

Математическое моделирование течения охладителя в тракте охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя с предельно высокой степенью оребрения

© В.П. Александренков, К.Е. Ковалев, Д.А. Ягодников

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

Выполнено расчетно-теоретическое исследование распределения охладителя в тракте охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) для целей разработки практических рекомендаций по повышению эффективности системы охлаждения с предельно высокой степенью оребрения. Создана трехмерная математическая модель, включающая в себя замкнутую систему уравнений гидродинамики, а также начальные и граничные условия для элемента камеры модельного ЖРД с продольным расположением каналов в тракте охлаждения, выполненном с использованием аддитивных технологий. Рассчитаны поля скоростей и давлений в характерных зонах тракта охлаждения при различных значениях массового расхода охладителя, подтвердившие работоспособность предложенной схемы, обеспечивающей равномерное распределение охладителя в тракте охлаждения модельного ЖРД. Получена зависимость гидравлических потерь от массового расхода охладителя и размера частиц порошка, используемого в аддитивной технологии изготовления огневой стенки и тракта охлаждения.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, математическая модель, предельная степень оребрения, теплообмен, тракт охлаждения

Введение. Совершенствование способов теплозащиты камер жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) наружным проточным охлаждением обусловило поиск различных новых способов интенсификации теплообмена в трактах охлаждения. Одним из таких способов является развитие теплоотдающей поверхности в результате оребрения до предельно высоких значений [1, 2]. Исследования в области теплогидравлических характеристик компактных теплообменных аппаратов различного назначения, проводимые на большом количестве развитых поверхностей, показали, что использование оребрения различного типа, вплоть до оребрения со степенью $F_{\text{реб}}/F_{\text{осн}} = 5 \dots 10$ ($F_{\text{реб}}$ — площадь поверхности всех ребер, $F_{\text{осн}}$ — площадь неоребреной поверхности) в областях малых чисел Re повышает коэффициент теплоотдачи в 2–4 раза и более.

Современные технологические процессы изготовления камер ЖРД позволяют получать тракты охлаждения с предельно высокой степенью оребрения, например, с помощью аддитивных технологий [3, 4]. Расчет теплогидравлических характеристик (ТГХ) при этом

становится важной и необходимой задачей как научных исследований, так и практических разработок. Однако с помощью классических инженерных методик [5, 6] не удастся с достаточной точностью рассчитывать ТГХ трактов охлаждения с предельно высокой степенью оребрения. Таким образом, применение новых технологий при изготовлении трактов охлаждения ЖРД обуславливает необходимость проведения математического моделирования процессов течения охладителя для расчета ТГХ последних.

Цель настоящей статьи — разработка трехмерной математической модели, включающей в себя замкнутую систему уравнений гидродинамики, а также начальные и граничные условия для элемента камеры модельного ЖРД с продольным расположением ребер в тракте охлаждения с предельно высокой степенью оребрения, и проведение расчетов при различных режимных параметрах работы и особенностях конструкции камеры сгорания модельного ЖРД.

Описание разработанной математической модели. На рис. 1 представлена расчетная схема рабочего участка модельной камеры ЖРД, работающей на компонентах воздух — 96%-ный водный раствор этанола. В качестве охладителя используется вода, температура которой регистрируется на входе и выходе из тракта охлаждения модельного ЖРД.

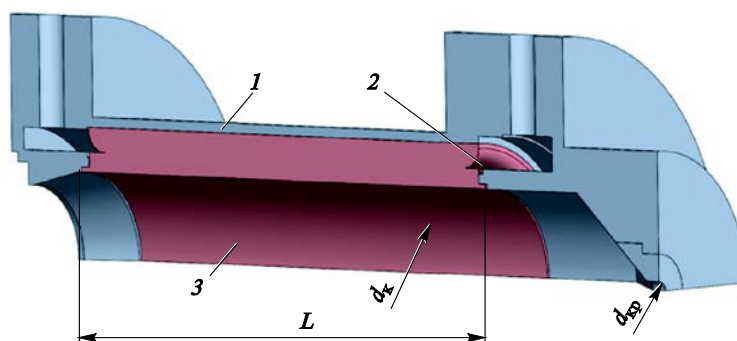


Рис. 1. Схема рабочего участка модельной камеры ЖРД:

d_k — внутренний диаметр камеры, $d_k = 38$ мм; $d_{кр}$ — диаметр критического сечения, $d_{кр} = 8$ мм; L — длина тракта охлаждения, $L = 100$ мм; 1 — наружный корпус; 2 — тракт охлаждения; 3 — огневая стенка

На рис. 2 представлена расчетная область тракта охлаждения с продольным расположением каналов. В целях сокращения затрат машинного времени, а также с учетом симметрии исследуемого проточного тракта и диаметрально противоположного расположения подводящих и отводящих патрубков задача определения гидравлических характеристик тракта охлаждения решалась для четверти объекта исследования.

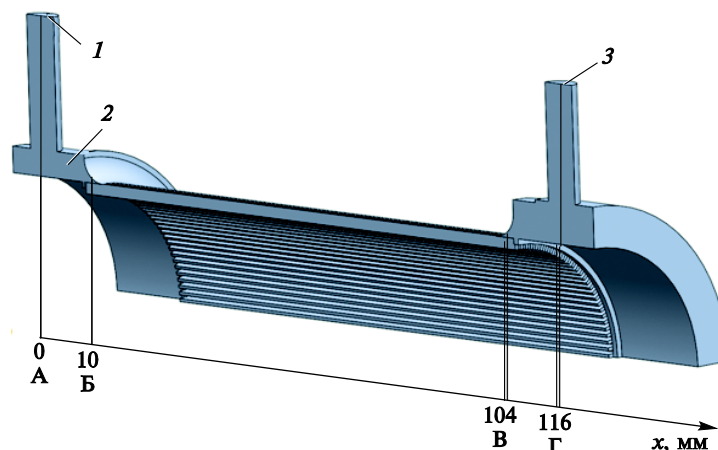


Рис. 2. Проточная часть тракта охлаждения модельной камеры ЖРД:

А — отводящий коллектор, $x = 0$ мм; Б — выход из оребренного участка тракта охлаждения, $x = 10$ мм; В — вход в оребренный участок тракта охлаждения, $x = 104$ мм; Г — подводящий коллектор, $x = 116$ мм; 1 — отводящий патрубок; 2 — плоскость симметрии; 3 — подводящий патрубок

Оребренная часть тракта охлаждения модельного ЖРД выполнена методом селективного лазерного плавления [7, 8] из порошка нержавеющей стали в виде продольных каналов, образованных ребрами со следующими геометрическими параметрами:

- высота ребра $h_p = 2$ мм;
- толщина ребра $\delta_p = 0,6$ мм;
- шаг оребрения $t_p = 1,2$ мм;
- длина тракта охлаждения $L = 96$ мм.

Расчет по разработанной модели проводился в программном комплексе ANSYS Fluent. На начальном этапе для указанной расчетной области построена расчетная сетка (рис. 3), которая состоит из 2 725 878 элементов, имеющих форму параллелепипедов (тип сетки CutCell). Уменьшение размера ячеек в пограничном слое (пристеночной области) не проводилось, так как в данных расчетах не учитывается теплообмен со стенкой.

Математическая модель включает в себя следующую систему стационарных уравнений неразрывности и движения, записанную в векторной форме:

$$\begin{cases} \nabla \vec{V} = 0; \\ \nabla(\vec{V}\vec{V}) = -\nabla p + \nabla(\tau_\mu + \tau_t), \end{cases}$$

где ∇ — оператор Гамильтона; \vec{V} — вектор скорости осредненного течения с компонентами V_x, V_y, V_z ; p — давление, Па; τ_μ и τ_t — молекулярная и турбулентная составляющие тензора касательных напряжений соответственно.

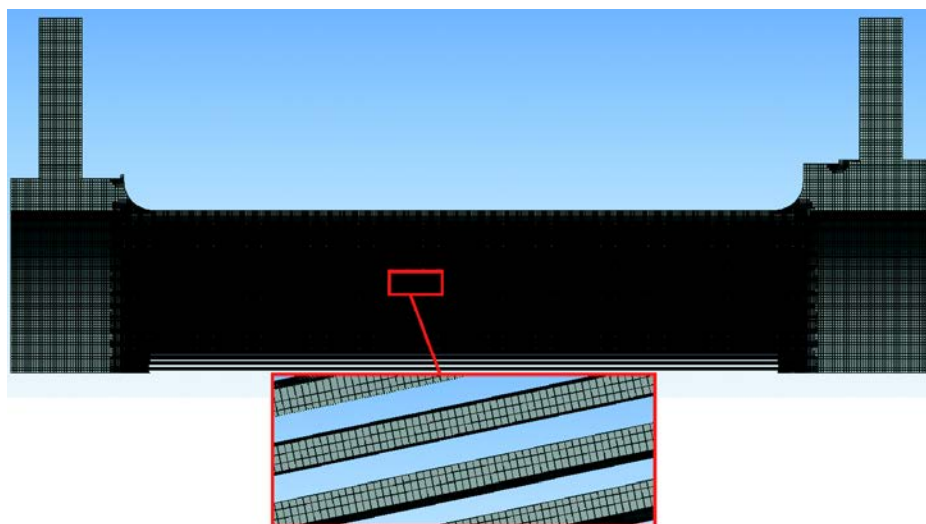


Рис. 3. Расчетная сетка тракта охлаждения

При расчетах использовалась модель турбулентности Spalart — Allmaras [9]. Ее преимущества заключаются в относительно хорошей устойчивости и сходимости решения, в невысоких требованиях к плотности расчетной сетки, а также в возможности применения данной модели для моделирования течения несжимаемой жидкости [10].

При построении математической модели течения охладителя авторами принят ряд допущений:

- рабочее тело — вязкая несжимаемая среда;
- течение жидкости в расчетной области — трехмерное стационарное;
- на входе в расчетную область — развитое турбулентное течение.

Расчет проводился при следующих граничных условиях:

- на входе в расчетную область задается постоянный расход рабочего тела, степень начальной турбулентности 10 %;
- на всех стенках расчетной области задается шероховатость, соответствующая фракционному составу порошка (40 мкм), из которого выполняются огневая стенка и проточный тракт канала охлаждения.

В качестве режимных параметров модельного ЖРД, охлаждаемого проточной водой, были выбраны следующие параметры:

- на входе в тракт охлаждения массовый расход охладителя варьируется в диапазоне значений 20...60 г/с, что соответствует уровню расхода, необходимого для надежного охлаждения камеры сгорания модельного ЖРД;
- на выходе из тракта охлаждения давление составляет 0,1 МПа, что соответствует истечению охладителя в окружающую среду.

Давление охладителя на входе автоматически рассчитывается программным комплексом исходя из заданных геометрии тракта, расхода и давления на выходе из тракта охлаждения.

Анализ результатов расчета. В результате проведенных расчетов получены поля скоростей и давлений потока жидкости в различных сечениях расчетной области при различных значениях массового расхода охладителя.

Для оценки равномерности раздачи охладителя по каналам тракта охлаждения в расчетной области было выделено четыре характерных сечения (см. рис. 2).

На рис. 4 представлены поля распределения скоростей в указанных сечениях при максимальном значении массового расхода охладителя 60 г/с. Проведенные расчеты показали, что наименьшее значение скорости V в подводящем коллекторе составляет 0,02 м/с.

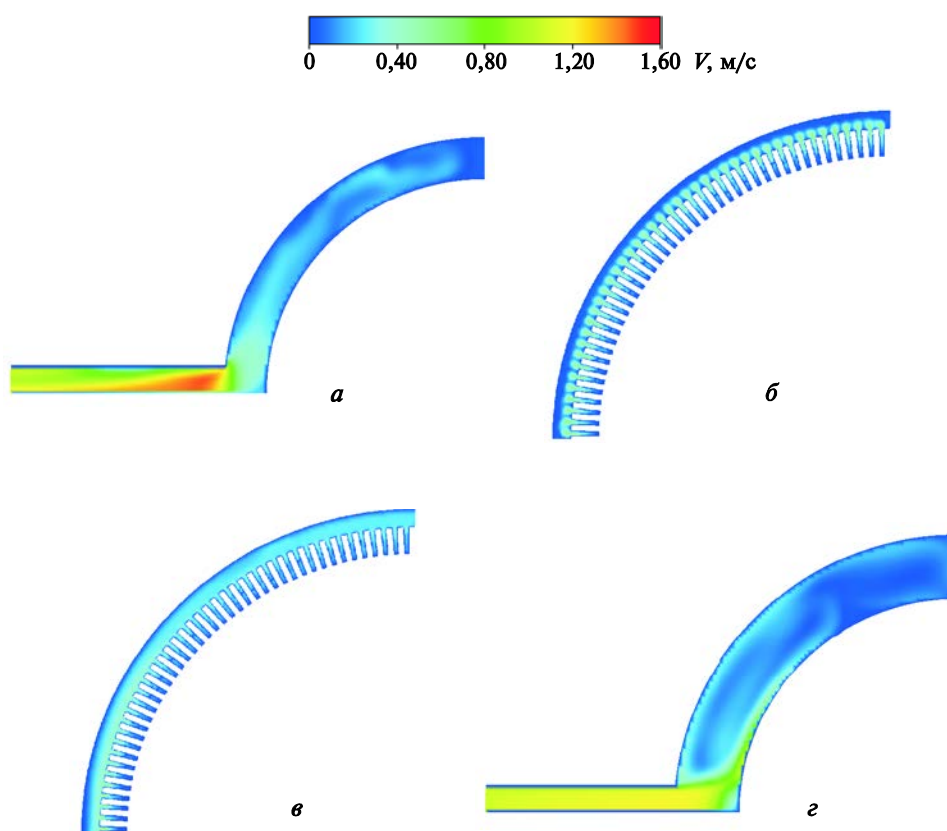


Рис. 4. Поля абсолютной скорости потока в различных поперечных сечениях проточной части тракта охлаждения:

a — $x = 0$; $б$ — $x = 10$ мм; $в$ — $x = 104$ мм; $г$ — $x = 116$ мм

Основная неравномерность потока наблюдается во входном сечении В (см. рис. 2), что обусловлено резким изменением направления течения жидкости, поэтому дальнейшая оценка равномерности раздачи охладителя проводилась по распределению абсолютных скоростей потока именно в данном сечении.

Результаты расчета скорости потока при различных значениях массового расхода охладителя приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты расчета скорости потока охладителя

Массовый расход охладителя $\dot{m}_{\text{охл}}$, г/с	Максимальная скорость потока V_{max} , м/с	Минимальная скорость потока V_{min} , м/с	Относительное снижение скорости δ_v , %
20	0,081	0,074	8,6
30	0,123	0,114	7,3
40	0,165	0,155	6,1
50	0,215	0,197	5,1
60	0,246	0,239	2,9

По результатам расчета разница между максимальным и минимальным значением абсолютной скорости потока

$$\delta_v = \frac{V_{\text{max}} - V_{\text{min}}}{V_{\text{max}}} \cdot 100 \%$$

составила не более 8,6 %, что свидетельствует об удовлетворительной равномерности распределения жидкости по каналам тракта охлаждения. Также наблюдается тенденция к снижению неравномерности раздачи охладителя при возрастании массового расхода, что может быть объяснено увеличением при этом кинетической энергии потока.

Гидравлическое сопротивление проточного тракта определялось как разность давлений во входном и выходном сечении:

$$\Delta p = p_{in} - p_{out},$$

где Δp — потери давления проточного тракта, Па; p_{in} — давление во входном сечении, Па; p_{out} — давление в выходном сечении, Па.

Относительное снижение давления в канале тракта охлаждения рассчитывалось по следующей зависимости:

$$\delta_p = \frac{\Delta p}{p_{in}} 100 \%$$

Результаты расчета потерь давления при высоте шероховатости 40 мкм представлены в табл. 2, из которых следует, что потери давления растут при увеличении массового расхода охладителя, соответственно, скорости потока и потерь на трение.

Результаты расчета потерь давления по тракту охлаждения

Массовый расход охладителя $\dot{m}_{\text{охл}}$, г/с	Давление во входном сечении p_{in} , Па	Давление в выходном сечении p_{out} , Па	Потери давления проточного тракта Δp , Па	Относительное снижение давления δ_p , %
20	101 086	100 000	1086	1,07
30	101 730	100 000	1730	1,7
40	102 446	100 000	2446	2,39
50	103 225	100 000	3225	3,12
60	104 083	100 000	4083	3,92

Анализ влияния дисперсности используемого для изготовления камеры сгорания порошка с целью повышения качества поверхности представляет практический интерес для отработки технологии изготовления камер ЖРД методом селективного лазерного плавления (СЛП). Для этого в расчетах шероховатость стенки оробренной поверхности тракта охлаждения варьировалась в диапазоне $\delta_{\text{ш}} = 10 \dots 100$ мкм, соответствующему возможным размерам частиц используемого в аддитивной технологии порошка. Установлено, что изменение величины шероховатости в указанном диапазоне несущественно влияет на значения скоростей и давлений в тракте охлаждения. В частности, при $\delta_{\text{ш}10} = 10$ мкм и $\delta_{\text{ш}100} = 100$ мкм значения потерь давления составляют $\delta_{p10} = 3,92$ % и $\delta_{p100} = 3,98$ % соответственно, что позволяет сделать вывод о независимости ТГХ от размера частиц, используемых на практике в технологии селективного лазерного плавления (10...100 мкм).

Заключение. После проведения научного исследования авторы настоящей статьи получили следующие результаты.

1. Разработана математическая модель проточного тракта системы охлаждения камеры сгорания с продольным расположением каналов и проведено расчетное исследование равномерности раздачи охладителя в осевом и окружном направлениях.

2. Рассчитаны поля скоростей в характерных зонах и потери давления в тракте охлаждения модельного ЖРД при различных значениях массового расхода охладителя, демонстрирующие увеличение потерь от 1086 до 4083 Па при повышении суммарного массового расхода от 20 до 60 г/с.

3. Проведены расчеты, которые показали, что изменение величины шероховатости стенки в указанном диапазоне $\delta_{\text{ш}} = 10 \dots 100$ мкм фракционного состава порошка, используемого для изготовления модельной камеры ЖРД СЛП, практически не влияет на гидравлические характеристики тракта охлаждения.

Статья написана при финансовой поддержке проекта Министерства Образования № 9.5645.2017/БЧ.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Александренков В.П. Эффективность интенсификации теплоотдачи в кольцевых оребренных трактах охлаждения камер сгорания. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2013, № 3, с. 111–121.
- [2] Александренков В.П., Зубков Н.Н., Ягодников Д.А., Ирьянов Н.Я. Экспериментальное исследование теплогидравлических характеристик трактов охлаждения камер сгорания с предельными параметрами оребрения энергосиловых установок. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-10-1545>
- [3] Артемов А.Л., Дядченко В.Ю., Лукьяшко А.В., Новиков А.Н., Попович А.А., Рудской А.И., Свечкин В.П., Скоромнов В.И., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Солнцев В.Л., Суфияров В.Ш., Шачнев С.Ю. Отработка конструктивных и технологических решений для изготовления опытных образцов внутренней оболочки камеры сгорания многофункционального жидкостного ракетного двигателя с использованием аддитивных технологий. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 1, с. 50–62.
- [4] Солодовников А.В., Акиншин И.А., Голубятник В.В., Кривоногов А.В. Оценка концепции создания жидкостного ракетного двигателя на основе инновационных технологий. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2017, т. 16, № 2, с. 127–134. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-127-134
- [5] Кудрявцев В.М., ред. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Т. 2.* 4-е изд. Москва, Высшая школа, 1993, 703 с.
- [6] Анфимов М.В. Исследование теплогидравлической эффективности пористого тракта охлаждения жидкостного ракетного двигателя с межканальным течением охладителя. *Политехнический молодежный журнал*, 2017, № 10. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-10-188
- [7] Григорьянц А.Г., Колчанов Д.С., Дренин А.А., Денежкин А.О. Влияние основных параметров процесса селективного лазерного плавления на стабильность формирования единичных дорожек при выращивании изделий из медных сплавов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 6, с. 20–29. DOI: 10.18698/0536-1044-2019-6-20-29
- [8] Федорова Д.К., Иволга Д.В., Алексеев В.П., Балякин А.В. Исследование обрабатываемости заготовок из стали 316L, полученных методом селективного лазерного сплавления. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2016, № 4 (6), с. 1186–1190.
- [9] Spalart P.R., Shur M. On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature. *Aerospace Science and Technology*, 1997, vol. 1, iss. 5, pp. 297–366. DOI: 10.1016/S1270-9638(97)90051-1
- [10] Редчиц Д.А. Математическое моделирование отрывных течений на основе нестационарных уравнений Навье — Стокса. *Научные ведомости БелГУ*, 2009, № 13 (68), с. 118–146.

Статья поступила в редакцию 11.11.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Александренков В.П., Ковалев К.Е., Ягодников Д.А. Математическое моделирование течения охладителя в тракте охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя с предельно высокой степенью оребрения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-11-1933>

Александренков Владислав Петрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели», старший научный сотрудник НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: aleks@bmstu.ru

Ковалев Кирилл Евгеньевич — аспирант кафедры «Ракетные двигатели», инженер НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: kovalev-k@list.ru

Ягодников Дмитрий Алексеевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: daj@bmstu.ru

Mathematical simulation of coolant flow in the cooling channel of a liquid rocket engine combustion chamber featuring an extremely high degree of ribbing

© V.P. Aleksandrenkov, K.E. Kovalev, D.A. Yagodnikov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper presents a computational analysis of coolant distribution in the cooling channel of a liquid rocket engine combustion chamber, performed in order to develop a set of practical guidelines towards increasing efficiency of a cooling system featuring an extremely high degree of ribbing. We created a three-dimensional mathematical model comprising a closed system of hydrodynamic equations as well as initial and boundary conditions for an element of the liquid rocket engine chamber we modelled, the chamber featuring longitudinal cooling channel arrangement manufactured via additive technology. We computed velocity and pressure fields in characteristic cooling channel regions for various levels of coolant mass flow rate, which confirmed the feasibility of the layout proposed in terms of uniform coolant distribution in the cooling channel of the liquid rocket engine modelled. We obtained the friction loss ζ as a function of coolant mass flow rate and particle size of the powder used in the additive technology to manufacture the combustion chamber wall and cooling channel.

Keywords: liquid rocket engine, cooling channel, extremely high degree of ribbing, heat transfer, mathematical model

REFERENCES

- [1] Aleksandrenkov V.P. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2013, no. 3, pp. 111–121.
- [2] Aleksandrenkov V.P., Zubkov N.N., Yagodnikov D.A., Iryanov N.Ya. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, iss. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-10-1545>
- [3] Artemov A.L., Dyadchenko V.Yu., Lukyashko A.V., et al. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2017, no. 1, pp. 50–62.
- [4] Solodovnikov A.V., Akinshin I.A., Golubyatnik V.V., Krivonogov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2017, vol. 16, no. 2, pp. 127–134.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-127-134
- [5] Kudryavtsev V.M., ed. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Foundations of liquid rocket engine theory and parameter calculation]. Vol. 2. 4th ed. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1993, 703 p.
- [6] Anfimov M.V. *Politekhnichestkiy molodezhnyy zhurnal — Politechnical student journal*, 2017, no. 10. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-10-188
- [7] Grigoryants A.G., Kolchanov D.S., Drenin A.A., Denezhkin A.O. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 6, pp. 20–29.
DOI: 10.18698/0536-1044-2019-6-20-2

- [8] Fedorova D.K., Ivolga D.V., Alekseev V.P., Balyakin A.V. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk — Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2016, no. 4 (6), pp. 1186–1190.
- [9] Spalart P.R., Shur M. *Aerospace Science and Technology*, 1997, no. 1 (5), pp. 297–366.
- [10] Redchits D.A. *Nauchnye vedomosti BelGU — Belgorod State University Scientific Bulletin*, 2009, no. 13 (68), pp. 118–146.

Aleksandrenkov V.P., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines; Senior Research Fellow, Power Engineering Scientific and Research Institute, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 70 publications in the field of investigating heat transfer processes and heat transfer intensification. e-mail: aleks@bmstu.ru

Kovalev K.E., post-graduate student, Department of Rocket Engines; Engineer, Power Engineering Scientific and Research Institute, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: kovalev-k@list.ru

Yagodnikov D.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 180 scientific publications in the field of experimental and theoretical studies of work cycles and development of non-contact diagnostics methods for rocket and jet engines. e-mail: daj@bmstu.ru