

Численное исследование влияния режимных параметров на тепловое состояние конструкции ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород — метан при работе в импульсном режиме

© О.А. Ворожеева, Д.А. Ягодников

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

С использованием уравнений нестационарной теплопроводности исследовано влияние режимных параметров на тепловое состояние элементов конструкции модельного ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород — метан при работе в импульсном режиме. Рассмотрены значения максимальной температуры стенки на внутренней поверхности сопла в зоне критического сечения при различных режимных параметрах работы двигателя. Получена аппроксимирующая многопараметрическая зависимость, позволяющая определить значение максимальной температуры в конструкции модельного ракетного двигателя малой тяги для различных значений давления в камере сгорания, соотношения компонентов, частоты включения и коэффициента заполнения импульсного режима.

Ключевые слова: ракетный двигатель, малая тяга, импульсный режим, тепловое состояние, моделирование.

Введение. Известно, что для ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) как исполнительных органов реактивных систем управления космическими аппаратами важной задачей является обеспечение удовлетворительного теплового состояния элементов конструкции при непрерывном и импульсном режимах работы [1, 2]. Следовательно, актуальными представляются экспериментальные и теоретические, например численные, исследования влияния конструктивных факторов и режимных параметров на тепловое состояние элементов конструкции РДМТ.

Численные методы нахождения температурного поля камеры РДМТ в настоящее время реализованы в двух формах. Первая — это модули сложных программных комплексов, например пакеты Steady-State Thermal и Transient Thermal, интегрированные в платформу Ansys Workbench. Данные программные комплексы использованы в работах [3, 4], в которых рассмотрен преимущественно непрерывный режим работы. При этом, несмотря на учет отвода тепла от продуктов сгорания (ПС) в стенку камеры сгорания через задание теплового потока или коэффициентов теплоотдачи, авторы не определяли тепловое состояние конструкции РДМТ. Выводы о достижении или недостижении критических значений температуры материала в зоне

критического сечения и других теплонапряженных областях основываются на анализе температуры ПС в непосредственной близости от огневой стенки камеры сгорания РДМТ.

Вторая форма реализации — специальные авторские компьютерные коды. В работах [5, 6] изложены математические модели теплового состояния РДМТ применительно к непрерывному режиму работы. Необходимо отметить, что данные модели неприменимы для описания импульсного режима работы РДМТ, а также для оценки по времени изменения температуры огневой стенки и элементов конструкции камеры.

Поскольку в большинстве существующих математических моделей рассматривается непрерывный режим работы РДМТ, становится актуальным создание методик расчета теплового состояния конструкции РДМТ, работающего в импульсном режиме, а также исследование влияния различных параметров на тепловое состояние элементов конструкции РДМТ.

В связи с описанными обстоятельствами целью работы является создание методики расчета теплового состояния РДМТ при импульсном режиме, а также выявление наиболее теплонапряженных участков огневой стенки камеры двигателя.

Термодинамические расчеты горения топлива. Для параметрического исследования на начальном этапе проведены расчеты в программном комплексе «ASTRA» в предположении замороженного состава ПС от входа в сужающуюся часть сопла с целью определения температуры T^* , состава и основных теплофизических свойств ПС в камере сгорания для рассматриваемых компонентов топлива в зависимости от коэффициента избытка окислителя α и давления в камере сгорания p_k .

Максимум температуры ПС в камере сгорания получен для коэффициента избытка окислителя $\alpha \approx 0,93$ (рис. 1). При этом в диапазоне $\alpha = 0,55 \dots 2,50$ температура ПС меняется от 2 800 до 3 415 К. Отметим, что с ростом давления температура T^* увеличивается незначительно (максимально на 7 %).

В рассматриваемом диапазоне значений коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,05 \dots 2,50$ основными газообразными соединениями, возникающими в процессе горения метана в кислороде, являются водород (H_2), угарный газ (CO), пары воды (H_2O) и углекислый газ (CO_2). Также в продуктах сгорания присутствует метан (CH_4), не вступивший в реакцию. Для представления о количественном содержании указанных соединений в ПС на рис. 2 приведены зависимости их массовых долей от коэффициента избытка окислителя α для $p_k = 1,0$ МПа.

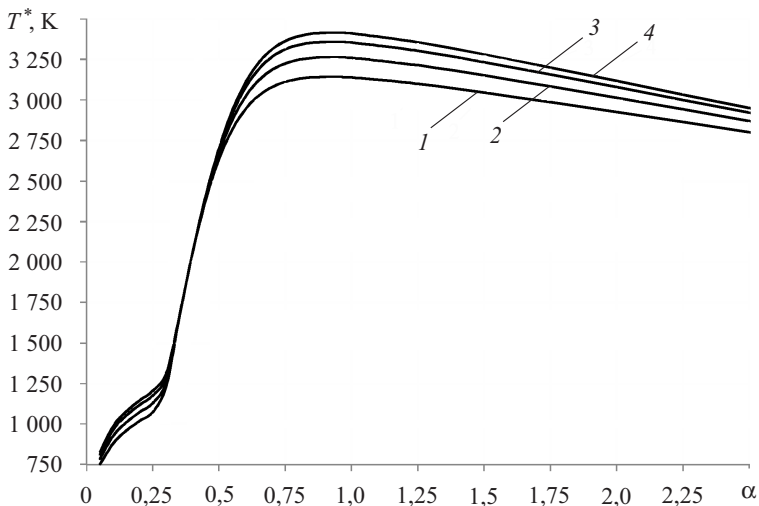


Рис. 1. Зависимость температуры ПС T^* от коэффициента избытка окислителя α при давлении $p_k = 0,2$ (1), 0,5 (2), 1,0 (3) и 1,5 МПа (4)

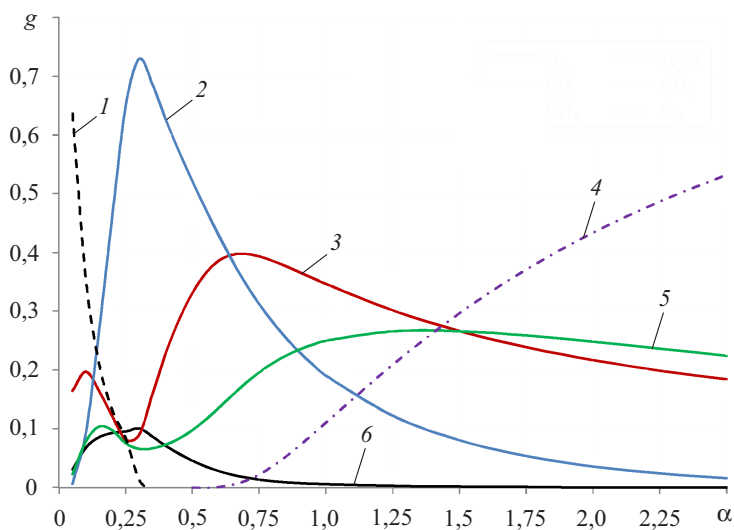


Рис. 2. Зависимость массовых долей g газообразных веществ в ПС от коэффициента избытка окислителя α :
1 — CH₄; 2 — CO; 3 — H₂O; 4 — O₂; 5 — CO₂; 6 — H₂

Параметры, полученные в результате термодинамического расчета, были использованы в качестве исходных данных при моделировании теплового состояния элементов конструкции РДМТ. Математическая модель и методика расчета теплового состояния элементов конструкции РДМТ подробно рассмотрены в работе [7].

Объект исследования. В качестве объекта исследования рассмотрена модельная камера РДМТ, которая используется в серии экспериментальных исследований [8] особенностей горения кислород-метанового топлива применительно к условиям, реализуемым в камере сгорания и газогенераторе двигателя. Массивная конструкция, не охлаждаемая регенеративно, позволяет проводить исследования в широком диапазоне значений коэффициента избытка окислителя в течение длительного времени. Кроме того, сформированная в результате огневых стендовых испытаний этой камеры база данных о температуре и характеристиках рабочего процесса использована для верификации разработанной математической модели [9, 10]. Расчетная сетка камеры РДМТ, содержащая 19 224 узла, приведена на рис. 3.

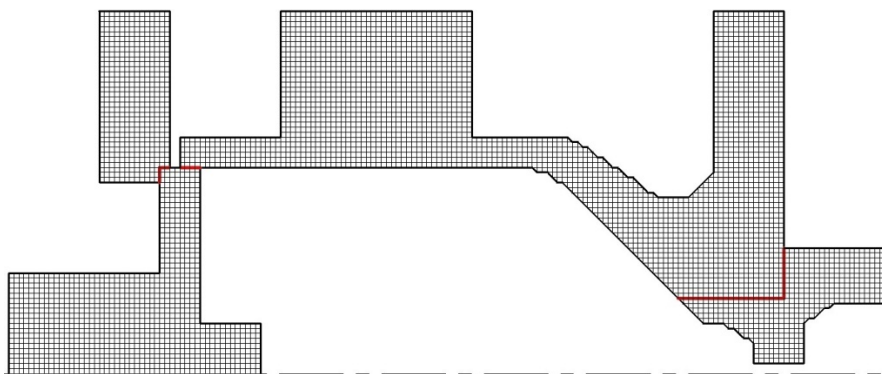


Рис. 3. Расчетная сетка камеры РДМТ

Параметрическое исследование теплового состояния элементов конструкции модельного РДМТ. В работе моделируется тепловое состояние элементов конструкции РДМТ при времени суммарного включения $t_{\Sigma \text{огн}} = 30$ с для ожидаемых режимов, соответствующих испытаниям стендового образца двигателя [10]:

давление в камере сгорания $p_k = 0,2; 0,5; 1,0; 1,5$ МПа;

коэффициент избытка окислителя $\alpha = 0,25; 0,5; 0,75; 1,0; 1,5; 2,5$;

непрерывный и импульсный режимы работы;

частота включений двигателя $f = 1; 2; 5; 10$ Гц;

коэффициент заполнения импульсного режима $k_3 = 0,2; 0,5; 0,8$.

Некоторые результаты параметрического исследования теплового состояния элементов конструкции модельного РДМТ приведены на рис. 4–7. Здесь представлены зависимости максимальной температуры стенки $T_{\text{ст max}}$, зафиксированной на внутренней поверхности сопла в зоне критического сечения, от режимных параметров.

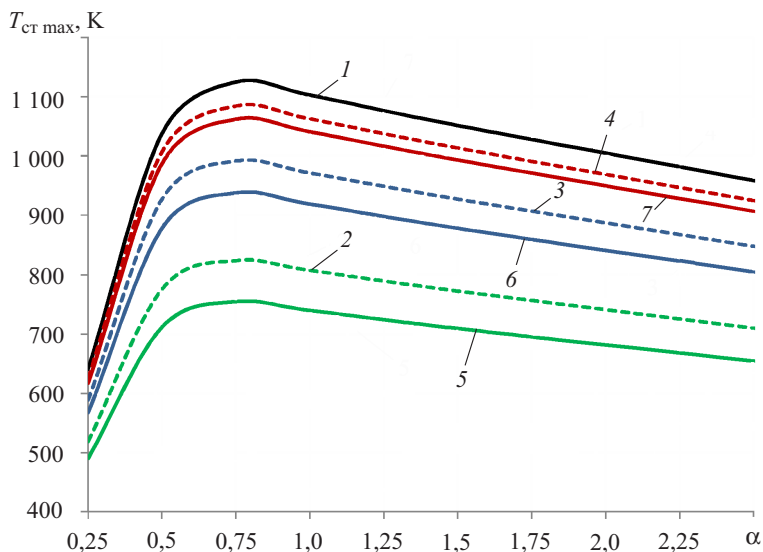


Рис. 4. Зависимости максимальной температуры стенки от коэффициента избытка окислителя α для $p_k = 0,5$ МПа на различных режимах работы:

1 — непрерывный режим; 2 — $f = 2$ Гц, $k_3 = 0,2$; 3 — $f = 2$ Гц, $k_3 = 0,5$; 4 — $f = 2$ Гц, $k_3 = 0,8$; 5 — $f = 10$ Гц, $k_3 = 0,2$; 6 — $f = 10$ Гц, $k_3 = 0,5$; 7 — $f = 10$ Гц, $k_3 = 0,8$

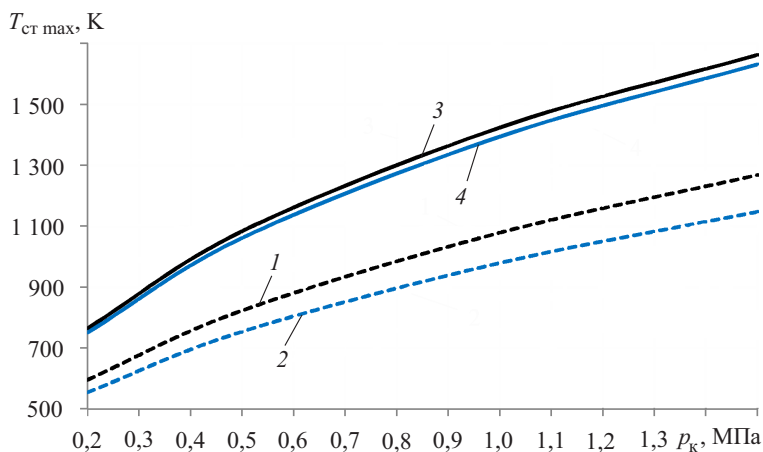


Рис. 5. Зависимости максимальной температуры стенки от давления в камере сгорания p_k для $\alpha = 0,75$ на импульсных режимах работы:

1 — $k_3 = 0,2$, $f = 2$ Гц; 2 — $k_3 = 0,2$, $f = 10$ Гц; 3 — $k_3 = 0,8$, $f = 2$ Гц; 4 — $k_3 = 0,8$, $f = 10$ Гц

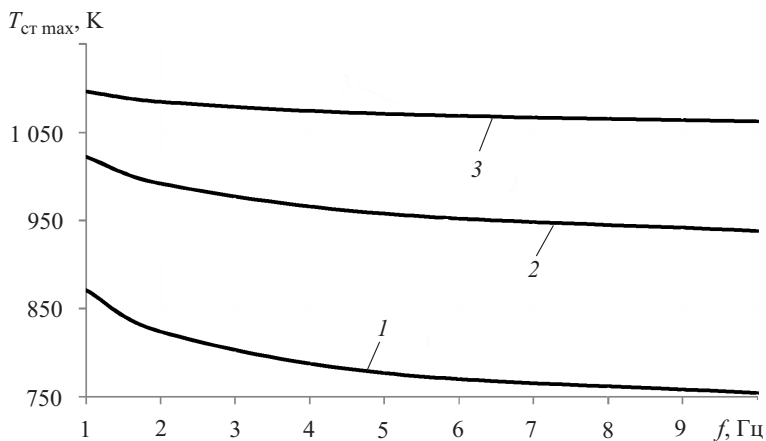


Рис. 6. Зависимости максимальной температуры стенки от частоты включений двигателя для $p_k = 0,5$ МПа и $\alpha = 0,75$ при $k_z = 0,2$ (1), 0,5 (2) и 0,8 (3)

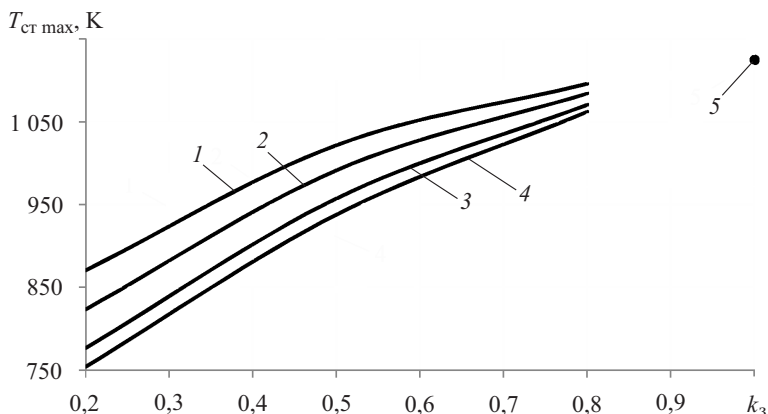


Рис. 7. Зависимости максимальной температуры стенки от коэффициента заполнения импульсного режима для $p_k = 0,5$ МПа и $\alpha = 0,75$ при $f = 1$ (1), 2 (2), 5 (3), 10 Гц (4) и при непрерывном режиме работы (5)

Для рассмотренного диапазона значений давлений в камере сгорания максимальные температуры в стенке камеры РДМТ как на непрерывном, так и на импульсном режиме работы получены при коэффициенте избытка окислителя α , близком к 0,75 (см. рис. 4). Этот факт объясняется влиянием различных факторов, таких как температура ПС, массовый расход компонентов топлива, концентрации углекислого газа и паров воды, на значение теплового потока от ПС к стенке. При этом градиент изменения максимальной температуры стенки при $0,25 \leq \alpha \leq 0,75$ в 3 раза больше, чем при $0,75 < \alpha \leq 2,50$.

Увеличение давления в камере сгорания p_k (см. рис. 5) и значения коэффициента заполнения импульсного режима k_3 (см. рис. 7) ведет к росту максимальной температуры стенки, а увеличение частоты включения двигателя f (см. рис. 6), напротив, ведет к снижению максимальной температуры стенки. При повышении давления увеличивается тепловой поток от ПС к стенке.

Влияние коэффициента заполнения импульсного режима объясняется тем, что при его больших значениях сокращается время паузы в работе двигателя и, следовательно, время, за которое в конструкции происходит перераспределение теплоты от наиболее нагретых участков к более холодным, что в свою очередь ведет к меньшему охлаждению конструкции в области критического сечения сопла, где зафиксирована наибольшая температура. При повышении частоты включений уменьшаются временные интервалы, в течение которых конструкция двигателя нагревается и в ней происходит перераспределение теплоты. В связи с чем при одинаковом количестве подведенной теплоты от ПС для больших частот включения двигателя распределение температуры по конструкции будет более равномерным, что и объясняет снижение максимальной температуры стенки. При этом температуры более холодных областей с повышением частоты включения будут увеличиваться.

Установлено также, что с ростом давления в камере сгорания и коэффициента заполнения импульсного режима градиент изменения максимальной температуры стенки возрастает, а с повышением частоты включения двигателя — уменьшается. При этом с увеличением коэффициента заполнения импульсного режима влияние частоты включения двигателя на максимальную температуру стенки и градиент изменения максимальной температуры стенки уменьшается.

Рассмотрение указанных зависимостей позволило сделать вывод об их степенном характере и представить зависимость $T_{ст\ max}$ от коэффициента избытка окислителя, давления в камере сгорания, частоты включений и коэффициента заполнения импульсного режима в виде функции

$$T_{ст\ max}(\alpha, p_k, f, k_3) = a_0 \alpha^{a_1} p_k^{a_2} f^{a_3} k_3^{a_4},$$

где a_0 , a_1 , a_2 , a_3 и a_4 — постоянные коэффициенты.

По данным, полученным в ходе численного исследования, построена регрессионная модель и рассчитаны ее коэффициенты a_0 , a_1 , a_2 , a_3 и a_4 . В итоге получена следующая зависимость:

$$T_{ст\ max} = (1780 - 500n) \alpha^{0,5-n} p_k^{0,35} f^{-0,03} k_3^{0,18}, \quad (1)$$

где n — коэффициент, учитывающий влияние коэффициента избытка окислителя: $n = 0$ при $0,25 \leq \alpha \leq 0,75$ и $n = 0,65$ при $0,75 \leq \alpha \leq 2,50$.

В зависимость (1) подставляются давление в камере сгорания p_k в мегапаскалях и частота включений f в герцах.

Используя зависимость (1) и значения коэффициентов, можно определить значения максимальной температуры стенки модельного РДМТ для непрерывного и импульсного режимов работы при значениях коэффициента избытка окислителя $0,25 \leq \alpha \leq 2,50$, давления в камере сгорания $0,2 \leq p_k \leq 1,5$ МПа, частоты включений двигателя $1 \leq f \leq 10$ Гц и коэффициента заполнения импульсного режима $0,2 \leq k_3 \leq 0,8$.

Выводы. В ходе численного исследования теплового состояния элементов конструкции модельного РДМТ на перспективных экологически чистых компонентах топлива газообразные кислород + метан в диапазонах изменения значений давления $0,2 \dots 1,5$ МПа и коэффициента избытка окислителя $0,25 \dots 2,50$ установлено, что работа РДМТ в импульсном режиме с частотой $1 \dots 10$ Гц обуславливает уменьшение максимальных значений температуры огневой стенки на $20 \dots 100$ К, причем меньшее значение реализуется при больших значениях коэффициента заполнения импульсного режима.

Полученная аппроксимирующая многопараметрическая зависимость позволяет определить максимальную температуру в конструкции модельного РДМТ для различных импульсных режимов работы.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Козлов А.А., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. *Жидкостные ракетные двигатели малой тяги*. Москва, Изд-во МАИ, 2013, 208 с.
- [2] Кудрявцев В.М., ред. *Основы теории и расчета ЖРД*. В 2 кн. Москва, Высш. шк., 1993.
- [3] Салич В.Л. Численное моделирование смесеобразования и горения в камере кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н в процессе проектирования. *CAD/CAM/CAE Observer*, 2014, № 3 (87), с. 82–88.
- [4] Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Ха С. Анализ стационарного теплового состояния ЖРД малой тяги с топливом высококонцентрированная перекись водорода — керосин с учетом впрыскивания, испарения и сгорания жидкостных капель топлив. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2014, № 1 (43), с. 41–55.
- [5] Воробьев А.Г. Математическая модель теплового состояния ЖРДМТ. *Вестник МАИ*, 2007, т. 14, № 4, с. 42–49.
- [6] 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., с. 8–17.

- [7] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Математическая модель и расчетные исследования теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород — метан в импульсном режиме работы. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2013, № 7, с. 11–20.
- [8] Ягодников Д.А., Антонов Ю.В., Ворожеева О.А., Масальский Н.Л., Новиков А.О., Чертков К.О. Экспериментальное исследование рабочего процесса в газогенераторе кислород-метанового ракетного двигателя. *Инженерный вестник*, 2014, № 10, с. 19–39.
URL: <http://engbul.bmstu.ru/doc/739755.html> (дата обращения 20.10.2016).
- [9] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А., Новиков А.О. Экспериментальный стенд и методика исследования рабочего процесса в РДМТ на газообразных компонентах кислород — метан, работающего в импульсном режиме. *Ракетно-космические двигательные установки: Сб. материалов Всерос. научно-техн. конф.* Москва, октябрь 2015. Москва, ИИУ МГУОУ, 2015, с. 110–111.
- [10] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Экспериментальные исследования теплового состояния элементов конструкции и эффективности рабочего процесса РДМТ на компонентах газообразный кислород — метан. *Международ. форум двигателестроения. Научно-техн. конгресс по двигателестроению (НТКД-2016). Тез. ст.* Москва. 19–21 апреля 2016 г. с. 446–448.

Статья поступила в редакцию 07.11.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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/10.18698/2308-6033-2017-01-1570>

Ворожеева Олеся Андреевна родилась в 1988 г., окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2012 г. Ассистент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 20 научных работ в области математического моделирования и расчетно-экспериментального исследования рабочих процессов и теплового состояния элементов конструкции ЖРД и РДМТ. e-mail: oa-vorozheeva@mail.ru

Ягодников Дмитрий Алексеевич родился в 1961 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1984 г. Д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 220 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований рабочих процессов и разработки бесконтактных методов диагностики ракетных и реактивных двигателей.
e-mail: daj@bmstu.ru

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

© O.A. Vorozheeva, D.A. Yagodnikov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article investigates the operating condition effect on the thermal state of the structure elements of the model low thruster on oxygen-methane propellant operating in pulsed mode using the unsteady-state conduction equations. The values of the maximum wall temperature on the inner nozzle surface in the area of the critical section are considered at various thruster operating conditions. Approximating multiparameter dependence allowing determining the maximum temperature in the model low thruster structure for different values of combustion chamber pressure, the ratio of components, turn-on frequency and completion factor of pulse mode operation is obtained.

Keywords: rocket engine, low thrust, pulse mode, thermal state, modeling.

REFERENCES

- [1] Kozlov A.A., Vorobyov A.G., Borovik I.N. *Zhidkostnyye raketnyye dvigateli maloy tyagi* [Low-thrust liquid rocket engine]. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 2013, 208 p.
- [2] Kudryavtsev V.M., ed. *Osnovy teorii i rascheta ZhRD. V 2 knigakh* [Fundamentals of the theory and calculation of LRE. In 2 books]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1993.
- [3] Salice V.L. *CAD / CAM / CAE Observer*, 2014, no. 3 (87), pp. 82–88.
- [4] Vorobyov A.G., Borovik I.N., Ha C. *Vestnik of the Samara State Aerospace University — Herald of Samara State Aerospace University*, 2014, no. 1 (43), pp. 41–55.
- [5] Vorobyov A.G. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Herald of the Moscow Aviation Institute*, 2007, vol. 14, no. 4, pp. 42–49.
- [6] Novikov A.V., Yagodnikov D.A., Burkaltsev V.A., Lapitskiy V.I. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seria Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2004, special issue, pp. 8–17.
- [7] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2013, no. 7, pp. 11–20.
- [8] Yagodnikov D.A., Antonov Yu.V., Vorozheeva O.A., Masalskiy N.L. Novikov A.O., Chertkov K.O. *Inzhenernyy vestnik — Engineering Bulletin*, 2014, no. 10, pp. 19–39. Available at: <http://engbul.bmstu.ru/doc/739755.html>
- [9] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A., Novikov A.O. Eksperimentaknyy stend i metodika issledovaniya rabocheho protsessa v RDMT na gazoobraznykh komponentakh kislorod – metan, rabotaushchego v impulsnom rezhime [Experimental setup and operating procedure research technique of low thruster on gaseous oxygen — methane components, operating in pulsed mode]. *Sbornik materialov vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii “Raketno-kosmicheskie dvigatelnye ustanovki”*. Moskva, Oktyabr 2015 [Proceedings of National scientific and technical conference Rocket-Space Propulsion. Moscow, October 2015]. Moscow, 2015, pp. 110–111.

- [10] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. Eksperimentaknye issledovaniya teplovogo sostoyaniya elementov konstruktssii i effektivnosti rabocheho protsesssa RDMT na gazoobraznykh komponentakh kislorod—metan [Experimental research of the structure element thermal state and the effectiveness of work flow in low thruster on gaseous oxygen — methane components]. *Mezhdunarodnyy forum dvigatelestroeniya. Nauchno-tekhnicheskyy kongress po dvigatelestroeniyu (NTKD—2016). Moskva, 19–21 aprelya 2016. Tezisy dokladov* [Propulsion Engineering International Forum. Scientific and Technical Congress on Engine Building NTKD 2016. Moscow, April 19-21, 2016, Abstracts]. Moscow, 2016, pp. 446–448.

Vorozheeva O.A. (b. 1988) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2012. Assistant, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 20 research publications in the field of mathematical modeling and computational and experimental analysis of workflows and thermal state of structural elements of liquid rocket engines and low trasters. e-mail: oa-vorozheeva@mail.ru

Yagodnikov D.A. (b. 1961) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1984. Dr. Sci. (Eng.), Professor, Head of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 220 research publications in the field of experimental and theoretical investigation of workflows and development of contact-less methods of rocket and jet engines diagnostics. e-mail: daj@bmstu.ru