

УДК 621.454.2

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-8-86-91

# Конструкция системы интенсификации теплообмена углеводородного топлива в охлаждающих каналах жидкостного ракетного двигателя

В.Л. Юша, Г.И. Чернов, К.В. Щербань

Омский государственный технический университет, 644050, Омск, Российская Федерация, пр-т Мира, д. 11

## Design of a Heat Transfer Intensification System for Hydrocarbon Fuel in the Cooling Channels of the Liquid Rocket Engine

V.L. Yusha, G.I. Chernov, K.V. Shcherban

Omsk State Technical University, 644050, Omsk, Russian Federation, Mir Ave., Bldg. 11



e-mail: yusha@omgtu.ru, gi\_chernov2002@mail.ru, sherban.kirill@gmail.com

**i** Предложена система охлаждения жидкостного ракетного двигателя, использующая в качестве охладителя углеводородное топливо (керосин), движущееся в каналах системы, в которых происходит нагрев топлива от их стенки. В процессе разработки системы охлаждения двигателя встал вопрос выбора материала сопла для обеспечения ее стабильной работы. Тепловой и прочностной расчеты в комплексе ANSYS показали неспособность алюминия выдержать заданные условия работы. Вследствие этого альтернативным материалом, обеспечивающим неразрушимость конструкции, был выбран титан. Для снижения температурного градиента в титане и предотвращения его плавления на внутреннюю поверхность стенки сопла наносится напылением керамическое покрытие толщиной 2 мм. Разработана модель расчета системы охлаждения по времени в зависимости от остатка топлива в баке, в том числе учитывающая кратность циркуляции керосина. Рассмотренная модель работы системы подачи топлива дает возможность определить условия, при которых кратность циркуляции керосина в контуре охлаждения сопла позволит использовать в качестве материала стенки сопла выбранный материал.

**Ключевые слова:** жидкостный ракетный двигатель, прочностной расчет, тепловой расчет, гиперзвуковые летательные аппараты, система охлаждения, системы интенсификации теплообмена

**i** The authors propose a system of cooling the liquid rocket engine where hydrocarbon fuel (kerosene), moving in the channels where the fuel is heated by the wall, is used as a coolant. When developing the engine cooling system, a question arose about the choice of material for the nozzle to ensure its stable operation. The thermal and strength analyses in ANSYS showed that aluminum could not withstand the specified operating conditions. As a result, titanium was chosen as an alternative material to ensure the indestructibility of the structure. To reduce the temperature gradient of titanium and prevent its melting, a 2 mm ceramic coating is sprayed onto the inner surface of the nozzle wall. A model is developed for calculating the cooling system in time, depending on the remaining fuel in the tank, and

taking into account the multiplicity of kerosene circulation. The proposed model of operation of the fuel supply system makes it possible to determine the conditions under which the multiplicity of kerosene circulation in the cooling circuit of the nozzle allows the selected material to be used as the nozzle wall material.

**Keywords:** liquid rocket engine, strength analysis, thermal analysis, hypersonic aircraft, cooling system, heat transfer intensification systems

В настоящее время ведется интенсивная разработка прямоточных реактивных воздушных двигателей для гиперзвуковых летательных аппаратов [1–7]. Анализ теоретических и экспериментальных работ [8–10] показал, что одной из основных проблем при создании такого типа двигателя является разработка системы охлаждения (СО) его камеры сгорания и сопла [1, 6, 8]. К этим системам предъявляются жесткие требования, так как они должны обеспечивать работу двигателя в тяжелом температурном режиме. В качестве горючего для летательных аппаратов широко применяют такое углеводородное топливо, как керосин [7].

Результаты теплового и прочностного расчетов стенок сопла с каналами СО [3, 4], выполненных на основе математических моделей, заложенных в программном комплексе ANSYS, показали возможность использования для охлаждения керосина, движущегося в каналах [3] СО сопла жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), в котором происходит нагрев топлива от стенки канала.

Цель работы — математическая верификация описанных результатов.

**Расчетная схема.** Если стенки сопла не выдерживают заданный температурный режим, то для предотвращения плавления металла в каналах СО необходимо обеспечить расход тепло-

носителя больше стехиометрического. После нагрева в каналах СО одна часть потока керосина, соответствующего стехиометрическому расходу, подается в камеру сгорания, а другая возвращается обратно в бак. При этом возвращаемый поток может охлаждаться в специальной СО или не охлаждаться.

В последнем случае возвращаемый поток будет иметь температуру большую, чем выходящий из бака, на величину нагрева керосина в каналах СО  $\Delta T$ . Возвращающийся поток будет нагревать весь керосин в баке, т. е. температура топлива будет непрерывно повышаться. Это может привести к тому, что керосин выкипит, и СО прекратит работать. Для определения возможных режимов функционирования СО построим модель ее работы во времени. Модель основана на схеме, показанной на рис. 1.

**Математическая модель.** Согласно приведенной схеме, из бака 1 керосин в течение бесконечно малого времени  $dt$  в количестве  $kGdt$  ( $k$  — кратность циркуляции керосина;  $G$  — стехиометрический массовый расход керосина) с температурой  $T$  подается в СО сопла 3. В каналах СО температура керосина увеличивается на  $\Delta T$ . Одна часть керосина массой  $Gdt$  с температурой  $(T + \Delta T)$  поступает в камеру сгорания 2, а другая массой  $(k - 1)G dt$  с температурой  $(T + \Delta T)$  возвращается в бак. Масса керосина в баке равна  $m_0 - kGt$ , где  $m_0$  — начальная масса горючего в баке;  $t$  — время работы ЖРД.

Уравнение энергетического баланса для бака в бесконечно малом промежутке времени  $dt$  имеет вид

$$d[c(m_0 - Gt)T] = c(T + \Delta T)(k - 1)G dt - cTkG dt, \quad (1)$$

где  $c$  — удельная массовая теплоемкость керосина, Дж/(кг·К).

В этом уравнении левая часть описывает изменение внутренней энергии керосина в баке за промежутки  $dt$ ; первое слагаемое правой части характеризует внутреннюю энергию, вносимую в бак за время  $dt$  нагретым в каналах СО кероси-

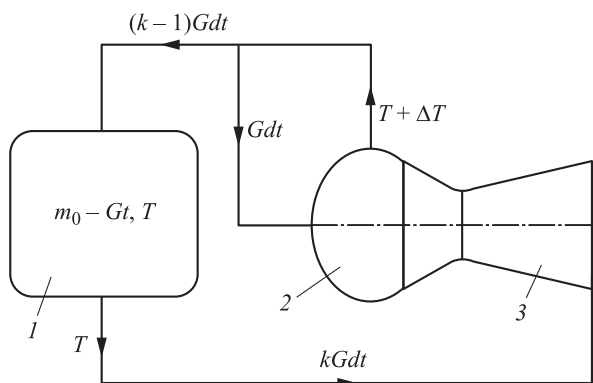


Рис. 1. Схема для моделирования работы СО во времени:

- 1 — бак с керосином; 2 — камера сгорания;
- 3 — сопло с каналами охлаждения

сином; второе слагаемое правой части выражает внутреннюю энергию, выносимую из бака с керосином, уходящим в СО.

Сокращая обе части уравнения (1) на  $G$  и  $c$ , получаем

$$d\left[\left(\frac{m_0}{G}-t\right)T\right]=(T+\Delta T)(k-1)dt-Tk dt. \quad (2)$$

Раскроем скобки в левой части уравнения (2):

$$T d\left(\frac{m_0}{G}-t\right)+\left(\frac{m_0}{G}-t\right)dT= \\ = (T+\Delta T)(k-1)dt-Tk dt. \quad (3)$$

После преобразований уравнение (3) приобретает вид

$$dT = -(k-1)\Delta T \frac{d\left(\frac{m_0}{G}-t\right)}{\frac{m_0}{G}-t}. \quad (4)$$

Интегрируя выражение (4), получаем

$$T = -(k-1)\Delta T \ln\left(\frac{m_0}{G}-t\right) + C, \quad (5)$$

где  $C$  — постоянная интегрирования.

В выражении (5) отношение  $m_0/G$  — это время, за которое опорожнится бак с начальной массой керосина  $m_0$ , если из него подавать топливо в камеру сгорания с расходом  $G$ .

Постоянную  $C$  определим из условия, что в начальный момент времени ( $t = 0$ ) температура в баке равна  $T_0$ . После подстановки этого условия в уравнение (5) имеем

$$C = T_0 + (k-1)\Delta T \ln \frac{m_0}{G}. \quad (6)$$

Подставляя выражение (6) в уравнение (5), получаем

$$T = T_0 + (k-1)\Delta T \ln \frac{m_0}{G} - (k-1)\Delta T \ln\left(\frac{m_0}{G}-t\right).$$

После преобразования формула (6) приобретает вид

$$T = T_0 - (k-1)\Delta T \ln \frac{m_0/G-t}{m_0/G},$$

или

$$T = T_0 - (k-1)\Delta T \ln\left(1 - \frac{t}{m_0/G}\right), \quad (7)$$

где  $t/(m_0/G)$  — относительное текущее время,  $t/(m_0/G) = \tau$ ,  $\tau \in [0; 1]$ .

С учетом этого уравнение (7) можно записать как

$$T = T_0 - (k-1)\Delta T \ln(1-\tau),$$

или в безразмерном виде:

$$\frac{T}{T_0} = 1 - (k-1)\frac{\Delta T}{T_0} \ln(1-\tau). \quad (8)$$

Уравнение (8) устанавливает зависимость относительной температуры оставшегося керосина в баке  $T/T_0$  от относительного времени  $\tau$ , нагрева керосина в канале СО сопла  $\Delta T$  и кратности циркуляции керосина  $k$ .

**Результаты.** На рис. 2 и 3 приведены графики, изображающие эту зависимость. Например, при температуре в баке  $T_0 = 293$  К и нижней температуре кипения  $T_{\text{кип}} = 423$  К ( $150^\circ$  С) для рис. 2  $\Delta T = 100$  К, для рис. 3  $k = 2$ .

Из этих графиков видно, что с течением времени температура керосина в баке будет возрастать, причем тем быстрее, чем больше температура нагрева керосина в канале СО  $\Delta T$  и кратность циркуляции  $k$ .

Система подачи топлива в камеру сгорания в рассмотренном режиме будет работать до тех пор, пока керосин будет возвращаться в состояние жидкости. Предельным случаем этого режима будет момент времени  $\tau_0$ , когда после нагрева керосина в канале СО он будет возвращаться в бак при нижней температуре кипения  $T_{\text{кип}} = 150^\circ$ С. В этом случае температура керосина в баке  $T = T_{\text{кип}} - T_0$ .

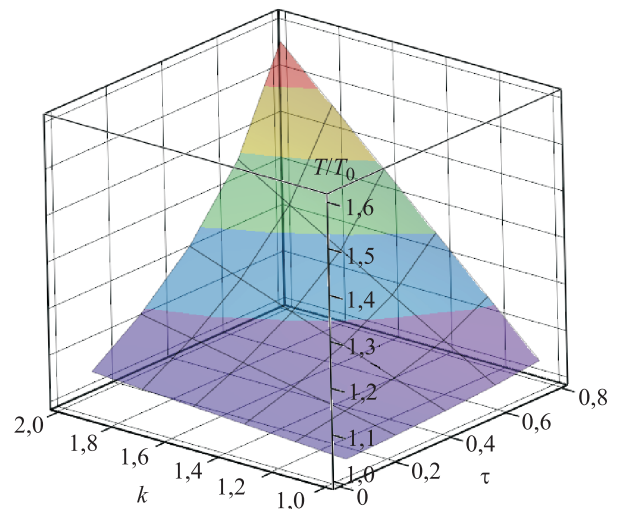


Рис. 2. Зависимость относительной текущей температуры керосина в баке  $T/T_0$  от относительного времени  $\tau$  и кратности циркуляции керосина  $k$

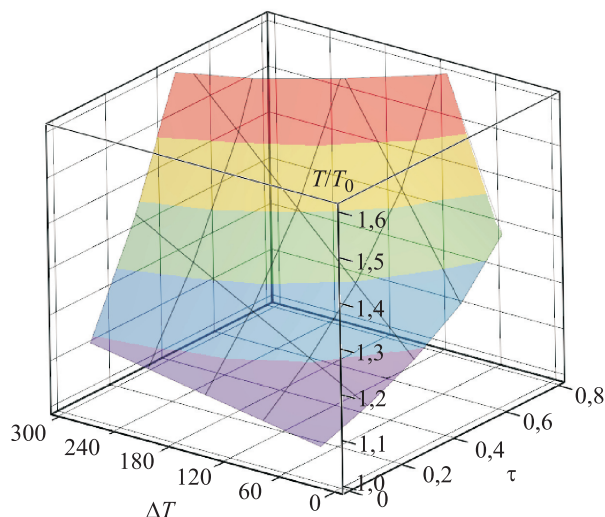


Рис. 3. Зависимость относительной текущей температуры керосина в баке  $T/T_0$  от относительного времени  $\tau$  и температуры нагрева керосина в канале СО сопла  $\Delta T$

Подставляя температуру  $T$  в уравнение (8), получаем

$$\frac{T_{\text{кип}} - T_0}{T_0} = 1 - (k - 1) \frac{\Delta T}{T_0} \ln(1 - \tau_0).$$

Выразим из этого уравнения относительное время:

$$\tau_0 = 1 - \frac{1}{\exp \left[ \frac{T_{\text{кип}} - T_0 - \Delta T}{(k - 1) \Delta T} \right]}. \quad (9)$$

На рис. 4 изображена зависимость относительного времени  $\tau_0$  от температуры нагрева керосина в канале СО сопла  $\Delta T$  и кратности циркуляции керосина  $k$ .

Из рис. 4 следует, что относительное время работы системы подачи керосина в жидкостном режиме  $\tau_0$  возрастает с уменьшением температуры нагрева керосина в канале СО сопла  $\Delta T$  и кратности циркуляции керосина  $k$ .

При выводе зависимостей (8) и (9) кратность циркуляции  $k$  и температура нагрева керосина в канале СО сопла  $\Delta T$  рассматривались как независимые друг от друга величины. В действительности между ними существует зависимость, причем можно предположить, что повышение кратности циркуляции  $k$  приведет к снижению температуры нагрева керосина  $\Delta T$ .

Чтобы установить эту зависимость, необходимо провести тепловой расчет СО сопла. Для СО, различных по конфигурации, площади по-

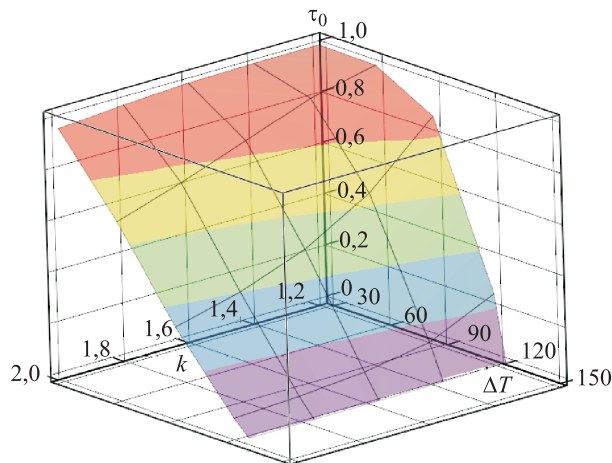


Рис. 4. Зависимость относительного времени  $\tau_0$  от температуры нагрева керосина в канале СО сопла  $\Delta T$  и кратности циркуляции керосина  $k$

перечного сечения канала, шагу навивки канала, толщине стенки канала и другим параметрам, эти зависимости будут неодинаковыми. Наложение зависимости  $\Delta T = f(k)$  на поверхность рис. 4 или подстановка ее в уравнение (9) позволит получить однозначное соответствие между кратностью циркуляции  $k$  и относительным временем  $\tau_0$ . Установление этой зависимости для разных конфигураций СО является задачей дальнейшего исследования.

В первом приближении, рассматривая параметры  $k$  и  $\Delta T$  как независимые и зная их значения, по уравнению (9) можно найти время  $\tau_0$ . Зная потребное относительное время работы системы подачи топлива в расчетном режиме, время работы ЖРД и массовый расход керосина  $G$ , можно найти минимальное количество керосина в баке  $m_0$ .

Исследованная модель работы системы подачи топлива определяет условия, при которых кратность циркуляции керосина в контуре охлаждения сопла позволяет использовать в качестве материала стенки сопла выбранный материал. Полученные значения подтверждают ранее сделанный нами вывод [3] о неспособности алюминия обеспечить заданный температурный режим и о необходимости расчета стенок охлаждающих каналов из титана с керамическим напылением толщиной 2 мм.

### Вывод

При проектировании сопла с предлагаемой СО необходимо учитывать следующие рекомендации:

• замена одного сопла на несколько других меньшего размера с сохранением суммарной мощности снижает массу сопловой системы и ее СО;

• применение циркуляционной СО сопел обеспечивает требуемый температурный режим для широкой номенклатуры конструкционных материалов и режимных параметров ЖРД.

## Литература

- [1] Балмина Р.В., Губанов А.А., Иванькин М.А., Лапинский Д.А. Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения. *Техническая информация*, 2012, вып. 1-2, с. 1–72.
- [2] Михайлов А.М. Паровая конверсия углеводородов как метод химической регенерации тепла. *Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки*, 2013, № 3(178), с. 95–100.
- [3] Чернов Г.И., Щербань К.В. Математическая модель теплоотдачи при течении углеводородного топлива в каналах системы охлаждения ЖРД и обоснование возможности ее интенсификации. *Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли. Матер. XI Всерос. науч. конф., посвященной памяти главного конструктора ПО «Поет» А.С. Клинышкова*, Омск, 30–31 мая 2017, Омск, Изд-во ОмГТУ, 2017, с. 114–127.
- [4] Горохов В.Д., Черниченко В.В., Стогней В.Г. Способ охлаждения теплонапряженных участков камеры жидкостного ракетного двигателя. Пат. РФ 2394168, 2010, бюл. № 19.
- [5] Chen Y., Wang Y., Bao Z., Zhang Q., Li X.-Y. Numerical investigation of flow distribution and heat transfer of hydrocarbon fuel in regenerative cooling panel. *Applied Thermal Engineering*, 2016, vol. 98, pp. 628–635.
- [6] Полищук Г.Ш. Сравнительная теплоэнергетическая эффективность способов интенсификации конвективного теплообмена в теплообменниках. *Химическое и нефтяное машиностроение*, 1991, № 12, с. 1–2.
- [7] Сухов Е.В. Совершенствование конструкций и метода расчета компактных спирально-змеевиковых узлов охлаждения компрессорных агрегатов. Дис. ... канд. техн. наук. Омск, ОмГТУ, 2012. 194 с.
- [8] Рубинский В.Р., Солженикин П.А., Черниченко В.В. Тракт охлаждения теплонапряженных конструкций. Пат. РФ 2513059, 2014, бюл. № 11, 12 с.
- [9] Gum K.S., Moiseeva N.P. Investigation on the stability of 0.6 Ohm HTPRTs at KRISS. Document CCT/2005-20, BIPM Com. Cons. Thermometry, 2005.
- [10] Misra A. *Composite materials for aerospace propulsion related to air and space transportation. Lightweight Composite Structures in Transport*. NASA Glenn Research Center, Cleveland, OH, United States, 2016, pp. 305–327.

## References

- [1] Balmina R.V., Gubanov A.A., Ivan'kin M.A., Lapinskii D.A. Sostoianie i perspektivy razrabotki giperzvukovogo vooruzheniia [State and prospects of development of hypersonic weapons]. *Tekhnicheskaiia informatsiia* [Technical information]. 2012, is. 1–2, pp. 1–72.
- [2] Mikhailov A.M. Parovaia konversiiia uglevodorodov kak metod khimicheskoi regeneratsii tepla [Steam reforming of hydrocarbons as a method of chemical heat recovery]. *Nauchno-tekhnicheskie vedomosti SPbPU. Estestvennye i inzhenernye nauki* [St. Petersburg Polytechnic University Journal of Engineering Science and Technology]. 2013, no. 3(178), pp. 95–100.
- [3] Chernov G.I., Shcherban' K.V. Matematicheskaiia model' teplootdachi pri techenii uglevodorodnogo topliva v kanalakh sistemy okhlazhdeniia ZhRDI obosnovanie vozmozhnosti ee intensivatsii [Mathematical model of heat transfer during the flow of hydrocarbon fuel in the channels of the cooling system and the justification of its intensification]. *Problemy razrabotki, izgotovleniia i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoi tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlia aviakosmicheskoi otrasli. Materialy 11 Vseros. nauch. konf., posv. pam. glavnogo konstruktora PO «Polet» A.S. Klinyshkova* [Problems of development, manufacture and operation of rocket and space technology and training of engineers for the aerospace industry. Proceedings of the 11<sup>th</sup> All-Russian scientific conference dedicated to the

- memory of chief designer AT «Flight» by A.C. Klinyshkova]. Omsk, 30–31 May 2017, Omsk, OmSTU publ., 2017, pp. 114–127.
- [4] Gorokhov V.D., Chernichenko V.V., Stognei V.G. *Sposob okhlazhdeniia teponapriazhennykh uchastkov kamery zhidkostnogo raketnogo dvigatel'ia* [Method of cooling of heat-stressed sections of the liquid rocket engine chamber]. Patent RF no. 2394168, 2010.
- [5] Chen Y., Wang Y., Bao Z., Zhang Q., Li X.-Y. Numerical investigation of flow distribution and heat transfer of hydrocarbon fuel in regenerative cooling panel. *Applied Thermal Engineering*, 2016, vol. 98, pp. 628–635.
- [6] Polishchuk G.Sh. *Sravnitel'naia teploenergeticheskaia effektivnost' sposobov intensivifikatsii konvektivnogo teploobmena v teploobmennikakh* [Comparative heat and power efficiency of methods of intensification of convective heat exchange in heat exchangers]. *Khimicheskoe i nef'tianoe mashinostroenie* [Chemical and petroleum engineering]. 1991, no. 12, pp. 1–2.
- [7] Sukhov E.V. *Sovershenstvovanie konstruksii i metoda rascheta kompaktnykh spiral'no-zmeevikovykh uzlov okhlazhdeniia kompressornykh agregatov*. Diss. kand. tekhn. nauk [Improvement of designs and calculation method of compact spiral coil cooling units of compressor units. Cand. tech. sci. diss.]. Omsk, OmSTU publ., 2012. 194 p.
- [8] Rubinskii V.R., Solzhenikin P.A., Chernichenko V.V. *Trakt okhlazhdeniia teponapriazhennykh konstruksii* [Cooling path of heat-stressed structures]. Patent RF no. 2513059, 2014.
- [9] Gum K.S., Moiseeva N.P. *Investigation on the stability of 0.6 Ohm HTPRTs at KRISS*. Document CCT/2005-20, BIPM Com. Cons. Thermometry, 2005.
- [10] Misra A. *Composite materials for aerospace propulsion related to air and space transportation. Lightweight Composite Structures in Transport*. NASA Glenn Research Center, Cleveland, OH, United States, 2016, pp. 305–327.

Статья поступила в редакцию 07.05.2018

## Информация об авторах

**ЮША Владимир Леонидович** (Омск) — доктор технических наук, профессор кафедры «Холодильная и компрессорная техника и технология». Омский государственный технический университет (644050, Омск, Российская Федерация, пр-т Мира, д. 11, e-mail: yusha@omgtu.ru).

**ЧЕРНОВ Герман Игоревич** (Омск) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Холодильная и компрессорная техника и технология». Омский государственный технический университет (644050, Омск, Российская Федерация, пр-т Мира, д. 11, e-mail: gi\_chernov2002@mail.ru).

**ЩЕРБАНЬ Кирилл Владимирович** (Омск) — младший научный сотрудник кафедры «Холодильная и компрессорная техника и технология». Омский государственный технический университет (644050, Омск, Российская Федерация, пр-т Мира, д. 11, e-mail: sherban.kirill@gmail.com).

## Information about the authors

**YUSHA Vladimir Leonidovich** (Omsk) — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Refrigerating and Compressor Engineering and Technology. Omsk State Technical University (644050, Omsk, Russian Federation, Mir Ave., Bldg. 11, e-mail: yusha@omgtu.ru).

**CHERNOV German Igorevich** (Omsk) — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Refrigerating and Compressor Engineering and Technology. Omsk State Technical University (644050, Omsk, Russian Federation, Mir Ave., Bldg. 11, e-mail: gi\_chernov2002@mail.ru).

**SHCHERBAN Kirill Vladimirovich** (Omsk) — Junior Researcher, Department of Refrigerating and Compressor Engineering and Technology. Omsk State Technical University (644050, Omsk, Russian Federation, Mir Ave., Bldg. 11, e-mail: sherban.kirill@gmail.com).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Юша В.Л., Чернов Г.И., Щербань К.В. Конструкция системы интенсификации теплообмена углеводородного топлива в охлаждающих каналах жидкостного ракетного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 8, с. 86–91, doi: 10.18698/0536-1044-2018-8-86-91.

### Please cite this article in English as:

Yusha V.L., Chernov G.I., Shcherban K.V. Design of a Heat Transfer Intensification System for Hydrocarbon Fuel in the Cooling Channels of the Liquid Rocket Engine. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 8, pp. 86–91, doi: 10.18698/0536-1044-2018-8-86-91.