

Экспериментальное исследование эффективности рабочих процессов в камере ракетного двигателя малой тяги на компонентах кислород–метан

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

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

Представлены экспериментальный стенд и модельный ракетный двигатель малой тяги на экологически чистых газообразных компонентах кислород и метан, работающий на непрерывном и импульсном режимах. Проведена серия огневых стендовых испытаний такого модельного двигателя с целью получить значения критерия эффективности рабочего процесса в камере (коэффициента расходного комплекса) и оценки теплового состояния элементов его конструкции на непрерывном и импульсных режимах работы для различных значений режимных параметров. Температура наружной стенки всех элементов конструкции определена с помощью тепловизора Optris PI160. Показано, что переход с непрерывного на импульсный режим работы модельного ракетного двигателя малой тяги приводит к снижению эффективности рабочего процесса на 30...40 %. Повышение давления в камере сгорания позволяет увеличить полноту сгорания топлива и, следовательно, коэффициент расходного комплекса.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, кислород, метан, коэффициент расходного комплекса, тепловое состояние, экспериментальные исследования

Введение. В настоящее время к вновь разрабатываемым космическим летательным аппаратам (КЛА) и средствам их выведения предъявляются жесткие требования по надежности и экологической безопасности. Среди широкого спектра научных и общехозяйственных задач, выполняемых в условиях ограниченного финансирования, важной является разработка эффективных и экономичных систем управления пространственным положением КЛА, основными исполнительными элементами которых являются ракетные двигатели малой тяги (РДМТ).

Существенным отличием рабочих процессов в камере сгорания (КС) РДМТ от идеальных является неравномерность распределения соотношения компонентов топлива по ее сечению, приводящая к снижению уровня тяги при непрерывном режиме работы двигателя. Наличие ограниченного числа форсунок на смесительной головке и относительно небольшие размеры КС, а, следовательно, и малое время пребывания в ней продуктов сгорания (ПС) приводят к значительной неполноте сгорания топлива и химической неравновесности процессов в камере. Помимо этого, высокое значение геометрической степени расширения сопла вызывает дополнительные потери удельного импульса на трение. Характерный для РДМТ импульсный

режим работы с частотой включения до 10 Гц обуславливает существенную нестационарность протекающих в нем процессов.

При использовании газообразных компонентов топлива невозможно организовать эффективное регенеративное охлаждение камеры РДМТ. В совокупности с влиянием импульсного режима работы двигателя это приводит к аккумуляции тепла в конструкции.

Существующие расчетные методики не помогают воссоздать реальную картину рабочих процессов в камере РДМТ. Характеристики воспламенения и горения топлива, а также параметры теплонапряженного состояния конструкции с учетом динамики протекающего процесса удается получить в ходе огневой экспериментальной отработки двигателей. Это позволяет оптимизировать геометрию камеры РДМТ, изменять схемы организации рабочего процесса с целью добиться наибольшего значения удельного импульса, а также обособить оптимальные тепловое и напряженно-деформированное состояние конструкции. В связи с этим актуальной является экспериментальная отработка как в целом двигательной установки (ДУ) с РДМТ, так и ее отдельных элементов и подсистем.

Обзор экспериментальных исследований рабочих процессов и теплового состояния РДМТ. Экспериментальные исследования рабочих процессов РДМТ проводят во многих отечественных и зарубежных научных центрах. Например, в КБхиммаш им. А.М. Исаева на протяжении ряда лет исследуют процессы смесеобразования и теплового состояния конструкции в жидкостных ракетных двигателях малой тяги (ЖРДМТ) на таких компонентах, как азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ), со струйно-центробежной схемой смешения. Проведенные эксперименты подтверждают надежность выбранной схемы охлаждения конструкции и высокую эффективность процесса на всех режимах работы [1–3]. В статье [4] представлены результаты экспериментальных исследований параметров работы РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе.

В АО «НИИмаш» и Южно-Уральском государственном университете (национальном исследовательском университете) проводят экспериментальные исследования рабочих процессов и теплового состояния РДМТ на компонентах топлива кислород – водород, кислород – этанол, кислород – керосин, кислород – метан [5–8]. В ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» исследовали процесс воспламенения в камерах ЖРДМТ на компонентах топлива кислород – керосин, кислород – этиловый спирт, кислород – метан, кислород – водород [9, 10]. При выполнении экспериментов была реализована двузонная схема организации рабочего процесса с использованием свечей накаливания в качестве средства воспламенения топливной смеси.

В Самарском государственном национальном исследовательском университете имени академика С.П. Королева также экспериментально исследуют различные ЖРДМТ [11].

В МАИ (национальном исследовательском университете) проведен ряд экспериментальных исследований рабочего процесса и теплового состояния ЖРДМТ и РДМТ для различных схем смешения, работающих на компонентах топлива кислород – керосин, кислород – метан, кислород – этиловый спирт, раствор перекиси водорода – керосин [12, 13].

Экспериментальную отработку РДМТ проводят и в зарубежных компаниях, в частности, в Atlantic Research Corporation (США), Messerschmitt-Bolkow-Blohm (Германия), Japan Aerospace Exploration Agency [14, 15].

Экспериментальный стенд для испытаний РДМТ. Представленный в данной работе экспериментальный стенд позволяет проводить огневые испытания РДМТ тягой до 100 Н на газообразных компонентах кислород – метан на непрерывном и импульсном (с частотой до 5 Гц) режимах работы с минимальным временем включения 0,1 с при давлениях в КС до 1,5 МПа. При этом проверяется работоспособность РДМТ и его элементов, определяется ресурс работы, регистрируются энергетические и расходные характеристики, а также тепловое состояние элементов конструкции двигателя на непрерывном и импульсном режимах работы. Полученные результаты позволяют оценить влияние режимных параметров на эффективность рабочего процесса и надежность работы РДМТ.

Основными системами стенда являются системы подачи и хранения компонентов топлива, система управления стендом, система регистрации и обработки информации. На рис. 1 приведена пневмогидравлическая схема (ПГС) стенда. Окислитель (кислород) и горючее (метан) хранятся в баллонах высокого давления, откуда поступают в магистрали подачи компонентов и далее через электромагнитные клапаны КЭМ1 и КЭМ2 подаются в камеру экспериментального РДМТ. Манометры МН1–МН4, редукторы давления РД1 и РД2, дроссельные шайбы Ш1 и Ш2 предназначены для настройки на заданный расход окислителя и горючего. Электромагнитные клапаны КЭМ1 и КЭМ2 обеспечивают подачу окислителя и горючего в КС РДМТ в соответствии с заданной циклограммой испытания.

Коэффициент избытка окислителя α и секундные массовые расходы компонентов определяются по формулам:

$$\alpha = \frac{\dot{m}_{\text{ок}}}{K_{m0}\dot{m}_{\text{Г}}},$$
$$\dot{m}_{\text{ок}} = \mu_{\text{ш.ок}} F_{\text{ш.ок}} \frac{P_{\text{ш.ок}} A_{k \text{ ок}}}{\sqrt{R_{\text{ок}} T_{\text{окр}}}}, \quad \dot{m}_{\text{Г}} = \mu_{\text{ш.Г}} F_{\text{ш.Г}} \frac{P_{\text{ш.Г}} A_{k \text{ Г}}}{\sqrt{R_{\text{Г}} T_{\text{окр}}}},$$

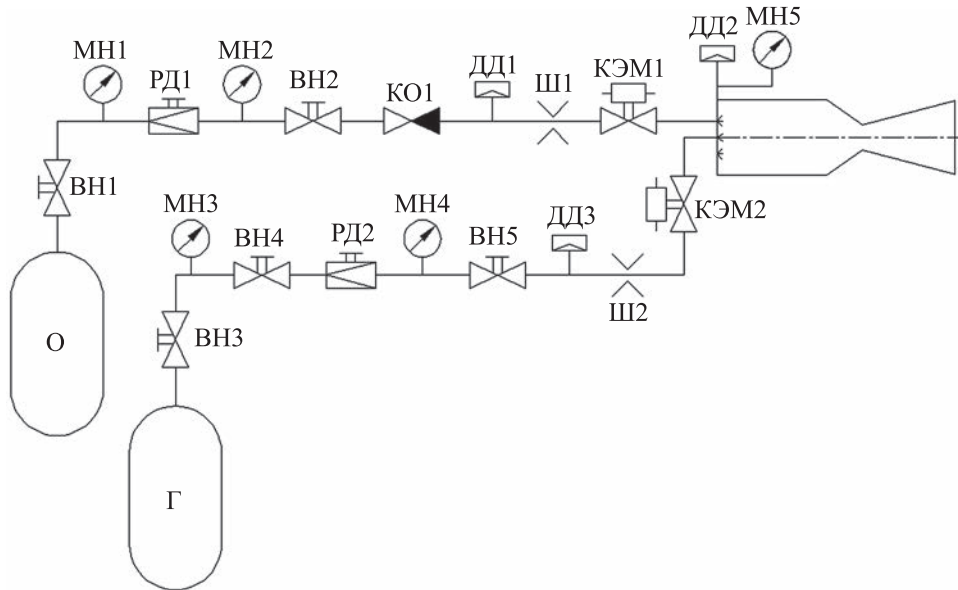


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема стенда:

ВН1–ВН5 — вентили; МН1–МН5 — манометры; РД1, РД2 — редукторы давления; КО1 — клапан обратный; ДД1, ДД2 — датчики давления; Ш1, Ш2 — шайбы дроссельные; КЭМ1, КЭМ2 — клапаны электромагнитные

где $\dot{m}_{\text{ок}}$, $\dot{m}_{\text{Г}}$ — массовый расход окислителя и горючего соответственно; K_{m0} — стехиометрическое соотношение компонентов, для топливной композиции кислород – метан $K_{m0} = 4$; $\mu_{\text{ш.ок}}$, $\mu_{\text{ш.Г}}$ — коэффициент расхода дроссельной шайбы окислителя и горючего соответственно; $F_{\text{ш.ок}}$, $F_{\text{ш.Г}}$ — площадь проходного сечения дроссельной шайбы окислителя и горючего соответственно; $p_{\text{ш.ок}}$, $p_{\text{ш.Г}}$ — давление газа перед дроссельной шайбой окислителя и горючего соответственно; $R_{\text{ок}}$, $R_{\text{Г}}$ — газовая постоянная окислителя и горючего соответственно; $T_{\text{окр}}$ — температура подачи компонентов, соответствующая температуре окружающей среды; $A_{k_{\text{ок}}}$, $A_{k_{\text{Г}}}$ — термодинамический комплекс компонентов, определяемый с использованием показателей адиабаты окислителя $k_{\text{ок}}$ и горючего $k_{\text{Г}}$:

$$A_{k_{\text{ок}}} = \sqrt{k_{\text{ок}}} \left(\frac{2}{k_{\text{ок}} + 1} \right)^{\frac{k_{\text{ок}} + 1}{2(k_{\text{ок}} - 1)}}, \quad A_{k_{\text{Г}}} = \sqrt{k_{\text{Г}}} \left(\frac{2}{k_{\text{Г}} + 1} \right)^{\frac{k_{\text{Г}} + 1}{2(k_{\text{Г}} - 1)}}.$$

Коэффициент расходного комплекса $\varphi_{\text{р}}$, характеризующий потери удельного импульса в КС на неадиабатичность и неполноту сгорания топлива, рассчитывается следующим образом:

$$\Phi_{\beta} = \frac{\beta_{\text{э}}}{\beta_{\text{т}}},$$

где $\beta_{\text{э}}$ — экспериментальное значение расходного комплекса, $\beta_{\text{э}} = p_{\text{к}} F_{\text{кр}} / (\dot{m}_{\text{ок}} + \dot{m}_{\text{т}})$ ($p_{\text{к}}$ — давление в КС; $F_{\text{кр}}$ — площадь критического сечения сопла); $\beta_{\text{т}}$ — теоретическое значение расходного комплекса, которое определяется с помощью программы «АСТРА» в предположении химически замороженного состава ПС и их адиабатического расширения.

Управление экспериментальным стендом осуществляется автоматически с помощью блока управления Siemens LOGO! 12/24 RC. Параметры регистрируются с помощью цифрового регистратора-анализатора характеристик динамических процессов МПС-300М. Видеорегистрация температуры наружной поверхности стенки $T_{\text{ст}}$ всех элементов конструкции экспериментального РДМТ осуществляется тепловизором Optris PI160.

Предельные значения погрешностей основных параметров приведены ниже:

Параметр	$p_{\text{к}}$	$\dot{m}_{\text{ок}}$	$\dot{m}_{\text{т}}$	α	$\beta_{\text{э}}$	Φ_{β}	$T_{\text{ст}}$
Предельная погрешность, %	$\pm 1,5$	$\pm 1,94$	$\pm 2,44$	$\pm 3,12$	$\pm 3,49$	$\pm 3,49$	± 2

Модельный РДМТ. Схема и общий вид экспериментального РДМТ представлены на рис. 2. В модельном РДМТ основными элементами являются камера сгорания 6 из стали 45, смесительная головка 2 и сопловой блок 7. Для данного модельного РДМТ характерно радиационное и емкостное охлаждение огневых стенок камеры. Фланец на корпусе КС предназначен для болтового соединения со смесительной головкой 2 с помощью разрезного стального фланца 3. Для обеспечения герметичности соединения предусмотрено медное уплотнительное кольцо 4.

Электроклапаны горючего 8 и окислителя 9 обеспечивают подачу компонентов топлива в импульсном режиме работы модельного РДМТ. На смесительной головке также расположен штуцер 1 для соединения с первичным измерительным преобразователем давления. Воспламенение компонентов топлива происходит от радиально расположенной в корпусе КС электроискровой свечи 5. Сопловой блок 7 из 12Х18Н10Т с диаметрами критического сечения $d_{\text{кр}} = 2,3$ мм ввинчивается в КС.

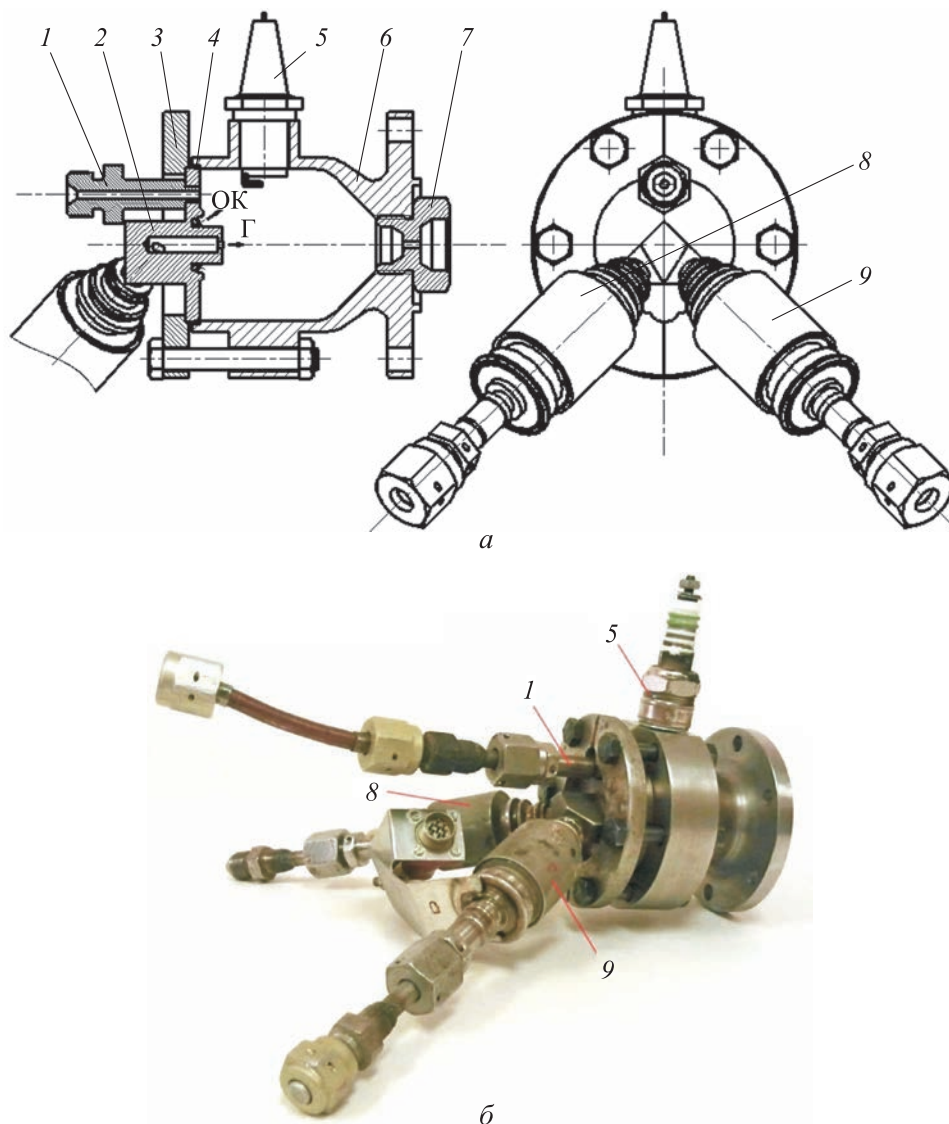


Рис. 2. Конструкция (а) и общий вид (б) экспериментального РДМТ:

1 — штуцер для установки ПИП давления; 2 — смесительная головка; 3 — накидной фланец; 4 — уплотнительное кольцо; 5 — электроискровая свеча зажигания; 6 — КС; 7 — сопловой блок; 8 и 9 — электропневмоклапаны горючего и окислителя соответственно

Результаты экспериментальных исследований РДМТ. Для оценки эффективности рабочего процесса в рассматриваемом модельном РДМТ на газообразных компонентах кислород – метан на непрерывном и импульсных режимах работы проведена серия огневых стендовых испытаний (ОСИ). В процессе ОСИ фиксировались настроечные параметры, а именно давление p_k в КС и распределение температуры на наружной стенке. Значения режимных параметров приведены в табл. 1.

Режимные параметры серии огневых стендовых испытаний

Номер ОСИ	Режим работы	$p_{ш.г.}$, МПа	$p_{ш.ок.}$, МПа	α	τ_{Σ} , с
1	Непрерывный	1,05	0,65	0,65	15
2	Импульсный, 20 вкл.	1,05	0,65	0,65	10
3	Импульсный, 40 вкл.	1,20	0,89	0,80	20
4	Импульсный, 20 вкл.	1,75	1,30	0,80	10

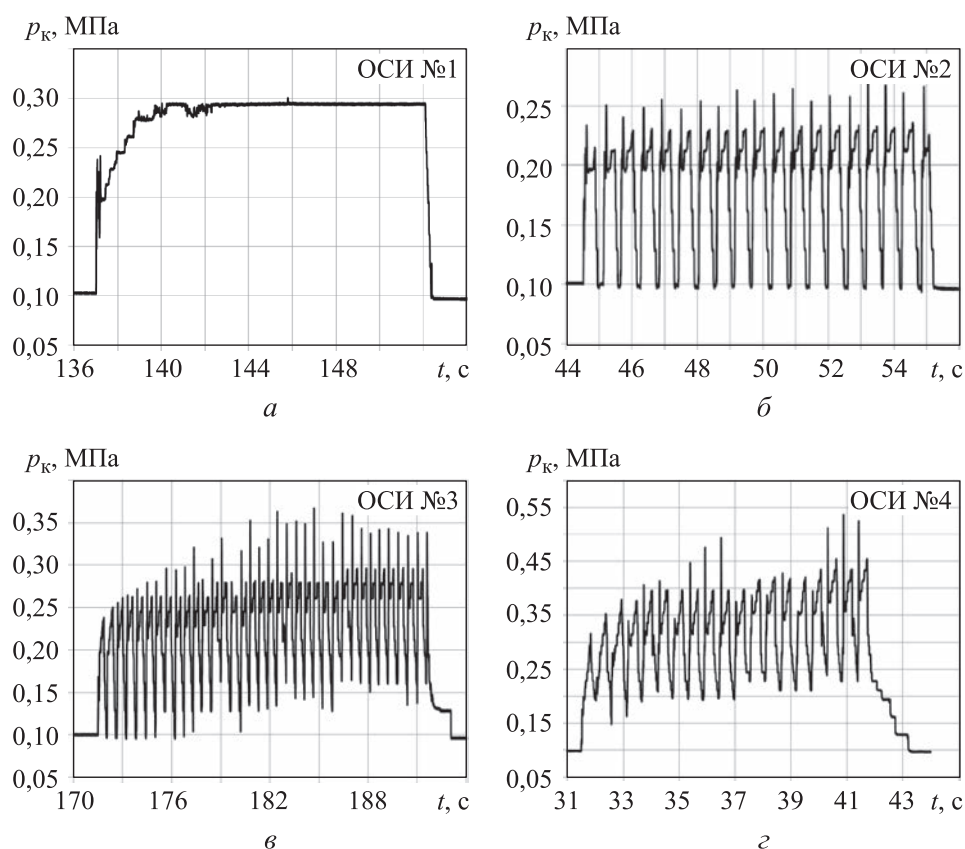


Рис. 3. Циклограммы работы модельного РДМТ в непрерывном (а) и импульсных режимах (б–г)

Циклограммы работы модельного РДМТ на соответствующих режимах ОСИ (см. табл. 1) представлены на рис. 3.

Модельный РДМТ на непрерывном режиме работы выходит на номинальный уровень по давлению примерно через 3 с после зажигания с последующей стабильной работой в течение 10 с (рис. 3, а). Циклограммы импульсных включений модельного РДМТ, демонстрирующие требуемую частоту и время включений, при которых достигается необходимое давление в КС, представлены на рис. 3, б–г.

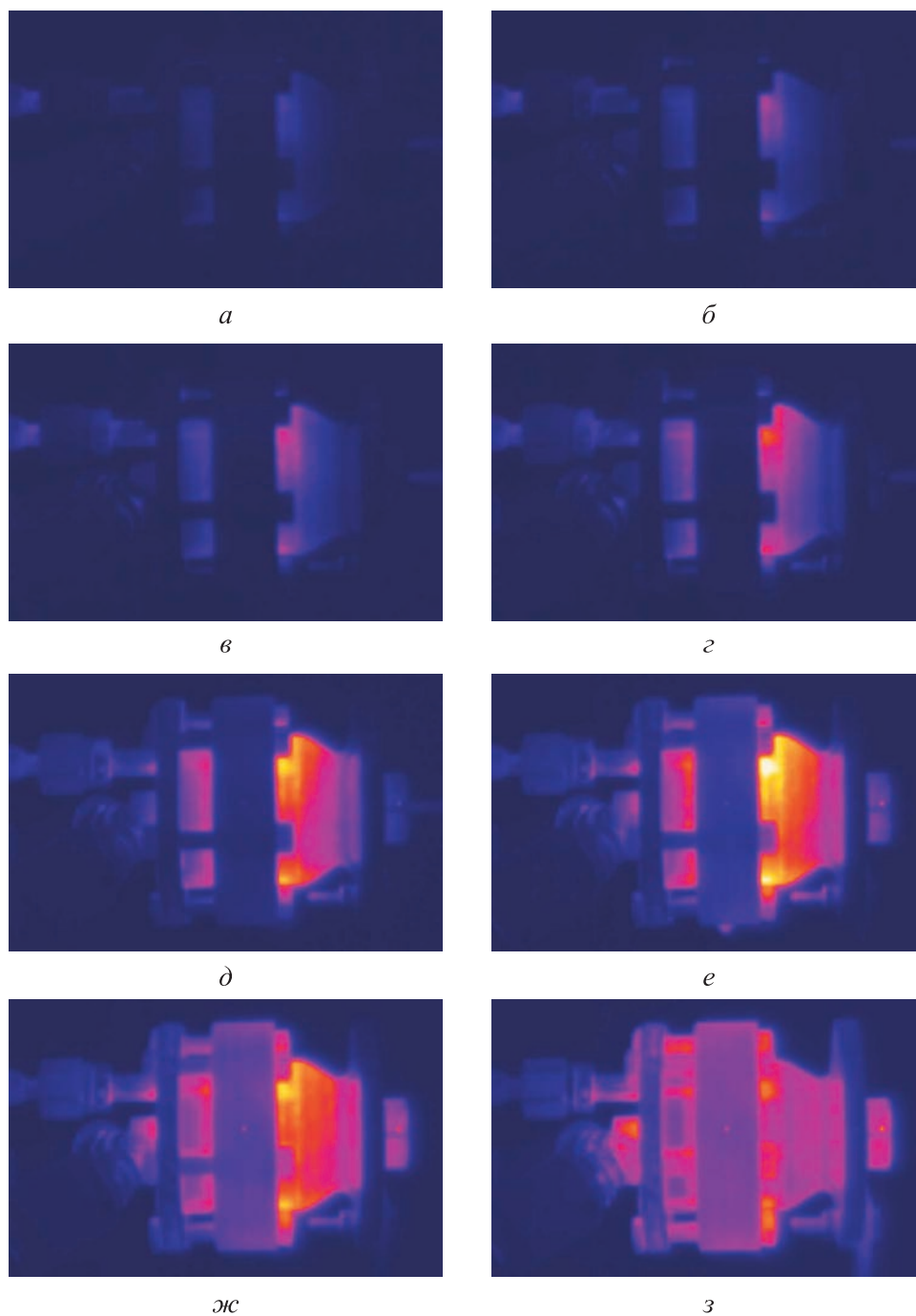


Рис. 4. Видеоряд температурного поля на наружной поверхности элементов конструкции модельного РДМТ (ОСИ № 1):
a — 1 с; *б* — 2 с; *в* — 3 с; *г* — 5 с; *д* — 10 с; *е* — 15 с; *ж* — останов, 20 с; *з* — останов, 50 с

С целью оценки теплового состояния элементов конструкции модельного РДМТ в процессе его работы и после выключения в процессе ОСИ (см. табл. 1) осуществлялась съемка наружной поверхности тепловизором. Кадры видеоряда поля температуры, полученные с его помощью, представлены на рис. 4.

В период работы модельного РДМТ $\tau = 0 \dots 3$ с, что представлено на рис. 4, *а–в*, происходит интенсивный нагрев цилиндрической и конической частей камеры, имеющих наименьшую толщину стенки. За время непрерывного включения на стационарном режиме работы (рис. 4, *г–е*) температура конструкции увеличивается и происходит перераспределение температурного поля. После выключения двигателя (рис. 4, *ж, з*) прекращается подвод тепла от высокотемпературных продуктов сгорания к огневой стенке КС и за счет оттока теплоты от наиболее нагретых участков повышается температура фланцевого соединения. Затем элементы конструкции модельного РДМТ продолжают медленно остывать в результате теплообмена с окружающей средой.

Характерные изображения температурного поля элементов конструкции модельного РДМТ на 10 с (см. табл. 1) при горении топлива с величиной коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,7$ для двух импульсных режимов ОСИ (№ 3, 4), различающихся значением давления в КС, представлены на рис. 5. Установлено, что с увеличением p_k интенсивность нагрева элементов конструкции повышается.



Рис. 5. Характерные изображения температурного поля на наружной поверхности элементов конструкции модельного РДМТ для импульсных режимов работы на 10 с работы:

а — ОСИ № 3; *б* — № 4

Скриншот программного обеспечения Optris PI Connect по обработке экспериментальных данных с тепловизора в различных характерных зонах наружной поверхности модельного РДМТ (поз. 1-8 на рис. 2) приведен на рис. 6. Временные зависимости измеряемой температуры стенки имеют пульсации с амплитудой, не превышающей 0,5К.

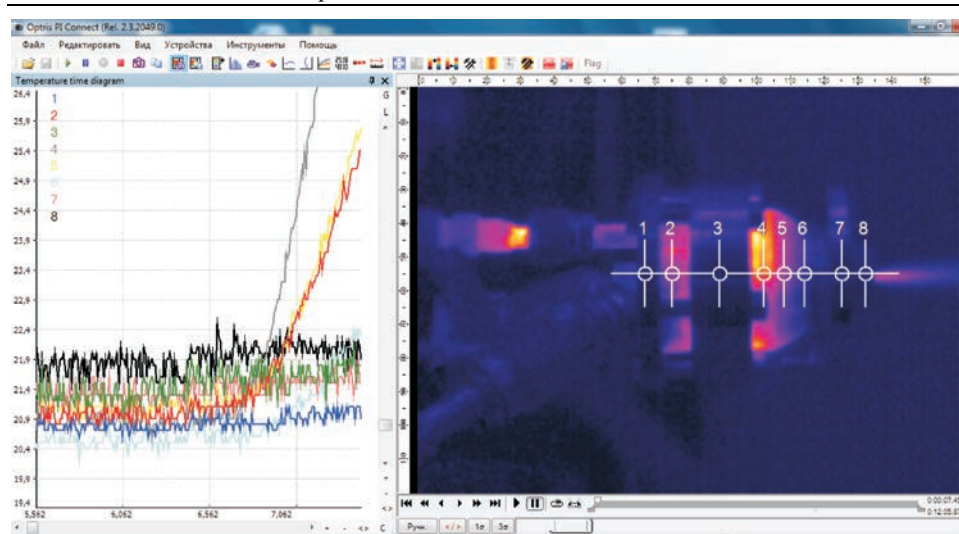


Рис. 6. Скриншот обработки экспериментальных данных с тепловизора

В результате обработки данных ОСИ с тепловизора по тепловому состоянию конструкции модельного РДМТ на компонентах кислород – метан получено, что наибольший нагрев наружной стенки — до 400...460К происходит на цилиндрической и конической частях камеры. Элементы фланцевых соединений нагреваются до существенно более низкой температуры — примерно до 300...350К, а наружная поверхность соплового блока — до 350...400К.

Результаты обработки ОСИ, а именно значения среднего давления в КС, расходов компонентов, коэффициента избытка окислителя, величин экспериментального и теоретического расходного комплекса, а также коэффициента расходного комплекса приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты огневых стендовых испытаний

Номер ОСИ	$p_{к.ср}$, МПа	$\dot{m}_Г$, г/с	$\dot{m}_{ок}$, г/с	\dot{m}_Σ , г/с	α	β_3 , м/с	β_1 , м/с	φ_β
1	0,29	0,266	0,686	0,952	0,65	1265,9	1816,4	0,697
2	0,22	0,273	0,681	0,969	0,62	958,0	1814,0	0,528
3	0,26	0,306	0,969	1,275	0,79	747,7	1768,7	0,479
4	0,38	0,451	1,416	1,867	0,79	845,8	1781,3	0,475

Экспериментальные данные показали, что наибольшее значение коэффициента расходного комплекса $\varphi_\beta \approx 0,7$ достигается на непрерывном режиме работы модельного РДМТ. При работе на импульсном режиме с частотой 2 Гц величина φ_β в среднем снижается в 1,4 раза — до $\varphi_\beta \approx 0,5$.

Результаты обработки данных всех проведенных огневых стендовых испытаний в диапазоне коэффициента избытка $\alpha = 0,44 \dots 0,85$ при изменении давления в КС от 0,28 МПа до 0,66 МПа представлены на рис. 7. Показано, что коэффициент расходного комплекса, являющийся показателем эффективности рабочего процесса в РДМТ, практически не зависит от коэффициента избытка окислителя α . Данный результат объясняется влиянием потерь на неадиабатичность при наибольших значениях температуры ПС в КС и хорошо согласуется с результатами экспериментально-теоретических исследований других авторов, в которых устанавливается наличие заметной зависимости $\varphi_{\beta}(\alpha)$ только в области стехиометрического соотношения компонентов.

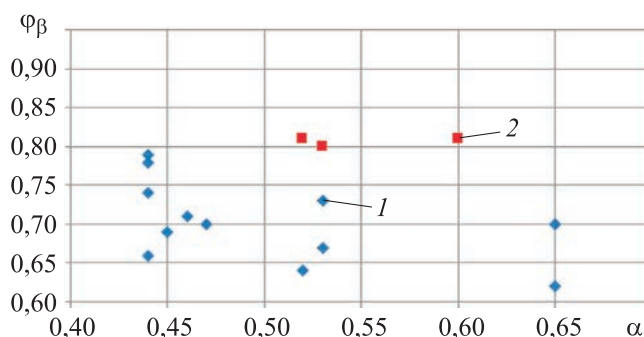


Рис. 7. Зависимость коэффициента расходного комплекса от коэффициента избытка окислителя:
 1 — $p_k = 0,28 \dots 0,44$ МПа; 2 — $p_k = 0,49 \dots 0,66$ МПа

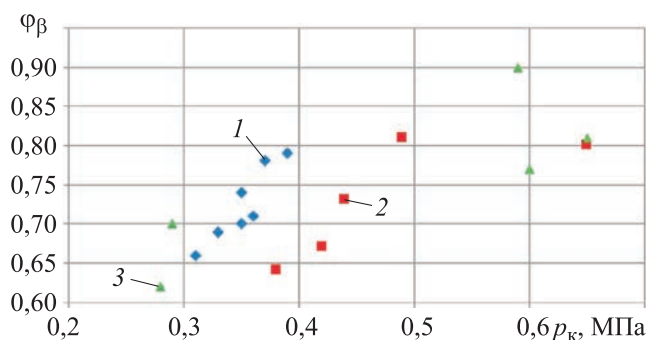


Рис. 8. Зависимость коэффициента расходного комплекса от давления в камере сгорания:
 1 — $\alpha = 0,45$; 2 — $\alpha = 0,52$; 3 — $\alpha = 0,6 \dots 0,84$

Коэффициент расходного комплекса, являющийся показателем качества рабочего процесса, позволяет проводить сравнительную оценку полноты сгорания топлива в КС ракетного двигателя на различных режимах его работы. На рис. 8 представлена зависимость φ_{β}

от давления в КС рассматриваемого модельного РДМТ на компонентах кислород – метан. Выявленная тенденция изменения коэффициента расходного комплекса с ростом p_k обусловлена более продолжительным характерным временем пребывания ПС в КС, что приводит к увеличению полноты сгорания топлива.

Таким образом, экспериментально установлено, что при работе модельного РДМТ на газообразных компонентах кислород – метан на импульсном режиме эффективность рабочего процесса в КС снижается по сравнению с непрерывной работой двигателя, что приводит к уменьшению значений φ_{β} на 30...40 %. Поскольку горение в КС РДМТ на газообразных компонентах топлива происходит в диффузионном режиме, т. е. определяется качеством процесса смешения, для улучшения качества рабочего процесса как на импульсном, так и на непрерывном режиме работы необходимо модернизировать смесительную головку.

Заключение. В результате огневых стендовых испытаний модельного РДМТ на компонентах кислород – метан получены данные по тепловому состоянию элементов конструкции и значение коэффициента расходного комплекса, являющегося показателем качества рабочего процесса. На основе полученных результатов можно сделать следующие выводы:

- 1) при работе модельного РДМТ на газообразных компонентах при α , значительно меньшем стехиометрической величины, не наблюдается зависимости φ_{β} от коэффициента избытка окислителя;
- 2) при переходе с непрерывного на импульсный режим работы двигателя эффективность рабочего процесса в КС снижается на 30...40% и для ее увеличения необходимо доработать конструкцию модельного РДМТ;
- 3) при повышении давления в КС модельного РДМТ увеличивается характерное время пребывания ПС в КС, что приводит к возрастанию полноты сгорания и, соответственно, β_3 .

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

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Агеенко Ю.И., Минашин А.Г., Пиунов В.Ю., Селезнев Е.П., Лебедев Ф.М., Петрикевич Б.Б. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги для системы причаливания и ориентации пилотируемого космического корабля «СОЮЗ». *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2006, № 3, с. 73–79.
- [2] Агеенко Ю.И., Панин И.Г., Пегин И.В., Смирнов И.А. Основные достижения в ракетных двигателях малой тяги разработки конструкторского бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева. *Двигатель*, 2014, № 2 (92), с. 24–27.

- [3] Агеенко Ю.И., Пегин И.В. Подтверждение повышения энергетической эффективности ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования. *Вестник СГАУ*, 2014, спец. выпуск № 5–3 (47), с. 46–54.
- [4] Агеенко Ю.И., Лапшин Е.А., Морозов И.И., Пегин И.В., Рыжков В.В. Некоторые результаты экспериментального исследования параметров ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе. *Вестник СГАУ*, 2014, спец. выпуск № 5–3 (47), с. 35–45.
- [5] Бешенев Ю.А., Булдашев С.А., Казанкин Ф.А., Лемский Н.В., Семкин Е.В. Экспериментальные исследования возможности адаптации ЖРДМТ разработки ФГУП «НИИМАШ» под топливную пару MON-3 + ММН с обеспечением удовлетворительного теплового состояния двигателей. *Вестник СГАУ*, 2011, спец. выпуск № 3–1 (27), с. 267–270.
- [6] Салич В.Л. Разработка камеры ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе. *Вестник СГАУ*, 2014, спец. выпуск № 5–4 (47), с. 107–112.
- [7] Салич В.Л. Проектирование камеры кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов. *Вестник УГАТУ*, 2014, т. 18, № 4 (65), с. 20–26.
- [8] Кутуев Р.Х., Лебедев И.Н., Салич В.Л. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых топливных композициях. *Вестник СГАУ*, 2009, спец. выпуск № 3–3 (19), с. 101–109.
- [9] 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. 15–30.
- [10] Кочанов А.В., Клименко А.Г. Перспективы применения калильной свечи для реализации многократного запуска ракетных двигателей малой тяги на несамовоспламеняющемся двухкомпонентном топливе. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2015, № 2, с. 57–67.
- [11] Рыжков В.В., Силютин М.В. О возможности исследования теплового состояния ЖРДМТ с помощью инфракрасной тепловизионной системы. *Вестник СГАУ*, 2011, спец. выпуск № 3–3 (27), с. 349–356.
- [12] Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Хохлов А.Н., Лизуневич М.М., Сокол С.А., Гуркин Н.К., Казеннов И.С. Модернизация испытательного огневого стенда для исследования рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг на экологически чистых компонентах топлива. *Вестник МАИ*, 2010, т. 17, № 1, с. 97–102.
- [13] Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Ха С. Разработка жидкостного ракетного двигателя малой тяги, работающего на перекиси водорода и керосине. *Вестник СибГАУ*, 2011, № 4, с. 121–126.
- [14] De Luka L.T., Shimada T., Sinditskii V.P., Calabro M. *Chemical Rocket Propulsion*. London, Springer, 2017, 1084 p.
- [15] Tamura H., Ono F., Kumakawa A., Yatsuyanagi N. LOX / Methane staged combustion rocket combustor investigation. *AIAA papers*, 1987, no. 1856. <https://doi.org/10.2514/6.1987-1856>

Статья поступила в редакцию 07.10.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ворожеева О.А., Федотова К.В., Ковалев К.Е. Экспериментальное исследование эффективности рабочих процессов в камере ракетного двигателя малой тяги на компонентах кислород – метан. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-11-2229>

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

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

Ковалев 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

Experimental study of the workflow efficiency in the chamber of a low-thrust rocket engine operating on the oxygen – methane components

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

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

A test bench and a model low-thrust rocket engine operating on the environmentally friendly gaseous components, i.e. oxygen and methane, in continuous and pulse modes are presented. A series of fire bench tests of such model engine was carried out in order to obtain the efficiency criterion values of the working process in the chamber (consumption complex coefficient) and to evaluate thermal state of its structural elements in continuous and pulse operating modes for various values of the operating parameters. Temperature of the outer walls of all structural elements was determined using the Optris PI160 thermal imager. It is shown that transition from continuous to the pulse operation mode of the model low-thrust rocket engine leads to a decrease in the working process efficiency by 30...40%. Raising the pressure in the combustion chamber makes it possible to increase the fuel combustion completeness and, consequently, the consumption complex coefficient.

Keywords: *low-thrust rocket engine, oxygen, methane, consumption complex coefficient, thermal state, experimental study*

*This work was supported by a grant from the President
of the Russian Federation MK 3410.2022.4.*

REFERENCES

- [1] Ageenko Yu.I., Minashin A.G., Piunov V.Yu., Seleznyov Ye.P., Lebedev F.M., Petrikevich B.B. Zhidkostnoy raketnyi dvigatel maloy tyagi dlya sistemy prichalivaniya i orientatsii pilotiruemogo kosmicheskogo korablya “Soyuz” [Liquid-propellant microthrusters for system of docking approach and orientation of Soyuz manned spacecraft]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2006, no. 3, pp. 73–79.
- [2] Ageenko Yu.I., Panin I.G., Pegin I.V., Smirnov I.A. Osnovnye dostizheniya v raketnykh dvigatelyakh maloy tyagi razrabotki konstruktorskogo byuro khimicheskogo mashinostroyeniya im. A.M. Isaeva [Key accomplishments in the design of low-thrust rocket engines developed by the Design Bureau of Chemical Engineering named after A.M. Isaev]. *Dvigatel — Engine*, 2014, no. 2 (92), pp. 24–27.
- [3] Ageenko Yu.I., Pegin I.V. Podtverzhdenie povysheniya energeticheskoy effektivnosti ZhRDMT s deflektorno-tsentrobezhnoy skhemoy smeseobrazovaniya [Verification of energy efficiency of a low-thrust liquid-propellant engine with the deflector-centrifugal injecting pattern]. *Vestnik SGTU — Vestnik of the Samara State Aerospace University*, 2014, special issue no. 5–3 (47), pp. 46–54.
- [4] Ageenko Yu.I., Lapshin E.A., Morozov I.I., Pegin I.V., Ryzhkov V.V. Nekotorye rezultaty eksperimentalnogo issledovaniya parametrov raketnykh dvigateley maloy tyagi na gazoobraznom kislorodno-vodorodnom toplive [Results of experimental studies of low-thrust rocket engines operating on gaseous

- oxygen-hydrogen fuel]. *Vestnik SGTU — Vestnik of the Samara State Aerospace University*, 2014, special issue no. 5–3 (47), pp. 35–45.
- [5] Beshenev Yu.A., Buldashev S.A., Kazankin F.A., Lemsky N.V., Semkin E.V. Eksperimentalnye issledovaniya vozmozhnosti adaptatsii ZhRDMT razrabotki FGUP “NIIMASH” pod toplivnyu paru MON-3 + MMH s obespecheniem udovletvoritelnogo teplovogo sostoyaniya dvigateley [Experimental researches of possible low-thrust rocket adaptation developed by FSUE R&DIME for bi-propellant MON-3+MMH providing tolerable thermal state thrusters]. *Vestnik SGTU — Vestnik of the Samara State Aerospace University*, 2011, special issue no. 3–1 (27), pp. 267–270.
- [6] Salich V.L. Razrabotka kamery raketnogo dvigatelya maloy tyagi na kislorodno-vodorodnom toplive [Development of a thruster chamber operating on oxygen-hydrogen fuel]. *Vestnik SGTU — Vestnik of the Samara State Aerospace University*, 2014, special issue no. 5–4 (47), pp. 107–112.
- [7] Salich V.L. Proyektirovanie kamery kislorodno-vodorodnogo raketnogo dvigatelya tyagoy 100 N na osnove chislennogo modelirovaniya vnutrikamernykh protsessov [The oxygen-hydrogen chamber for a thruster (100 N) designing by numerical simulation of mixing and combustion processes]. *Vestnik UGATU — Journal of Ufa State Aviation Technical University*, 2014, vol. 18, no. 4 (65), pp. 20–26.
- [8] Kutuev R.Kh., Lebedev I.N., Salich V.L. Razrabotka perspektivnykh RDMT na ekologicheski chistykh toplivnykh kompozitsiyakh [Development of advanced low thrust rocket engines with ecologically friendly propellants]. *Vestnik SGTU — Vestnik of the Samara State Aerospace University*, 2009, special issue no. 3–3 (19), pp. 101–109.
- [9] Kochanov A.V., Klimenko A.G. Issledovaniya problem sozdaniya raketnykh dvigateley maloy tyagi na ekologicheski chistykh gazoobraznykh toplivakh [Study of problems to create microthrusters with pollution-free fuels]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2006, no. 3, pp. 15–30.
- [10] Kochanov A.V., Klimenko A.G. Perspektivy primeneniya kalilnoy svechi dlya realizatsii mnogokatnogo zapuska raketnykh dvigateley maloy tyagi na nesamovosplamenyayuschemsya dvukhkomponentnom toplive [Prospects for the glow plug application to multiple starts of thrusters operating on anergolic bipropellant]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2015, no. 2, pp. 57–67.
- [11] Ryzhkov V.V., Silyutin M.V. O vozmozhnosti issledovaniya teplovogo sostoyaniya ZhRDMT s pomoschyu infrakrasnoy teplovizionnoy sistemy [About the possibility of studying the thermal state of small thrust jet engine using infrared thermal imaging system]. *Vestnik SGTU — Vestnik of the Samara State Aerospace University*, 2011, special issue no. 3–3 (27), pp. 349–356.
- [12] Vorobyov A.G., Borovik I.N., Khokhlov A.N., Lizunovich M.M., Sokol S.A., Gurkin N.K., Kazennov I.S. Modernizatsiya ispytatelnogo ogneвого stenda dlya issledovaniya protsessov v zhidkostnykh raketnykh dvigatelyakh malykh tyag na ekologicheski chistykh komponentakh topliva [Modernization of the test fire stand for research of working processes in liquid rocket thrusters on environmentally friendly fuel components]. *Vestnik MAI — Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 97–102.
- [13] Vorobyov A.G., Borovik I.N., Kha S. Razrabotka zhidkostnogo raketnogo dvigatelya maloy tyagi, rabotayuschego na perekisi vodoroda i kerosine [De-

- veloping LRE of low thrust using propellants: strong hydrogen peroxide with kerosine]. *Vestnik SibGAU — The Siberian Aerospace Journal*, 2011, no. 4, pp. 121–126.
- [14] De Luka L.T., Shimada T., Sinditskii V.P., Calabro M. *Chemical Rocket Propulsion*. London, Springer, 2017, 1084 p.
- [15] Tamura H., Ono F., Kumakawa A., Yatsuyanagi N. LOX / Methane staged combustion rocket combustor investigation. *AIAA papers*, 1987, no. 1856. <https://doi.org/10.2514/6.1987-1856>

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

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

Kovalev K.E., Senior Lecturer, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Field of 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