

АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 641.454.2

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ТРАНС- И СВЕРХЗВУКОВЫХ КАНАЛОВ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ СТЕПЕНЯХ ЗАКРУТКИ ВДУВАЕМОГО ОХЛАДИТЕЛЯ

А.В. Вороневский¹, В.Ю. Александров^{2,3}, К.Ю. Арефьев^{1,2,3}

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: voron@bmstu.ru

²ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, Российская Федерация
e-mail: aleksandrov@ciam.ru

³МФТИ, г. Долгопрудный, Московская обл., Российская Федерация
e-mail: arefyev@rambler.ru

Каналы большого удлинения с транс- и сверхзвуковыми скоростями течения достаточно часто применяются в энергетических и силовых установках различного назначения. Во многих случаях реализация их проточного охлаждения сопряжена со значительными конструктивными сложностями или невозможна ввиду отсутствия жидкого охладителя. Высокий уровень теплового нагружения стенок каналов требует решения задачи их защиты, в том числе за счет применения системы завесного охлаждения. Рассмотрена актуальная проблема повышения эффективности завесного охлаждения трансзвуковых каналов большого удлинения (снижения необходимого массового расхода охладителя) путем оптимизации закрутки потока. Получены расчетные зависимости, позволяющие оценить влияние конструктивных факторов, режима течения и турбулентности потока на эффективность завесного охлаждения. Приведенные результаты могут быть использованы при проектировании высокотемпературных трактов и выхлопных устройств газогенераторов, насадков технологических установок, камер смешения и дожигания.

Ключевые слова: закрутка потока, завесное охлаждение, трансзвуковой поток, математическое моделирование, канал большого удлинения.

COMPUTATIONAL STUDY OF THE THERMAL STATE OF TRANSONIC AND SUPERSONIC HIGH ELONGATION DUCT IN THE BLOWN-IN COOLANT SWIRL OF DIFFERENT DEGREES

A.V. Voroneckiy¹, V.Yu. Aleksandrov^{2,3}, K.Yu. Arefyev^{1,2,3}

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: voron@bmstu.ru

²Baranov Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation
e-mail: aleksandrov@ciam.ru

³Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation
e-mail: arefyev@rambler.ru

The paper considers the high elongation ducts with transonic and supersonic flow velocities, which are often used in the multi-purpose power and propulsion plants. In many instances, their external cooling involves considerable technical complexity. It

may be impossible due to the absence of a liquid coolant. The walls of the duct require protecting due to a high level of the thermal load. This problem can be solved by applying a gaseous film cooling system. The paper discusses the problem of increasing the film cooling efficiency for the high elongation ducts with transonic and supersonic flow velocities (i.e. reducing the required coolant mass flow rate) by optimizing the flow swirl level. The obtained computational functions allow estimating the impact of design drivers, a flow regime, and flow turbulence on the efficiency of the gaseous film cooling. The results can be used for designing hyperthermal ducts, generator exhaust units, technological unit barrels, mixing and afterburner chambers.

Keywords: rotation, film cooling, transonic flow, mathematical modeling, high elongation duct.

Цилиндрические каналы, характерная длина которых более чем в 10 раз превышает диаметр, достаточно часто используются в качестве высокотемпературных трактов и выхлопных системы газогенераторов [1], насадков технологических установок [2], камер смешения [3] и прочих устройств энергосиловых установок. Особое место занимают каналы с транс- и сверхзвуковыми скоростями течения газа, отличительной чертой которых является высокая (более 2000 К) температура ядра потока и значительный окислительный потенциал, а также возможное наличие конденсированной фазы. Уровень статического давления потока рабочего тела в таких каналах обычно составляет 0,1...5 МПа. Стенки канала при этом подвержены значительному тепловому нагружению, что приводит к необходимости их защиты. Использование классического проточного охлаждения в ряде случаев сопряжено с серьезными конструктивными сложностями или невозможно ввиду отсутствия достаточного количества жидкого охладителя в энергосиловых установках и технологическом оборудовании определенного класса. Одним из возможных технических решений указанной проблемы является применение завесного охлаждения. В настоящей работе исследуется эффективность системы завесного охлаждения, схема которой приведена на рис. 1. Основными элементами проточного тракта являются: 1 – форкамера; 2 – звуковое сопло с диаметром критического сечения d ; 3 – кольцевая щель шириной b , длиной l , отделенная от основного потока перегородкой с толщиной s ; 4 – стенка цилиндрического канала с диаметром D . Ввод охладителя в кольцевую щель может быть спутным или тангенциальным по отношению к основному течению. Газовый поток в рассматриваемом канале условно подразделяется на четыре зоны: низкотемпературную пристеночную область 5, высокотемпературное ядро потока 6, зону основного смешения 7 и зону выравнивания потока 8.

Работа является продолжением исследований [4] и направлена на оптимизацию параметров вдува холодного газа для охлаждения транс- и сверхзвуковых каналов большого удлинения. В работе [4] показано, что использование тангенциальной подачи охладителя позволяет в 2–3 раза увеличить относительную протяженность ядра потока и снизить необходимый массовый расход охладителя на 40...60%.

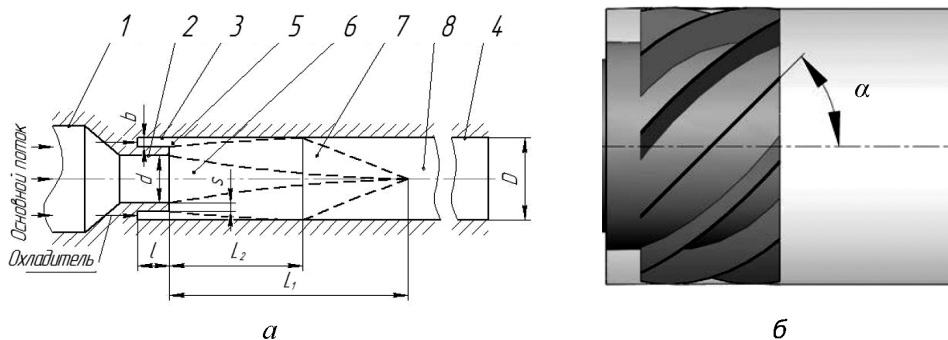


Рис. 1. Схема организации завесного охлаждения (а) и конфигурация щели с лопатками для закрутки охладителя (б):

1 — форкамера; 2 — звуковое сопло; 3 — щель ввода охладителя; 4 — стенки канала; 5 — низкотемпературная пристеночная зона; 6 — высокотемпературное ядро потока; 7 и 8 — зоны основного смешения и выравнивания потока

Следует отметить, что предварительные расчеты показали возможность повышения эффективности завесного охлаждения путем изменения степени закрутки вдуваемого газа.

Одним из вариантов изменения степени закрутки вдуваемого газа является установка в щели ввода охладителя лопаток, направляющих поток под необходимым углом α (рис. 2).

Учитывая приведенное ранее, оптимизация параметров вдува холодного газа выполнена с использованием результатов расчетного исследования влияния степени закрутки вдуваемого газа на протяженность высокотемпературного ядра потока и тепловое состояние стенки канала.

Математическая модель. В настоящей работе принято, что в щель подается газообразный охладитель с температурой $T_0 = 300$ К и

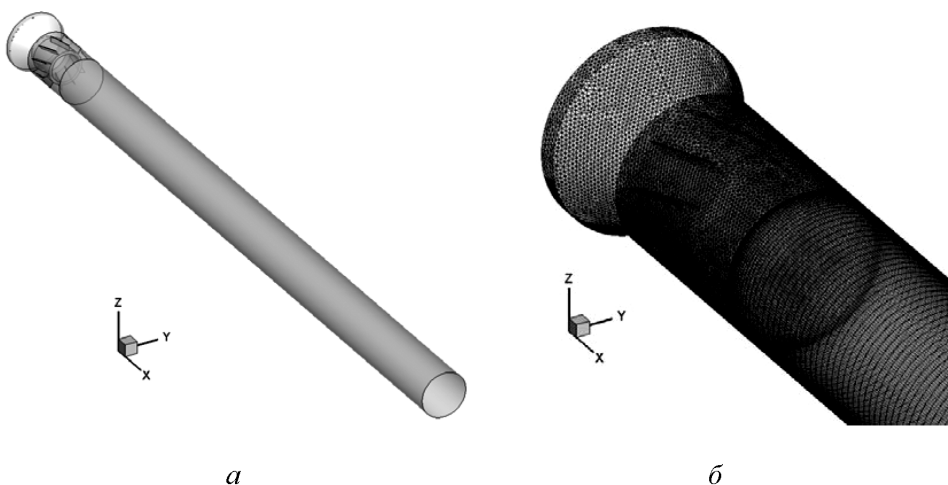


Рис. 2. Область моделирования (а) и характерная расчетная сетка вблизи вдува завесы (б)

теплофизическими свойствами, эквивалентными воздуху. Параметры основного потока соответствуют равновесному течению продуктов сгорания кислородно-метановой смеси при стехиометрическом соотношении компонентов. При этом температура торможения основного потока на входе в сопло принята $T_{\Pi} = 3000$ К. Теплофизические параметры продуктов газогенерации определяли с помощью программного комплекса TERRA. Следует отметить, что на данном этапе исследования в расчетах радиационная составляющая тепловых потоков не учитывалась.

Для оценки эффективности завесного охлаждения в произвольном поперечном сечении канала используется параметр η [5], который характеризует возможное снижение относительного уровня теплового воздействия на стенки канала в различных сечениях и определяется следующей зависимостью:

$$\eta = \frac{T_{\text{ср}} - T_w}{T_{\text{ср}} - T_o}. \quad (1)$$

Здесь T_w — температура стенки; $T_{\text{ср}}$ — среднее значение температуры смеси.

В настоящей работе принято допущение о том, что стенка канала является теплоизолированной. Поэтому температура T_w изменяется в зависимости от осевой координаты. Таким образом, T_w соответствует температуре восстановления газа в пристеночной области, которая, в свою очередь, зависит от радиального распределения концентрации охладителя в рассматриваемом сечении. Ввиду отсутствия тепловых потерь в стенку канала среднее значение температуры смеси $T_{\text{ср}}$ практически постоянно по всей длине тракта и определяется из уравнения

$$T_{\text{ср}} = \frac{C_{p\Pi} T_{\Pi} G_{\Pi} + C_{pо} T_o G_o}{C_{pс} (G_{\Pi} + G_o)}, \quad (2)$$

где T_{Π} — температура основного потока; T_o — температура охладителя; G_{Π} — массовый расход основного потока; G_o — массовый расход охладителя; $C_{p\Pi}$, $C_{pо}$, $C_{pс}$ — теплоемкости при постоянном давлении основного потока, охладителя и их смеси соответственно.

Анализ предварительных расчетов и экспериментальных данных других авторов [6, 7] позволил выделить основные факторы, влияющие на характеристики системы газового завесного охлаждения. К ним относятся:

- относительные геометрические размеры кольцевой щели ввода охладителя;
- соотношение скоростных напоров основного потока и охладителя q_{Π}/q_o ;
- среднее значение критерия Рейнольдса Re ;
- степень закрутки потока ω .

Учитывая то, что в рассматриваемом случае основной поток и охладитель на входе в канал имеют преимущественно трансзвуковую скорость (число Маха $M \approx 1$), соотношение скоростных напоров может быть выражено согласно приближенной зависимости, приведенной в работе [4]:

$$\frac{q_{\text{п}}}{q_{\text{о}}} = \frac{G_{\text{п}} \sqrt{\frac{2k_{\text{п}} R_{\text{п}} T_{\text{п}}}{k_{\text{п}} + 1}}}{G_{\text{о}} \sqrt{\frac{2k_{\text{о}} R_{\text{о}} T_{\text{о}}}{k_{\text{о}} + 1}}} \left(\frac{D^2 - (d + 2s)^2}{d^2} \right). \quad (3)$$

В уравнении (3) использованы следующие обозначения: $q_{\text{п}}$ — скоростной напор основного потока на выходе из сужающегося сопла; $q_{\text{о}}$ — скоростной напор охладителя на выходе из щели; $k_{\text{п}}$, $R_{\text{п}}$, $k_{\text{о}}$, $R_{\text{о}}$ — показатели адиабаты и газовые постоянные основного потока и охладителя соответственно.

Среднее значение критерия Рейнольдса (рассчитанное по среднему значению коэффициента динамической вязкости μ) может быть найдено по формуле

$$\text{Re} = \frac{4(G_{\text{п}} + G_{\text{о}})}{\pi D \mu}. \quad (4)$$

Как показано в работах [6, 8], степень закрутки ω неравномерного течения в произвольном сечении канала можно определить, исходя из отношения окружного потока момента импульса J_{φ} к потоку импульса в осевом направлении J_X :

$$\omega = \frac{2 J_{\varphi}}{D J_X}. \quad (5)$$

Окружной поток момента импульса J_{φ} и поток импульса в осевом направлении J_X для течений с незначительной окружной неравномерностью могут быть вычислены путем интегрирования параметров в поперечном сечении канала:

$$J_{\varphi} = 2\pi\rho \int_0^{D/2} r^2 u \vartheta dr; \quad J_X = 2\pi \int_0^{D/2} r (\rho u^2 + p) dr. \quad (6)$$

Здесь $r = \sqrt{y^2 + z^2}$ — радиус от оси; $\vartheta = \sqrt{v^2 + w^2}$ — тангенциальная составляющая скорости (данное уравнение для определения ϑ справедливо при условии малой радиальной составляющей скорости).

Для исследуемых каналов могут быть приняты следующие допущения: скорость основного потока направлена по оси, скорость охладителя — вдоль лопаток, расположенных в щели (под углом α к оси). В рассматриваемом случае, когда вклад давления в осевую компоненту потока импульса незначителен, во входном сечении канала степень

закрутки ω_0 приближенно может быть определена исходя из зависимости

$$\omega_0 = \frac{2\pi\rho \int_0^{D/2} r^2 u \vartheta dr}{2\pi \left(\int_0^{d/2} r \rho u^2 dr + \int_{d/2+s}^{D/2} r \rho u^2 dr \right)}. \quad (7)$$

В случае малого значения толщины s перегородки щели и равномерного распределения скоростей основного потока и охладителя с помощью математических преобразований зависимости (7) можно получить следующее уравнение:

$$\omega_0 = \frac{2}{3D} \left[\frac{q_{\pi}}{q_0} \frac{d^2}{D^3 - d^3} \frac{1}{\sin \alpha \cos \alpha} + \frac{D^2 - d^2}{D^3 - d^3} \operatorname{ctg} \alpha \right]^{-1}. \quad (8)$$

Для расчета распределения температуры газа в пристеночной области и, следовательно, температуры теплоизолированной стенки канала, используется численное моделирование трехмерного газодинамического течения не реагирующей вязкой теплопроводной многокомпонентной среды [9], которое основывается на решении системы уравнений движения, неразрывности и сохранения энергии:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\bar{V}) &= 0, \\ \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u \bar{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu (\operatorname{div}(\bar{V})) \right] + \\ &+ \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial \nu}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right], \\ \frac{\partial \rho \nu}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \nu \bar{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left[2\mu \frac{\partial \nu}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu (\operatorname{div}(\bar{V})) \right] + \\ &+ \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial \nu}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial \nu}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right], \\ \frac{\partial \rho w}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho w \bar{V}) &= -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left[2\mu \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3}\mu (\operatorname{div}(\bar{V})) \right] + \\ &+ \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial \nu}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right], \\ \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho C_p \bar{V} (\operatorname{grad}(T)) &= \\ = \frac{\partial p}{\partial t} + \bar{V} (\operatorname{grad}(p)) + \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad}(T)) + Q_V. \end{aligned} \quad (9)$$

Здесь C_p — удельная теплоемкость при постоянном давлении; p — давление; Q_V — объемное тепловыделение; T — температура; t — время; u, v, w — составляющие вектора скорости \bar{V} по осям декартовой системы координат x, y, z соответственно; λ — коэффициент теплопроводности; μ — коэффициент динамической вязкости; ρ — плотность.

Система замыкается с помощью уравнения состояния идеального газа и низкорейнольдсовой модели турбулентности $(k-\omega)$ -SST [10], которая была выбрана на основе результатов предварительных расчетов.

Интегрирование проводилось при параметре Куранта $K = 1$. В качестве граничных условий задавались параметры газа на входе в форкамеру и на выходе из канала. Вычисления выполнены с использованием программного пакета Fluent [11].

Следует подчеркнуть, что для моделирования использовались комбинированные расчетные сетки, где геометрия области вдува была описана с помощью тетраэдрических элементов, а проточный тракт канала имел структурированную топологию типа “O-grid”. Общее число ячеек в расчетной области составляло более 3 млн. На рис. 2 показана область моделирования и характерная расчетная сетка в области вдува завесы.

Валидация используемой методики численного расчета газодинамического течения с предварительной закруткой проведена в работе [12]. Показано, что погрешность вычислений тепловых потоков в стенке канала при этом не превышает 12 %.

Отметим, что размеры ячеек расчетной сетки для выбранной модели турбулентности $((k-\omega)$ -SST) в пограничных слоях должны обеспечивать выполнение следующего условия: $y^+ = \frac{f}{\mu} \sqrt{\rho \tau_w} \sim 1$. Здесь f — расстояние от поверхности стенки до центра прилегающей к ней ячейки; τ_w — касательное напряжение на стенке. Таким образом, параметр y^+ имеет физический смысл числа Рейнольдса, рассчитанного на основе расстояния f . Исходя из указанного условия, минимальная толщина ячейки в пристеночной области в расчетах составляла не более 0,01 мм.

Исследования проведены при сверхкритическом перепаде давления в звуковом сопле. Предполагается, что выделения теплоты в рассматриваемой области не происходит ($Q_V = 0$). Расчеты выполнены при относительных толщинах перегородки щели $s/b = 0 \dots 2$. Длина щели выбиралась из условия $l = 10b$.

Представленная математическая модель, основанная на аналитическом определении интегральных характеристик потока (таких, как $Re, q_{II}/q_0, \omega_0$) в канале и расчете параметров газодинамического течения многокомпонентной смеси в канале численным методом позволяет определять значения основных параметров завесного охлаждения

и его эффективность в рассматриваемых условиях. Подобный подход направлен на изучение особенностей тепло-массообмена в каналах большого удлинения с транс- и сверхзвуковыми скоростями течения и дает возможность разработать рекомендации по организации завесного охлаждения стенок таких каналов.

Полученные результаты и их анализ. В результате выполненных расчетов получены распределения газодинамических параметров потока и массовой концентрации охладителя в канале, а также температуры стенки в различных сечениях при углах наклона лопаток $\alpha = 0^\circ \dots 60^\circ$ и соотношениях массовых расходов основного потока и охладителя $G_o/G_n = 0,1 \dots 0,4$ в диапазоне чисел Рейнольдса $Re = 10^5 \dots 10^6$.

Характерные зависимости относительных изменений полной температуры газа по оси и теплового потока в стенки канала, а также распределение модуля скорости потока приведены на рис. 3.

Анализ структуры течения и характера распределения параметров при различных вариантах подачи охладителя позволил выявить следующие особенности процесса его смешения с основным потоком. Как упоминалось ранее, область течения в канале может быть разделена на четыре зоны. Пристеночная зона относительной протяженностью L_2/b соответствует низкому уровню теплового воздействия на стенки канала. При этом пристеночная зона условно заканчивается в области, где η снижается до значения 0,5 (рис. 3, в). Стоит выделить зону протяженностью L_0/b , соответствующую участку канала, в пределах

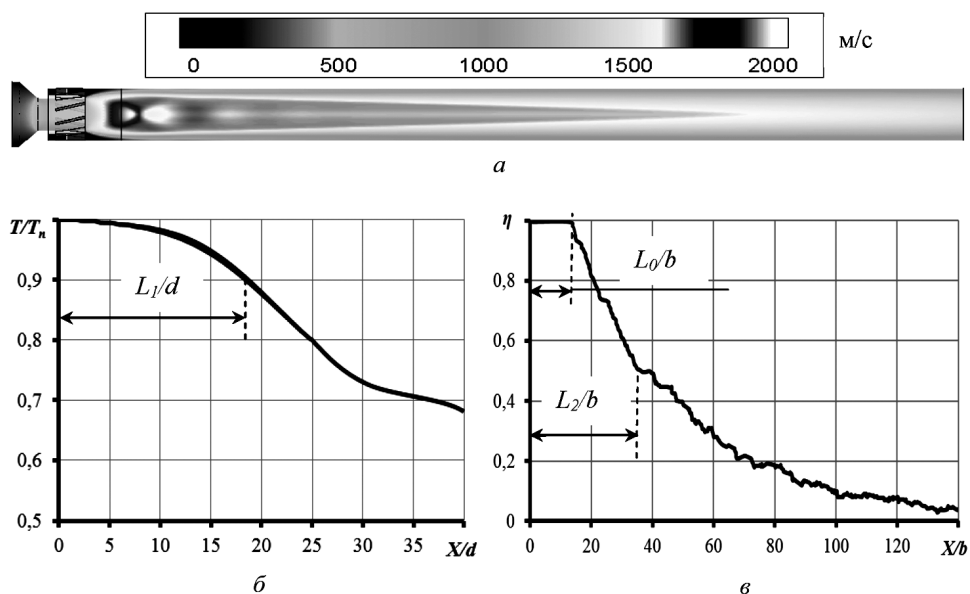


Рис. 3. Распределение скорости газа в продольной плоскости (а), относительных изменений полной температуры газа по оси (б) и критерия эффективности завесного охлаждения (в)

которого завесное охлаждение позволяет обеспечить $\eta \approx 1$. Исходя из расчетов, зависимость критерия эффективности завесного охлаждения от относительной координаты x/b может быть приближенно описана кусочно-заданной функцией следующего вида:

$$\eta = \begin{cases} \text{если } \frac{x}{b} \leq \frac{L_0}{b}; \\ \exp \left[\frac{\ln(0,5)}{L_0/b - L_1/b} \left(\frac{L_0}{b} - \frac{x}{b} \right) \right] & \text{если } \frac{x}{b} > \frac{L_0}{b}. \end{cases} \quad (10)$$

Ядром потока будем считать область, где полная температура газа составляет не менее 90 % полной температуры основного потока на входе.

Зона основного смешения расположена между пристеночной областью и ядром и характеризуется высокой степенью турбулентности, ударно-волновой структурой, а также наличием обратных токов. В ней происходит смешение основного потока с газообразным охладителем.

Замыкающей является зона выравнивания потока, для которой типична слабая неравномерность (в первую очередь по температуре) и преимущественно трансзвуковая (в некоторых случаях дозвуковая) скорость движения рабочего тела без интенсивных вихревых зон и ударных волн.

Следует подчеркнуть, что для практического использования системы завесного охлаждения требуется решение задачи уменьшения интенсивности размывания высокотемпературного ядра потока (увеличения протяженностей ядра потока L_1) и увеличения длины низкотемпературной пристеночной зоны L_2 при минимальном относительном расходе газообразного охладителя $G_o/G_{п.}$

Серия расчетов, проведенных для спутного вдува охладителя ($\alpha = 0$), позволили определить зависимости L_0/b , L_1/d и L_2/b от соотношения скоростных напоров при различных числах Re (рис. 4).

Согласно полученным данным, увеличение соотношения скоростных напоров $q_{п.}/q_o$ приводит к росту протяженности ядра потока и снижению длины пристеночной зоны, что обусловлено, в первую очередь, увеличением разности полных давлений газа в основном потоке и низкотемпературной пристеночной области, а также эффектом эжекции охладителя. Увеличение среднего значения критерия Re способствует интенсификации перемешивания, что отрицательно сказывается на параметрах L_1/d и L_2/b . Стоит отметить, что в рассматриваемых условиях относительные значения протяженности зоны L_0/b с максимальной эффективностью охлаждения ($\eta = 1$) практически не зависят от критерия Re.

Сильное влияние на протяженности зон смешения (см. рис. 1) при вдуве газовой завесы оказывает степень закрутки потока. Для рассматриваемых условий начальные значения закрутки потока находятся

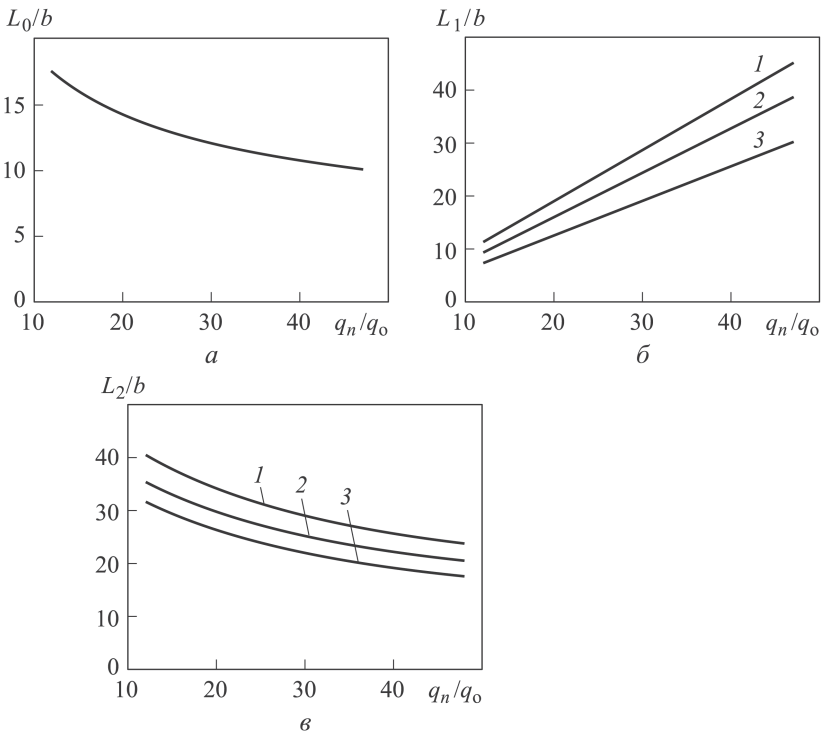


Рис. 4. Зависимости L_0/b (а); L_1/d (б); L_2/b (в) от соотношения скоростных напоров:

1 – $Re = 10^5$; 2 – $Re = 5 \cdot 10^5$; 3 – $Re = 10^6$

в диапазоне $\omega_0 = 0 \dots 0,15$. На рис. 5 показано влияние ω_0 на относительные параметры L_0/b , L_1/d и L_2/b (данные приведены для $Re = 10^5$, $q_{п}/q_0 = 40$). Из представленных графиков следует, что увеличение степени закрутки приводит к повышению эффективности завесного охлаждения. Таким образом, для минимизации относительного расхода газообразного охладителя $G_o/G_{п}$, необходимого для охлаждения канала, следует обеспечить максимальную степень закрутки. В рассматриваемых условиях применение закрученного потока с параметром $\omega_0 = 0,05 \dots 0,12$ может позволить увеличить относительную протяженность пристеночной зоны и ядра потока в 1,4–2,3 раза относительно аналогичных параметров, полученных при спутном вдуве охладителя.

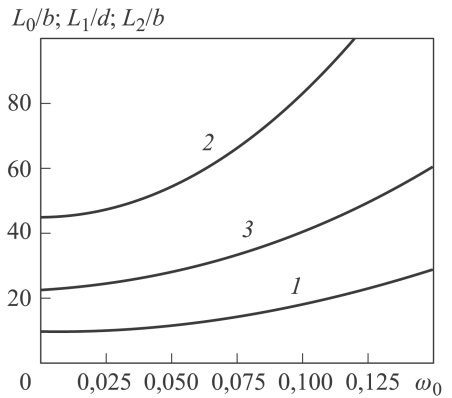


Рис. 5. Зависимости характерных размеров зоны смешения от степени закрутки:

1 – L_0/b ; 2 – L_1/d ; 3 – L_2/b

Полученные зависимости для рассматриваемых условий и в случае бесконечно малой относительной толщины перегородки щели ($s/b \approx 0$) достаточно хорошо аппроксимируются уравнениями:

$$\frac{L_0}{b} = 45,5 \left(\frac{q_n}{q_o} \right)^{0,39} (1 + 87\omega_0^2); \quad (11)$$

$$\frac{L_1}{d} = \frac{6,8}{Re^{0,17}} \frac{q_n}{q_o} (1 + 87\omega_0^2); \quad (12)$$

$$\frac{L_2}{b} = \left[10,6 \ln \left(\frac{q_n}{q_o} \right) + \frac{195}{Re^{0,09}} \right] (1 + 87\omega_0^2). \quad (13)$$

Стоит отметить, что в приведенные уравнения введен множитель $(1 + 87\omega_0^2)$, который описывает влияние степени закрутки потока в начальном сечении канала на относительные параметры L_0/b , L_1/d и L_2/b .

Исходя из приведенного ранее следует, что для повышения эффективности завесной системы охлаждения требуется обеспечить максимальное значение ω_0 . В случае фиксированных соотношений G_o/G_n и D/d , а следовательно, и относительного значения скоростного напора q_n/q_o , наибольшее влияние на степень закрутки ω_0 оказывает угол α наклона лопаток в щели. Типичные зависимости ω_0 от α для различных q_n/q_o приведены на рис. 6.

Полученные зависимости показывают, что существует максимум ω_0 от α . Стоит отметить, что значения угла наклона лопаток, соответствующие максимуму ω_0 , находятся в диапазоне $\alpha_{max} = 45^\circ \dots 50^\circ$ (для $q_n/q_o = 10 \dots 40$). При этом с уменьшением q_n/q_o значение α_{max} увеличивается.

Расчеты также показали, что некоторое влияние на интенсивность смешивания (в пределах до 20% по параметрам L_0/b , L_1/d и L_2/b) оказывает толщина перегородки щели s . С увеличением относительного размера s/b наблюдается рост зоны обратных токов в области щели, что приводит к интенсификации процесса распада низкотемпературной пристеночной зоны и снижению эффективности завесного охлаждения. На рис. 7 показаны примеры зависимостей L_0/b , L_1/d и L_2/b

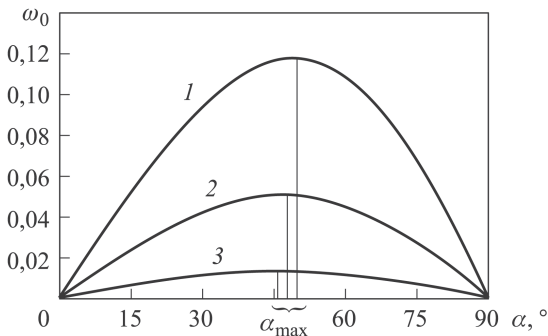


Рис. 6. Зависимости ω_0 от α :
 1 – $q_n/q_o = 5$; 2 – $q_n/q_o = 10$;
 3 – $q_n/q_o = 40$

от s/b , рассчитанных для течения в канале с параметрами $Re = 10^5$, $q_n/q_o = 40$ при спутном вдуве охладителя.

Выводы. Для обеспечения заданной протяженности низкотемпературной пристеночной зоны использование подачи охладителя с предварительной закруткой позволяет снизить на 40...50% относительный массовый расход G_o/G_n относительно варианта со спутным вдувом и обеспечить минимальное тепловое воздействие на стенки канала.

Установлено, что в рассмотренных диапазонах изменения значений режимных параметров низкотемпературная пристеночная зона имеет характерную длину $(10 \dots 40)b$ для спутной подачи охладителя и $(25 \dots 75)b$ для подачи охладителя с предварительной закруткой.

Получены зависимости, характеризующие влияние степени закрутки потока в начальном сечении канала на относительные параметры L_0/b , L_1/d и L_2/b . Показано, что наиболее целесообразным является установка в щели лопаток под определенным углом $\alpha_{max} = 45^\circ \dots 50^\circ$, что обеспечивает достижение максимальных значений ω_0 .

На эффективность системы завесного охлаждения влияет отношение скоростных напоров q_n/q_o , увеличение которого приводит к росту протяженности ядра потока и снижению длины пристеночной зоны. Это обусловлено в первую очередь увеличением разности полных давлений газа в основном потоке и низкотемпературной пристеночной области, а также эффектом эжекции охладителя.

Другим важным параметром, влияющим на характеристики системы завесного охлаждения, является критерий Рейнольдса. В частности, при повышении Re от $\sim 10^5$ до $\sim 10^6$ происходит уменьшение L_2/b на 21...32%, т.е. интенсификация перемешивания негативно сказывается на эффективности завесного охлаждения.

Расчеты также показали, что некоторое влияние на интенсивность смешивания (в пределах 10...15% по параметрам L_1/d и L_2/b) оказывает толщина перегородки щели s . Увеличение s приводит к росту зоны обратных токов в области щели, что сопровождается интенсификацией процесса распада низкотемпературной пристеночной зоны и снижением эффективности завесного охлаждения.

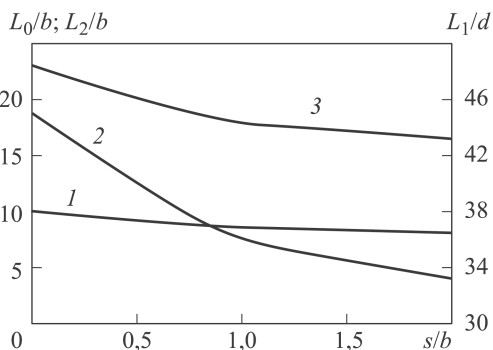


Рис. 7. Зависимости характерных размеров зоны смешения от толщины перегородки щели (1–3 — см. рис. 5)

ЛИТЕРАТУРА

1. *Арефьев К.Ю.* Исследование методов интенсификации процесса разложения оксида азота в малогабаритных газогенераторах с резонансной газодинамической системой инициирования рабочего процесса // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение.* 2013. № 6. С. 60–65.
2. *Воронецкий А.В., Сучков С.А., Филимонов Л.А.* Особенности течения сверхзвуковых двухфазных потоков продуктов сгорания в каналах со специально формируемой системой скачков уплотнения // *Теплофизика и аэромеханика.* 2007. Т. 14. № 2. С. 209–218.
3. *Каримова А.Г., Дезидерьев С.Г., Зубарев В.М., Хабибуллин М.Г.* Результаты экспериментального исследования процессов теплообмена и эффективности тепловой завесы при пористом вдуве // *Изв. вузов. Авиационная техника.* № 1. 2006. С. 37–39.
4. *Воронецкий А.В., Александров В.Ю., Арефьев К.Ю.* Расчетное исследование системы газового завесного охлаждения транзвуковых цилиндрических каналов большого удлинения // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение.* 2014. № 3. С. 15–22.
5. *Perepechko L.N.* Investigation of heat mass transfer processes in the boundary layer with injection // *Arch. Thermodynamics.* 2000. Vol. 21. No. 3–4. P. 41–54.
6. *Пиралишвили Ш.А., Поляев В.М., Сергеев М.Н.* Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения. М.: УНПЦ “Энергомаш”, 2000. 412 с.
7. *Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И.* Тепловая завеса при турбулентном пограничном слое газа // *ТВТ.* 1963. Т. 1. № 2. С. 281–290.
8. *Ляшко В.И.* Теоретические основы теплотехники. М.: Машиностроение, 2005. 260 с.
9. *Borovoi V.Ya., Skuratov A.S., Surzhikov S.T.* Study of convective heating of segmental-conical Martian descent vehicle in shock wind tunnel // *AIAA Paper-2634.* 2004.
10. *Menter F.R.* Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // *AIAA Journal.* August 1994. Vol. 32. P. 1598–1605.
11. *User’s manual* on website ‘Software products and services from ANSYS and Fluent’: www.fluent.com.
12. *Aleksandrov V.J., Arefyev K.J.* Numerical simulation and selection pall cooling gasdynamic canal // *XXII International Conference on the Methods of Aerophysical Research, abstracts, part I, Novosibirsk, Russia, 2014.* P. 6.

REFERENCES

- [1] Arefyev K.Yu. Research of Methods Intensifying the Nitrous Oxide Decomposition in a Small-Size Gas Generator with a Resonant Gasdynamic System for a Work-Process Initiation. *Izv. Vyssh. Uchebn. Zaved., Mashinostr.* [Proc. Univ., Mech. Eng.], 2013, no. 6, pp. 60–65 (in Russ.).
- [2] Voronetskiy A.V., Suchkov S.A., Filimonov L.A. Peculiarities of high-temperature two-phase flow of combustion products in channels with an intentionally structured system of shock-waves. *Teplofiz. Aeromekh.* [Thermophys. Aeromech.], 2007, vol. 14, no. 2, pp. 209–218 (in Russ.).
- [3] Karimova A.G., Dezider’ev S.G., Zubarev V.M., Khabibullin M.G. On Experimental Studies of Processes of Heat Exchange and Efficiency of Thermal Curtain at Porous Injection. *Izv. Vyssh. Uchebn. Zaved., Aviats. Tekh.* [Russ. Aeronaut.], no. 1, pp. 37–39 (in Russ.).
- [4] Voronetskiy A.V., Aleksandrov V.Yu., Arefyev K.Yu. Numerical analysis of a gas veil cooling system for high-aspect-ratio transonic cylindrical channels. *Izv. Vyssh. Uchebn. Zaved., Mashinostr.* [Proc. Univ., Mech. Eng.], 2014, no. 3, pp. 15–22 (in Russ.).

- [5] Perepechko L.N. Investigation of heat mass transfer processes in the boundary layer with injection. *Arch. Thermodynamics*, 2000, vol. 21, no. 3–4, pp. 41–54.
- [6] Piralishvilli Sh.A., Polyayev V.M., Sergeev M.N. Vikhrevoy effekt. Eksperiment, teoriya, tekhnicheskie resheniya [Vortex effect. Experiment, theory, technical solutions]. Moscow, UNPTs Energomash Publ., 2000. 412 p.
- [7] Kutateladze S.S., Leont'ev A.I. Thermal curtains with a turbulent boundary layer of gas. *High Temperature*, 1963, vol. 1, no. 2, pp. 281–290 (in Russ.).
- [8] Lyashkov V.I. Teoreticheskie osnovy teplotekhniki [Theoretical Foundations of Thermal Engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 260 p.
- [9] Borovoi V.Ya., Skuratov A.S., Surzhikov S.T. Study of convective heating of segmental-conical Martian descent vehicle in shock wind tunnel. *AIAA*. Paper 2634, 2004.
- [10] Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*. August 1994, vol. 32, pp. 1598–1605.
- [11] User's manual on website 'Software products and services from ANSYS and Fluent': www.fluent.com.
- [12] Aleksandrov V.J., Arefyev K.J. Numerical simulation and selection pall cooling gasdynamic canal. *XXII International Conference on the Methods of Aerophysical Research*, abstracts, part I, Novosibirsk, Russia, 2014, p. 6.

Статья поступила в редакцию 23.12.2014

Воронецкий Андрей Владимирович — д-р техн. наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ, заведующий отделом НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 100 научных работ в области тепло- и массообмена в двухфазных потоках и конверсионного применения ракетных двигателей малой тяги.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Voronetskiy A.V. — D.Sc. (Eng.), Professor of Engineering, Honored Science Worker of the Russian Federation, Head of the Department, Research Institute for Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University, author of over 100 research publications in the fields of heat and mass transfer in two-phase flows and conversion applications thrusters.

Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Александров Вадим Юрьевич — канд. техн. наук, заместитель начальника отдела аэрокосмических двигателей Центрального института авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ им. П.И. Баранова), старший научный сотрудник лаборатории гиперзвуковых и плазменных технологий Московского физико-технического института (МФТИ). Автор более 50 научных работ в области исследования термогазодинамических процессов в генераторах высокоэнтальпийного потока.

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2.

МФТИ, Российская Федерация, 141700, Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский переулок, д. 9.

Aleksandrov V.Yu. — Ph.D. (Eng.), Deputy Head of the Department of Aerospace Engines, Baranov Central Institute of Aviation Motors; Senior Research Fellow, Laboratory of Hypersonic and Plasma Technologies, Moscow Institute of Physics and Technology, author of over 50 research publications in the fields of thermodynamic and gas dynamic processes in high-enthalpy flow generators.

Baranov Central Institute of Aviation Motors, Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation.

Moscow Institute of Physics and Technology, Institutskiy pereulok 9, Dolgoprudny, Moscow Region, 141700 Russian Federation.

Арефьев Константин Юрьевич — канд. техн. наук, научный сотрудник отдела аэрокосмических двигателей Центрального института авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ им. П.И. Баранова), заместитель заведующего лабораторией гиперзвуковых и плазменных технологий Московского физико-технического института (МФТИ), доцент кафедры “Ракетные двигатели” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 70 научных работ в области моделирования рабочего процесса в энергетических и силовых установках перспективных образцов авиационно-космической техники.

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2.

МФТИ, Российская Федерация, 141700, Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский переулок, д. 9.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Arefyev K.Yu. — Ph.D. (Eng.), Research Fellow, Department of Aerospace Engines, Baranov Central Institute of Aviation Motors; Deputy Head of the Laboratory of Hypersonic and Plasma Technologies, Moscow Institute of Physics and Technology; Associate Professor, Department of Rocket Propulsion, Bauman Moscow State Technical University, author of over 70 research publications in the fields of workflow modeling in the energy and propulsion perspective samples of the aerospace equipment.

Baranov Central Institute of Aviation Motors, Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation.

Moscow Institute of Physics and Technology, Institutskiy pereulok 9, Dolgoprudny, Moscow Region, 141700 Russian Federation.

Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Пробьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Воронецкий А.В., Александров В.Ю., Арефьев К.Ю. Расчетное исследование теплового состояния транс- и сверхзвуковых каналов большого удлинения при различных степенях закрутки вдуваемого охладителя // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2015. № 4. С. 20–34.

Please cite this article in English as:

Voroneckiy A.V., Aleksandrov V.Yu., Arefyev K.Yu. Computational study of the thermal state of transonic and supersonic high elongation duct in the blown-in coolant swirl of different degrees. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2015, no. 4, pp. 20–34.