

**ИССЛЕДОВАНИЕ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК  
ТРАКТА ОХЛАЖДЕНИЯ МОДЕЛЬНОГО ЖИДКОСТНОГО  
РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ, ИЗГОТОВЛЕННОГО  
С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ  
СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО ПЛАВЛЕНИЯ**

Д.А. Ягодников

daj@bmstu.ru

В.П. Александренков

aleks@bmstu.ru

К.Е. Ковалев

kovalev-k@list.ru

А.Г. Григорьянц

mt12@bmstu.ru

А.А. Дренин

drenin@inbox.ru

**МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация**

---

**Аннотация**

Выполнены гидравлические испытания модельной камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя с трактом охлаждения, изготовленного с использованием аддитивной технологии селективного лазерного плавления. Получены значения коэффициента гидравлического сопротивления в диапазоне чисел  $Re = 10 \dots 2500$  и установлено влияние на гидравлические характеристики особенностей конструкции тракта охлаждения и технологии его изготовления. На основе выполненных гидравлических испытаний экспериментально подтверждена возможность использования аддитивных технологий на основе селективного лазерного плавления для изготовления огневых и силовых стенок камер сгорания жидкостных ракетных двигателей

**Ключевые слова**

*Гидравлические характеристики, тракт охлаждения, оребрение тракта охлаждения камеры сгорания, аддитивные технологии, тепловая защита*

Поступила 06.05.2019

© Автор(ы), 2019

---

*Работа выполнена в соответствии с государственным заданием  
Минобрнауки России (№ 9.5645.2017/БЧ)*

**Введение.** Вопрос тепловой защиты конструкций камер жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) при высокоинтенсивных тепловых воздействиях является одним из актуальных в современном ракетном двигателестроении, поскольку обусловлен требованиями повышения надежности ракетно-космической техники. Одно из направлений решения данной задачи заключается в разработке новых физических, конструктивных и технологических принципов интенсификации процессов теплообмена в системе продукты сгорания–огневая стенка камеры сгорания–

тракт охлаждения–охлаждающая жидкость [1, 2]. В этом аспекте перспективными представляются инновационные технологические процессы, в частности аддитивные технологии изготовления элементов конструкции ЖРД, позволяющие сократить время их изготовления, а также реализовать новые конструктивные схемы трактов охлаждения и повысить надежность.

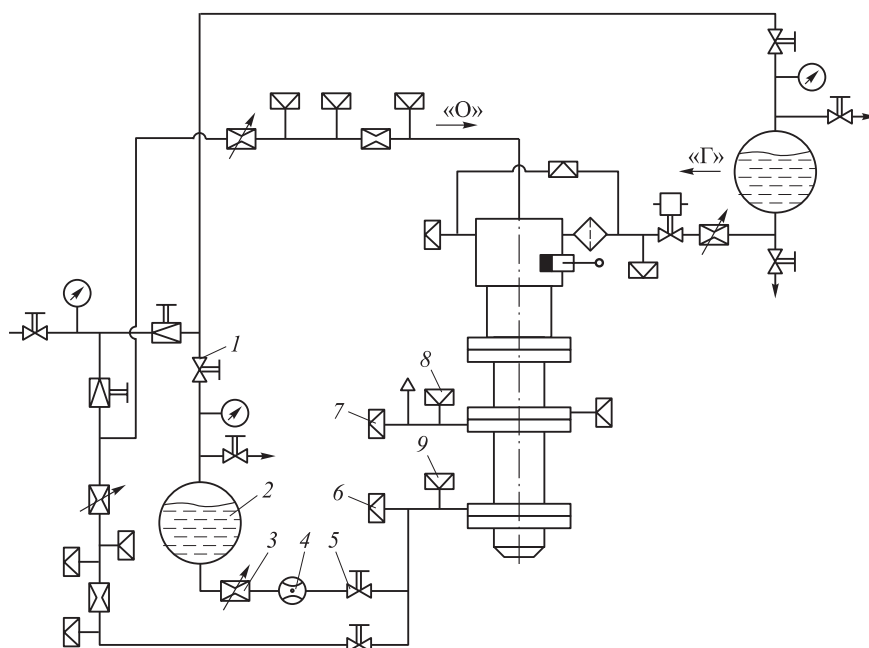
Одним из перспективных методов, позволяющих за короткое время получить готовые изделия сложной формы, постобработка которых минимальна, является селективное лазерное плавление (СЛП) [3–6], т. е. технология прямого изготовления трехмерных объектов с определенными механическими свойствами из металлических порошков.

Очевидно, что внедрение инновационных технологий в область традиционных, хорошо зарекомендовавших себя с середины XX в. при изготовлении ЖРД различного класса, определило задачи, без решения которых нельзя дать положительное заключение о возможности практического использования новых методов формообразования и соединений элементов конструкций ЖРД [7].

Прежде всего речь идет о прочности деталей, изготовленных с использованием аддитивных технологий и деформирующего резания, что вполне очевидно, поскольку камера сгорания ЖРД нагружена высоким давлением (до 26 МПа) и в ней протекают процессы воспламенения и горения топлива при высоких (до 3500 К) температурах. Кроме того, формообразование тракта охлаждения ЖРД с использованием новых материалов и технологий и реализуемые при этом новые конструктивные решения не должны увеличивать гидравлическое сопротивление при подаче необходимого количества охлаждающего компонента, в качестве которого используются либо горючее, либо окислитель ЖРД.

С учетом того, что используемые новые материалы и технологии должны обеспечить соответствующее качество, удовлетворяющее высоким требованиям надежности, предъявляемым к изделиям ракетно-космической техники, целью настоящей работы является определение гидравлических характеристик модельных образцов трактов охлаждения модельного ЖРД, изготовленных из штатных конструкционных материалов с использованием технологии СЛП.

**Экспериментальная установка и модельная камера сгорания ЖРД.** Основным элементом экспериментальной установки являются газогенератор и модельная камера сгорания ЖРД [8]. Пневмогидравлическая схема установки приведена на рис. 1. В качестве горючего используется 96%-ный водный раствор этилового спирта, в качестве окислителя — воздух.



**Рис. 1.** Пневмогидравлическая схема экспериментальной установки

Для воспламенения спиртовоздушной смеси используются две электроискровые авиационные свечи, обеспечивающие надежный запуск газогенератора. Вытеснительная система подачи топлива в ЖРД снабжена агрегатами регулирования тепловой мощности за счет изменения расхода и соотношения компонентов.

К камере сгорания для исследования процессов теплообмена присоединяются модельные участки, представляющие собой внутреннюю огневую стенку с различными типами оребрения, образующие проточный тракт. Камеры объектов испытаний охлаждаются водой или воздухом.

Система подачи охлаждающего компонента включает в себя следующие элементы: бак воды 2, регулятор расхода 3, запорные вентили 1 и 5, электронный расходомер 4, термопары 8 и 9, датчики давления 6 и 7. Настройка режима охлаждения осуществляется визуально с помощью регулятора расхода 3 по показаниям расходомера 4 и датчика давления 6 в подводящем коллекторе тракта охлаждения.

#### **Система измерения и регистрации экспериментальной установки.**

При проведении гидравлических испытаний регистрируются расход воды с помощью электронного расходомера «FloNet», давления жидкости на входе и выходе из тракта охлаждения с помощью малогабаритных датчиков избыточного давления «КОРУНД-ДИ-001М» и температура охладителя с помощью термопар типа хромель-копель.

При проведении работ использовалась общеизвестная и традиционная методика холодных гидравлических испытаний трактов для определения коэффициентов гидравлического сопротивления по величине разности потерь давления в испытуемых моделях. При этом коэффициент гидравлического сопротивления определялся как сосредоточенная величина для всего рабочего участка с учетом потерь давления на местных сопротивлениях [9].

Методика испытаний заключалась в следующем:

- использование стандартной методики холодных гидравлических испытаний трактов;
- определение потерь давления суммарно по всему тракту охлаждения: от входа в исследуемые модели до выхода, с учетом местных потерь, в том числе потерь коллекторной раздачи охладителя.

При записи измеряемых величин первый поток информации с термодатчика поступает в модуль измерения напряжения постоянного тока с индивидуальной гальванической развязкой каналов, установленный в измерительном комплексе «МИС-200». Второй поток информации с датчиков давления и расходомеров поступает в модуль измерения силы постоянного тока измерительного комплекса «МИС-200». Типы первичных измерительных преобразователей и их допускаемые основные погрешности  $\delta_n$  следующие: манометр и термопара ХК (хромель-копель)  $\delta_n = \pm 2,5 \%$ ; расходомер FLONET и датчик давления «КОРУНД-ДИ-001М»  $\delta_n = \pm 0,5 \%$ .

**Методика обработки результатов эксперимента.** Показания приборов и первичной обработки данных соответствующих измеряемых параметров регистрируются автоматически измерительным комплексом «МИС-200» с последующей выборкой сигнала циклограммы на стабильном режиме работы установки.

Гидравлическая характеристика тракта охлаждения камеры с учетом геометрических характеристик в общепринятой форме коэффициента гидравлического сопротивления  $\xi$  определяется по формуле Дарси [9]:

$$\xi = \frac{2\Delta P_{\text{охл}} \rho d_{\Gamma}}{(\rho u)^2 l},$$

где  $l$  — длина пути течения охладителя.

Массовая скорость рассчитывается по формуле

$$\rho u = \frac{\dot{m}_{\text{охл}}}{F_{\text{охл}}},$$

где  $F_{\text{охл}}$  — проходная площадь сечения тракта охлаждения;  $\dot{m}_{\text{охл}}$  — секундный массовый расход охладителя.

Гидравлический диаметр межреберных каналов тракта охлаждения вычисляется по общепринятой зависимости для одного межреберного канала:

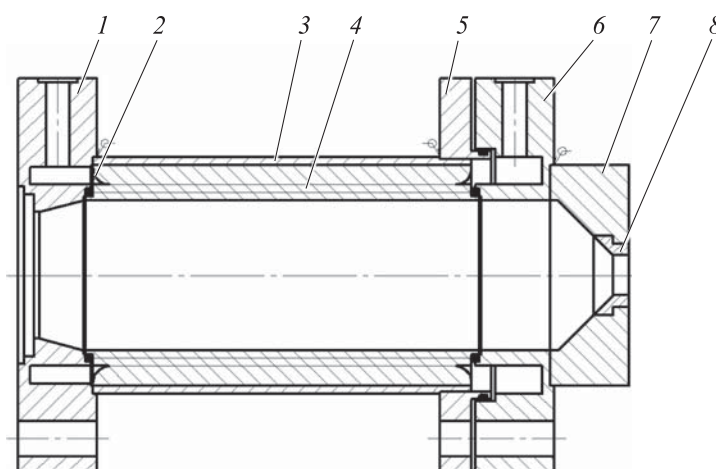
$$d_{\Gamma} = \frac{4F_{\text{ед}}}{\Pi} = \frac{4h(t - \delta_p)}{2(h + t - \delta_p)}$$

Режим течения определяется числом Рейнольдса

$$\text{Re} = \frac{\rho u d_{\Gamma}}{\mu},$$

где  $\mu$  — коэффициент динамической вязкости, рассчитанный по среднеарифметической температуре охладителя  $\bar{T} = (T_{\text{вх}} + T_{\text{вых}})/2$ .

**Результаты гидравлических испытаний тракта охлаждения.** Для проведения гидравлических и огневых испытаний тракта охлаждения, полученного с использованием аддитивных технологий на основе СЛП, подготовлен рабочий участок, схема которого приведена на рис. 2.



**Рис. 2.** Схема рабочего участка:

- 1 — отводящий коллектор; 2 — уплотнение; 3 — корпус; 4 — оребренный тракт охлаждения; 5 — задний фланец; 6 — подводящий коллектор; 7 — сопло; 8 — вкладыш критического сечения сопла

При гидравлических испытаниях охладитель подается в подводящий коллектор 6. Дальнейшее движение охладителя осуществляется через оребренный тракт охлаждения 4. Отвод охладителя в окружающую среду происходит через отверстия в отводящем коллекторе 1.

На рис. 3, 4 приведены 3D-модель и выращенный на основе этой модели тракт охлаждения модельной камеры сгорания, изготовленный из порошка стали AISI 316L методом СЛП [3] на отечественной установке СЛП-110 [4].

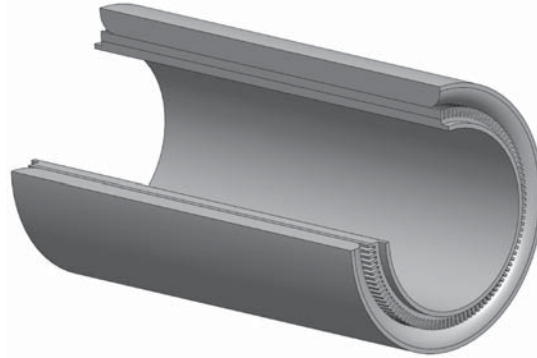


Рис. 3. 3D-модель тракта охлаждения



Рис. 4. Общий вид тракта охлаждения, изготовленного методом СЛП

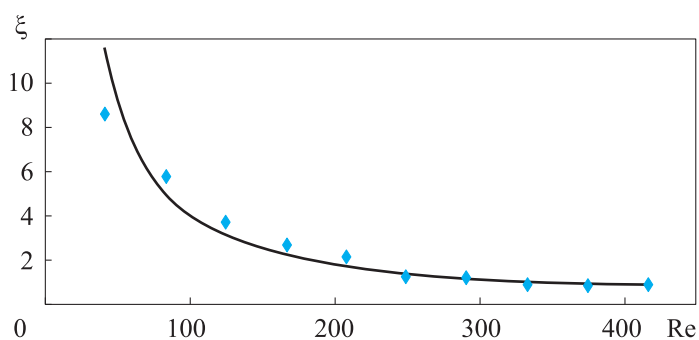
Элемент тракта охлаждения состоит из наружной, внутренней стенок и оребренного тракта охлаждения, имеющего следующие геометрические параметры: толщина ребра 0,6 мм; шаг оребрения 1,2 мм; длина оребренной части тракта 96 мм.

Геометрические характеристики тракта охлаждения, изготовленного с использованием аддитивных технологий, основные размеры которого отражены в 3D-модели, следующие:  $F_{\text{охл}} = 138 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$ ;  $d_{\text{г}} = 0,92 \text{ мм}$ ;  $l = 96 \text{ мм}$ .

Проведены гидравлические испытания тракта охлаждения модельной камеры сгорания, изготовленной с использованием аддитивных технологий на основе СЛП. На основании полученных результатов (таблица) построена гидравлическая характеристика тракта охлаждения (рис. 5).

**Результаты холодных гидравлических испытаний камеры, изготовленной с использованием аддитивных технологий**

$m$ , г/с	$\Delta p$ , МПа	$\rho u$ , кг/(м <sup>2</sup> ·с)	Re	$\xi$
5	0,0006	36,23	41,67	8,59
10	0,0016	72,46	83,33	5,73
15	0,0023	108,70	125,00	3,66
20	0,0029	144,93	166,67	2,60
25	0,0035	181,16	208,33	2,00
30	0,0029	217,39	250,00	1,15
35	0,0036	253,62	291,67	1,05
40	0,0030	289,86	333,33	0,67
45	0,0040	326,09	375,00	0,71
50	0,0050	362,32	416,67	0,72



**Рис. 5.** Зависимость коэффициента гидравлического сопротивления от Re для тракта охлаждения с прямыми каналами, полученными методом СЛП

Приведенные зависимости  $\xi = f(Re)$  свидетельствуют, что для данной геометрии тракта охлаждения, так же как и для фрезерованных ребер, по сравнению с оребрением, полученным методом деформирующего резания [10–12], реализуются меньшие значения  $\xi$ . Это можно объяснить более высоким качеством обработки поверхности модели, изготовленной методом СЛП, а также бóльшим значением относительной длины канала  $l/d_T$ . Следовательно, использование продольной схемы организации течения охладителя является более эффективным с точки зрения снижения гидравлических потерь при малых значениях чисел Re.

**Выводы.** 1. Разработана экспериментальная установка, позволяющая при использовании единых пневмогидравлических систем, а также систем регистрации и измерения проводить гидравлические испытания различных модельных образцов трактов охлаждения, изготовленных с



применением аддитивных технологий и традиционными методами механической обработки — точением и фрезерованием.

2. На основе результатов гидравлических испытаний рассчитаны коэффициенты гидравлического сопротивления  $\xi$  исследуемого тракта охлаждения в диапазоне чисел  $Re = 10 \dots 2500$ .

3. Анализ полученных результатов испытаний показал более низкую эффективность поперечной схемы организации раздачи и течения охладителя по сравнению с продольной схемой, что обусловлено увеличением доли местных гидравлических сопротивлений при реализации поперечной схемы течения.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Семенов П.Ю. Рекуперативный теплообменный аппарат с пористым металлом для ЖРД. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2015, № 6, с. 74–81. DOI: 10.18698/0536-1044-2015-6-74-81
- [2] Пелевин Ф.В., Авраамов Н.И., Орлин С.А. и др. Эффективность теплообмена в пористых элементах конструкций жидкостных ракетных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 4. DOI: 10.18698/2308-6033-2013-4-698
- [3] Григорьянц А.Г., ред. Лазерные аддитивные технологии в машиностроении. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.
- [4] Григорьянц А.Г., Колчанов Д.С., Дренин А.А. Установка для селективного лазерного плавления металлических порошков. *Аддитивные технологии: настоящее и будущее. Мат. IV Междунар. конф.* М., ФГУП ВИАМ, 2018, с. 221–234.
- [5] Delgado J., Ciurana J., Rodríguez C.A. Influence of process parameters on part quality and mechanical properties for DMLS and SLM with iron-based materials. *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, 2012, vol. 60, no. 5-8, pp. 601–610. DOI: 10.1007/s00170-011-3643-5
- [6] Cheng B., Shrestha S., Chou K. Stress and deformation evaluations of scanning strategy effect in selective laser melting. *MSEC*, 2016. DOI: 10.1115/MSEC2016-8819
- [7] Артемов А.Л., Дядченко В.Ю., Лукьяшко А.В. и др. 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.
- [8] Ягодников Д.А. Исследование и интенсификация процессов теплообмена в трактах охлаждения с предельной степенью обребрения камер сгорания жидкостных ракетных двигателей и энергосиловых установок, выполненных с использованием аддитивных и деформирующих технологий. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.
- [9] Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М., Машиностроение, 1992.



[10] Зубков Н.Н. Оребрение труб теплообменных аппаратов подрезанием и отгибкой поверхностных слоев. *Новости теплоснабжения*, 2005, № 4, с. 51–53.

[11] Зубков Н.Н., Овчинников А.И., Кононов О.В. Изготовление теплообменных поверхностей нового класса деформирующим резанием. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 1993, № 4, с. 79–82.

[12] Зубков Н.Н., Битюцкая Ю.Л. Влияние параметров теплообменных штырьковых структур на их эксплуатационные характеристики. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2017, № 2, с. 108–120.

DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-108-120

**Ягодников Дмитрий Алексеевич** — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Александренков Владислав Петрович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели», старший научный сотрудник НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Ковалев Кирилл Евгеньевич** — аспирант кафедры «Ракетные двигатели», младший научный сотрудник НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Григорьянц Александр Григорьевич** — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Лазерные технологии в машиностроении» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Дренин Алексей Анатольевич** — аспирант кафедры «Лазерные технологии в машиностроении», инженер НОЦ «Центр аддитивных технологий» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Ягодников Д.А., Александренков В.П., Ковалев К.Е. и др. Исследование гидравлических характеристик тракта охлаждения модельного жидкостного ракетного двигателя, изготовленного с применением аддитивной технологии селективного лазерного плавления. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2019, № 6, с. 41–52. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-6-41-52

---

## STUDY OF HYDRAULIC CHARACTERISTICS OF THE COOLING PATH OF A MODEL LIQUID ROCKET ENGINE MANUFACTURED USING ADDITIVE TECHNOLOGY OF SELECTIVE LASER MELTING

D.A. Yagodnikov

daj@bmstu.ru

V.P. Aleksandrenkov

aleks@bmstu.ru

K.E. Kovalev

kovalev-k@list.ru

A.G. Grigoryants

mt12@bmstu.ru

A.A. Drenin

drenin@inbox.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

The article discusses hydraulic tests of a model combustion chamber of a liquid-propellant rocket engine with a cooling path made using additive selective laser melting technology. The values of the coefficient of hydraulic resistance in the range of  $Re = 10-2500$  are obtained and the influence of the design features of the cooling tract and its manufacturing technology on the hydraulic characteristics is determined. The results of the performed hydraulic tests confirm the possibility of using additive technologies based on selective laser melting technology for the manufacture of fire and power walls of combustion chambers of liquid rocket engines

### Keywords

*Hydraulic characteristics, cooling path, combustion chamber fins, additive technologies, thermal protection*

Received 06.05.2019

© Author(s), 2019

---

*The study was supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (project no. 9.5645.2017/BCh)*

## REFERENCES

- [1] Pelevin F.V., Ponomarev A.V., Semenov P.Yu. Recuperative heat-exchange apparatus with porous metal for a liquid-propellant rocket engine. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye* [Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building], 2015, no. 6, pp. 74–81 (in Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2015-6-74-81
- [2] Pelevin F.V., Avraamov N.I., Orlin S.A., et al. Heat exchange efficiency in porous structural elements of liquid-propellant rocket engines. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2013, no. 4 (in Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-4-698
- [3] Grigor'yants A.G., ed. *Lazernye additivnye tekhnologii v mashinostroyenii* [Laser additive technology in mechanical engineering]. Moscow, BMSTU Publ., 2018.
- [4] Grigor'yants A.G., Kolchanov D.S., Drenin A.A. [Setup for selective laser melting of metal powders]. *Additivnyye tekhnologii: nastoyashchee i budushchee. Mat. IV*

*Mezhdunar. Konf.* [Additive Technologies: Present and Future. Proc. IV Int. Conf.]. Moscow, FGUP VIAM Publ., 2018, pp. 221–234 (in Russ.).

[5] Delgado J., Ciurana J., Rodríguez C.A. Influence of process parameters on part quality and mechanical properties for DMLS and SLM with iron-based materials. *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, 2012, vol. 60, no. 5-8, pp. 601–610.

DOI: 10.1007/s00170-011-3643-5

[6] Cheng B., Shrestha S., Chou K. Stress and deformation evaluations of scanning strategy effect in selective laser melting. *MSEC*, 2016.

DOI: 10.1115/MSEC2016-8819

[7] Artemov A.L., Dyadchenko V.Yu., Luk'yashko A.V., et al. Development of design and technology solutions for additive manufacturing of prototype inner lining for combustion chamber of multifunctional liquid-propellant rocket engine. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2017, no. 1, pp. 50–62 (in Russ.).

[8] Yagodnikov D.A. Issledovanie i intensivatsiya protsessov teploobmena v traktakh okhlazhdeniya s predel'noy stepen'yu orebreniya kamer sgoraniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley i energosilovykh ustanovok, vypolnennykh s ispol'zovaniem additivnykh i deformiruyushchikh tekhnologiy [Research and intensification of heat exchange processes in cooling paths with the maximum finning degree of combustion chambers in liquid rocket engines and energy-power plants using additive and deforming technologies. R & D report]. Moscow, BMSTU Publ., 2018.

[9] Idel'chik I.E. Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam [Reference book on hydraulic resistance]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992.

[10] Zubkov N.N. Finning of tubes of heat exchangers by cutting and bending the surface layers. *Novosti teplosnabzheniya*, 2005, no. 4, pp. 51–53 (in Russ.).

[11] Zubkov N.N., Ovchinnikov A.I., Kononov O.V. Manufacture of heat-exchange surfaces of a new class by deforming cutting. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 1993, no. 4, pp. 79–82 (in Russ.).

[12] Zubkov N.N., Bityutskaya Yu.L. Effect of heat-exchange pin-fin structure parameters on its performance characteristics. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2017, no. 2, pp. 108–120 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-108-120

**Yagodnikov D.A.** — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Aleksandrenkov V.P.** — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Research Senior, Research Institute of Energetic Engineering, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Kovalev K.E.** — Post-Graduate Student, Department of Rocket Engines, Research Assistant, Research Institute of Energetic Engineering, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Grigoryants A.G.** — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department of Laser Technologies in Mechanical Engineering, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Drenin A.A.** — Post-Graduate Student, Department of Laser Technologies in Mechanical Engineering, Engineer, Research Education Center “Center for Additive Technologies”, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Yagodnikov D.A., Aleksandrenkov V.P., Kovalev K.E., et al. Study of hydraulic characteristics of the cooling path of a model liquid rocket engine manufactured using additive technology of selective laser melting. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2019, no. 6, pp. 41–52 (in Russ.).

DOI: 10.18698/0236-3941-2019-6-41-52