

## Расчетное исследование эффективности системы подачи компонентов в модельном ракетном двигателе малой тяги на кислород-метане

© К.Е. Ковалёв, К.В. Федотова, О.А. Ворожеева

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Рассмотрен модельный ракетный двигатель малой тяги на экологически чистых газообразных компонентах кислород–метан в качестве научно-технического задания, полученного авторами в ходе предварительных экспериментальных исследований. Конструкция двигателя позволяет исследовать влияние конфигурации смесительного узла, а именно расположения отверстий подачи и наличия или отсутствия закрутки компонентов на эффективность процесса смешения. Численное моделирование, проведенное в трехмерной стационарной постановке «холодного» смешения газообразных кислорода и метана, основано на решении осредненных по Фавру уравнений Навье — Стокса, замкнутых моделью турбулентности  $k-\omega$ -SST и уравнением состояния идеального газа. Приведены результаты расчета для различных конфигураций смесительного узла. Показано, что наиболее эффективным для рассматриваемого модельного ракетного двигателя малой тяги является способ подачи газообразных компонентов с закруткой в одном направлении.*

**Ключевые слова:** ракетный двигатель малой тяги, газообразные компоненты, кислород, метан, смесительный узел, смешение, численное моделирование

**Введение.** Требования к компонентам современных двигательных установок (ДУ) летательных аппаратов (ЛА) помимо обеспечения высоких энергетических характеристик заключаются в низкой стоимости, экологической безопасности и низкой токсичности. Данным требованиям в полной мере отвечает топливная пара кислород—метан. Учитывая необходимость унификации топлива для ДУ всех ступеней ракеты-носителя, а также вспомогательных ДУ, вышеуказанные компоненты представляют значительный интерес для ракетных двигателей малой тяги (РДМТ).

Ракетный двигатель малой тяги на компонентах кислород—метан работает по схеме газ—газ, поэтому помимо общих особенностей организации рабочего процесса в ДУ данного типа, а именно: малых расходов компонентов и числа форсунок, низкого давления в камере сгорания (КС), отсутствия регенеративной системы охлаждения, работы как в непрерывном, так и импульсном режиме, сложности обеспечения надежного воспламенения [1], появляются дополнительные проблемы в поддержании надежного охлаждения конструкции.

Отсутствие регенеративной системы охлаждения в РДМТ обуславливает необходимость использования холодной завесы одного из компонентов для защиты смесительной головки и огневой стенки КС.

В качестве завесы в РДМТ на компонентах кислород—метан необходимо использовать один из газообразных компонентов, который затем смешивается и сгорает с другим компонентом в условиях малого количества форсунок и значительных габаритных ограничений.

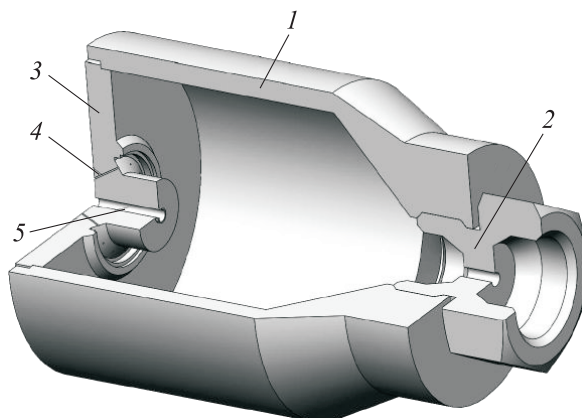
Исследование процессов смесеобразования и горения является одним из важнейших этапов при создании ДУ новых типов. В настоящее время для минимизации сроков и стоимости проектно-конструкторских работ без ущерба качеству создаваемого изделия широко используются методы численного моделирования, позволяющие исключить или частично сократить этап экспериментальной отработки [2–4]. Как демонстрируют исследования других авторов, горение в камере РДМТ носит преимущественно диффузионный характер [5–7], т. е. время смешения компонентов значительно превышает время протекания химических реакций горения. В связи с этим для предварительной оценки наиболее оптимальной конфигурации узла подачи компонентов возможно применение результатов численного моделирования «холодного» смешения.

Цель данной работы — разработать математическую модель течения двухкомпонентной гомогенной газовой смеси в трехмерной постановке и провести расчетно-теоретические исследования характеристик процесса смесеобразования в КС модельного РДМТ на газообразных компонентах кислород и метан.

**Конструкция модельной камеры РДМТ.** Для численного исследования процесса смешения в камере РДМТ использован разработанный на кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана модельный двигатель [8, 9]. На рис. 1 представлена упрощенная трехмерная модель рассматриваемого РДМТ. На основе данной конструкции сформирована расчетная область, представляющая собой внутренний объем камеры.

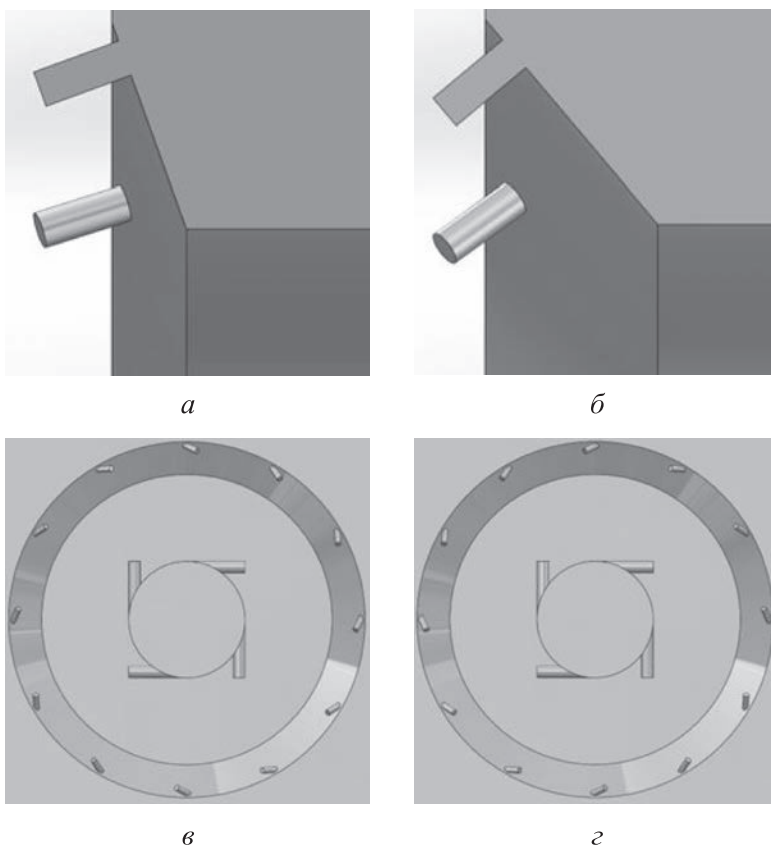
В исходной конфигурации смесительной головки 3 РДМТ (см. рис. 1) окислитель без закрутки подается в КС через 12 одинаковых отверстий 4 (расположенных под углом к оси КС), где смешивается с газообразным метаном, который, претерпевая предварительную закрутку, поступает в камеру через отверстие 5. Сопловой блок 2 фиксируется в камере 1 модельного РДМТ посредством резьбового соединения, что обеспечивает возможность его обслуживания и замены.

Поскольку процесс горения в КС РДМТ протекает преимущественно в диффузионном режиме, то одним из важнейших параметров является соотношение компонентов, от которого зависят устойчивость рабочего процесса, полнота сгорания топлива, тепловые режимы работы стенок. Для достижения высокой эффективности рабочего процесса в РДМТ необходимо обеспечивать равномерное распределение величины соотношения компонентов по поперечным сечениям на минимальной длине камеры.



**Рис. 1.** Конструкция модельного РДМТ:

1 — камера модельного РДМТ; 2 — сопловой блок; 3 — смесительная головка;  
4 — отверстия подачи окислителя; 5 — отверстие подачи горючего



**Рис. 2.** Конфигурации смесительной головки:

*a* — угол наклона отверстий подачи окислителя  $\beta = 20^\circ$ ; *б* — угол наклона отверстий подачи окислителя  $\beta = 40^\circ$ ; *в* — закрутка окислителя и горючего в одном направлении; *г* — закрутка окислителя и горючего в разных направлениях

Исходная конфигурация модельного РДМТ отличается простотой и надежностью, однако в ходе предварительных экспериментальных исследований выявлен ряд особенностей, которые требуется дополнительно исследовать и оптимизировать. В частности, на некоторых режимах работы показатель эффективности рабочего процесса достигал сравнительно низких значений, что, вероятно, связано с низким качеством смесеобразования в КС.

В исходной геометрии смесительной головки отверстия подачи окислителя расположены под углом  $\beta = 30^\circ$  к оси камеры модельного РДМТ без закрутки потока. В ходе предварительного анализа существующего узла смешения разработаны его альтернативные конфигурации (рис. 2), а именно рассмотрены различные способы подачи окислителя в камеру сгорания при неизменной геометрии узла подачи горючего.

**Численное моделирование смешения.** Течение двухкомпонентной гомогенной сжимаемой газовой смеси в трехмерной стационарной постановке описывается системой дифференциальных уравнений законов сохранения, осредненных по Фавру. При этом плотность  $\rho$  и давление  $p$  осредняются по Рейнольдсу, а для прочих переменных  $f$  вводятся средневзвешенные значения:

$$\tilde{f} = \frac{\overline{\rho f}}{\rho}.$$

В результате система законов сохранения массы, количества движения и скаляра с использованием правила суммирования по повторяющимся индексам представляется в следующем виде (знаки осреднения для простоты опущены):

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) &= 0; \\ \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\tau_{ij} + \tau_{t,ij}); \\ \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i Y_h) &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \rho D_h \frac{\partial Y_h}{\partial x_i} \right). \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь  $u_i$  — компоненты вектора скорости осредненного течения;  $\rho$  — плотность смеси;  $p$  — давление;  $\tau_{ij}$  — тензор вязких напряжений;  $i, j$  — декартовы координаты;  $h$  — порядковый номер компонента, используемого в расчете;  $Y_h$  — массовая доля  $h$ -го компонента смеси;  $D_h$  — коэффициент диффузии  $h$ -го компонента смеси.

Для определения компонентов тензора вязких напряжений используется закон Ньютона:

$$\tau_{ij} = \mu \left[ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_\xi}{\partial x_\xi} \right],$$

где  $\mu$  — коэффициент молекулярной динамической вязкости;  $\delta_{ij}$  — символ Кронекера;  $\xi$  — декартовы координаты.

Для замыкания системы уравнений и определения связи между тензором турбулентных рейнольдсовых напряжений  $\tau_{t,ij} = -\rho u_i' u_j'$  с параметрами осредненного движения используется двухпараметрическая модель турбулентности  $k$ — $\omega$ -SST [10]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + P_k - \beta^* \rho \omega k; \\ \frac{\partial(\rho u_i \omega)}{\partial x_i} &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \gamma \frac{\rho}{\mu_t} P_k - \beta \rho \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega}, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $k$  — кинетическая энергия турбулентности;  $\omega$  — удельная скорость диссипации кинетической энергии турбулентности;  $\mu_t$  — коэффициент турбулентной вязкости;  $F_1$  — эмпирическая «весовая» функция, которая во внутренней части пограничного слоя близка к нулю, а во внешней — к единице;  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\omega$ ,  $\beta$ ,  $\beta^*$ ,  $\gamma$  — эмпирические константы.

Эмпирические константы модели определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} \sigma_k &= 1 + 0,15F_1; \quad \sigma_\omega = 0,856 - 0,356F_1; \\ \beta &= 0,0828 - 0,0078F_1; \quad \beta^* = 0,09; \\ \gamma &= 0,441 + 0,112F_1. \end{aligned}$$

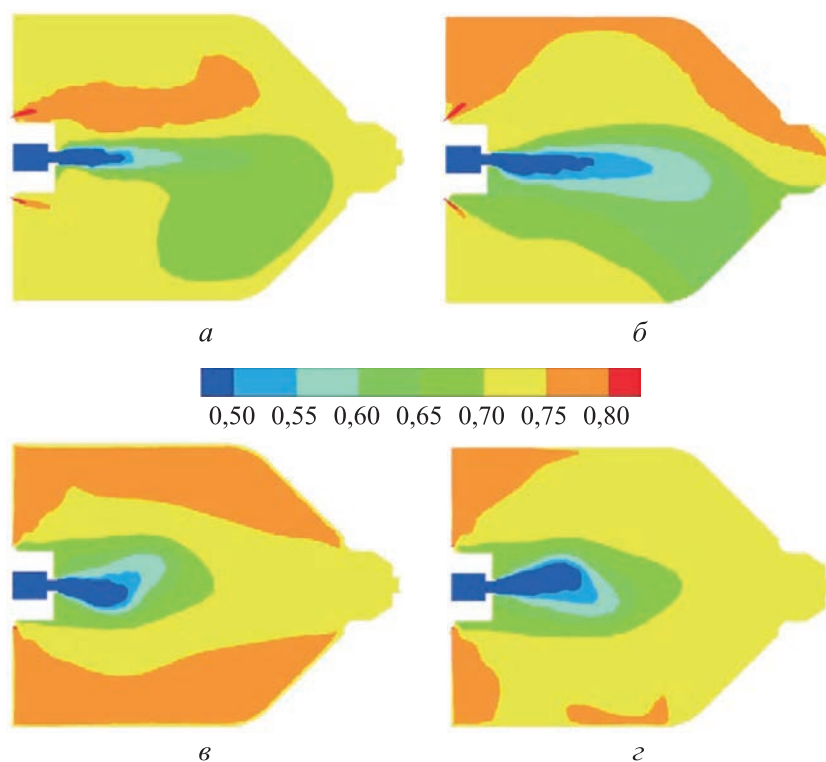
На основании вышеприведенной математической модели проведена серия расчетов для исходной и выбранных альтернативных конфигураций узла смешения при коэффициенте избытка окислителя  $\alpha = 0,7$ , соответствующем типовому режиму работы исследуемого модельного РДМТ. Стехиометрическое соотношение для компонентов кислород—метан  $K_{m0} = 3,989$ . Выбранному соотношению компонентов соответствуют следующие массовые доли компонентов: кислород —  $g_{O_2} = 0,736$ ; метан —  $g_{CH_4} = 0,264$ .

Основная задача при подаче компонентов топлива состоит в том, чтобы на минимальной длине КС обеспечить равномерность распределения компонентов в заданном соотношении. Для решения данной задачи необходимо организовать соответствующее распределение компонентов вблизи смесительной головки. При этом в области,

непосредственно прилегающей к смесительной головке, возникают обратные токи газа, приводящие к дополнительной турбулизации потока. Образовавшиеся квазистационарные вихри могут в общем случае содержать либо продукты сгорания, либо непрореагировавшие компоненты топлива и приводят к перетеканию газа вдоль огневых стенок КС.

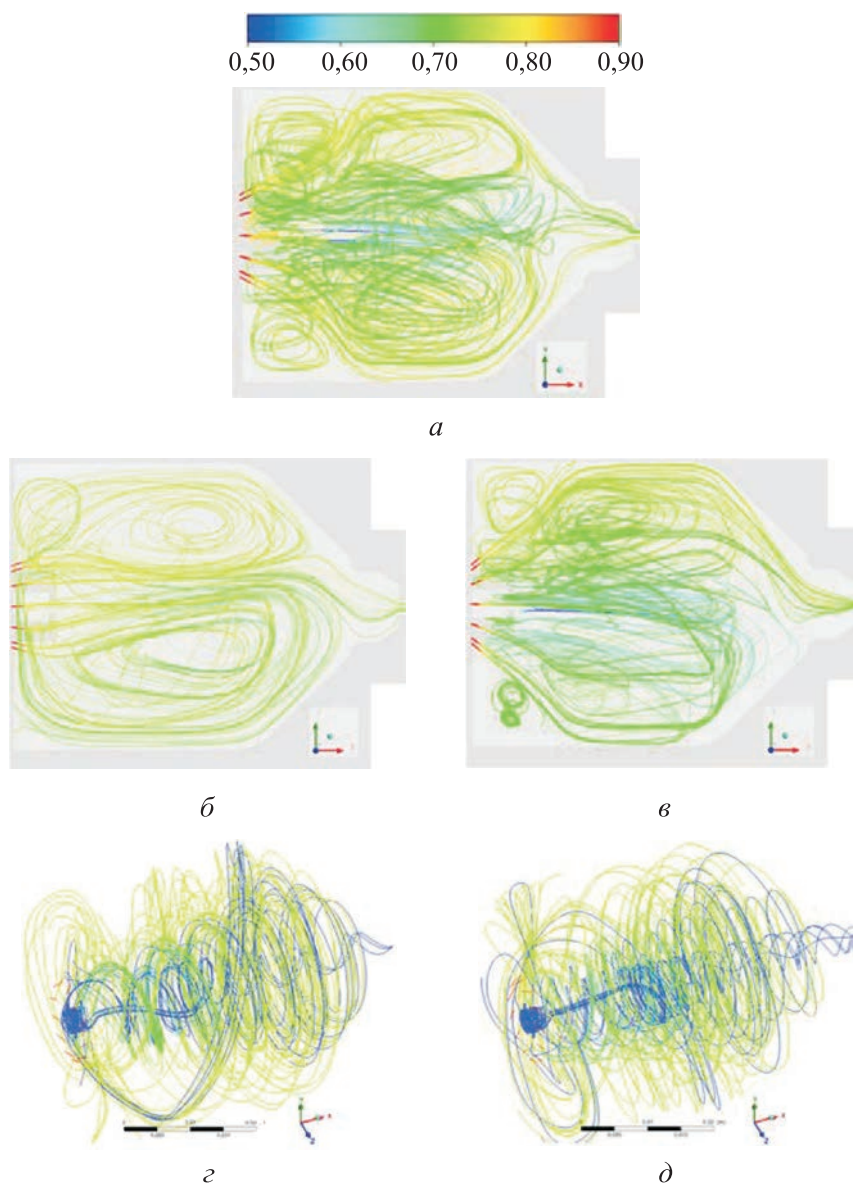
Следует отметить, что горение в рассматриваемой модельной КС инициируется электрической искровой системой зажигания, расположенной на цилиндрической стенке. Таким образом, для надежного воспламенения смеси окислителя с горючим необходимо обеспечить их соотношение, близкое к стехиометрическому, около стенки.

Результаты численного моделирования характеристик смешения газообразных компонентов кислород—метан в КС модельного РДМТ на рис. 3 представлены в виде полей массовой доли окислителя в смеси, а на рис. 4 — линии тока метана и кислорода с градиентом по массовой доле окислителя.



**Рис. 3.** Поля массовых долей окислителя:

*a* — угол наклона отверстий  $O_2$   $\beta = 20^\circ$ ; *б* — угол наклона отверстий  $O_2$   $\beta = 40^\circ$ ;  
*в* — закрутка компонентов в одном направлении; *г* — закрутка компонентов в разных направлениях



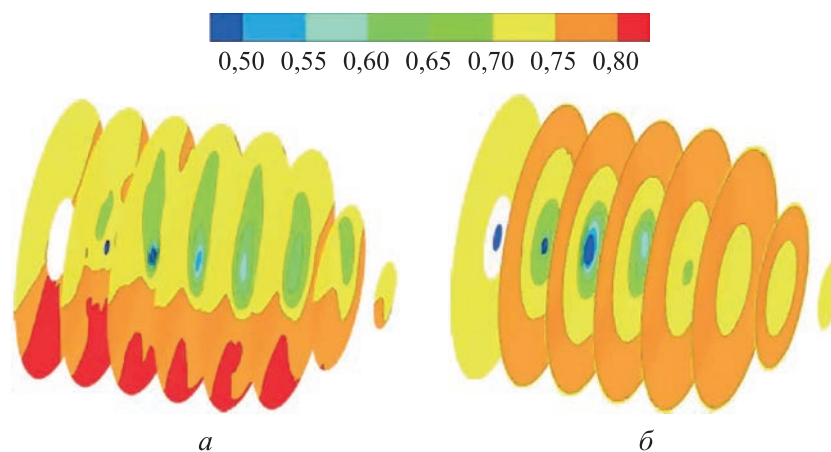
**Рис. 4.** Линии тока потоков окислителя и горючего с градиентом по массовой доле окислителя в смеси:  
*a* — исходная геометрия; *б* — угол наклона отверстий  $O_2$   $\beta = 20^\circ$ ; *в* — угол наклона отверстий  $O_2$   $\beta = 40^\circ$ ; *г* — закрутка компонентов в одном направлении; *д* — закрутка компонентов в разных направлениях

Как показано на рис. 3, *a*, *б*, изменение угла наклона каналов подвода газообразного кислорода, в отличие от закрутки (рис. 3, *в*, *г*), не приводит к выравниванию структуры потока. При угле наклона отверстий подачи кислорода  $\beta = 20^\circ$  (рис. 4, *б*) наблюдаются два крупных вихря, занимающих весь объем КС модельного РДМТ. Увеличение угла наклона в исходной геометрии (рис. 4, *a*) приводит

к тому, что крупные вихревые структуры разделяются на две составляющие: сравнительно меньшие вихри в области смесительной головки, а большие — в центральной части КС. При дальнейшем увеличении угла наклона отверстий до  $\beta = 40^\circ$  (рис. 4, в) продолжают наблюдаться четыре крупных квазистационарных вихря, в которых происходит перетечка компонентов, приводящая к существенной неравномерности их распределения. Формирующиеся вихревые структуры приводят к нестационарному характеру течения, что выражается в колебаниях струи подачи метана. Это затрудняет анализ качества процесса смешения. Данные конфигурации с подачей окислителя без закрутки при горении компонентов могут приводить к неравномерному забросу высокотемпературных компонентов к огненным стенкам.

Поля массовой доли кислорода при закрутке окислителя в одном и разном направлениях с метаном представлены на рис. 3, в, г. Наблюдается существенно более равномерное распределение компонентов в плоскости симметрии КС. Данный эффект достигается благодаря перестройке структуры потока в спиралеобразную форму (рис. 4, г, д) и разрушению крупных вихрей. При этом закрутка в одном направлении представляется более целесообразной, поскольку позволяет получить равномерное распределение окислителя вдоль огневой стенки, что при соответствующем подборе параметров режима позволит обеспечить завесное охлаждение конструкции.

Поля массовых долей окислителя в поперечных сечениях вдоль оси КС модельного РДМТ представлены на рис. 5.



**Рис. 5.** Поля массовых долей окислителя в поперечных сечениях вдоль оси камеры сгорания:

*а* — исходная геометрия; *б* — закрутка компонентов в одном направлении

При подаче компонентов в исходной геометрии наблюдается существенная неравномерность (рис. 5, *а*), связанная с вышеуказанными особенностями структуры потока. Закрутка компонентов в одном



направлении позволяет получить квазистационарное течение с равномерным распределением компонентов в поперечных сечениях КС (рис. 5, б). Данный тип подачи также позволит получить надежное воспламенение смеси кислорода с метаном как в непрерывном, так и в импульсном режиме работы.

**Заключение.** В результате численного моделирования процесса смесеобразования в КС модельного РДМТ на компонентах кислород—метан получены рекомендации по модификации смесительной головки в целях повышения качества рабочего процесса. В частности, численно продемонстрировано, что:

1) подача кислорода без закрутки при заданной геометрии КС приводит к образованию крупных вихревых структур, в результате чего наблюдается существенно нестационарный поток и неравномерное распределение компонентов;

2) закрутка окислителя против направления закрутки горючего приводит к стабилизации потока, но при этом сохраняется неравномерное распределение компонентов вдоль стенки;

3) закрутка окислителя в одном направлении с горючим позволяет добиться равномерности распределения компонентов по поперечным сечениям камеры, а также вдоль стенки.

*Работа выполнена при поддержке гранта  
Президента РФ МК-3410.2022.4.*

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Андреев Е.А., Новиков А.В., Шацкий О.Е. Расчетное и экспериментальное исследование надежности запуска и выхода на режим ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах кислород + метан с электроискровым зажиганием. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 4 (64). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-4-1606>
- [2] Новиков А.В., Ягодников Д.А., Буркальцев В.А., Лапицкий В.И. Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан-кислород. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2004, спец. вып. «Теория и практика современного ракетного двигателестроения», с. 8–17.
- [3] Ваулин С.Д., Салич В.Л. Методика проектирования высокоэффективных ракетных двигателей малой тяги на основе численного моделирования внутрикамерных процессов. *Вестник ЮУрГУ. Сер. Машиностроение*, 2012, № 12, с. 43–50.
- [4] Салич В.Л. Математическое моделирование рабочего процесса камеры ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе. *CAD/CAM/CAE Observer. Машиностроение и смежные области*, 2015, № 7 (99), с. 31–36.
- [5] Кочанов А.В., Клименко А.Г. Исследования проблем создания ракетных двигателей малой тяги на экологически чистых газообразных топливах. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2006, № 3, с. 64–73.

- [6] Кутуев Р.Х., Лебедев И.Н., Салич В.Л. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых топливных композициях. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2009, № 3, с. 101–109.
- [7] 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, с. 26–38.
- [8] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Расчетное исследование теплового состояния ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород-метан, работающего в импульсном режиме. *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн.*, 2014, № 11. с. 330–344.
- [9] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Численное исследование влияния режимных параметров на тепловое состояние конструкции ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород-метан при работе в импульсном режиме. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-1-1570>
- [10] Гарбарук А.В. *Современные подходы к моделированию турбулентности*. Санкт-Петербург, Изд-во Политехн. ун-та, 2016, 234 с.

Статья поступила в редакцию 07.10.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ковалёв К.Е., Федотова К.В., Ворожеева О.А. Расчетное исследование эффективности системы подачи компонентов в модельном ракетном двигателе малой тяги на кислород-метане. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-10-2217>

**Ковалёв Кирилл Евгеньевич** — старший преподаватель кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область деятельности и научных интересов: ракетные двигатели на жидком и твердом топливе, численное моделирование и экспериментальное исследование тепломассообмена в камерах сгорания ракетных двигателей. e-mail: kovalev.k@bmstu.ru

**Федотова Ксения Викторовна** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область деятельности и научных интересов: рабочие процессы в камерах сгорания ракетных и реактивных двигателей, численное моделирование и экспериментальные исследования особенностей течения, теплообмена и горения в камерах сгорания ракетных и реактивных двигателей. e-mail: fedotova@bmstu.ru

**Ворожеева Олеся Андреевна** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область деятельности и научных интересов: жидкостные ракетные двигатели малой тяги, численное моделирование и экспериментальное исследование характеристик рабочего процесса в ракетных двигателях малой тяги. e-mail: oa-vorozheeva@bmstu.ru

## Computational study of the system efficiency of supplying components in the model low-thrust rocket engine on oxygen-methane

© K.E. Kovalev, K.V. Fedotova, O.A. Vorozheeva

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The paper considers a model low-thrust rocket engine using the environmentally friendly gaseous oxygen–methane components as a scientific and technical lead obtained by the authors in the course of preliminary experimental studies. The engine design makes it possible to investigate the influence of the mixing unit configuration, namely position of the supply holes and presence or absence of the components swirling on the mixing process efficiency. Numerical simulation was carried out in a three-dimensional stationary formulation of “cold” mixing of gaseous oxygen and methane and was based on the Favre-averaged Navier — Stokes equations solution closed by the  $k-\omega$ -SST turbulence model and the ideal gas state equation. Calculation results are provided for various configurations of the mixing unit. It is shown that the most efficient method for the considered model low-thrust rocket engine is the method of supplying gaseous components with swirling in a single direction.*

**Keywords:** low-thrust rocket engine, gaseous components, oxygen, methane, mixing unit, mixing, numerical simulation

*The work was executed with support of the Grant from the President of the Russian Federation MK-3410.2022.4.*

### REFERENCES

- [1] Andreev E.A., Novikov A.V., Shatsky O.E. Raschetnoe i eksperimentalnoe issledovanie nadezhnosti zapuska i vykhoda na rezhim raketnogo dvigatelya maloy tyagi na gazoobraznykh komponentakh kislorod+metan s elektroiskrovym zazhiganiem [Calculation and experimental study of reliability of starting and reaching the mode of a low-thrust rocket engine on gaseous oxygen + methane components with the electric spark ignition]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 4 (64). <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-4-1606>
- [2] Novikov A.V., Yagodnikov D.A., Burkaltsev V.A., Lapitsky V.I. Matematicheskaya model i raschet kharakteristik rabocheho protsessa v kamere sgoraniya ZhRD maloy tyagi na komponentakh topliva metan-kislorod [Mathematical model and calculation of the working process characteristics in the combustion chamber of a low-thrust LRE on the methane-oxygen fuel components]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie. Spets. vyp. “Teoriya i praktika sovremennogo raketnogo dvigatelestroyeniya” — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, special issue “Theory and practice of modern rocket propulsion engineering”*, pp. 8–17.
- [3] Vaulin S.D., Salich V.L. Metodika proektirovaniya vysokoeffektivnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi na osnove chislennogo modelirovaniya vnutrikamernykh protsessov [Technique for designing high-efficiency low-thrust rocket engines based on numerical simulation of the inner chamber processes]. *Vestnik YuUrGY. Ser. Mashinostroenie — Herald of the South Ural State University, Series Mechanical Engineering*, 2012, no. 12, pp. 43–50.

- [4] Salich V.L. Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa kamery raketnogo dvigatelya maloy tyagi na kislirodno-vodorodnom toplive [Mathematical simulation of the working process in the chamber of a low-thrust rocket engine on oxygen-hydrogen fuel]. *CAD/CAM/CAE Observer. Mashinostroyeniye i smezhnyye otrasli — Mechanical engineering and related fields*, 2015, vol. 7, no. 99, pp. 31–36.
- [5] Kochanov A.V., Klimenko A.G. Issledovanie problem sozdaniya raketnykh dvigateley maloy tyagi na ekologicheski chistykh gazoobraznykh toplivakh [Investigation of the problems in creating low-thrust rocket engines on environmentally friendly gaseous fuels]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroyeniye — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2006, no 3, pp. 64–73.
- [6] Kutuev R.Kh., Lebedev I.N., Salich V.L. Razrabotka perspektivnykh RDMT na ekologicheski chistykh toplivnykh kompozitsiyakh [Development of promising LTRE on environmentally friendly fuel compositions]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta — Herald of the Samara State Aerospace University*, 2009, no. 3, pp. 101–109.
- [7] Chudina Yu.S., Borovik I.N., Kozlov A.A. Konstruktsiya i ognevye ispytaniya kislorodno-metanovogo dvigatelya tyagoy 200 H [Design and firing tests of the oxygen-methane engine with a thrust of 200 N]. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2017, no. 51, pp. 26–38.
- [8] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. Raschetnoe issledovanie teplovogo sostoyaniya raketnogo dvigatelya maloy tyagi na gazoobraznykh komponentakh topliva kislorod-metan, rabotayushego v impulsnom rezhime [Computational study of the thermal state of a low-thrust rocket engine on gaseous components of oxygen-methane fuel operating in the pulsed mode]. *Nauka i obrazovaniye. MGTU im. N.E. Baumana. Elektr. Zhurnal — Science & Education, Bauman Moscow State Technical University, Electronic Journal*, 2014, no. 11, pp. 330–344.
- [9] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. Chislennoe issledovanie vliyaniya rezhimnykh parametrov na teplovoe sostoyaniye konstruktsii raketnogo dvigatelya maloy tyagi na toplive kislorod-metan pri rabote v impulsnom rezhime [Numerical study of the influence of regime parameters on the thermal state of the low-thrust rocket engine design on the oxygen-methane fuel when operating in the pulsed mode]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 1. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-1-1570>
- [10] Garbaruk A.V. *Sovremennyye podkhody k modelirovaniyu turbulentsosti* [Modern approaches to turbulence simulation]. Saint Petersburg, Polytechnic University Publ., 2016, 234 p.

**Kovalev K.E.**, Senior Lecturer, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Fields of activity and scientific interests: liquid and solid propellant rocket engines, numerical simulation and experimental study of heat and mass transfer in combustion chambers of the rocket engines. e-mail: kovalev.k@bmstu.ru

**Fedotova K.V.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Field of activity and scientific interests: operation processes in combustion chambers of the rocket and jet engines, numerical simulation and experimental studies of the features of flow, heat transfer and combustion in combustion chambers of the rocket and jet engines. e-mail: fedotova@bmstu.ru

**Vorozheeva O.A.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Field of activity and scientific interests: low-thrust liquid-propellant rocket engines, numerical simulation and experimental study of characteristics of the working process in the low-thrust rocket engines.  
e-mail: oa-vorozheeva@bmstu.ru