

Расчетное исследование влияния эффекта Коанда на организацию дальнобойных газовых завес в камере сгорания ракетного двигателя

© К.А. Таран, А.В. Новиков

МГТУ имени Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Проведено численное исследование рабочего процесса модельного ракетного двигателя малой тяги на компонентах газообразный кислород — газообразный метан. Изучена и приведена физико-математическая модель взаимодействия струи, огибающей уступ, со стенкой. Данное явление носит название эффект Коанда. Исследовано влияние этого эффекта на организацию завесного внутреннего охлаждения за счет варьирования режимных параметров: ширины щели вдува окислителя и диаметра камеры сгорания. Рассмотрено влияние указанных параметров на температуру стенки и коэффициент камеры. На основании полученных графиков зависимости коэффициента камеры от ширины щели вдува окислителя и диаметра камеры сгорания выбраны оптимальные размеры последних, при которых обеспечивается коэффициент камеры, равный 0,883. Также построены графики зависимости температуры стенки от осевой координаты x для разных значений ширины щели вдува окислителя и диаметра камеры сгорания, подтверждающие, что выбранные параметры обеспечивают максимальную температуру стенки, не превышающую допустимую 1800К. На основании полученных полей температур выполнен анализ физики процесса и выявлены причины характера полученных зависимостей для коэффициента камеры и температуры стенки: противоположное влияние турбулизации течения в КС и донного давления.

Ключевые слова: численное исследование, метан, кислород, завесное охлаждение, эффект Коанда, донное давление

Введение. Один из наиболее ответственных и теплонагруженных агрегатов ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) — камера сгорания (КС), для которой требуется организовать надежную защиту стенок от опасного перегрева при минимальных потерях удельного импульса. Поскольку данная задача является одной из важнейших в ракетной технике, приходится проводить длительную конструкторско-исследовательскую работу, а также выделять средства на экспериментальную отработку. При этом важно соблюдать требования к экологической безопасности компонентов топлива, что достигается использованием его экологически чистых компонентов: кислород — водород, кислород — керосин, кислород — метан [1]. Многочисленные исследования показывают, что безопасность, экологичность, надежность и многоразовость могут быть обеспечены применением метана в качестве горючего [1–4].

Проектирование системы охлаждения камеры двигателя (КД) — важный этап разработки КС РДМТ, непосредственно связанный

с обеспечением требований надежности, безопасности и многообразности изделия.

Используются разные способы организации охлаждения КД. Наиболее распространенное для РД средних и больших тяг — проточное наружное охлаждение — имеет ограниченное применение в РДМТ, работающих в импульсном режиме, вследствие инерционности массы компонента в рубашке охлаждения [5–7].

Другой способ охлаждения стенок — завесное охлаждение, основанное на создании относительно холодного пристеночного слоя, в котором соотношение компонентов намеренно отклоняют от термодинамически оптимального [8, 9]. Завесное охлаждение является эффективным способом тепловой защиты КС, но его использование связано с потерями суммарного удельного импульса. При этом наиболее экономичной будет такая организация охлаждения, когда соотношение компонентов в пристенке максимально близко к оптимальному — температура в пристеночном слое должна быть достаточно низкой, чтобы обеспечить допустимую температуру стенки. При этом соотношение компонентов должно быть максимально близко к соотношению ядра потока, чтобы снизить потери удельного импульса.

Избыток компонента подается или через форсунки, размещенные на периферии смесительной головки, или через специальные пояса, которые могут быть расположены либо непосредственно у головки камеры двигателя, либо в ее цилиндрической или сопловой части [3, 9]. Более простой способ организации внутреннего охлаждения — подача компонента на периферии головки, в этом случае не требуется усложнение конструкции КС. Однако с увеличением длины КС экономичность этого способа ухудшается, так как при удалении участка стенки от головки происходит размывание пристеночного слоя вследствие турбулизации потока.

В связи с вышеизложенным будет интересно при проектировании системы внутреннего охлаждения КС исследовать явление, именуемое эффектом Коанда [10, 11]. При движении струи газа в затопленном пространстве с давлением p_n вблизи твердой поверхности в результате эжектирующего действия потока снижается давление в области между струей и стенкой — донное давление p_d . Образовавшийся на границах струи перепад давления отклоняет эту струю в сторону твердой стенки. Течение установится, когда струя прилипнет к стенке, и возникшие обратные токи будут восполнять унос массы из донной области.

Таким образом, благодаря эффекту Коанда подаваемая в пристеночную область струя компонента способна не только эффективно экранировать огневую стенку КС, но и сохранять устойчивость на

значительном расстоянии от точки вдува благодаря стабилизирующему действию обтекаемой стенки.

Цель данной работы — определение режимных параметров для организации завесного охлаждения боковой стенки КС РДМТ с помощью эффекта Коанда на газообразных компонентах топлива при работе КД в стационарном режиме.

Физико-математическая модель рабочего процесса. Рассмотрим схему обтекания струей с выходным отверстием шириной b прямоугольного уступа высотой h (рис. 1).

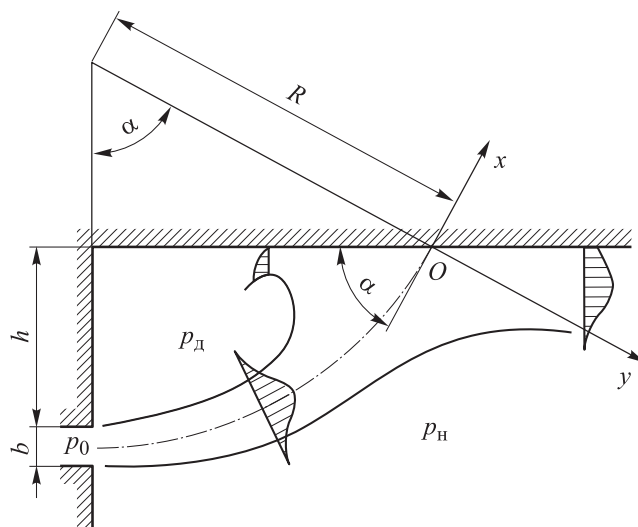


Рис. 1. Схема обтекания струей прямоугольного уступа:
 R — радиус изгиба струи; α — угол встречи струи со стенкой;
 P_0 — давление подачи

На этапе качественного анализа введем следующие допущения:

- задача плоская и изотермическая;
- струя истекает в область однородного газа;
- плотность газов струи, донной области и среды предполагается одинаковой;
- профиль скоростей на входе — прямоугольный.

Траекторию струи в первом приближении аппроксимируем дугой окружности. К этой дуге можно применить принцип Д'Аламбера [12], согласно которому разность давлений на поверхность кольцевого элемента для стационарного течения уравнивается центробежной силой.

Приведенные в [13] данные позволяют сделать вывод, что донное давление P_d в области возвратных течений за плохообтекаемым препятствием пропорционально скоростному напору обтекающего потока. Приняв за характерные значения плотности и скорости обтекающего потока плотность и скорость вдуваемой струи, получим соотношение

$$p_d \sim \rho V_0^2, \quad (1)$$

где ρ — плотность газа; V_0 — скорость струи на входе через отверстие.

В результате для радиуса R получим выражение, связывающее его с импульсом струи на входе:

$$R = \frac{J}{p_n - p_d}, \quad (2)$$

где J — импульс струи на срезе отверстия, который определяется как произведение

$$J = \rho V_0^2 b. \quad (3)$$

Видно, что характер течения по данной схеме зависит от двух взаимосвязанных параметров J и p_d .

Выберем систему координат xOy таким образом, чтобы координата x отсчитывалась от средней линии струи, а координата y — по направлению, перпендикулярному дуге, вдоль радиуса в каждой точке дуги, как представлено на рис. 1.

Тогда угол встречи струи со стенкой α определяется следующим образом:

$$\cos \alpha = 1 - \frac{h}{R}. \quad (4)$$

На качественном этапе исследований можно принять, что число Рейнольдса для среза струи на входе достаточно велико и не влияет на характер перемешивания и величину донного давления.

Таким образом, формирование пристеночного слоя с учетом эффекта Коанда в рассматриваемом течении имеет две стороны. При увеличении скорости подачи компонента (уменьшение ширины щели подачи окислителя) возрастает эжектирующий эффект струи окислителя, обеспечивающий ее прилипание к охлаждаемой поверхности. Однако при этом увеличивается и турбулентная диссипация этой струи, что приводит к ее разрушению и уменьшению области пристенного течения.

В то же время при уменьшении скорости подачи окислителя (увеличении ширины щели) снижается турбулентная вязкость в соответствии с принятой в расчетной схеме моделью турбулентности [14]:

$$\mu_{т.эф} = 0,012 \cdot D_K^{\frac{2}{3}} L_K^{\frac{1}{3}} \rho_{см}^{\frac{2}{3}} \left(\dot{m}_Г V_G^2 + \dot{m}_O V_O^2 + \dot{m}_{KB} V_{KB}^2 \right)^{\frac{1}{3}}, \quad (5)$$

где D_K — диаметр КС; L_K — длина КС; $\rho_{см}$ — плотность смеси; $\dot{m}_Г$, $\dot{m}_O$, $\dot{m}_{KB}$ — массовые расходы горючего, окислителя и кислорода воспламенения соответственно; V_G , V_O , V_{KB} — скорости горючего, окислителя и кислорода воспламенения соответственно.

Это приводит к повышению устойчивости истекающей в камеру струи (снижению ее турбулентной диссипации) и к росту ее дальности. Данный эффект обусловлен тем, что стехиометрическое соотношение компонентов для исследуемой пары компонентов $K_{m0} = 4$, и именно струя кислорода вносит основной вклад в турбулизацию течения в КС.

Одновременно падение скорости подачи кислорода в соответствии с (2) приводит к снижению донного давления и росту связанного с ним радиуса изгиба струи R (к снижению эжектирующего эффекта вдуваемой струи). Отклонение струи от охлаждаемой стенки в предельном случае, т. е. когда $(p_d - p_n) \rightarrow 0$, приведет к прорыву высокотемпературных продуктов сгорания из ядра потока к охлаждаемой стенке.

Из данного теоретического обзора можно сделать заключение, что увеличение ширины щели вдува окислителя приводит к реализации двух противоположно действующих механизмов, один из которых увеличивает теплозащитные свойства пристенного слоя, а второй — ослабляет их. Поэтому представляется возможным провести оптимизацию ширины щели подачи окислителя и высоты уступа для получения максимальной дальности пристенной завесы охлаждения.

Математическая модель. Объектом исследования является КС РДМТ с зонной подачей компонентов топлива (рис. 2). Задача исследования состоит в определении режимных параметров (геометрии щели подачи окислителя и расстояния от этой щели до стенки КС) для обеспечения надежной теплозащиты боковой стенки КС механизмом внутреннего завесного охлаждения при минимальных потерях коэффициента камеры.

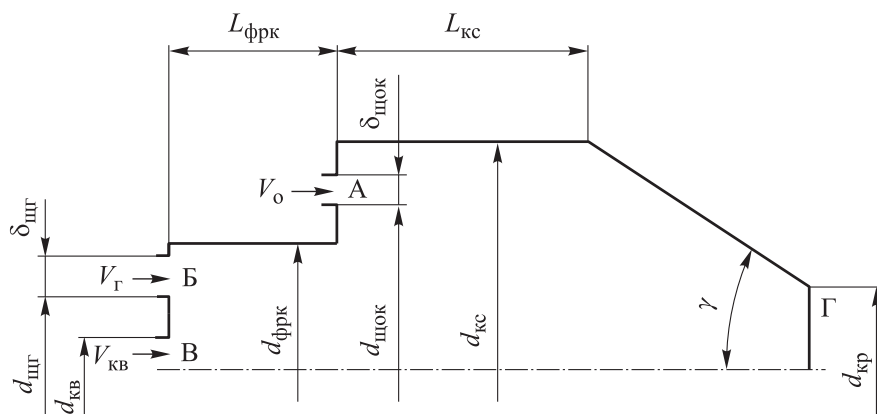


Рис. 2. Схема КС с зонной подачей компонентов топлива

В первую зону КС, которая называется предкамерой, смесь воспламенения и горючее поступают через отверстие В и щель Б соответственно, причем горючее подается с закруткой. После предкамеры происходит увеличение диаметра КС, и куда также поступает газообразный кислород через щель А. Дальнейшее сужение происходит до критического сечения Г.

Геометрические размеры исследуемой модельной камеры РДМТ (см. рис. 1) приведены ниже:

Длина форкамеры $L_{\text{фрк}}$, мм	10
Длина цилиндрической части КС $L_{\text{кс}}$, мм	15
Диаметр отверстия для свечи воспламенения $d_{\text{кв}}$, мм	2
Диаметр, на котором располагаются щели вдува горючего $d_{\text{шг}}$, мм	8
Диаметр форкамеры $d_{\text{фрк}}$, мм	12
Диаметр, на котором располагаются щели вдува окислителя $d_{\text{шок}}$, мм	20
Диаметр критического сечения $d_{\text{кр}}$, мм	8
Ширина щели вдува горючего $\delta_{\text{шг}}$, мм	1
Угол наклона между образующей докритической части сопла и осью КС γ , град	0,54

При этом исследуется влияние ширины щели вдува окислителя $\delta_{\text{шок}}$ и расстояния от этой щели до стенки КС (или аналог — диаметр КС $d_{\text{кс}}$) на эффективность завесного охлаждения. Величина $d_{\text{кс}}$ варьируется от 22 до 28 мм, а $\delta_{\text{шок}}$ — от 0,1 до 0,94 мм для определения зависимости коэффициента камеры $\varphi_{\text{к}}$ и максимальной температуры стенки $T_{\text{ст}}^{\text{max}}$ от выбранных режимных параметров. Исследования проводились при давлении в камере $p_{\text{к}} = 1$ МПа и коэффициенте избытка окислителя в ядре потока $\alpha_{\text{я}} = 1$.

За предельно допустимую температуру материала стенки принимаем 1800К, в предположении ее изготовления из ниобия с покрытием из дисилицида молибдена. По этой температуре в дальнейшем строится изолиния, условно разделяющая область течения на «холодную» и «горячую» зоны.

При этом приняты следующие допущения [15]:

- задача стационарна;
- теплоотвод в стенку КС отсутствует;
- КС является изобарической до входа в сужающуюся часть сопла;
- коэффициенты переноса массы и энергии равны эффективному коэффициенту турбулентной вязкости $\mu_{\text{т.эф}}$ (турбулентное число Прандтля $\text{Pr} = 1,0$);

- между кислородом и метаном имеет место одностадийная химическая реакция;
 - газ является идеальным и подчиняется закону Менделеева — Клапейрона;
 - в каждой точке отверстий подвода компонентов топлива предполагается, что скорость, температура, плотность и давление газа одинаковы по площади каждого отдельного отверстия.
- Для моделирования рабочего процесса в КС используются:
- уравнение неразрывности

$$\operatorname{div} \vec{G} = 0, \quad (6)$$

где G — удельный массовый расход смеси;

- уравнение сохранения химического компонента j

$$\operatorname{div}(\vec{G} \cdot q_j - \Gamma_{j\text{эф}} \cdot \operatorname{grad} q_j) - R_j = 0, \quad (7)$$

где q_j — массовая доля j -го компонента смеси; $\Gamma_{j\text{эф}}$ — эффективный коэффициент переноса компонента j ; R_j — скорость образования j -го компонента смеси;

- уравнение сохранения энергии

$$\begin{aligned} \operatorname{div}(\vec{G} \cdot \hbar - \Gamma_{h\text{эф}} \cdot c_p \cdot \operatorname{grad} T - \sum (h_j \cdot \Gamma_{j\text{эф}} \cdot \operatorname{grad} q_j) - \\ - \mu_{\text{т.эф}} \cdot \operatorname{grad}(V_x^2 + V_r^2) \cdot 0,5) = 0, \end{aligned} \quad (8)$$

где $\hbar$ — полная энтальпия топлива; $\Gamma_{h\text{эф}}$ — эффективный коэффициент переноса теплоты; h_j — теплота образования компонента j ; c_p — удельная теплоемкость при постоянном давлении; T — температура; V_x , V_r — осевая и радиальная составляющая скорости соответственно;

- уравнение сохранения количества движения

$$\begin{aligned} \operatorname{div}\left(\vec{G} \cdot \frac{\omega}{r}\right) + \frac{1}{r^3} \operatorname{grad}\left(\frac{V_x^2 + V_r^2}{2}\right) \cdot \operatorname{grad} \rho_{\text{см}} - \\ - \frac{1}{r^2} \operatorname{div}\left(r^3 \cdot \operatorname{grad}\left(\frac{\mu_{\text{т.эф}} \cdot \omega}{r}\right)\right) = 0, \end{aligned} \quad (9)$$

где ω — напряженность вихря; $\rho_{\text{см}}$ — плотность смеси; x — осевая координата; r — радиальная координата;

- уравнение идеального газа через массовую долю компонентов

$$p_k = \rho_{cm} R_{cm} T_{cm} \sum_j \frac{q_j}{\mu_j}, \quad (10)$$

где p_k — давление в КС; R_{cm} — газовая постоянная смеси; μ_j — молекулярный вес j -го компонента смеси.

Для изобарической камеры сгорания можно считать φ_k равным коэффициенту расходного комплекса φ_β , рассчитываемого по формуле

$$\varphi_k \approx \varphi_\beta = \frac{\beta_\beta}{\beta_T}, \quad (11)$$

где β_β — расходный комплекс, определяемый в ходе экспериментального испытания РДМТ; β_T — расходный комплекс, определяемый по результатам теоретического расчета.

Для частного случая, когда окислителем является простое вещество с нулевой энтальпией и при $\alpha \geq 1$, коэффициент расходного комплекса φ_β определяется степенью недогорания горючего [16]:

$$\varphi_\beta = \sqrt{1 - \frac{\dot{m}_{г.вых}}{\dot{m}_{г.вх}}}, \quad (12)$$

где $\dot{m}_{г.вых}$ — массовый расход горючего на выходе; $\dot{m}_{г.вх}$ — массовый расход горючего на входе.

Результаты математического моделирования. Расчеты рабочего процесса КС проведены с использованием программного комплекса, разработанного на кафедре Э1 МГТУ им. Н.Э. Баумана и подтвердившего свою достоверность в расчетных и экспериментальных работах [8, 16]. В первой серии расчетов было исследовано влияние $d_{кс}$ при постоянной геометрии щели подачи окислителя (аналог высоты уступа h) на тепловое состояние этой стенки и коэффициент камеры. Зависимость φ_k и $T_{ст}^{max}$ от $d_{кс}$ при $\alpha = 1$ представлена на рис. 3.

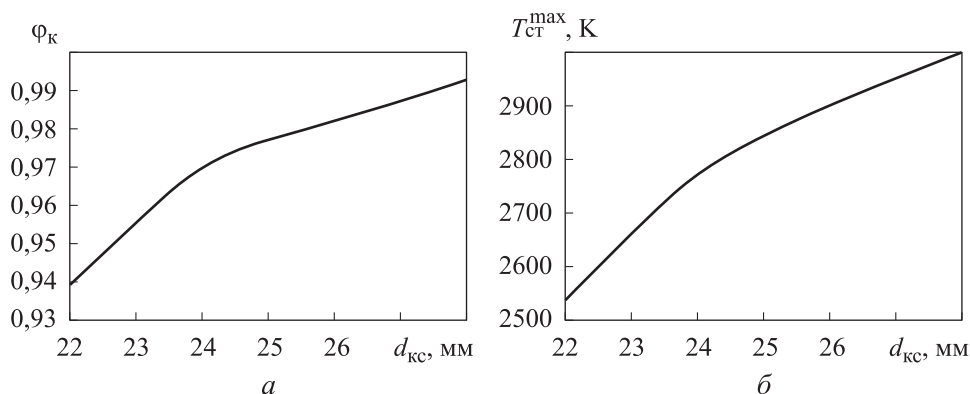


Рис. 3. Зависимость параметров φ_k (а) и $T_{ст}^{max}$ (б) от $d_{кс}$ при $\alpha = 1,0$

Как видно на рисунке, с увеличением $d_{\text{КС}}$ наблюдается устойчивое возрастание $\varphi_{\text{К}}$. Из полученных данных можно сделать вывод, что по мере приближения струи окислителя к стенке максимальная температура боковой стенки $T_{\text{СТ}}^{\text{max}}$ падает. Это же подтверждается зависимостью $T_{\text{СТ}}$ от осевой координаты x для различных $d_{\text{КС}}$ (рис. 4).

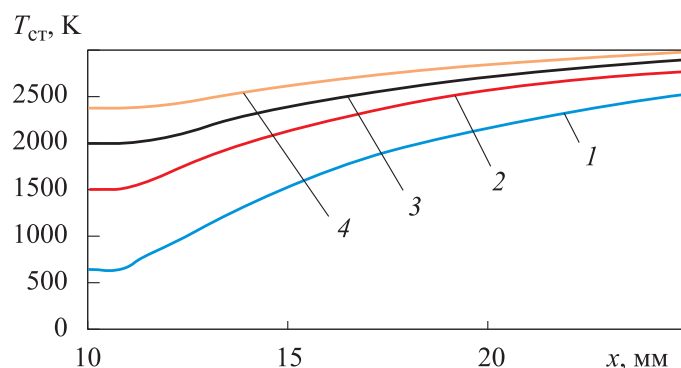


Рис. 4. Зависимость $T_{\text{СТ}}$ от осевой координаты x при диаметре $d_{\text{КС}}$, равном 22 мм (1), 24 мм (2), 26 мм (3), 28 мм (4)

Для понимания физики процесса рассмотрим газодинамическую картину течения (рис. 5). При этом синяя зона характеризует условно «холодную», где температура ниже 1800К. Далее с приближением к ядру потока температура постепенно возрастает до 3600К, переходя в красную «горячую» зону.

Анализ позволяет сделать вывод, что при приближении щели вдува окислителя к стенке возрастает эжектирующий эффект струи окислителя (падает донное давление и уменьшается радиус R). В результате возрастает массовый расход окислителя, движущийся вдоль стенки КС, что улучшает ее тепловое состояние. Однако этот же механизм приводит к росту доли окислителя, проходящего вдоль стенки к критическому сечению, минуя высокотемпературную зону химических реакций. В результате значительная часть кислорода покидает КС, не прореагировав. Таким образом, завесное охлаждение приводит к снижению $\varphi_{\text{К}}$. На основании полученных результатов принято решение дальнейшие численные исследования проводить для случая пристенного расположения щели вдува окислителя при $d_{\text{КС}} = 22$ мм.

Во второй серии расчетов исследовано тепловое состояние стенки и $\varphi_{\text{К}}$ при изменении ширины щели подачи $\delta_{\text{щок}}$ от 0,1 мм до 0,95 мм. Зависимость $\varphi_{\text{К}}$ от $\delta_{\text{щок}}$ при $\alpha = 1$ представлена на рис. 6.

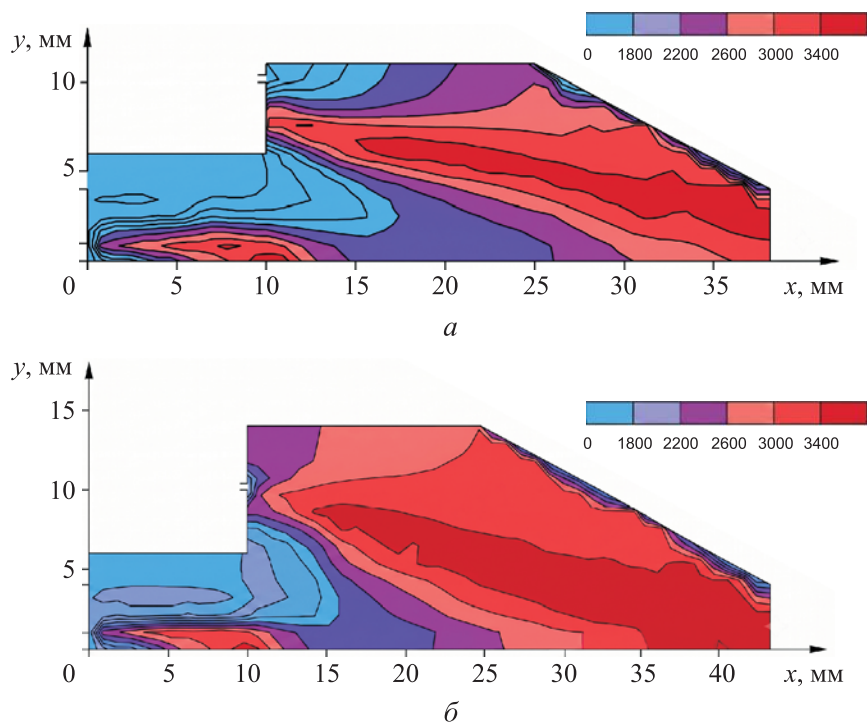


Рис. 5. Поле температур в КС при $d_{\text{КС}} = 22$ мм (а) и $d_{\text{КС}} = 28$ мм (б)

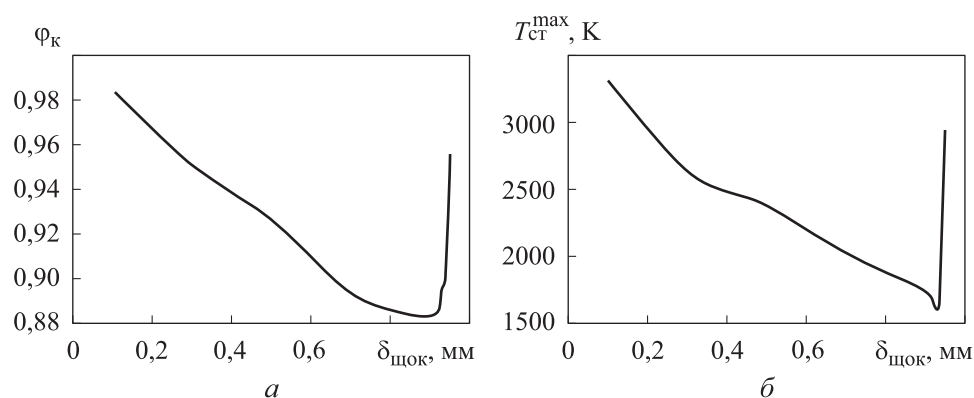


Рис. 6. Зависимость параметров φ_K (а), и $T_{\text{ст}}^{\text{max}}$ (б) от $\delta_{\text{щок}}$ при $\alpha = 1,0$

Как хорошо видно на рис. 6, существует диапазон размеров $\delta_{\text{щок}}$, в котором высокотемпературная область оказывается отесненной от боковой стенки КС слоем холодного окислителя. При этом боковая стенка может быть надежно охлаждена механизмом завесного охлаждения до приемлемой температуры 1800К, для чего потребуется снизить φ_K до 0,883.

Можно также отметить, что изменение температуры пристеночного слоя происходит практически идентично изменению φ_k , что следует из зависимости $T_{ст}^{max}$ от $\delta_{щок}$ (рис. 6, б). Это же подтверждается зависимостью $T_{ст}$ от осевой координаты x для различных $\delta_{щок}$ (рис. 7).

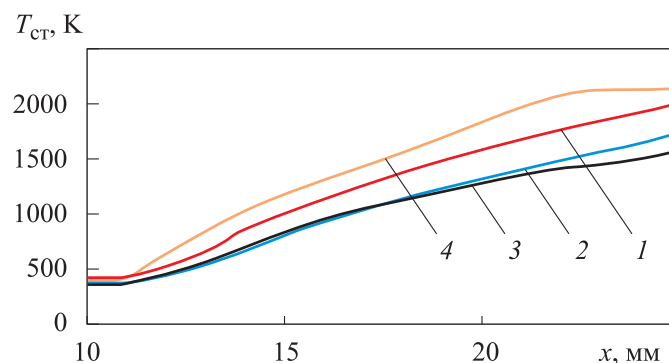


Рис. 7. Зависимость $T_{ст}$ от осевой координаты x при $\delta_{щок}$, равного 0,7 мм (1); 0,9 (2); 0,93 (3); 0,94 мм (4)

Анализ кривых на рис. 6, 7 приводит к выводу, что с увеличением ширины щели подачи окислителя до 0,93 мм происходит плавное уменьшение φ_k до 0,883 с одновременным снижением максимальной температуры боковой стенки $T_{ст}^{max}$ до 1600К. Однако при достижении $\delta_{щок}$ значения 0,93 происходит резкий рост φ_k , который сопровождается скачкообразным увеличением $T_{ст}^{max}$. Для понимания физики процесса, рассмотрим газодинамическую картину течения (рис. 8).

Представленные на рис. 8 поля температур для трех случаев величины $\delta_{щок}$ (0,7 мм, 0,93 мм, 0,95 мм) позволяют определить механизм такого поведения параметров. Видно, что первоначально область высоких температур примыкает к поверхности боковой стенки камеры. При этом температура стенки превышает допустимую. В этом случае область высокотемпературных химических реакций занимает практически весь объем КС, что обуславливает высокую полноту сгорания при значениях φ_k , близких к единице. По мере увеличения $\delta_{щок}$ происходит оттеснение высокотемпературных потоков от стенки КС, что приводит одновременно к снижению температуры этой стенки и к уменьшению объема области высоких температур в КС, т. е. к снижению φ_k . В точке минимального значения температуры боковой стенки КС, равного 1600К, при $\delta_{щок} = 0,93$ мм наблюдается

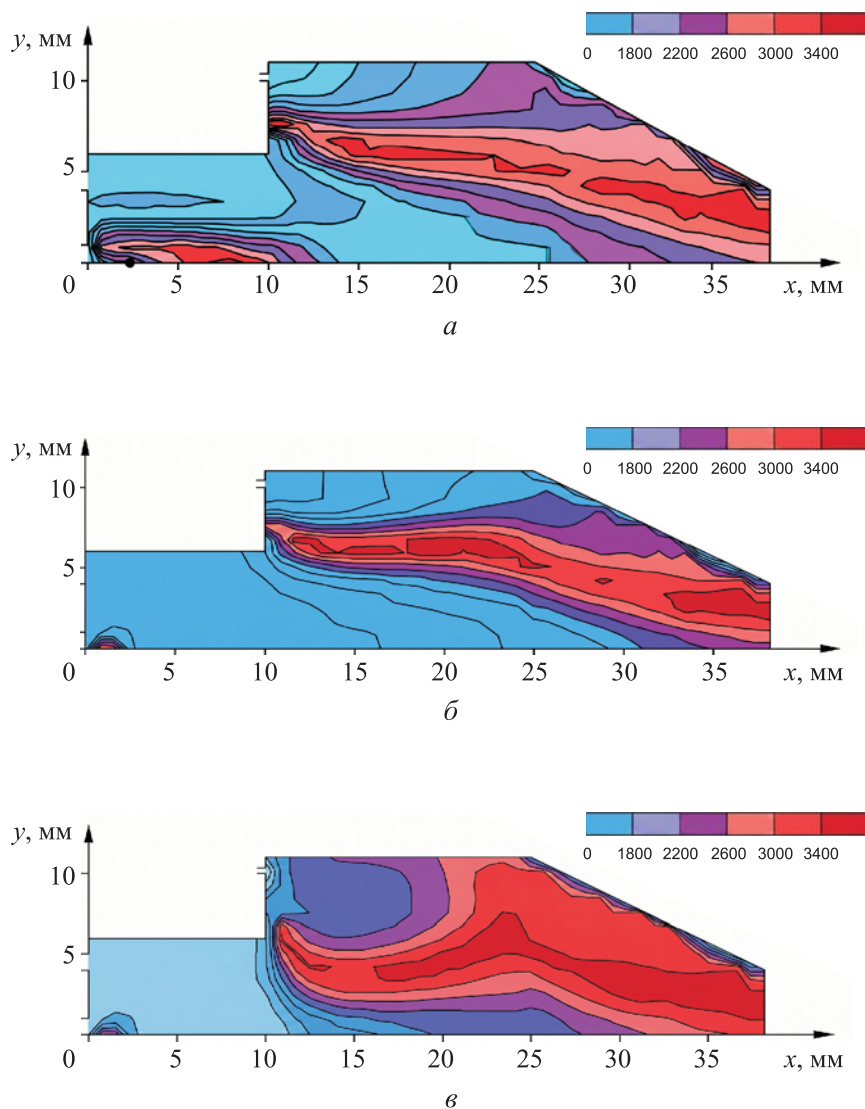


Рис. 8. Поле температур в КС при $\delta_{\text{щок}}$, равного 0,7 мм (а); 0,93 (б); 0,95 мм (в)

значение $\varphi_k = 0,895$. Это свидетельствует о принципиальной возможности обеспечения удовлетворительного теплового состояния боковой стенки внутренним завесным охлаждением для рассматриваемой КС. На рис. 8, б видно, что высокотемпературная зона отнесена от боковой стенки КС настолько, что максимальная температура на этой стенке не превышает допустимые 1800K. Но при дальнейшем снижении $\delta_{\text{щок}}$ происходит скачкообразное повышение $T_{\text{ст}}$, сопровождающееся таким же быстрым темпом роста φ_k . При этом $T_{\text{ст}}^{\text{max}}$ камеры превышает допустимую, что не позволяет осуществить

надежную теплозащиту КС при больших значениях $\delta_{\text{шок}}$. На рис. 8, в видно, что в этом случае, как и в случае $\delta_{\text{шок}} = 0,7$ мм и ниже, происходит примыкание области высокотемпературных химических реакций к боковой стенке КС.

Анализ соотношений, заложенных в физико-математическую модель исследуемого рабочего процесса, позволяет объяснить наличие экстремумов по $T_{\text{ст}}$ и φ_k . Поскольку основной вклад в турбулизацию течения в КС вносит поток окислителя, массовый расход которого при стехиометрическом соотношении компонентов вчетверо больше массового расхода горючего, то, согласно формуле (7), увеличение щели подачи окислителя приводит к снижению турбулентного перемешивания газообразных компонентов и образованию вблизи боковой стенки КС зоны с повышенной концентрацией окислителя за счет прилипания этой струи к стенке по эффекту Коанда. В то же время, в соответствии с соотношением (3) рост ширины щели подачи окислителя приводит к уменьшению импульса струи окислителя на входе в КС, что в соответствии с формулой (2) снижает донное давление и элиминирует сам эффект Коанда. Взаимодействие этих тенденций приводит к тому, что оттеснение высокотемпературной зоны от боковой стенки КС имеет место только в узком диапазоне $\delta_{\text{шок}}$.

Заключение. Из проведенных расчетных исследований можно сделать ряд выводов. Так, пониженное донное давление, создаваемое импульсом струи газообразного окислителя, подаваемого в КС РДМТ, способно в условиях реального рабочего процесса прижать эту струю к боковой стенке КС за счет эффекта Коанда и экранировать боковую стенку от высокотемпературных продуктов сгорания.

С помощью указанного эффекта можно обеспечить удовлетворительное тепловое состояние боковой стенки КС, не используя других схем теплозащиты, при условии исполнения этой стенки из ниобия с покрытием дисилицидом молибдена.

Существует диапазон геометрических и режимных параметров исследованной конструкции КС РДМТ на компонентах газообразный кислород и газообразный метан, в котором достаточно использовать внутреннее завесное охлаждение боковой стенки КС. Вне этого диапазона происходит прорыв ПС к боковой стенке, и дальнейшее обеспечение удовлетворительного теплового состояния потребует применения других способов теплозащиты.

Использование внутреннего завесного охлаждения КС РДМТ приводит к снижению коэффициента камеры РДМТ вследствие отклонения коэффициента избытка окислителя в пристенной области от термодинамически оптимального.

Теплозащита боковой стенки исследуемой конструкции КС механизмом внутреннего завесного охлаждения возможна в случае

изменения $\delta_{\text{щок}}$ от 0,9 до 0,93 мм при расстоянии от этой щели до боковой стенки, равном 1 мм. При этом для снижения максимальной температуры боковой стенки до 1800К требуется уменьшить коэффициент камеры до 0,883.

В дальнейшем полученные результаты планируется использовать для проектирования системы охлаждения РДМТ ориентации и стабилизации космических аппаратов, а также для РД на компонентах газообразный кислород — газообразный метан.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Вахниченко В.В., Петров В.И. Обоснование целесообразности опережающего создания кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя для перспективных ракет-носителей легкого, среднего и тяжелого классов. *Космонавтика и ракетостроение*, 1998, № 8, с. 112–118.
- [2] Ягодников Д.А., Чертков К.О., Антонов Ю.В., Новиков А.В. Численное исследование рабочего процесса в восстановительном газогенераторе кислород-метанового ЖРД разгонного блока. *Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 5, с. 12–25.
- [3] Коватова Ю.С., Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Хохлов А.Н., Казеннов И.С. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан. *Вестник МАИ*, 2011, т. 18, № 3, с. 45–54.
- [4] Антонов Ю.В., Ягодников Д.А., Новиков А.В., Лапицкий В.И., Буркальцев В.А., Новиков В.И. Экспериментальное исследование рабочего процесса в камере ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива метан + кислород. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2007, № 2 (67), с. 35–43.
- [5] Ягодников Д.А., Антонов Ю.В., Новиков А.В., Стриженко П.П., Быков Н.И. Исследование процесса течения кислорода в рубашке охлаждения камеры ЖРД. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2014, № 6, с. 3–19.
- [6] Новиков А.В., Андреев Е.А., Бардакова Е.И. Расчетное исследование теплового состояния камеры ракетного двигателя малой тяги, работающей на газообразных компонентах топлива кислород + метан с регенеративным наружным охлаждением элементов конструкции окислителем. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 11. EDN EVTFFE
- [7] Новиков А.В., Андреев Е.А., Бардакова Е.И. Расчетное исследование теплового состояния камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива с учетом осевых перетечек теплоты по огневой стенке камеры сгорания. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 6. EDN GIDAPV
- [8] Чудина Ю.С., Боровик И.Н., Козлов А.А. Конструкция и огневые испытания кислородно-метанового двигателя тягой 200 Н. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2017, № 51. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.03
- [9] Новиков А.В., Андреев Е.А., Бардакова Е.И. Расчетное исследование различных схем смесеобразования и определение влияния основных факторов на параметры рабочего процесса в камере сгорания РДМТ. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-12-2325>

- [10] Валеев Е.В., Власов Д.А., Постовалов И.В., Гатаулин Ф.Ф., Жасан М.С., Кузьяров Н.Ф. Применение эффекта Коанда в авиации. *Международный научный журнал «Молодой ученый»*, 2024, № 3 (502), с. 4–7.
- [11] Trancossi M. An overview of scientific and technical literature on coanda effect applied to nozzles. *SAE International*, 2011. DOI: 10.4271/2011-01-2591
- [12] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Машиностроение, 1968, 461 с.
- [13] Шлихтинг Г. *Теория пограничного слоя*. Москва, Наука, 1969, 744 с.
- [14] Госмен А.Д., Халил Е.Е., Уайтлоу Дж. *Расчет двумерных турбулентных рециркуляционных течений*. Москва, Машиностроение, 1982, т. 1, с. 247–268.
- [15] Госмен А.Д., Пан В.М., Ранчел А.К., Сполдинг Д.Б., Вольфштейн М. *Численные методы исследования течений вязкой жидкости*. Москва, Мир, 1972, 327 с.
- [16] Новиков А.В., Андреев Е.А., Бардакова Е.И. Расчетные исследования по оптимизации геометрии камеры сгорания РДМТ на газообразных компонентах топлива. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 11 (119). DOI: 10.18698/2308-6033-2021-11-2129

Статья поступила в редакцию 19.03.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Таран К.А., Новиков А.В. Расчетное исследование влияния эффекта Коанда на организацию дальнобойных газовых завес в камере сгорания ракетного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 7. EDN ILOQIJ

Таран Константин Алексеевич — студент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: taranka@student.bmstu.ru

Новиков Артур Витальевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 20 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований течения жидкости и газа в сложных структурных средах. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Calculation-Based Study of the Influence of the Coandă Effect on the Formation of Long-Range Gas Curtains in a Rocket Engine Combustion Chamber

© K.A. Taran, A.V. Novikov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

A numerical study of the operating process in a model low-thrust rocket engine using gaseous oxygen and gaseous methane as propellants was carried out. A physical and mathematical model describing the interaction between a jet flowing around a step and the wall was considered. This phenomenon is known as the Coandă effect. The influence of the Coandă effect on the organization of film cooling was investigated by varying the operating parameters, namely the oxidizer injection slot width and the combustion chamber diameter. The effects of these parameters on the wall temperature and chamber efficiency coefficient were studied. Dependences of the chamber efficiency coefficient on the oxidizer injection slot width and combustion chamber diameter were obtained, on the basis of which the optimal dimensions providing a chamber efficiency coefficient of 0.883 were determined. In addition, distributions of wall temperature versus the axial coordinate x for different values of the oxidizer injection slot width and combustion chamber diameter were obtained, confirming that the selected parameters ensure a maximum wall temperature not exceeding the allowable value of 1800 K. Based on the obtained temperature fields, the physics of the process was analyzed, and the factors responsible for the observed behavior of the chamber efficiency coefficient and wall temperature were identified, namely the opposite effects of flow turbulence in the combustion chamber and base pressure.

Keywords: numerical study, methane, oxygen, film cooling, Coandă effect, base pressure

REFERENCES

- [1] Vakhnichenko V.V., Petrov V.I. Obosnovanie tselesoobraznosti operezhayushchego sozdaniya kislorodno-metanovogo zhidkostnogo raketnogo dvigatelya dlya perspektivnykh raket-nositeley legkogo, srednego i tyazhelogo klassov [Justification of the Expediency of Advanced Development of an Oxygen-Methane Liquid-Propellant Rocket Engine for Prospective Light-, Medium-, and Heavy-Class Launch Vehicles]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 1998, no. 8, pp. 112–118.
- [2] Yagodnikov D.A., Chertkov K.O., Antonov Yu.V., Novikov A.V. Chislennoe issledovanie rabochego protsessa v vosstanovitel'nom gazogeneratore kislorod-metanovogo ZhRD razgonnogo bloka [Numerical Investigation of the Working Process in a Fuel-Rich Oxygen–Methane Gas Generator of an Upper-Stage Liquid Rocket Engine]. *Aerokosmicheskiy nauchnyy zhurnal — Aerospace Scientific Journal*, 2015, no. 5, pp. 12–25.
- [3] Kovateva Yu.S., Vorobyev A.G., Borovik I.N., Khokhlov A.N., Kazennov I.S. Zhidkostnyy raketnyy dvigatel maloy tyagi na toplive gazoobraznyy kislorod i gazoobraznyy metan [Low-Thrust Liquid Rocket Engine Using Gaseous Oxygen and Gaseous Methane as Propellants]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 45–54.
- [4] Antonov Yu.V., Yagodnikov D.A., Novikov A.V., Lapitskiy V.I., Burkal'tsev V.A., Novikov V.I. Eksperimentalnoe issledovanie rabochego protsessa v kamere

- raketnogo dvigatelya maloy tyagi na gazoobraznykh komponentakh topliva metan + kislorod [Experimental Investigation of the Working Process in the Chamber of a Low-Thrust Rocket Engine Using Gaseous Methane and Oxygen as Propellants]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2007, no. 2 (67), pp. 35–43.
- [5] Yagodnikov D.A., Antonov Yu.V., Novikov A.V., Strizhenko P.P., Bykov N.I. Issledovanie protsessa techeniya kisloroda v rubashke okhlazhdeniya kamery ZhRD [Investigation of Oxygen Flow in the Cooling Jacket of a Liquid-Propellant Rocket Engine Chamber]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2014, no. 6, pp. 3–19.
- [6] Novikov A.V., Andreev E.A., Bardakova E.I. Raschetnoe issledovanie teplovogo sostoyaniya kamery raketnogo dvigatelya maloy tyagi, rabotayushey na gazoobraznykh komponentakh topliva kislorod + metan s regenerativnym naruzhnym okhlazhdeniem elementov konstruktssii oksislitelem [Computational Study of the Thermal State of a Low-Thrust Rocket Engine Chamber Operating on Gaseous Oxygen and Methane with Regenerative External Cooling of Structural Elements by Oxidizer]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 11. EDN EVTFEE
- [7] Novikov A.V., Andreev E.A., Bardakova E.I. Raschetnoe issledovanie teplovogo sostoyaniya kamery sgoraniya raketnogo dvigatelya maloy tyagi na gazoobraznykh komponentakh topliva s uchetom osevykh peretechek teploty po ognevoy stenke kamery sgoraniya [Computational Study of the Thermal State of a Low-Thrust Rocket Engine Combustion Chamber Operating on Gaseous Propellants with Consideration of Axial Heat Transfer Along the Hot Wall of the Combustion Chamber]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2025, iss. 6. EDN GIDAPV
- [8] Chudina Yu.S., Borovik I.N., Kozlov A.A. Konstruktsiya i ognevye ispytaniya kislorodno-metanovogo dvigatelya tyagoy 200 N [Design and Hot-Fire Tests of a 200 N Oxygen-Methane Rocket Engine]. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2017, no. 51. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.03
- [9] Novikov A.V., Andreev E.A., Bardakova E.I. Raschetnoe issledovanie razlichnykh skhem smeseobrazovaniya i opredelenie vliyaniya osnovnykh faktorov na parametry rabocheho protsessa v kamere sgoraniya RDMT [Computational Study of Various Mixture Formation Schemes and Determination of the Influence of Key Factors on the Operating Process Parameters in a Low-Thrust Rocket Engine Combustion Chamber]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2023, iss. 12. DOI: 10.18698/2308-6033-2023-12-2325
- [10] Valeev E.V., Vlasov D.A., Postovalov I.V., Gataulin F.F., Zhasan M.S., Kuziyarov N.F. Primenenie effekta Koanda v aviatsii [Application of the Coandă Effect in Aviation]. *Mezhdunarodnyy nauchnyy zhurnal Molodoy uchenyy — Young Scientist*, 2024, no. 3 (502), pp. 4–7.
- [11] Trancossi M. An overview of scientific and technical literature on Coandă effect applied to nozzles. *SAE International*, 2011. DOI: 10.4271/2011-01-2591
- [12] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1968, 461 p.
- [13] Schlichting H. *Boundary-Layer Theory*. McGraw-Hill Book Company, 1968 [In Russ.: Shlikhting G. *Teoriya pogrannichnogo sloya*. Moscow, Nauka Publ., 1969, 744 p.].

- [14] Gosman A.D., Khalil E.E., Whitelaw J.H. *Heat and Mass Transfer in Recirculating Flows*. Academic Press, 1969 [In Russ.: Gosmen A.D., Khalil E.E., Uaytlou Dzh. Raschet dvumernykh turbulentnykh retsirkulyatsionnykh techeniy. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982, vol. 1, pp. 247–268].
- [15] Gosman A.D., Pun W.M., Runchal A.K., Spalding D.B., Wolfshtein M. *Heat and Mass Transfer in Recirculating Flows*. Academic Press, 1969 [In Russ.: Gosmen A.D., Pan V.M., Ranchel A.K., Spolding D.B., Volshtein M. Chislennyye metody issledovaniya techeniy vyazkoy zhidkosti. Moscow, Mir Publ., 1972, 327 p.].
- [16] Novikov A.V., Andreev E.A., Bardakova E.I. Raschetnye issledovaniya po optimizatsii geometrii kamery sgoraniya RDMT na gazoobraznykh komponentakh topliva [Computational studies on optimization of the combustion chamber geometry of a low-thrust rocket engine using gaseous propellant components]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2021, iss. 11 (119). DOI: 10.18698/2308-6033-2021-11-2129

Taran K.A., student of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: taranka@student.bmstu.ru

Novikov A.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 20 scientific publications in the field of experimental and theoretical studies of liquid and gas flows in complex structured media. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru