носатенко П.Я. Математическое моделирование процессов тепло- и массообмена при аэротермохимическом разрушении композиционных теплозащитных материалов на кремнеземной основе. М., Научный мир, 2008.

[14] Горский В.В., Локтионова А.Г., Сысенко В.А. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных о ламинарно-турбулентном теплообмене на боковой поверхности затупленного конуса в широком интервале изменения числа Рейнольдса. *Космонавтика и ракетостроение*, 2019, № 3, с. 46–54.

[15] Фэй Дж., Ридделл Ф. Теоретический анализ теплообмена в лобовой точке, омываемой диссоциированным воздухом. В: Проблемы движения головных частей ракет дальнего действия. М., ИИЛ, 1959, с. 217–256.

**Горский Валерий Владимирович** — д-р техн. наук, главный научный сотрудник, АО «ВПК «НПО машиностроения» (Российская Федерация, 143966, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33); профессор, МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Локтионова Анастасия Геннадьевна** — студентка аэрокосмического факультета МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Горский В.В., Локтионова А.Г. Модифицированная алгебраическая модель турбулентной вязкости Себечи — Смита для всей поверхности затупленного конуса. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 4, с. 28–41. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-4-28-41>

**MODIFIED ALGEBRAICAL SEBECI — SMITH TURBULENT  
VISCOSITY MODEL FOR THE ENTIRE SURFACE  
OF A BLUNTED CONE**

V.V. Gorskiy<sup>1,2</sup>

gorskknat@yandex.ru

A.G. Loktionova<sup>2</sup>

makonka7@gmail.com

<sup>1</sup>JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya”, Reutov, Moscow Region, Russian Federation

<sup>2</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

---

**Abstract**

In order to compute the intensity of laminar-turbulent heat transfer, algebraic or differential models are commonly used, which are designed to compute the contribution of turbulent pulsations to the transfer properties of the gas. This, in turn, dictates the necessity of validating these semi-empirical models against experimental data obtained under conditions simulating the gas dynamics inherent to the phenomenon as observed in practice. The gas dynamic patterns observed during gradient flow around fragments of

**Keywords**

*Heat transfer, turbulence, boundary layer, effective length method*

aircraft structure (such as a sphere or a cylinder) differs qualitatively from the patterns revealed by the flow around the lateral surfaces of these fragments, which necessitates using various semi-empirical approaches in this case, followed by mandatory validation against the results of respective experimental studies. In recent years, there appeared scientific publications dealing with modifying one of the algebraic models designed to compute the contribution of turbulent pulsations in the boundary layer to the transfer properties of the gas; this was accomplished by making use of experimental data obtained for a hemisphere at extremely high Reynolds numbers. The paper proposes a similar modification of the same turbulence model, based on fitting a wide range of experimental data obtained for lateral surfaces of spherically blunted cones. As a result of the investigations conducted, we stated a method for computing laminar-to-turbulent heat transfer over the entire surface of a blunted cone; the accuracy of the method is acceptable in terms of most practical applications. We show that the computational method presented is characterised by minimum error as compared to the most widely spread methods for solving this problem

Received 14.11.2019

Accepted 12.12.2019

© Author(s), 2020

## REFERENCES

- [1] Zemlyanskiy B.A., ed. *Konvektivnyy teploobmen letatel'nykh apparatov* [Convective heat exchange in the aircraft]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2014.
- [2] Shirakhi S.A., Trumen K.R. Comparison of algebraic turbulence models using parabolized Navier — Stokes equations for supersonic flow of cone with spherical head. *Aerokosmicheskaya tekhnika*, 1990, no. 10, pp. 69–81 (in Russ.).
- [3] Koshkin V.K., ed. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Fundamentals of heat exchange in rocket-space technique]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975.
- [4] Cebeci T., Smith A.M.O. *Analysis of turbulent boundary layers*. Academic Press, 1974.
- [5] Gorskiy V.V. Method of numerical solution of two-dimensional laminar-turbulence boundary layer equations on permeable wall of blunt rotation body. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2017, no. 3, pp. 90–98 (in Russ.).
- [6] Gorskiy V.V., Pugach M.A. Comparison of calculated and experimental data on laminar-turbulent heat transfer on the hemisphere surface streamlined by a supersonic air flow. *High Temp.*, 2015, vol. 53, no. 2, pp. 223–227.  
DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X15020108>

- [7] Gorskiy V.V. Teoreticheskie osnovy rascheta ablyatsionnoy teplovoy zashchity [Theoretical basis for calculating ablative heat protection]. Moscow, Nauchnyy mir Publ., 2015.
- [8] Uidkhopf Dzh.F., Khol R. Measurement of heat transfer on the blunted cone at the attack angle in transient and bypass flow state. *Raketsnaya tekhnika i kosmonavtika*, 1972, vol. 10, no. 10, pp. 71–79 (in Russ.).
- [9] Widhopf G.F. Laminar, transitional and turbulent heat transfer measurement on a yawed blunt conical nosetip. TR-0172 (S2816-60). The Aerospace Corp., 1972.
- [10] Safiullin R.A. Heat transfer in the boundary layer transition region. *Fluid Dyn.*, 1971, vol. 6, no. 6, pp. 989–992. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF01019808>
- [11] Loytsyanskiy L.G. Mekhanika zhidkosti i gaza [Fluid mechanics]. Moscow, Drofa Publ., 2003.
- [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] Gorskiy V.V., Nosatenko P.Ya. Matematicheskoe modelirovanie protsessov teplo- i massoobmena pri aerotermokhimicheskom razrushenii kompozitsionnykh teplozashchitnykh materialov na kremnezemnoy osnove [Mathematical modelling of heat and mass transfer at aerothermal chemical destruction of heat protective silicon composites]. Moscow, Nauchnyy mir Publ., 2008.
- [14] Gorskiy V.V., Loktionova A.G., Sysenko V.A. Comparison of calculated and experimental data on laminar-turbulent heat transfer on the side surface of a blunt cone in a wide range of change of Reynolds number. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2019, no. 3, pp. 46–54 (in Russ.).
- [15] Fey Dzh., Riddell F. Teoreticheskiy analiz teploobmena v lobovoy tochke, omyvaemoy dissotsirovannym vozdukhom [Theoretical heat transfer analysis on the nosetip, flown by dissociated air]. V: Problemy dvizheniya golovnykh chastey raket dal'nego deystviya [In: Motion problems of long-range missile head]. Moscow, IIL Publ., 1959, pp. 217–256 (in Russ.).

**Gorskiy V.V.** — Dr. Sc. (Eng.), Senior Research Fellow, JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya” (Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143966 Russian Federation); Professor, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Loktionova A.G.** — Student, Aerospace Faculty, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

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

Gorskiy V.V., Loktionova A.G. Modified algebraical Cebeci — Smith turbulent viscosity model for the entire surface of a blunted cone. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2020, no. 4, pp. 28–41 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-4-28-41>