

УДК 532.526.4:533.6.011.5

© 2001 г. В.Г. ЛУЩИК, А.Е. ЯКУБЕНКО

**ПРИСТЕННАЯ ЩЕЛЕВАЯ ЗАВЕСА
НА ПЛАСТИНЕ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ.
СРАВНЕНИЕ РАСЧЕТА С ЭКСПЕРИМЕНТОМ**

Проведено численное исследование течения в пограничном слое на пластине при наличии щелевого тангенциального сверхзвукового вдува газа в сверхзвуковой поток. Получены зависимости эффективности охлаждения от параметров завесы: температуры газа, расхода, высоты щели и чисел Маха потока завесы и набегающего потока. Выполнено сравнение результатов расчета с имеющимися экспериментальными данными.

Для расчета пограничного слоя в соплах жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с завесным охлаждением авторами разработана методика, базирующаяся на трехпараметрической дифференциальной модели турбулентности, тестирование которой проведено для широкого круга задач теории пограничного слоя [1–5].

Исследован переход от ламинарного режима течения к турбулентному, который в соплах ЖРД имеет место при высоком уровне возмущений в камере сгорания. Получены зависимости числа Рейнольдса перехода от уровня интенсивности турбулентности, числа Маха основного потока, температуры стенки, градиента давления потока.

Для сверхзвукового пограничного слоя без учета завесы исследование проведено в широком диапазоне чисел Рейнольдса, Маха и температурного фактора. При расчете величин трения и теплообмена в соплах ЖРД, требующих высокой точности определения, предложено отказаться от использования многопараметрических обобщенных зависимостей эмпирического характера для указанных величин, а находить их непосредственно по разработанной методике, которая позволяет достаточно точно рассчитывать их в сверхзвуковом пограничном слое в широком диапазоне определяющих параметров.

Впервые с использованием трехпараметрической дифференциальной модели турбулентности проведены расчеты характеристик течения и тепломассообмена в пограничном слое на пластине и в сопле при наличии дозвуковой завесы. Получен большой объем информации по интегральным и локальным характеристикам течения и тепломассообмена в широком диапазоне изменения параметров потока. Установлены определяющие параметры, оказывающие существенное влияние на эффективность завесы.

Во всех исследованных течениях получено удовлетворительное согласование результатов расчета с экспериментальными данными. При этом в модели турбулентности, используемой в методике расчета, константы не изменялись и эмпирические функции не вводились.

Настоящая работа завершает тестирование методики расчета пограничного слоя в соплах ЖРД исследованием сверхзвуковой завесы, которая рассматривается в перспективных разработках ЖРД, например, для двигателей с составными соплами, имеющими сдвижную секцию с автономным подводом охладителя на внешнее охлаждение, после которого охладитель поступает в завесу, расположенную на входе в сдвижную секцию. Завеса может также рассматриваться для охлаждения сопловых

насадков в сверхкритической части сопел из тугоплавких металлов или высокотемпературной керамики, не имеющих внешнего охлаждения. Во всех упомянутых случаях завеса является сверхзвуковой и выбор ее параметров является определяющим с точки зрения работоспособности сопла, поскольку при этом завеса зачастую единственный способ охлаждения стенки сопла.

1. Постановка задачи. Для расчета течения и тепломассообмена в сжимаемом турбулентном пограничном слое с завесой из газа другого состава, отличного от газа основного потока, была использована система уравнений неразрывности, движения, энергии и диффузии, приведенная в [1].

Для определения величины турбулентного трения τ_t , входящей в уравнение движения, использована трехпараметрическая модель турбулентности, обобщенная на течения с теплообменом, в которой записаны уравнения переноса для напряжения сдвига $\tau = -\langle u'v' \rangle$, энергии турбулентности $E = 0,5\Sigma\langle u'^2 \rangle$ и параметра $\omega = E/L^2$, имеющего физический смысл завихренности турбулентности и содержащего поперечный интегральный масштаб турбулентности L . Для определения турбулентных потоков тепла и массы, входящих в уравнения энергии и диффузии, использованы гипотезы, основанные на введении постоянных по толщине пограничного слоя турбулентных чисел Прандтля и Шмидта. Эти уравнения для сжимаемого пограничного слоя с константами модели турбулентности приведены в [1].

Входящий в уравнение движения градиент давления dp/dx в общем случае вычисляется по распределению числа Маха $M_\infty(x)$ вдоль стенки. В рассматриваемом случае постоянства числа Маха $dp/dx = 0$. Граничные условия на стенке, на внешней границе пограничного слоя и во входном сечении сформулированы в [1]. Теплофизические свойства задаются в табличном виде – в случае однородной среды в зависимости от давления и температуры, а при наличии завесы газа, отличного от основного потока, еще и от концентрации.

Определяющие параметры, оказывающие существенное влияние на характеристики пограничного слоя, для завесы в дозвуковом потоке установлены в [1].

Для основного потока это число Рейнольдса на единицу длины $Re_{1e} = (\rho U/\eta)_e$, интенсивность турбулентности $e_0 = \sqrt{E_0}/u_0$ на входе в канал (высотой H), число Рейнольдса, определенное по толщине потери импульса $Re_\theta = \theta(\rho U/\eta)_e$ (толщине пограничного слоя $Re_\delta = \delta(\rho U/\eta)_e$ на разделяющей кромке.

Для потока завесы это число Рейнольдса $Re_s = s(\rho U/\eta)_s$ по среднерасходной скорости в щели завесы U_s , относительные величины высоты щели s/H и толщины кромки t/s .

В случае сверхзвуковой завесы к числу их следует добавить числа Маха набегающего потока M_e и завесы M_s .

Параметрами задачи также являются отношение температур торможения $\vartheta = T_{0s}/T_{0e}$ либо плотностей ρ_s/ρ_e , отношение скоростей U_s/U_e либо массовых скоростей (параметр вдува завесы) $m = (\rho U)_s/(\rho U)_e$.

В таблице представлены определяющие параметры двух экспериментов [6, 7] по исследованию газовой завесы на пластине в сверхзвуковом потоке, отобранные как наиболее достоверные и информативные с целью последующего сравнения результатов расчета с экспериментальными данными. Эксперименты охватывают достаточно широкий диапазон чисел Маха завесы и основного потока, который перекрывает значения, характерные для натурных условий в двигателях.

Как правило, в экспериментах в качестве газа основного потока используется воздух, а в завесу подается либо какой-нибудь другой газ, либо его смесь с воздухом.

В случае использования в завесе и основном потоке одного и того же газа при разных температурах (например, воздуха, как в [7]) эффективность завесы определяется как

$$\Theta_T = \frac{T_{aw} - T_{0e}}{T_{0s} - T_{0e}} \quad (1.1)$$

Параметры	Источник							
	[6]		[7]					
T_{0e}, K	300		478					
p_e, Pa	3860	1810	1880*					
M_e	2.7	3.8	6					
$Re_{1e} \cdot 10^{-5}, cm^{-1}$	0.77	0.89	2.4					
Re_θ	510*	660*	44000					
Re_δ	7200*	7400*	$1.22 \cdot 10^6$					
M_s	2.18		1					
s, cm	0.2		0.159	0.476		1.111		
t/s	0.25*		1	0.334		0.143		
$\vartheta = T_{0s}/T_{0e}$	1		0.43	0.66	0.34	0.63	0.47	0.62
m	0.72*	0.41*	0.053	0.045	0.068	0.064	0.057	0.047
U_s/U_e	0.91*	0.81*	0.29	0.36	0.25	0.35	0.30	0.34
Re_s	9000*	4200*	750*	450*	3600*	2000*	5200*	3400*
Обозначения на фиг. 4–6	–	–	1	2	3	4	5	6

Здесь T_{aw} – температура адиабатической стенки, T_{0e} и T_{0s} – температуры торможения основного потока и потока завесы соответственно.

В случае использования в качестве газа завесы воздуха с добавками другого газа (например, гелия, как в [6]) эффективность завесы определяется как

$$\Theta_c = \frac{c_w - c_e}{c_s - c_e} \quad (1.2)$$

Здесь c – массовая концентрация примеси газа, фиксируемая системой измерений; если она отсутствует в основном потоке ($c_e = 0$), но входит в состав смеси газа завесы с концентрацией c_s , то $\Theta_c = c_w/c_s$; в случае использования завесы из чистого газа, отличного от газа основного потока, $c_s = 1$ и $\Theta_c = c_w$.

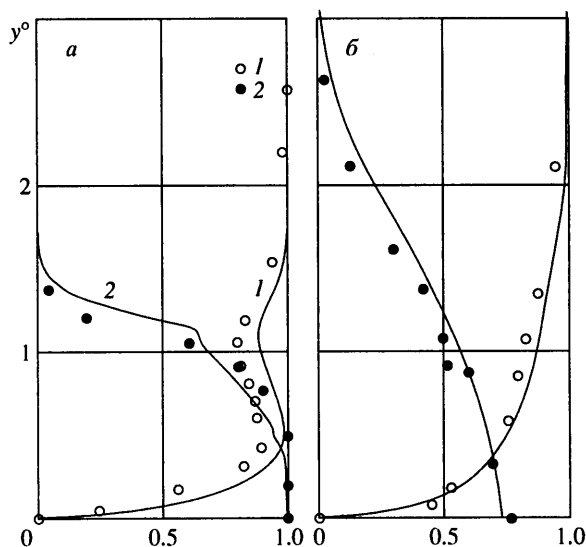
Очевидно, что величины Θ_c и Θ_T неэквивалентны, что необходимо иметь в виду при обобщении результатов модельных экспериментов на натурные условия.

Параметры задачи в расчетах принимались близкими к экспериментальным значениям (см. таблицу), что позволило сравнивать расчет с экспериментом. Параметры, не приведенные в экспериментальных работах [6, 7], определены расчетным путем и отмечены в таблице звездочками.

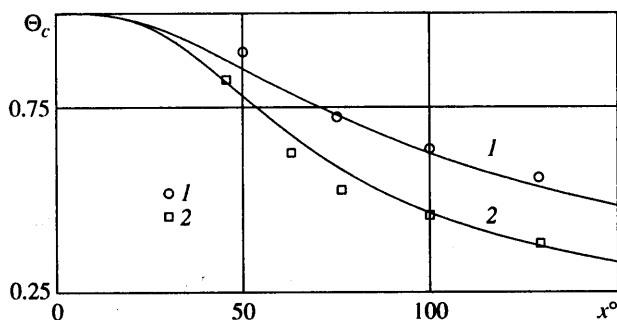
2. Результаты расчета и сравнение с экспериментом. В [6] измерены поля скоростей и массовой концентрации примеси гелия, вводимой в сверхзвуковую воздушную завесу на плоской пластине в сверхзвуковом потоке воздуха. Параметры эксперимента [6] представлены в таблице. Расчеты выполнены при значениях параметров, указанных в таблице. Интенсивность турбулентности $e_0 = \sqrt{E_0}/u_0$, относительный масштаб турбулентности $l_0 = L_0/H$ на входе в канал и относительная толщина кромки t/s , не указанные в [6], в расчетах принимались $e_0 = 0,02$, $l_0 = 0,1$, $t/s = 0,25$. Турбулентное число Шмидта было взято согласно рекомендациям [6] $Sc_t = 0,7$, турбулентное число Прандтля $Pr_t = 0,85$ [1].

Особенность эксперимента [6] – тонкий пограничный слой на разделяющей кромке со стороны набегающего потока с числом Рейнольдса $Re_\theta \approx 600$, которое, как отмечено в [6], соответствует ламинарному режиму течения.

На фиг. 1 представлены расчетные и экспериментальные профили относительных величин скорости $u^\circ = u/U_e$ и концентрации $c^\circ = c/c_s$ в зависимости от расстояния до стенки $y^\circ = y/s$ в двух сечениях по длине пластины $x^\circ = x/s = 10$ и 75 для числа Маха набегающего потока $M_e = 2,7$.



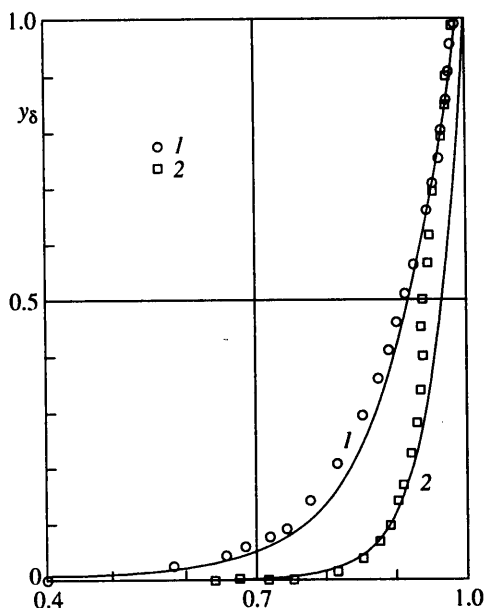
Фиг. 1. Профили скорости (точки, линии 1) и концентрации (точки, линии 2) в сечениях по длине пластины от среза щели завесы $x^0 = x/s = 10$ (а) и 75 (б) при $M_e = 2.7$: точки – эксперимент [6], линии – расчет



Фиг. 2. Изменение по длине от среза щели завесы $x^0 = x/s$ величины относительной концентрации примеси на стенке $\Theta_c = c_w/c_s$ для чисел Маха набегающего потока $M_e = 2.7$ (точки, линия 1) и $M_e = 3.8$ (точки, линия 2): точки – эксперимент [6], линии – расчет

Изменение по длине x^0 расчетных и экспериментальных значений эффективности завесы $\Theta_c = c_w/c_s$ (1.2) при $c_e = 0$ для двух значений числа Маха $M_e = 2.7$ и 3,8 представлено на фиг. 2. Как видно, уменьшение числа Маха M_e с 3,8 до 2,7 приводит к росту концентрации примеси на стенке c_w , причиной которого является уменьшение перемешивания за счет меньшей разности скоростей внешнего потока и потока завесы $U_e - U_s$. Относительная скорость в щели завесы U_s/U_e (см. таблицу) при этом стремится к единице. Рост c_w приводит к увеличению эффективности завесы Θ_c (1.2).

Как видно из фиг. 1, 2, результаты расчетов удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными [6], отражая основные особенности эксперимента, связанные с немонотонностью профиля скорости в следе за разделяющей завесу и набегающий поток кромкой, которая сохраняется на длине до 20 высот щели завесы.



Фиг. 3. Профили скорости (точки, линия 1) и температуры (точки, линия 2) в пограничном слое набегающего потока на срезе щели завесы: точки – эксперимент [7], линии – расчет

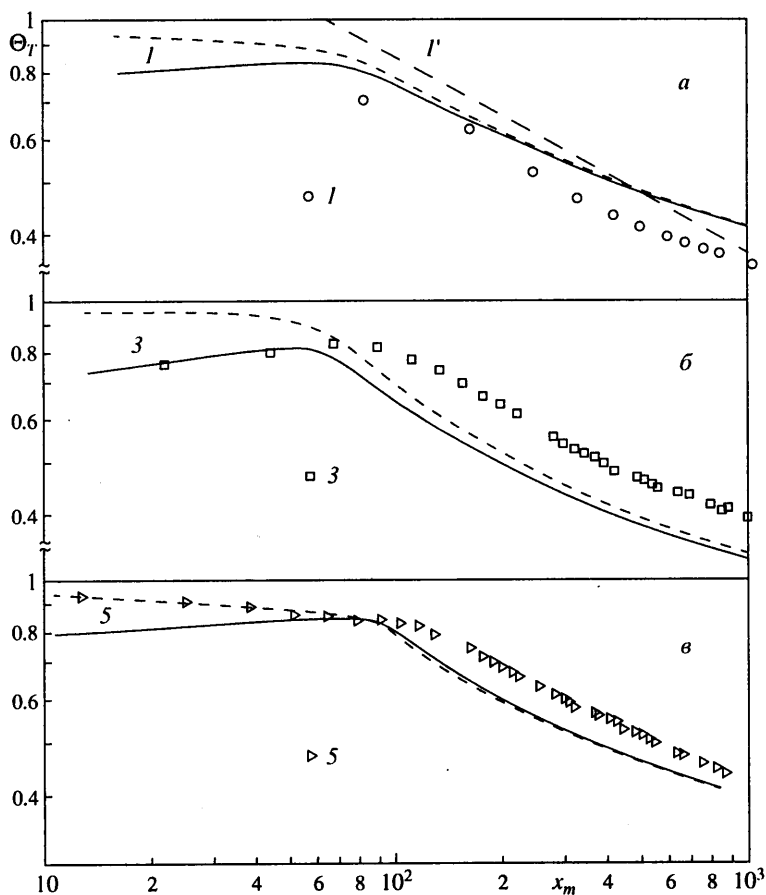
В [7] экспериментально исследовано влияние высоты щели завесы s , относительного расхода в завесу $m = (\rho U)_s / (\rho U)_e$ и относительной температуры торможения газа завесы $\vartheta = T_{0s} / T_{0e}$ на эффективность охлаждения Θ_T (1.1) и коэффициент трения c_f . Эксперименты выполнены при одном значении чисел Маха набегающего потока ($M_e = 6$) и завесы ($M_s = 1$).

Параметры эксперимента [7], представленные в таблице, были приняты в расчетах. Интенсивность турбулентности $e_0 = \sqrt{E_0} / u_0$ и относительный масштаб турбулентности $l_0 = L_0 / H$ на входе в канал, не указанные в [7], в расчетах принимались: $e_0 = 0,02$, $l_0 = 0,1$.

Как видно из таблицы, пограничный слой на разделяющей кромке со стороны набегающего потока в отличие от [6] достаточно толстый и соответствует развитому турбулентному режиму течения ($Re_\theta = 44 \cdot 10^3$). Расчетные и экспериментальные профили скорости $u^\circ = u / U_e$ и температуры $T^\circ = T_0 / T_{0e}$ по толщине пограничного слоя $y_\delta = y / \delta$ набегающего потока на срезе щели завесы представлены на фиг. 3. Хорошее соответствие расчетных и экспериментальных данных свидетельствует о правильном выборе входных условий в набегающем потоке на срезе щели завесы.

Профиль скорости в щели завесы принимался развитым турбулентным при числах Рейнольдса Re_s , указанных в таблице, за исключением щели малой высоты $s = 0,159$ см, для которой было принято $Re_s = 2000$. Для профиля температуры в щели завесы рассматривалось два варианта: однородный и неоднородный, учитывающий нагрев потока завесы через разделяющую кромку от набегающего потока в соответствии с измерениями [7].

На фиг. 4, 5 представлены расчетные (линии) и экспериментальные (точки) [7] данные по эффективности завесы Θ_T (1.1) в зависимости от параметра $x_m = (x/s)m^{-0,8}$, принятого в [7] при обработке результатов эксперимента.



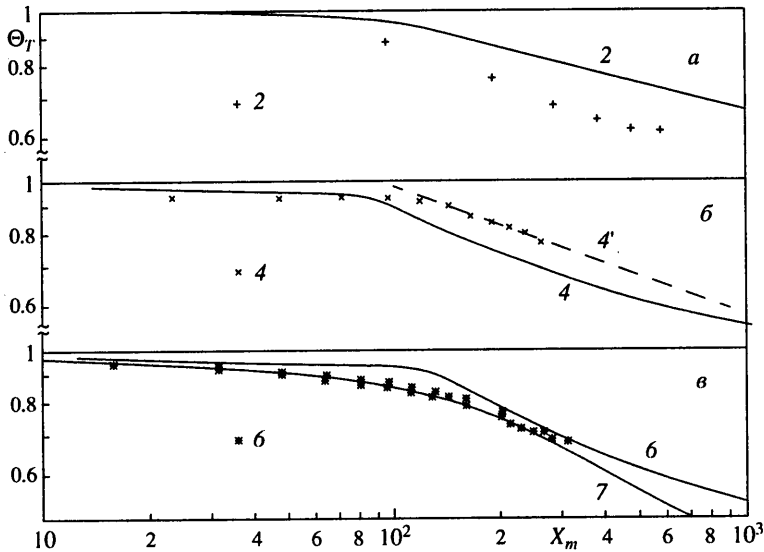
Фиг. 4. Эффективность завесного охлаждения при относительной температуре торможения потока завесы $\vartheta \approx 0.4$: а – высота щели завесы $s = 0.159$ см, б – $s = 0.476$ см, в – $s = 1.111$ см; точки 1, 3, 5 – эксперимент [7], сплошные и штриховые линии 1, 3, 5 – расчет с неоднородным и однородным профилем температуры в щели завесы (обозначения – см. таблицу), линия 1' – аппроксимация (2.1)

Отметим основные особенности полученных результатов. С ростом относительной температуры торможения потока завесы $\vartheta = T_{0s}/T_{0e}$ (с $\vartheta \approx 0.4$, фиг. 4, до $\vartheta \approx 0.6$, фиг. 5) эффективность завесы как в эксперименте, так и при расчете возрастает.

Влияние высоты щели завесы s на эффективность охлаждения сказывается через изменение условий теплоотдачи от набегающего потока с температурой торможения $T_{0e} = 478$ К к более холодному потоку в щели завесы. В более узкой ($s = 0.159$ см) щели профиль температуры в большей степени неоднороден, чем в более широкой ($s = 1.111$ см). Это влияет на эффективность завесы вблизи щели ($x_m \leq 100$), которая для узкой щели соответствует неоднородному профилю температуры (фиг. 4, б), а в широкой – однородному профилю (фиг. 4, в).

Влияние относительной массовой скорости (расхода) в завесу m учитывалось путем использования координаты x_m (см. выше), в зависимости от которой экспериментальные данные аппроксимировались как (линии 1', 4' на фиг. 4, а и 5, б соответственно)

$$\Theta_T = 4.46x_m^{-0.36} \quad (\vartheta = 0.43), \quad \Theta_T = 2.76x_m^{-0.226} \quad (\vartheta = 0.63) \quad (2.1)$$



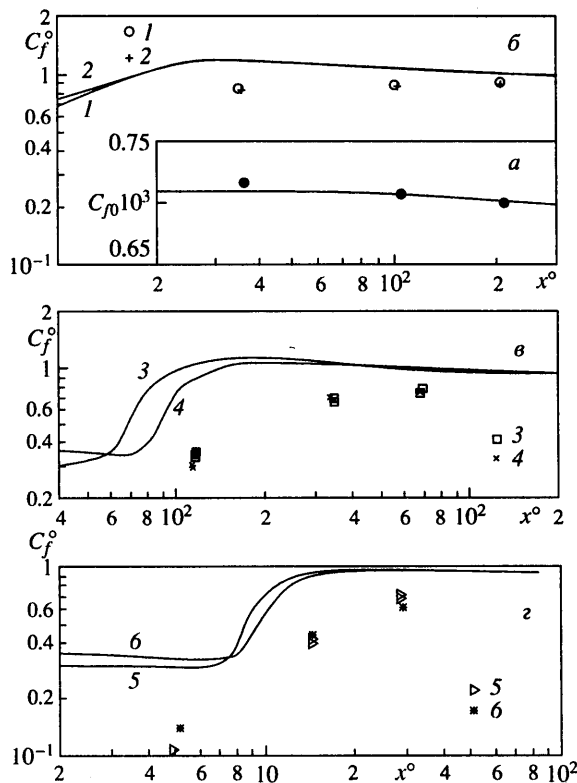
Фиг. 5. Эффективность завесного охлаждения при относительной температуре торможения потока завесы $\vartheta \approx 0.6$: *а* – высота щели завесы $s = 0.159$ см, *б* – $s = 0.476$ см, *в* – $s = 1.111$ см; точки 2, 4, 6 – эксперимент [7], линии 2, 4, 6 – расчет с неоднородным профилем температуры в щели завесы (обозначения – см. таблицу), линия 4' – аппроксимация (2.2), линия 7 – $M_e = 2$

Кроме параметров ϑ , s и m на эффективность завесы должно оказывать влияние и число Маха набегающего потока M_e . На фиг. 5, *в* приведена зависимость $\Theta_T(x_m)$ для числа Маха $M_e = 2$ (линия 7). Как видно, с уменьшением числа Маха набегающего потока от $M_e = 6$ (линия 6) до $M_e = 2$ эффективность завесного охлаждения Θ_T снижается чем дальше от щели завесы, тем заметнее.

Последнее связано с уменьшением температуры адиабатической стенки T_{aw} , причиной которого является снижение числа Маха M_e . Этот эффект проявляется на некотором расстоянии от щели завесы, где влияние потока завесы мало за счет перемешивания его с набегающим потоком и температура адиабатической стенки определяется уже набегающим потоком.

В [7] были проведены также измерения коэффициента поверхностного трения c_f , результаты которых (точки) в виде зависимости $\dot{c}_f(x^0) = c_f / c_{f0}$ представлены на фиг. 6. Здесь c_{f0} – местный коэффициент поверхностного трения на пластине в отсутствие завесы (фиг. 6, *а*). Как видно из фиг. 6, результаты расчета (линии) при наличии завесы вблизи кромки щели (фиг. 6, *в*, *г*) существенно (почти вдвое) превышают экспериментальные данные. Такое отличие расчета от эксперимента, по-видимому, связано с возникновением отрыва потока за довольно толстой ($t = 1.59$ мм) кромкой щели завесы, на возможность которого для толстой кромки указано в [8].

Отрыв потока приводит к существенному искажению профиля скорости и коэффициента трения, связанного с ним, и в гораздо меньшей степени сказывается на температуре поверхности пластины и зависящей от нее эффективности завесы (фиг. 4, 5). На коэффициент трения также очень слабое влияние оказывает профиль температуры в щели завесы. Как в эксперименте [7], так и в расчете величина c_f практически не зависит от вида профиля температуры в щели завесы.



Фиг. 6. Изменение величины поверхностного трения по длине пластины: *а* – в отсутствие завесы, *б* – высота щели завесы $s = 0.159$ см, *в* – $s = 0.476$ см, *з* – $s = 1.111$ см; точки 1–6 – эксперимент [7], линии 1–6 – расчет (обозначения – см. таблицу)

Таким образом, сравнение результатов расчета с экспериментальными данными [6, 7] показало, что трехпараметрическая модель турбулентности в основном правильно отражает основные особенности эксперимента и может быть использована в разработанной на ее основе методике расчета пограничного слоя в соплах ЖРД для описания сверхзвуковой завесы в сверхзвуковом набегающем потоке.

Заключение. Трехпараметрическая модель турбулентности, использованная при разработке методики расчета пограничного слоя в соплах ЖРД, удовлетворительно описывает локальные характеристики (профили скорости и концентрации примеси) такого существенно неавтономного турбулентного сжимаемого течения, как пограничный слой с завесой в сверхзвуковом потоке.

Исследовано влияние относительной температуры торможения газа завесы ϑ , высоты щели завесы s , относительного расхода в завесу m и числа Маха набегающего потока M_e на эффективность завесного охлаждения Θ_T . Показано, что с ростом параметра ϑ эффективность завесы возрастает. Влияние величины s на эффективность завесы сказывается через изменение условий теплоотдачи в щели от нагретого набегающего потока к более холодному потоку в щели завесы. Влияние параметра m учитывалось путем использования обобщенной координаты, содержащей этот параметр. С ростом числа M_e эффективность охлаждения Θ_T возрастает. Результаты расчетов, за исключением коэффициента трения, удовлетворительно согласуются с экспериментом.

Для коэффициента поверхностного трения результаты расчета при наличии завесы вблизи кромки щели существенно (почти вдвое) превышают экспериментальные данные. Такое различие расчета и эксперимента, по-видимому, связано с возникновением отрыва потока за довольно толстой ($t = 1,59$ мм) кромкой щели завесы, описание которого в рамках приближения пограничного слоя невозможно.

Настоящая работа завершает тестирование методики расчета пограничного слоя в соплах ЖРД, базирующейся на трехпараметрической дифференциальной модели турбулентности, комплексное исследование которой охватывает широкий круг задач теории пограничного слоя и представлено в [1–5].

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 99-01-00891).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Луцик В.Г., Якубенко А.Е. Пристенная газовая щелевая завеса на пластине. Сравнение расчета с экспериментом // Изв. РАН. МЖГ. 1997. № 6. С. 48–62.
2. Луцик В.Г., Якубенко А.Е. Сравнительный анализ моделей турбулентности для расчета пограничного слоя // Изв. РАН. МЖГ. 1998. № 1. С. 44–58.
3. Луцик В.Г., Якубенко А.Е. Сверхзвуковой пограничный слой на пластине. Сравнение расчета с экспериментом // Изв. РАН. МЖГ. 1998. № 6. С. 64–78.
4. Луцик В.Г., Павельев А.А., Решмин А.И., Якубенко А.Е. Влияние граничных условий на переход к турбулентности в пограничном слое на пластине при большом уровне внешних возмущений // Изв. РАН. МЖГ. 1999. № 6. С. 111–119.
5. Луцик В.Г., Якубенко А.Е. Пристенная щелевая завеса в сопле. Сравнение расчета с экспериментом // Изв. РАН. МЖГ. 2000. № 6. С. 34–45.
6. Абрамович Г.Н., Кузьмич В.Б., Секундов А.Н., Смирнова И.П. Экспериментальное и расчетное исследование сверхзвуковой пристеночной струи в спутном сверхзвуковом потоке // Изв. АН СССР. МЖГ. 1972. № 4. С. 25–32.
7. Cary, Jr., A.M., Hefner J.N. Film-cooling effectiveness and skin friction in hypersonic turbulent flow // AIAA Journal. 1972. V. 10. № 9. P. 1188–1193.
8. Burns W.K., Stollery J.L. The influence of foreign gas injection and slot geometry on film cooling effectiveness // Intern. J. Heat Mass Transfer. 1969. V. 12. № 8. P. 935–951.

Москва

Поступила в редакцию
16.1.2001