

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 621.454

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-8-79-85

Моделирование и расчет вероятности безотказной работы жидкостного ракетного двигателя малой тяги по температурному запасу

О.А. Ворожеева¹, Д.А. Ягодников¹, Ю.И. Агеенко²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

² КБХиммаш им. А.М. Исаева — филиала АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», 141070, Королёв, Российская Федерация, Московская область, ул. Богомолова, д. 12

Modeling and Calculating the Probability of Failure-Free Operation of a Liquid Low-Thrust Rocket Engine by Temperature Margin

O.A. Vorozheeva¹, D.A. Yagodnikov¹, Y.I. Ageenko²

¹ BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1

² Isayev chemical engineering design bureau — branch Krunichev State Research and Production Space Center, Russia, 141070, Korolev, Moscow region, st. Bogomolov Str. 12



e-mail: oa-vorozheeva@mail.ru, daj@bmstu.ru, yi.ageenko@mail.ru



Рассмотрены вопросы моделирования и расчета вероятности безотказной работы жидкостного ракетного двигателя малой тяги на основе одномерной модели надежности нагрузка — прочность. В качестве последних приняты соответственно расчетная температура огневой стенки камеры сгорания и предельная температура, допустимая для применяемого конструкционного материала. С использованием результатов моделирования теплового состояния камеры сгорания из ниобиевого сплава с покрытием на основе дисилицида молибдена MoSi_2 проведен расчет вероятности безотказной работы жидкостного ракетного двигателя малой тяги по температурному запасу. Полученные данные показали высокую надежность двигателя с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования на компонентах азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин. Для различных режимов определены значения вероятности безотказной работы, составившие 0,99...0,999.

Ключевые слова: вероятность безотказной работы, жидкостный ракетный двигатель, двигатель малой тяги, азотный тетроксид, несимметричный диметилгидразин, импульсный режим



This article deals with the problems of modeling and calculating the probability of failure-free operation of a liquid low-thrust rocket engine using the one-dimensional load — strength reliability model. The design temperature of the combustion chamber hot wall and the maximum temperature permissible for the used structural material are selected as the parameters of the model. Using the results of modeling the thermal state of a chamber made

of niobium alloy coated with MoSi_2 , the probability of failure-free operation of the liquid rocket with regard to the temperature margin is calculated. The results obtained show high reliability of the engine with a deflector centrifugal mixing scheme for tetroxide components and unsymmetrical dimethylhydrazine. The probability values of failure-free operation are determined, corresponding to the values of 0.99...0.999.

Keywords: probability of failure-free operation, liquid rocket engine, low-thrust engine, nitrogen tetroxide, unsymmetrical dimethylhydrazine, pulse mode

Одним из главных требований, предъявляемых к таким сложным техническим системам, как жидкостный ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ), является надежность, под которой часто понимают безотказность — способность ЖРДМТ находиться в работоспособном состоянии и непрерывно сохранять его при установленных условиях эксплуатации в течение назначенного срока [1–4].

Качественной и количественной характеристикой безотказности служит вероятность безотказной работы (ВБР). На этапе проектирования ЖРДМТ значение ВБР можно найти с использованием расчетных и экспериментальных моделей оценки показателей надежности. Например, параметры надежности ЖРДМТ определяются статистически по результатам испытаний, что требует больших финансовых и временных затрат. На этапе аванпроекта не представляется возможным получить параметры надежности ЖРДМТ таким образом, хотя они являются необходимыми для подтверждения требований, предъявляемых в техническом задании.

Цель работы — создание расчетной методики определения надежности ЖРДМТ на ранних стадиях проектирования.

Описание модели надежности. В общем случае модель надежности ЖРДМТ может быть разработана как многомерная, характеризующаяся значительными вычислительными ресурсами и затратами времени. Поэтому на практике применяют нуль-мерные модели надежности, основанные на анализе не случайных процессов (в частности работы ЖРДМТ на номинальном режиме), а случайных величин, среди которых наибольшее распространение получила модель нагрузка — прочность [1, 2]. В этой модели отказ интерпретируется как случайное событие, заключающееся в превышении обобщенной нагрузкой значения обобщенной прочности. Тогда ВБР определяется как вероятность того, что действующая нагрузка X не превысит прочность Y :

$$P_{\text{пр}} = \text{Вер}(Y - X \geq 0).$$

В общем случае за нагрузку принимают возникающие в конструкции напряжения, деформацию, давление в камере сгорания (КС), температуру элементов конструкции, например, максимальную температуру огневой стенки $T_{\text{ст max}}$, которая применительно к ЖРДМТ отвечает требованиям существенного влияния на его надежность. В качестве параметра прочности выбирают предельные значения деформации, предел прочности и, соответственно, допустимую температуру $T_{\text{ст. доп}}$ для используемого конструкционного материала.

В предположении нормального закона распределения нагрузки и прочности на этапе проектирования значение $P_{\text{пр}}$ определяется с помощью функции нормированного нормального распределения

$$P_{\text{пр}} = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^h e^{-\frac{z^2}{2}} dz. \quad (1)$$

Здесь h — квантиль нормированного нормального распределения случайной величины $Z = Y - X$, рассчитываемый по выражению

$$h = \frac{m_Y - m_X}{\sqrt{\sigma_Y^2 + \sigma_X^2}}, \quad (2)$$

где m_Y и m_X — математические ожидания Y и X , $m_Y = T_{\text{ст. доп}}$ и $m_X = T_{\text{ст max}}$; σ_Y и σ_X — среднеквадратичные отклонения Y и X , $\sigma_Y = \delta_{T_{\text{ст. доп}}} T_{\text{ст. доп}}$ и $\sigma_X = \delta_{T_{\text{ст max}}} T_{\text{ст max}}$ ($\delta_{T_{\text{ст. доп}}}$ и $\delta_{T_{\text{ст max}}}$ — относительные отклонения температур $T_{\text{ст. доп}}$ и $T_{\text{ст max}}$, составляющие 5 %).

Наличие $\delta_{T_{\text{ст. доп}}}$ объясняется неодинаковыми толщинами стенки КС и покрытия по длине двигателя (что связано с технологией его изготовления), приводящими к непостоянству температуры $T_{\text{ст. доп}}$ в разных областях конструкции. Относительное отклонение температур $\delta_{T_{\text{ст. доп}}}$ является погрешностью получения расчетных значений $T_{\text{ст max}}$.

Описание объекта исследования. В качестве объекта исследования выбран ЖРДМТ с де-

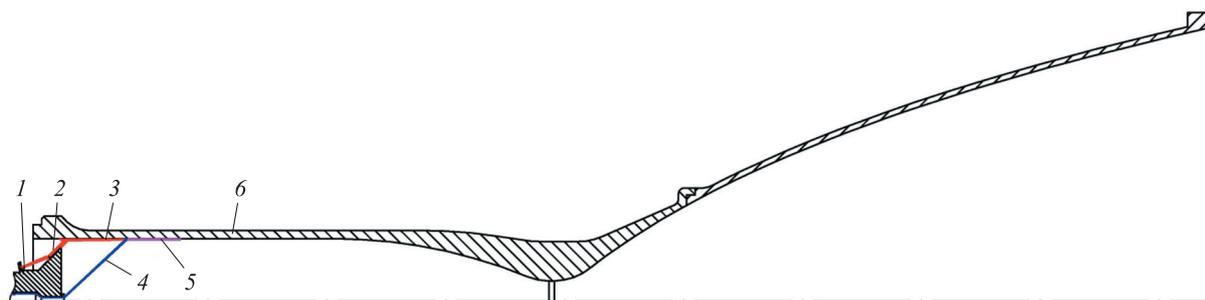


Рис. 1. Схема КС ЖРДМТ:
 1 — смесительная головка; 2 — окислитель; 3 — пленка окислителя; 4 — горючее;
 5 — суммарная пленка окислителя + горючего; 6 — КС

ффлекторно-центробежной схемой смесеобразования на компонентах азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин, разрабатываемый в Конструкторском бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева и обладающий высокой эффективностью в непрерывном и импульсном режимах работы, характеризуемой действительным удельным импульсом более 3000 м/с [5–9].

Оценка надежности проведена для штатного ЖРДМТ с КС из ниобиевого сплава с покрытием на основе дисилицида молибдена $MoSi_2$, обеспечивающего $T_{ст.доп} = 2070\text{ К}$ [7], работающего при соотношении компонентов топлива $K_m = 1,85$ и давлении в КС $p_k = 0,74\text{ МПа}$.

Отличительной особенностью ЖРДМТ, схема которого приведена на рис. 1 [7], является центробежно-дефлекторная схема подачи компонентов топлива в КС, обеспечивающая образование на стенке КС жидкой пленки,

смешение компонентов в жидкой фазе и тепловую защиту огневой стенки [7, 8].

Анализ результатов моделирования. Численные исследования теплового состояния конструкции проведены для различных режимов работы (непрерывного и импульсного с частотой включения двигателя $f = 1 \dots 10$ Гц, коэффициентом заполнения импульсного режима $k_z = 0,2 \dots 0,8$), соответствующих требованиям к двигателям данного класса [9]. Использованная математическая модель учитывала реальную геометрию КС ЖРДМТ, кондуктивный теплообмен в осевом направлении, радиационно-конвективный теплообмен между огневой стенкой и окружающим газом, а также пленочное охлаждение огневой стенки в области смесительной головки, подробно описанной в работах [10–15].

Характерная картина распределения температуры в конструкции КС ЖРДМТ приведена

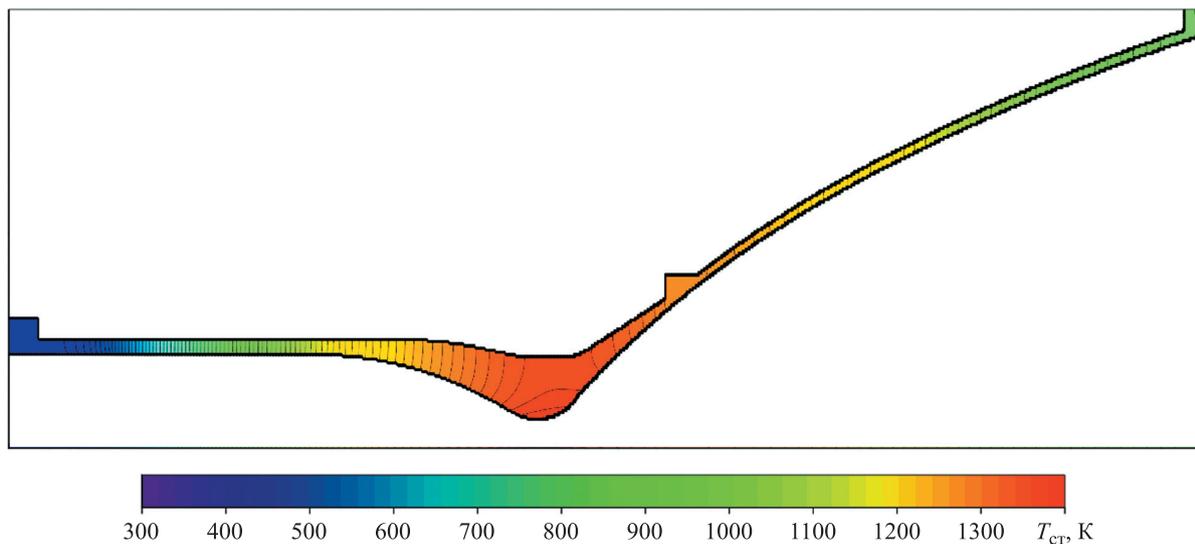


Рис. 2. Поля температур в конструкции КС ЖРДМТ

на рис. 2. Полученные значения температур стенки $T_{ст}$ КС ЖРДМТ удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными работ [7, 9]. Наиболее теплонапряженным участком конструкции является околоскритическая часть сопла, где $T_{ст}$ достигает 1150...1470 К.

Зависимость максимальной температуры огневой стенки $T_{ст\ max}$ КС ЖРДМТ в критической области (см. рис. 2) от коэффициента заполнения импульсного режима k_3 приведена на рис. 3. С ростом k_3 от 0,2 до 0,8 увеличивается время работы ЖРДМТ, когда происходит нагрев КС и снижается время паузы между включениями двигателя, за которое происходит перераспределение тепла в конструкции от наиболее нагретых участков к холодным, что обуславливает ухудшение условий охлаждения наиболее теплонапряженных элементов КС и повышение $T_{ст\ max}$ с 1090 до 1470 К.

По выражениям (2) и (1) рассчитаны соответственно квантиль h и ВБР $P_{пр}$ для различных значений максимальной температуры огневой стенки $T_{ст\ max}$. Практический интерес представляет зависимость $P_{пр} = f(T_{ст\ max})$, по-

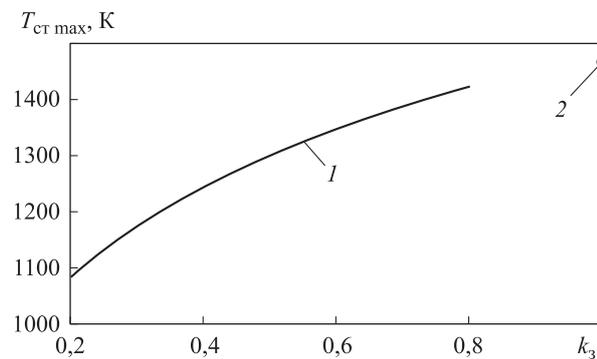


Рис. 3. Зависимость максимальной температуры огневой стенки $T_{ст\ max}$ КС ЖРДМТ от коэффициента k_3 для импульсного (1) и непрерывного (2) режимов

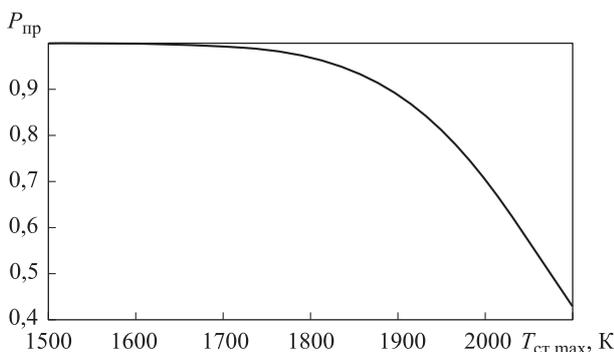


Рис. 4. Зависимость ВБР $P_{пр}$ ЖРДМТ от максимальной температуры огневой стенки $T_{ст\ max}$

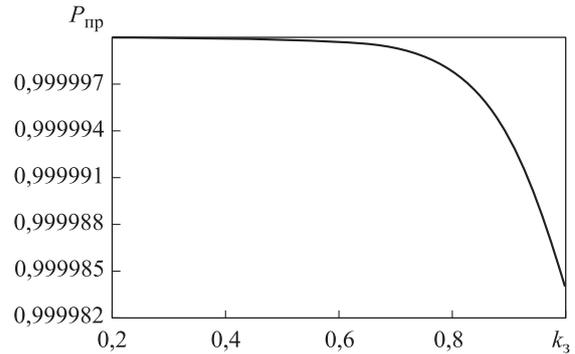


Рис. 5. Зависимость ВБР $P_{пр}$ ЖРДМТ от коэффициента заполнения импульсного режима k_3

казанная на рис. 4, характеризующая влияние запаса по температуре стенки на надежность ЖРДМТ при заданной температуре $T_{ст\ доп}$ и реализуемой тепловой нагрузке $T_{ст\ max}$. Полученные данные свидетельствуют о том, что снижение $T_{ст\ max}$ с 2070 до 1500 К приводит к увеличению значений $P_{пр}$ с 0,5 до ~1,0.

Также выполнена оценка надежности ЖРДМТ в зависимости от параметров импульсного режима работы (рис. 5). При увеличении значений коэффициента k_3 , обуславливающим повышение $T_{ст\ max}$ (см. рис. 3), ВБР двигателя снижается, достигая при $k_3 = 1$ (непрерывный режим работы ЖРДМТ) $P_{пр} = 0,999984$. Установлено, что изменение частоты включения двигателя f от 1 до 10 Гц не оказывает влияния на надежность ЖРДМТ, поскольку температура стенки изменяется не более чем на 15° (1,5 %).

Выводы

1. Предложена методика расчета ВБР ЖРДМТ по модели надежности нагрузка — прочность, учитывающая тепловое состояние КС, а также непрерывный и импульсный режимы работы двигателя. Методика позволяет, располагая расчетными значениями максимальной температуры огневой стенки и допустимыми температурами конструкционных материалов, на ранней стадии разработки ЖРДМТ рассчитать ВБР, а также сравнить конструкции ЖРДМТ из различных жаростойких материалов и выбрать оптимальный из них, обеспечивающий наибольшее значение ВБР.

2. Установлено, что увеличение коэффициента заполнения импульсного режима приводит к снижению ВБР, а изменение частоты включения двигателя в диапазоне 1...10 Гц не влияет на ВБР.

Литература

- [1] Милехин Ю.М., Берсон А.Ю., Кавицкая В.К., Еренбург Э.И. *Надежность ракетных двигателей на твердом топливе*. Москва, МГУП, 2005. 878 с.
- [2] Коломенцев А.И., Краев М.В., Назаров В.П., Черваков В.В., Яцуненко В.Г. *Испытание и обеспечение надежности ракетных двигателей*. Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, Моск. авиац. ин-т, 2006. 336 с.
- [3] Richard Strunz, Jeffrey W. Reliability as an Independent Variable Applied to Liquid Rocket Engine Test Plans. *Journal of propulsion and power*, 2011, vol. 27, no. 5, pp. 1032–1044.
- [4] Huang Z., Fint J.A., Kuck F.M. Key Reliability Drivers of Liquid Propulsion Engines and a Reliability Model for Sensitivity Analysis. *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Tucson, AZ, United States, 10–13 July 2005, code 77077.
- [5] Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования и методический подход к расчетам и проектированию ЖРДМТ со струйно-центробежной схемой смешения компонентов АТ и НДМГ на стенке камеры сгорания. *Вестник СГАУ*, 2009, спец. выпуск № 3–2(19), с. 171–177.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] Агеенко Ю.И., Пегин И.В., Чесноков Д.В. Двигатель коррекции тягой 50 Н для посадочного аппарата «ЛУНА-РЕСУРС». *Вестник СГАУ*, 2014, спец. выпуск № 5–1(47), с. 112–117.
- [10] Ворожеева О.А. *Моделирование и исследование теплового состояния работающего в импульсном режиме жидкостного ракетного двигателя малой тяги*. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 146 с.
- [11] 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. URL: <http://engjournal.ru/articles/1570/1570.pdf> (дата обращения 11 марта 2018).
- [12] Ягодников Д.А., Ворожеева О.А. Расчетное исследование теплового состояния ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород-метан, работающего в импульсном режиме. *Наука и образование. Научное издание*, 2014, № 11, с. 330–344. URL: <http://technomagelpub.elpub.ru/jour/article/view/740> (дата обращения 11 марта 2018).
- [13] Козлов А.А., Богачева Д.Ю., Боровик И.Н. Исследование тепловой эффективности завесного охлаждения камеры сгорания РДМТ. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2014, № 1, с. 80–92.
- [14] De Luca L.T., Shimada T., Sinditskii V.P., Calabro M. *Chemical Rocket Propulsion*. London, Springer, 2017. 1084 p.
- [15] Буркальцев В.А., Лапицкий В.И., Новиков А.В., Ягодников Д.А. 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. выпуск, с. 8–17.

References

- [1] Milekhin Yu.M., Berson A.Yu., Kavitskaya V.K., Erenburg E.I. *Nadezhnost' raketnyh dvigateley na tverdom toplive* [Reliability of rocket engines on solid fuel]. Moscow, MGUP publ., 2005. 878 p.

- [2] Kolomentsev A.I., Kraev M.V., Nazarov V.P., Chervakov V.V., Yatsunenkov V.G. *Ispytanie i obespechenie nadezhnosti raketnykh dvigateley* [Testing and ensuring the reliability of rocket engines]. Krasnoyarsk, SibSAU publ., MAI publ., 2006. 336 p.
- [3] Richard Strunz, Jeffrey W. Reliability as an Independent Variable Applied to Liquid Rocket Engine Test Plans. *Journal of propulsion and power*, 2011, vol. 27, no. 5, pp. 1032–1044.
- [4] Huang Z., Fint J.A., Kuck F.M. Key Reliability Drivers of Liquid Propulsion Engines and a Reliability Model for Sensitivity Analysis. *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Tucson, AZ, United States, 10–13 July 2005, code 77077.
- [5] Ageenko Yu.I. Issledovanie parametrov smeseobrazovaniya i metodicheskiy podhod k raschetam i proektirovaniyu ZHRDMT so struyno-tsentrobeznoy skhemoy smesheniya komponentov AT i NDMG na stenke kamery sgoraniya [Mixing parameters investigations and methods of approach to calculations and development of the thrusters with a spray centrifugal scheme of NT and NDMH mixing on the confusion chamber wall in considered]. *Vestnik SGAU* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]. 2009, special is. no. 3–2(19), pp. 171–177.
- [6] Ageenko Yu.I., Minashin A.G., Piunov V.Yu., Seleznev E.P., Lebedev F.M., Petrikevich B.B. Zhidkostnyy raketnyy 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.
- [7] Ageenko Yu.I., Panin I.G., Pegin I.V., Smirnov I.A. Osnovnye dostizheniya v raketnykh dvigatelyah maloy tyagi razrabotki konstruktorskogo byuro himicheskogo mashinostroeniya im. A.M. Isaeva [The main achievements in low-thrust rocket engines developed by the design agency of chemical engineering named after A.M. Isayev]. *Dvigatel'* [Engine]. 2014, no. 2(92), pp. 24–27.
- [8] Ageenko Yu.I., Pegin I.V. Podtverzhdenie povysheniya energeticheskoy effektivnosti ZHRDMT s deflektorno-tsentrobeznoy skhemoy smeseobrazovaniya [Verification of energy efficiency of a low-thrust liquid-propellant engine with the deflector-centrifugal injecting pattern]. *Vestnik SGAU* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]. 2014, special is. no. 5–3(47), pp. 46–54.
- [9] Ageenko Yu.I., Pegin I.V., Chesnokov D.V. Dvigatel' korrektsii tyagoy 50 N dlya posadochnogo apparata «LUNA-RESURS» [50 N thrust correction engine for the «Luna-Resurs» lunar module descent engine]. *Vestnik SGAU* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]. 2014, special is. no. 5–1(47), pp. 112–117.
- [10] Vorozheeva O.A. *Modelirovanie i issledovanie teplovogo sostoyaniya rabotayushchego v impul'snom rezhime zhidkostnogo raketnogo dvigatelya maloy tyagi*. Diss. kand. tekhn. nauk [Simulation and study of the thermal state of a pulsed low-thrust liquid-propellant rocket engine. Cand. tech. sci. diss.]. Moscow, 2017. 146 p.
- [11] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. Chislennoe issledovanie vliyaniya rezhimnykh parametrov na teplovoe sostoyanie konstruktssii raketnogo dvi-gatelya maloy tyagi na toplive kislorod — metan pri rabote v impul'snom rezhime [Numerical study of the operating condition effect on the thermal state of the structure of low thruster on oxygen-methane propellant operating in pulsed mode]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation]. 2017, is. 1. Available at: <http://engjournal.ru/articles/1570/1570.pdf> (accessed 11 March 2018).
- [12] Yagodnikov D.A., Vorozheeva O.A. Raschetnoe issledovanie teplovogo sostoyaniya raketnogo dvigatelya maloy tyagi na gazoobraznykh komponentah topliva kislorod-metan, rabotayushchego v impul'snom rezhime [The Thermal State Computational Research of the Low-Thrust Oxygen-Methane Gaseous-Propellant Rocket Engine in the Pulse Mode of Operation]. *Nauka i obrazovanie. Nauchnoe izdanie* [Science and Education. Scientific Publication]. 2014, no. 11, pp. 330–344. Available at: <http://technomagelpub.elpub.ru/jour/article/view/740> (accessed 11 March 2018).
- [13] Kozlov A.A., Bogacheva D.Yu., Borovik I.N. Issledovanie teplovoy effektivnosti zavesnogo ohlazhdeniya kamery sgoraniya RDMT [Investigation of thermal efficiency of curtain cooling of the combustion-chamber wall of a low-thrust engine]. *Vestnik MGTU im. N.E. Bau-*

- mana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering]. 2014, no. 1, pp. 80–92.
- [14] De Luca L.T., Shimada T., Sinditskii V.P., Calabro M. *Chemical Rocket Propulsion*. London, Springer, 2017. 1084 p.
- [15] Burkal'tsev V.A., Lapitskiy V.I., Novikov A.V., Yagodnikov D.A. Matematicheskaya model' i raschet harakteristik rabocheho protsessa v kamere sgoraniya ZHRD maloy tyagi na komponentah topliva metan — kislород [Mathematical model and calculation of the characteristics of the working process in the combustion chamber of low-thrust rocket engine on fuel components methane-oxygen]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering]. 2004, spec. is., pp. 8–17.

Статья поступила в редакцию 19.04.2018

Информация об авторах

ВОРОЖЕЕВА Олеся Андреевна (Москва) — кандидат технических наук, ассистент кафедры «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: oa-vorozheeva@mail.ru).

ЯГОДНИКОВ Дмитрий Алексеевич (Москва) — доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: daj@bmstu.ru).

АГЕЕНКО Юрий Иванович (Королев) — кандидат технических наук, главный конструктор направления по ЖРДМТ. КБхиммаш им. А.М. Исаева — филиала АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» (141070, Королев, Российская Федерация, Московская область, ул. Богомолова, д. 12, e-mail: yi.ageenko@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ворожеева О.А., Ягодников Д.А., Агеенко Ю.И. Моделирование и расчет вероятности безотказной работы жидкостного ракетного двигателя малой тяги по температурному запасу. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 8, с. 79–85, doi: 10.18698/0536-1044-2018-8-79-85.

Please cite this article in English as:

Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A., Ageenko Y.I. Modeling and Calculating the Probability of Failure-Free Operation of a Liquid Low-Thrust Rocket Engine by Temperature Margin. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 8, pp. 79–85, doi: 10.18698/0536-1044-2018-8-79-85.

Information about the authors

VOROZHEEVA Olesya Andreevna (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Assistant Lecturer, Department of Rocket Engines. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: oa-vorozheeva@mail.ru).

YAGODNIKOV Dmitriy Alekseevich (Moscow) — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Rocket Engine Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: daj@bmstu.ru).

AGEENKO Yuriy Ivanovich (Korolev) — Candidate of Science (Eng.), Chief Designer, Liquid Low-Thrust Rocket Engines. Isayev Chemical Engineering Design Bureau — branch of Krunichev State Research and Production Space Center (141070, Korolev, Russian Federation, Moscow region, Bogomolov St., Bldg. 12, e-mail: yi.ageenko@mail.ru).