

УДК 641.454.2

## Расчетное исследование системы газового завесного охлаждения трансзвуковых цилиндрических каналов большого удлинения

**А.В. Воронетский, В.Ю. Александров, К.Ю. Арефьев**

*Для малогабаритных энергоустановок с трансзвуковыми каналами большого удлинения актуальной задачей является обеспечение работоспособного состояния элементов конструкции этих каналов. Использование классического проточного охлаждения во многих случаях является не технологичным, приводит к усложнению и увеличению стоимости конструкции или недопустимо согласно предъявляемым техническим требованиям. Одно из возможных решений задачи тепловой защиты стенок — применение системы завесного охлаждения. Однако в научной литературе мало внимания уделено особенностям механизмов распада завесного охлаждения в трансзвуковом канале с учетом эжекции, вязкостных и ударно-волновых эффектов. В данном исследовании выполнено математическое моделирование и определены характеристики системы газового завесного охлаждения стенок каналов большого удлинения. Получены расчетные зависимости, позволяющие оценить протяженность областей распада завесного слоя и ядра потока, динамику смешения вдуваемого и основного потоков, а также уровень тепловых потоков в стенки канала.*

**Ключевые слова:** газовое завесное охлаждение, трансзвуковой канал, математическое моделирование, тепловая защита.

## Numerical analysis of a gas veil cooling system for high-aspect-ratio transonic cylindrical channels

**A.V. Voronetskiy, V.Yu. Aleksandrov, K.Yu. Aref'ev**

*High-elongation transonic channels distinguished by the high thermal loading of the walls are widely used in modern power plants. To ensure the operability of structural elements of such channels is a scientific and technological challenge. This is particularly important for small power plants. In many cases, classical cooling flows do not comply with technological requirements, complicate the design, increase construction costs, or unacceptable according to specifications. One of the possible implementations of the thermal protection system is the veil cooling. However, the scientific literature pays little attention to the decay mechanisms of transonic channel veil cooling taking into account ejection, viscosity, and shock-wave effects. In this study, the mathematical modeling of a high-elongation channel veil cooling is performed and its characteristics are determined. The calculating dependences are established to assess the length of decomposition regions for the veil layer and the flow core, the dynamics of mixture of the blown-in and main flows, as well as the level of heat flows in the channel wall. The results of research can be used in designing high-temperature tracts and exhausts of gas generators, nozzles of technological installations, and mixing and afterburning chambers.*

**Keywords:** gas generator, veil cooling, transonic flow, mathematical modeling.



**ВОРОНЕЦКИЙ**  
Андрей Владимирович  
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

**VORONETSKIY**  
Andrey Vladimirovich  
(Moscow, Russian Federation,  
Bauman Moscow State  
Technical University)



**АЛЕКСАНДРОВ**  
Вадим Юрьевич  
(ФГУП ЦИАМ  
им. П.И. Баранова)

**ALEKSANDROV**  
Vadim Yur'evich  
(Moscow, Russian Federation,  
Central Institute of Aviation  
Motors n. a. P.I. Baranov)



**АРЕФЬЕВ**  
Константин Юрьевич  
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)  
(ФГУП ЦИАМ  
им. П.И. Баранова)

**AREF'EV**  
Konstantin Yur'evich  
(Moscow, Russian Federation,  
Bauman Moscow State  
Technical University,  
Central Institute of Aviation  
Motors n. a. P.I. Baranov)

В современных энергетических установках нашли применение цилиндрические трансзвуковые каналы, у которых характерная длина более чем в 10 раз превышает диаметр. Примерами их использования могут служить высокотемпературные тракты и выхлопные системы газогенераторов [1], насадки технологических установок [2, 3], камеры смешения [4] и прочие устройства. Отличительной чертой подобных каналов является высокая (свыше 2 000 К) температура ядра потока, возможное наличие окислительной среды и конденсированной фазы. Уровень статического давления потока рабочего тела в них обычно составляет 0,1...5 МПа. Стенки канала при этом подвержены значительному тепло-прочностному нагружению, что приводит к необходимости их защиты, в первую очередь, от температурного воздействия. Классическое проточное охлаждение во многих случаях является не технологичным или недопустимо согласно предъявляемым требованиям к оборудованию определенного класса. Одно из возможных технических решений указанной проблемы — применение системы завесного охлаждения со спутной или тангенциальной подачей газообразного охладителя.

Известные работы С.С. Кутателадзе и А.И. Леонтьева связаны с моделированием газового завесного охлаждения и направлены на исследование распада завесы при перпендикулярном и спутном к основному потоку вдуве. В работах показано влияние турбуликации пограничного слоя на процессы тепло-массопередачи.

Следует подчеркнуть, что моделирование вихревого течения при тангенциальной подаче компонента выделяется в самостоятельную научно-техническую задачу. Особое внимание подобного рода течениям уделено в работах [5—7]. Однако до сих пор многие прикладные вопросы организации эффективного вихревого охлаждения в протяженной трансзвуковой области еще не решены.

Несмотря на полученные аналитические зависимости и большое количество экспериментальных данных для уточнения и выявления особенностей механизмов распада завесного охлаж-

дения в трансзвуковом канале с учетом эжекции, вязкостных и ударно-волновых эффектов требуется детальное расчетное исследование с применением современных численных методов.

Результаты, описанные в предлагаемой статье, позволяют оценить эффективность завесного охлаждения трансзвуковых каналов большого удлинения при спутной и тангенциальной подаче газообразного охладителя в пристеночную область.

Рассматриваемая схема организации завесного охлаждения представлена на рис. 1. Основными элементами проточного тракта являются: форкамера 1; звуковое сопло 2 с диаметром критического сечения  $d$ ; кольцевая щель 3 шириной  $b$  и длиной  $l$ , отделенная от основного потока перегородкой толщиной  $s$ ; стенки  $\delta$  цилиндрического канала 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 зону 4, высокотемпературное ядро потока 5, зону основного смешения 6 и зону выравнивания потока 7.

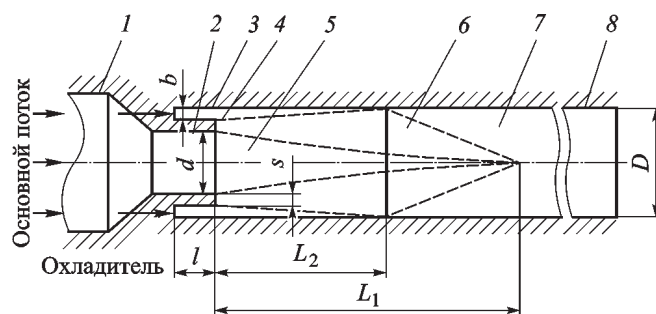


Рис. 1. Схема организации завесного охлаждения:

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

Пристеночная зона соответствует низкому уровню теплового воздействия на стенки канала. При этом пристеночная зона условно заканчивается в области, где плотность теплового потока начинает интенсивно возрастать и достигает 50% максимального значения  $Q_{\max}$ , которое, согласно полуэмпирической зависимости [8], может быть определено из уравнения

$$Q_{\max} = 0,023 \frac{\text{Re}^{0,8} (C_p \mu)^{0,23} \lambda^{0,57}}{D} (T_{\text{cp}} - T_w).$$

Здесь  $\text{Re}$  — среднее значение критерия Рейнольдса;  $T_w$  — температура стенки;  $C_p$ ,  $\mu$ ,  $\lambda$  — средние значения теплоемкости, вязкости и теплопроводности газовой смеси в канале соответственно. Среднее значение температуры смеси  $T_{\text{cp}}$  рассчитывается по формуле

$$T_{\text{cp}} = \frac{C_{p\text{п}} T_{\text{п}} G_{\text{п}} + C_{p\text{o}} T_{\text{o}} G_{\text{o}}}{C_{p\text{с}} (G_{\text{п}} + G_{\text{o}})},$$

где  $T_{\text{п}}$  — температура основного потока;  $T_{\text{o}}$  — температура охладителя;  $G_{\text{п}}$  — массовый расход основного потока;  $G_{\text{o}}$  — массовый расход охладителя;  $C_{p\text{п}}$ ,  $C_{p\text{o}}$ ,  $C_{p\text{с}}$  — теплоемкости при постоянном давлении основного потока, охладителя и их смеси соответственно.

Среднее значение критерия Рейнольдса

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

Ядром потока считается 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 скоростью движения рабочего тела без интенсивных вихревых зон.

Следует отметить, что для практического использования системы завесного охлаждения требуется решение задачи увеличения протяженностей высокотемпературного ядра потока  $L_1$  и низкотемпературной пристеночной зоны  $L_2$  при минимальном относительном расходе газообразного охладителя  $G_{\text{o}}/G_{\text{п}}$ .

Представленные в статье результаты получены с помощью численного моделирования трехмерного газодинамического течения не реагирующей многокомпонентной среды [9],

которое основывается на решении осредненной по Фавру для турбулентных многокомпонентных течений системы уравнений Навье—Стокса в стационарной постановке [10]. Использована модель турбулентности  $k-\varepsilon$  [11]. Интегрирование проводилось при параметре Куранта  $K = 1$ . В качестве граничных условий задавались параметры газа на входе в форкамеру и на выходе из трансзвукового канала. Вычисления выполнены с использованием программного пакета Fluent [12].

В работе принято, что в пристеночную область подается газообразный охладитель с температурой  $T_{\text{o}} = 300$  К и теплофизическими свойствами, эквивалентными воздуху. Параметры основного потока соответствуют равновесному течению продуктов сгорания кислородно-метановой смеси при стехиометрическом соотношении компонентов. При этом температура основного потока  $T_{\text{п}} = 3000$  К. Исследования проведены при сверхкритическом перепаде давления в звуковом сопле. Температура стенок принята постоянной и равной  $T_w = 300$  К, при этом они являются непроницаемыми, с нулевой скоростью газа на поверхности. Расчеты выполнены при нулевой и равной  $s = b$  толщинах перегородки щели. Длина щели выбиралась из условия  $l = 10b$ .

Следует подчеркнуть, что для моделирования использовались неструктурированные тетраэдрические расчетные сетки с общим числом ячеек более 2 млн.

Области моделирования при спутной и тангенциальной подаче охладителя в канал и характерные линии тока показаны на рис. 2. При спутной подаче охладителя в поперечном сечении щели задавалось равномерное поле скорости. Тангенциальный вдув охладителя выполнен с помощью двух патрубков, обеспечивающих закрутку по часовой стрелке.

Особенностью течения при тангенциальной подаче охладителя является формирование пристеночной области с закруткой потока, которая сохраняется практически по всей длине канала. Однако при этом происходит постепенное изменение угла закрутки относительно оси. Это связано с двумя эффектами: снижением тангенциаль-

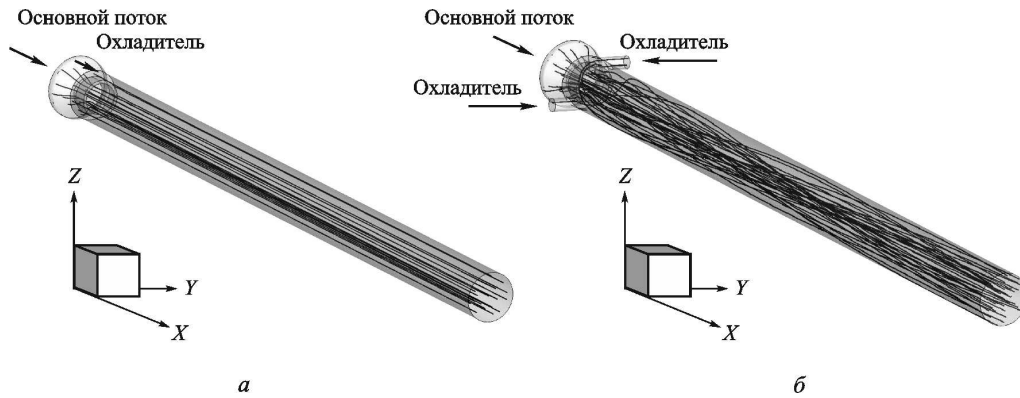


Рис. 2. Области моделирования и линии тока при спутной (а) и тангенциальной (б) подачи охладителя

ной составляющей скорости охладителя за счет трения газа и увеличением осевой составляющей при эжекции охладителя основным потоком.

Типичные распределения статической температуры, осевой скорости и массовой концентрации охладителя в продольном сечении для различных вариантов подачи приведены на рис. 3–5.

Анализ структуры течения и характера распределения параметров при различных вариантах подачи охладителя позволил выявить особенности процесса его смешения с основным потоком:

- для спутного вдува охладителя характерно преимущественно осесимметричное течение. При этом на выходе из сопла существует сверх-

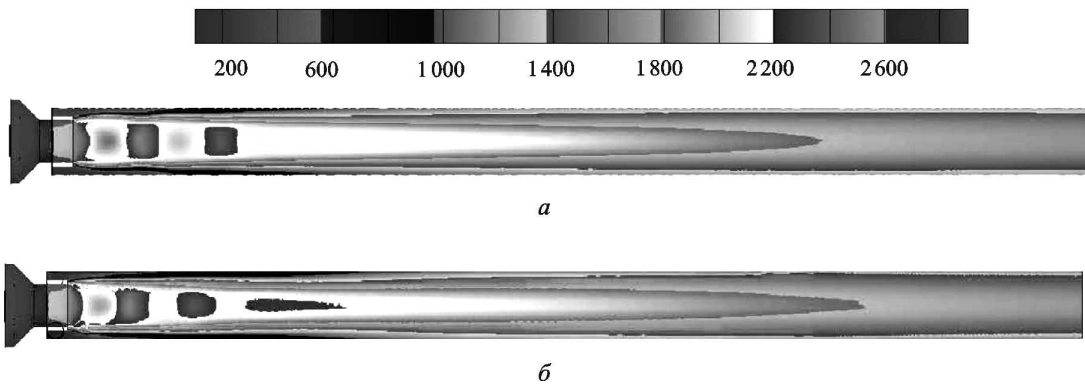


Рис. 3. Распределение статической температуры, К, газа в продольном сечении при спутной (а) и тангенциальной (б) подачи охладителя (Полноцветную версию см. <http://www.izvuzmash.bmstu.ru>)

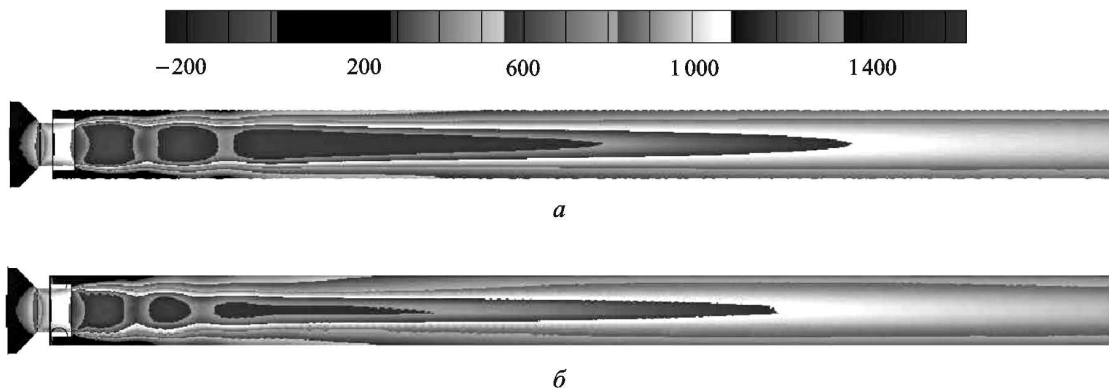


Рис. 4. Распределение осевой скорости газа, м/с, в продольном сечении при спутной (а) и тангенциальной (б) подачи охладителя (Полноцветную версию см. <http://www.izvuzmash.bmstu.ru>)

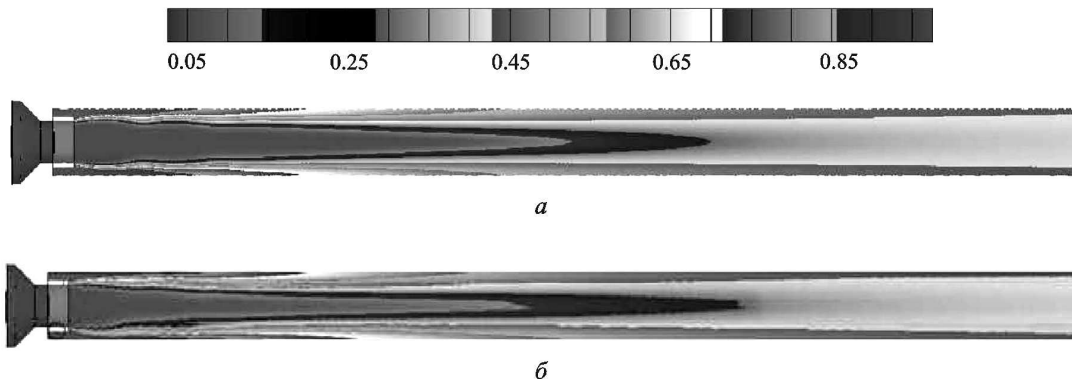


Рис. 5. Распределение массовой концентрации охладителя, м/с, в продольном сечении при спутной (а) и тангенциальной (б) подачи охладителя (Полноцветную версию см. <http://www.izvuzmash.bmstu.ru>)

звуковая зона с характерными ударно-волновыми особенностями типа «бочка», которые ускоряют процессы распада низкотемпературной пристеночной зоны;

- применение тангенциальной подачи охладителя приводит к окружной неравномерности потока в канале. Следует отметить, что окружная неравномерность потока обусловлена дискретизацией мест ввода охладителя. Для данного варианта можно почеркнуть менее интенсивное смешение потоков. При этом увеличивается протяженность низкотемпературной пристеночной зоны и ядра потока относительно спутной подачи, что можно объяснить действием центробежных сил [10], которые позволяют провести сепарацию разнотемпературных потоков.

Таким образом, тангенциальный ввод является более эффективным с точки зрения снижения тепловых потоков в стенки канала. При этом средняя осевая скорость продуктов сгорания на 20...30% выше при спутной подаче охладителя.

Детальный анализ полученных данных позволил выделить основные факторы, влияющие на характеристики системы газового завесного охлаждения:

- осредненный критерий Рейнольдса  $Re$ ;
- соотношение скоростных напоров основного потока и охладителя  $q_n/q_o$ ;
- относительные геометрические размеры кольцевой щели ввода охладителя.

Учитывая то, что поток преимущественно имеет трансзвуковую скорость (число Маха  $M \approx 1$ ),

соотношение скоростных напоров может быть описано приближенной зависимостью

$$\frac{q_n}{q_o} = \frac{G_n \sqrt{\frac{2k_n R_n T_n}{k_n + 1}}}{G_o \sqrt{\frac{2k_o R_o T_o}{k_o + 1}}} \left( \frac{D^2 - (d + 2s)^2}{d^2} \right).$$

Здесь  $q_n$  — скоростной напор основного потока на выходе из сужающегося сопла;  $q_o$  — скоростной напор охладителя на выходе из щели;  $k_n, R_n, k_o, R_o$  — комплексы теплофизических параметров основного потока и охладителя соответственно.

Для оценки эффективности системы завесного охлаждения проанализировано изменение относительной полной температуры газа по оси  $T/T_n$  и распределения относительной плотности теплового потока в стенки  $Q/Q_{max}$  по длине канала. Указанные зависимости для различных вариантов подачи охладителя при  $Re = 41 \cdot 10^4$  и  $q_n/q_o = 4,2$  показаны на рис. 6. На рисунке видно, что течение с тангенциальной подачей охладителя позволяет в 2 и более раз увеличить протяженность низкотемпературной пристеночной зоны и высокотемпературного ядра потока относительно спутного вдува холодного газа. Следует отметить, что в зоне выравнивания потока, на расстояниях  $X/d > 30$  для спутной и  $X/d > 60$  для тангенциальной подачи охладителя происходит асимптотическое приближение температуры газа по оси канала к некоторому значению  $T_x$ :

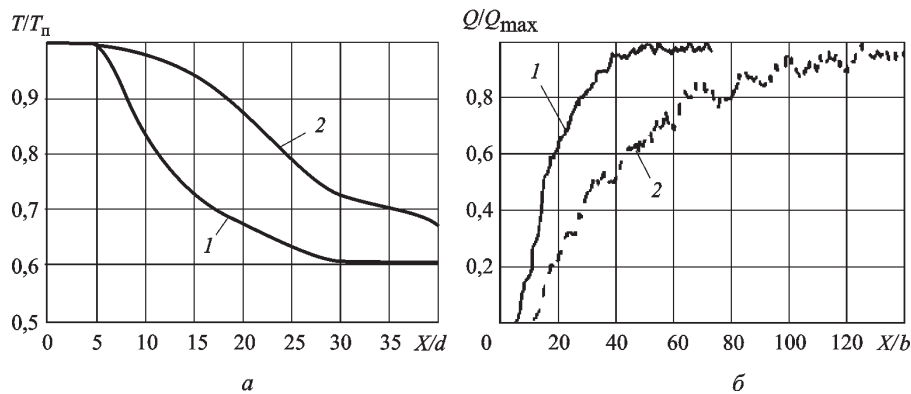


Рис. 6. Изменение полной температуры газа по оси (а) и плотности теплового потока в стенку по длине канала (б):

1 — спутная подача; 2 — тангенциальная подача

$$T_x \approx T_{cp} - \frac{\pi D \int_0^x Q dx}{C_{pc} (G_{п} + G_o)}$$

Плотность теплового потока в стенке по мере удаления от места ввода охладителя растет и достигает максимальных значений  $Q_{max}$  при  $X/b > 50$  для спутной и  $X/b > 120$  для тангенциальной подачи. Для рассматриваемых условий, абсолютные значения  $Q_{max}$  могут составлять 0,5...2,5 МВт/м<sup>2</sup>.

Тангенциальная подача охладителя приводит к окружной неравномерности плотности теплового потока в стенке канала (до 30%), которая существенно снижается на расстояниях от щели более  $X > 100b$ . Уменьшение неравномерности может быть достигнуто за счет увеличения тангенциальных подводов или установки в щели выравнивающих элементов (шнеков). При спутном

вдуве наблюдается окружная неравномерность плотности теплового потока, не превышающая 2...5% среднего значения в рассматриваемом сечении. Данный факт объясняется трехмерной структурой отрывного течения.

По результатам численных исследований получены зависимости относительных протяженностей высокотемпературного ядра потока  $L_1/d$  и низкотемпературной пристеночной зоны  $L_2/b$  от параметров  $Re$  и  $q_{п}/q_o$  (рис. 7).

Из результатов моделирования следует, что для обеспечения заданной протяженности низкотемпературной пристеночной зоны применение тангенциальной подачи охладителя позволяет снизить его массовый расход на 40...50% относительно спутного вдува и обеспечить минимальные тепловые потоки в стенки канала.

Согласно полученным данным, увеличение соотношения скоростных напоров приводит

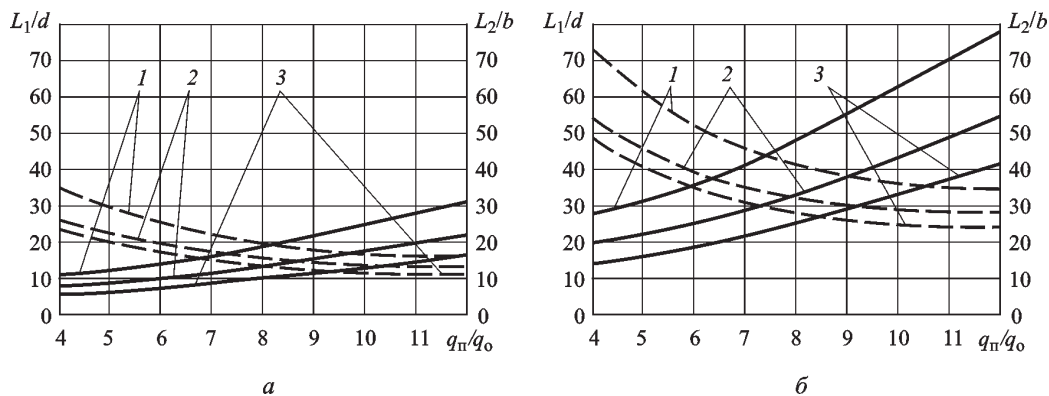


Рис. 7. Зависимости  $L_1/d$  (—) и  $L_2/b$  (- - -) от  $q_{п}/q_o$  для спутной (а) и тангенциальной (б) подачи охладителя:

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

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 Рейнольдса способствует интенсификации перемешивания, что 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  $s$ . При  $s = b$  увеличивается зона обратных токов в области щели, что приводит к интенсификации процесса распада низкотемпературной пристеночной зоны и снижению эффективности завесного охлаждения.

Таким образом, проведенное расчетное исследование позволило дать сравнительную оценку уровню тепловых потоков в стенку канала большого удлинения при использовании газового завесного охлаждения для спутного и тангенциального вариантов подачи охладителя. Представленные в статье зависимости показывают, что основными режимными параметрами, влияющими на характеристики системы завесного охлаждения, являются соотношение скоростных напоров основного потока и охладителя, а также осредненный критерий Рейнольдса. Установлено, что использование тангенциальной подачи охладителя позволяет в 2–3 раза увеличить относительную протяженность ядра потока. В рассматриваемом диапазоне режимных параметров доказано, что низкотемпературная пристеночная зона имеет характерную длину  $(10...40)b$  для спутной подачи и  $(25...75)b$  для тангенциальной подачи охладителя. Однако, учитывая высокую неравномерность плотности теплового потока, при тангенциальной подаче требуется увеличение количества подводящих каналов или установка шнеков. Таким образом, тангенциальная подача охладителя позволяет снизить его необходимый массовый расход на 40...60%.

Учитывая сказанное выше, наиболее эффективное завесное охлаждение цилиндрических

каналов большого удлинения можно обеспечить при тангенциальной подаче охладителя. Указанный метод технологичен, работоспособен и может быть применен в современных энергетических установках различного назначения.

## Литература

[1] Воронцовский А.В., Арефьев К.Ю. Анализ области эффективного применения закиси азота в качестве компонента топлива для двигательных установок малых космических аппаратов. *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2012, № 9. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/450400.htm> (дата обращения 04 сентября 2013).

[2] Воронцовский А.В., Полянский А.Р., Арефьев К.Ю. Установка сверхзвукового газопламенного напыления покрытий с использованием в качестве окислителя  $N_2O$ . *Перспективные технологии самолетостроения в России и мире. Тр. Всерос. науч.-практ. конф. молодых специалистов и ученых*. Новосибирск, СибНИА, 2011, с. 67–72.

[3] Воронцовский 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.

[4] Каримова А.Г., Дезидерьев С.Г., Зубарев В.М., Хабибуллин М.Г. Результаты экспериментального исследования процессов теплообмена и эффективности тепловой завесы при пористом вдуве. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2006, № 1, с. 37–39.

[5] Perepechko L.N. Investigation of heat mass transfer processes in the boundary layer with injection. *Archives of Thermodynamics*, 2000, vol. 21, no. 3–4, pp. 41–54.

[6] Волчков Э.П., Терехов В.И., Терехов В.В. Структура течения, тепло- и массообмена в пограничных слоях со вдувом химически реагирующих веществ. *Физика горения и взрыва*, 2004, т. 40, № 1, с. 3–20.

[7] Пиралишвили Ш.А., Поляев В.М., Сергеев М.Н. *Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения*. Москва, УНПЦ Энергомаш, 2000. 412 с.

[8] Ляшков В.И. *Теоретические основы теплотехники*. Москва, Машиностроение, 2005. 260 с.

[9] Гуськов О.В., Копченков В.И. Численное исследование структуры течения в канале при сверхзвуковых условиях на входе. *Аэромеханика и газовая динамика*, 2001, № 1, с. 28–39.

[10] Архипов В.А., Матвиенко О.В., Трофимов В.Ф. Горение распыленного жидкого топлива в закрученном потоке. *Физика горения и взрыва*, 2005, № 2, с. 26–37.

[11] Фрик П.Г. *Турбулентность: подходы и модели*. Москва, РХД, 2010. 107 с.

[12] User's manual on website. *Software products and services from ANSYS and Fluent*. URL: <http://www.fluent.com> (дата обращения 15 октября 2013).

## References

[1] Voronetski A.V., Aref'ev K.Iu. Analiz oblasti effektivnogo primeneniia zakisi azota v kachestve komponenta topliva dlia dvigatel'nykh ustanovok malyx kosmicheskikh apparatov [Analysis of effective use of nitrous oxide as a fuel component for propulsion systems of small spacecrafts]. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Bauman* [Science and Education of the Bauman MSTU]. 2012, no. 9. Available at: <http://technomag.edu.ru/>

doc/450400.htm. (Accessed 04 September 2013). Doi: 10.7463/0912.0450400.

[2] Voronetskii A.V., Polianskii A.R., Aref'ev K.Iu. *Ustanovka sverkhzvukovogo gazoplamennogo napyleniia pokrytii s ispol'zovaniem v kachestve oksislitel'ia N<sub>2</sub>O* [Installation supersonic flame spraying using N<sub>2</sub>O as the oxidizing agent]. *Perspektivnye tekhnologii samoletostroeniia v Rossii i mire. Trudy Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii molodykh spetsialistov i uchenykh* [Promising technologies aircraft in Russia and the world. Proceedings of the All-Russian scientific-practical conference of young scientists and specialists]. Novosibirsk, SibNIA publ., 2011, pp. 67–72.

[3] Voronetskii 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. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2007, vol. 14, no. 2, pp. 201–210.

[4] Karimova A.G., Dezider'ev S.G., Zubarev V.M., Khabibullin M.G. Rezul'taty eksperimental'nogo issledovaniia protsessov teploobmena i effektivnosti teplovoi zavesy pri poristom vduve. [On experimental studies of processes of heat exchange and efficiency of thermal curtain at porous injection]. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaia tekhnika* [Russian Aeronautics]. 2006, no. 1, pp. 37–39.

[5] Perepechko L.N. Investigation of heat mass transfer processes in the boundary layer with injection. *Archives of Thermodynamics*, 2000, vol. 21, no. 3–4, pp. 41–54.

[6] Volchkov E.P., Terekhov V.I., Terekhov V.V. Struktura techeniia, teplo- i massoobmena v pograniichnykh sloiakhs so

vduvom khimicheskii reaktivnykh veshchestv [Structure of the flow, heat and mass transfer in boundary layers with injection of chemically reacting substances]. *Fizika gorenii i vzryva* [Combustion, Explosion and Shock Waves]. 2004, vol. 40, no. 1, pp. 3–20.

[7] Piralishvili Sh.A., Poliaev V.M., Sergeev M.N. *Vikhrevoi effekt. Eksperiment, teoriia, tekhnicheskie resheniia* [Vortex effect. Experiment, theory, technical solutions]. Moscow, UNPTs Energomash publ., 2000. 412 p.

[8] Liashkov V.I. *Teoreticheskie osnovy teplotekhniki* [Theoretical basics of heat]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2005. 260 p.

[9] Gus'kov O.V., Kopchenov V.I. Chislennoe issledovanie struktury techeniia v kanele pri sverkhzvukovykh usloviiakh na vkhode [Numerical study of flow structure in the channel conditions at supersonic inlet]. *Aeromekhanika i gazovaia dinamika* [Aeromechanics and gas dynamics]. 2001, no. 1, pp. 28–39.

[10] Arkhipov V.A., Matvienko O.V., Trofimov V.F. Combustion of sprayed liquid fuel in a swirling flow. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2005, vol. 41, no. 2, pp. 140–150.

[11] Frik P.G. *Turbulentnost': podkhody i modeli* [Turbulence: Approaches and Models]. Moscow, Regular and Chaotic Dynamics publ., 2010. 107 p.

[12] *User's manual on website. Software products and services from ANSYS and Fluent*. Available at: <http://www.fluent.com> (accessed 15 October 2013).

Статья поступила в редакцию 17.12.2013

## Информация об авторах

**ВОРОНЕЦКИЙ Андрей Владимирович** (Москва) — доктор технических наук, профессор, зав. отделом НИИ энергетического машиностроения. МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: voron@mx.bmstu.ru).

**АЛЕКСАНДРОВ Вадим Юрьевич** (Москва) — кандидат технических наук, заместитель начальника отдела «Аэрокосмические двигатели» ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: aleksandrov@ciam.ru).

**АРЕФЬЕВ Константин Юрьевич** (Москва) — аспирант кафедры «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер-конструктор отдела «Аэрокосмические двигатели» ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: arefyev@rambler.ru).

## Information about the authors

**VORONETSKIY Andrey Vladimirovich** (Moscow) — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of «Power Engineering Research Institute» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: voron@mx.bmstu.ru).

**ALEKSANDROV Vadim Yur'evich** (Moscow) — Cand. Sc. (Eng.), Deputy Head of «Aerospace Engines» Department. Central Institute of Aviation Motors n. a. P.I. Baranov (CIAM, Aviamotornaya str., 2, 111116, Moscow, Russian Federation, e-mail: aleksandrov@ciam.ru).

**AREF'EV Konstantin Yur'evich** (Moscow) — Post-Graduate of «Rocket Engines» Department. Bauman Moscow State Technical University, Design Engineer of «Aerospace Engines» Department, Central Institute of Aviation Motors n. a. P.I. Baranov (CIAM, Aviamotornaya str., 2, 111116, Moscow, Russian Federation, e-mail: arefyev@rambler.ru).