

## **Исследования и экспериментальное определение характеристик теплогидравлических процессов в трактах охлаждения камер сгорания жидкостных ракетных двигателей с предельно высокой степенью оребрения**

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

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

*Эффективность системы охлаждения является одним из важнейших параметров, влияющих на надежность работы жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Использование оребренных трактов охлаждения в камерах сгорания ЖРД позволяет увеличить площадь теплоотдающей поверхности, тем самым повышая эффективность системы охлаждения. Представляется перспективным использование аддитивных технологий и метода деформирующего резания при изготовлении камер сгорания ЖРД в связи с возможностью максимально развить площадь теплоотдающей поверхности. Рассмотрена разработанная экспериментальная установка, предназначенная для определения характеристик теплогидравлических процессов в трактах охлаждения камер сгорания ЖРД с предельно высокой степенью оребрения, получаемых с помощью аддитивных технологий и методом деформирующего резания. Приведена конструкция модельных рабочих участков камеры сгорания с трактом охлаждения с предельно высокой степенью оребрения. Создана система регистрации теплогидравлических характеристик с использованием цифровых первичных измерительных преобразователей высокого класса точности. Разработаны методики экспериментального исследования характеристик теплогидравлических процессов в трактах охлаждения, расчета коэффициентов теплоотдачи и гидравлического сопротивления для обоснования возможности применения трактов охлаждения с предельной степенью оребрения в камерах сгорания ЖРД.*

**Ключевые слова:** *теплогидравлические характеристики, тракт охлаждения, оребрение камеры сгорания, аддитивные технологии, деформирующее резание*

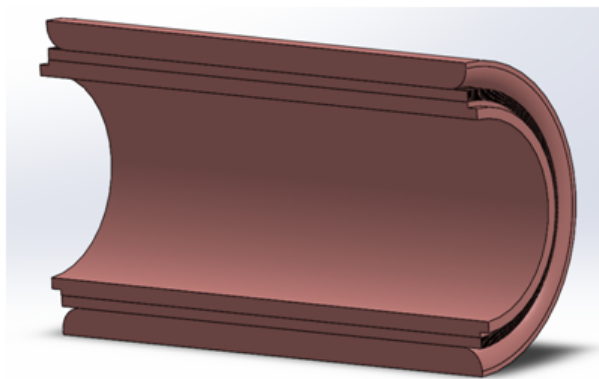
**Введение.** Надежность работы жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) во многом определяется эффективностью системы охлаждения. Одним из способов повышения эффективности процесса охлаждения является развитие теплоотдающей поверхности, например за счет оребрения [1, 2]. Современные технологии изготовления камер сгорания ЖРД позволяют получать тракты охлаждения с предельно высокой степенью оребрения с помощью аддитивных технологий [3, 4] и технологий деформирующего резания [5–7]. Однако предельно малые значения параметров микрогеометрии, сложная гидродинамика потока охладителя, сопряженный характер теплообмена, а также специфика технологических параметров обуславливают необходимость внесения определенных корректировок в классические

модели процессов тепло- и массообмена, протекающих в трактах охлаждения камер сгорания ЖРД [8].

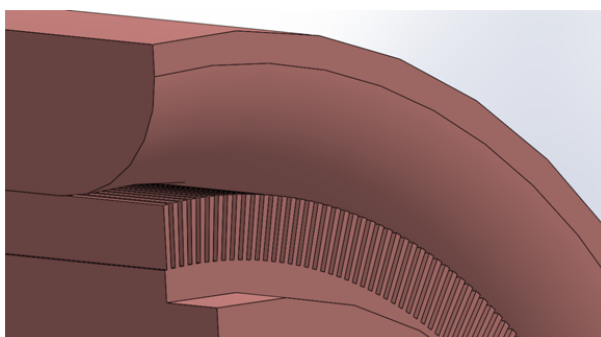
Цель данной работы — разработка экспериментальной установки, конструкции модельных рабочих участков и методик экспериментального исследования характеристик теплогидравлических процессов в трактах охлаждения в камерах сгорания ЖРД с предельно высокой степенью оребрения для обоснования возможности и оценки эффективности их применения.

**Описание экспериментальной установки.** Для достижения поставленной цели разработаны экспериментальный стенд, модельные рабочие участки трактов охлаждения камер сгорания ЖРД, а также методики проведения испытаний и регистрации параметров с использованием информационных технологий и измерительных комплексов.

На рис. 1 представлена 3D-модель тракта охлаждения камеры сгорания ЖРД, изготовление которой предполагается с использованием аддитивных технологий.



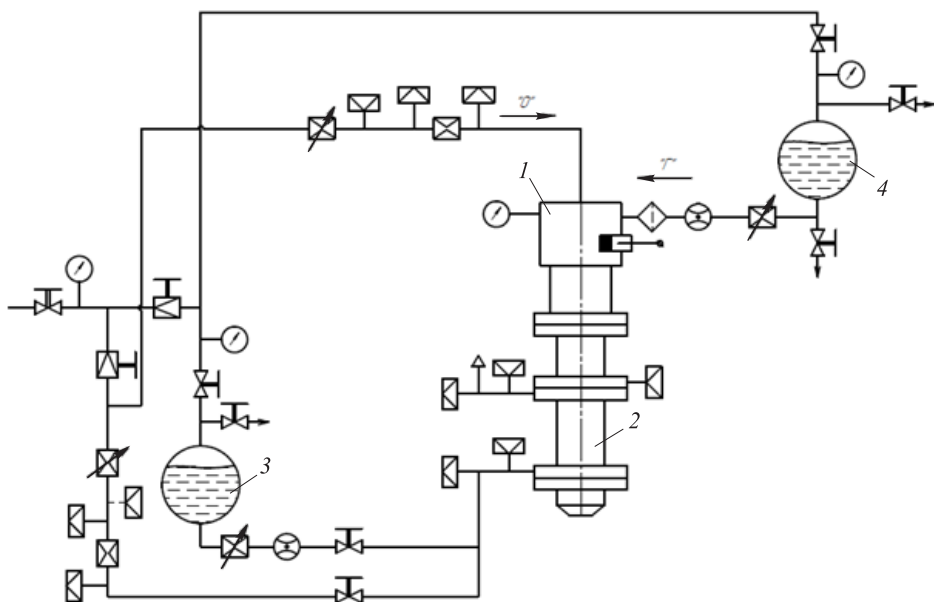
а



б

**Рис. 1.** Модель цилиндрического участка камеры сгорания (а) и тракт охлаждения с предельно высокой степенью оребрения (б)

Основной частью спроектированного стенда является жидкостной газогенератор, работающий на спиртовоздушной смеси. К газогенератору присоединяются модельные участки, представляющие собой внутреннюю огневую стенку с различными типами оребрения. Охлаждение камер объектов испытаний осуществляется с помощью воды или воздуха. На рис. 2 представлена пневмо-гидравлическая схема (ПГС) стенда.



**Рис. 2.** ПГС стенда:

1 — газогенератор; 2 — модельный рабочий участок (объект испытаний); 3 — бак воды; 4 — бак горючего

Во время проведения испытаний регистрируются расходы жидкостей (воды и горючего) с помощью электронных расходомеров FLONET. Измерение расходов воздуха (окислителя и охладителя) происходит с помощью дроссельной шайбы. Для этого при сверхкритическом перепаде регистрируются температура воздуха и давление перед шайбой с помощью малогабаритных датчиков избыточного давления Корунд-ДИ-001М и термопар типа хромель-копель.

Для определения характеристик теплообмена и гидравлических сопротивлений различных трактов охлаждения предусмотрено измерение температуры и давления на входе и выходе из объекта испытания. Температура продуктов сгорания регистрируется с помощью термопары типа платина-родий ПР3016.

При записи измеряемых значений первый поток информации с термопар 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 измерений  $\delta_n$ , %, приведены ниже:

Манометр .....	$\pm 0,4$
Термопара хромель-копель .....	$\pm 2,5$
Расходомер FLONET .....	$\pm 0,5$
Датчик давления Корунд-ДИ-001М .....	$\pm 0,5$
Термопара ПР3016 .....	$\pm 2,0$

Комплекс МИС-200 разработки НПП «Мера» оснащен программой Recorder, которая позволяет осуществлять ввод оцифрованных аналоговых сигналов из измерительных модулей, выполнять градуировку первичных измерительных преобразователей, вторичную обработку и графическое представление результатов эксперимента, а также сохранять их на долговременных носителях.

**Методика обработки экспериментальных данных.** Расход окислителя (воздуха) при сверхкритическом перепаде давления на мерной шайбе определяют по формуле

$$\dot{m}_o = \mu_{ш} F_{ш} \frac{p_1 A(k)}{\sqrt{R_B T_B}}, \quad (1)$$

где  $\mu_{ш} = 0,7$  — коэффициент расхода мерной шайбы;  $F_{ш}$  — площадь проходного сечения шайбы;  $p_1$ ,  $T_B$  — давление и температура в магистрале окислителя перед мерной шайбой;  $R_B$  — газовая постоянная воздуха;  $A(k) = 0,693$  для показателя адиабаты воздуха  $k = 1,44$ .

Вторичная обработка данных на основании регистрируемых значений осуществляется следующим образом.

Подогрев охладителя в рубашке охлаждения  $\Delta T$  определяется по разности температур охладителя на выходе  $T_{вых}$  и на входе  $T_{вх}$  в тракт.

Первоначальная настройка на заданный режим работы газогенератора происходит в процессе задания расходов горючего и окислителя, необходимых для обеспечения заданной температуры в камере газогенератора.

Расход топлива рассчитывают по следующей формуле:

$$\dot{m}_T = \frac{p_k F_{кр}}{\beta_{расч}}, \quad (2)$$

где  $p_k$  — давление в камере газогенератора;  $F_{кр}$  — площадь критического сечения сопла газогенератора;  $\beta_{расч}$  — расходный комплекс, определяемый в процессе термодинамического расчета по программе «ТЕРРА» [9].

Значения массовых расходов окислителя и горючего определяют соответственно из выражений:

$$\dot{m}_o = \frac{K_T}{1 + K_T} \dot{m}_T; \quad (3)$$

$$\dot{m}_T = \frac{1}{1 + K_T} \dot{m}_T. \quad (4)$$

При этом реализуется фиксированное значение массового соотношения компонентов топлива:

$$K_T = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_T} = K_{T0} \alpha, \quad (5)$$

где  $K_{T0}$  — стехиометрическое соотношение компонентов, равное 7,46;  $\alpha$  — коэффициент избытка окислителя, равный 4,65.

Коэффициент избытка окислителя определяют на основе предварительно выбранного режима работы газогенератора при заданных значениях давления и температуры  $T_k$  в камере (рис. 3), например:  $p_k = 0,5$  МПа,  $T_k = 1000$  К.

Температуру стенки рассчитывают по балансу тепловых потоков  $Q$  на поверхностях теплообмена по методике, изложенной в работе [10], методом последовательных приближений.

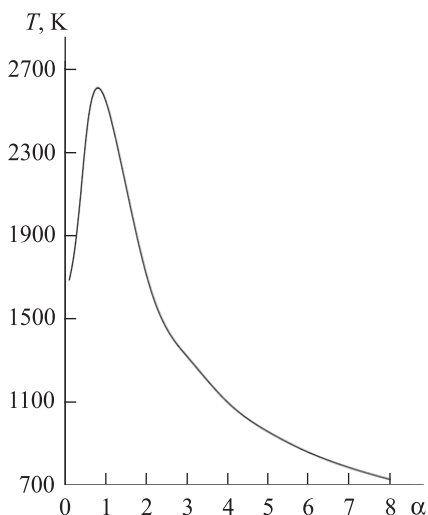


Рис. 3. Зависимость температуры в камере газогенератора от коэффициента избытка окислителя

Согласно данной методике, температуру стенки  $T_{ст1}$  находят из соотношения действительных  $q$  и некоторых условных  $q_{усл}$  удельных тепловых потоков, определяемых условной температурой стенки  $T_{усл}$ , по конвективной составляющей теплового потока на огневой стенке камеры сгорания:

$$\frac{q}{q_{усл}} = \frac{\alpha_{г} (T_{0г} - T_{ст1})}{\alpha_{г} (T_{0г} - T_{усл})} \quad (6)$$

при условии постоянного значения коэффициента теплоотдачи ( $\alpha_{г} = \text{const}$ ).

Балансовое уравнение соотношений действительных и некоторых условных значений конвективных тепловых потоков с двух сторон стенки в одномерной постановке можно представить в виде

$$\frac{T_{0г} - T_{ст1}}{T_{0г} - T_{усл}} = \left( \frac{T_{ст1} - T_{охл}}{\frac{1}{\alpha_2} \frac{F_1}{F_2} + \frac{F_1}{F_{ст.ср}}} - q_{л1} \right) \frac{1}{q_{усл}}. \quad (7)$$

Аналитическое решение этого уравнения имеет вид

$$T_{ст1} = \left( \frac{T_{0г}}{T_{0г} - T_{усл}} + \frac{T_{охл}}{\left[ (\delta_{ст} / \lambda_{ст}) \frac{F_1}{F_{ст.ср}} + \left( \frac{1}{\alpha_{охл.эф}} \right) \frac{F_1}{F_2} \right] q_{усл}} + \frac{q_{л1}}{q_{усл}} \right) / \left( \frac{1}{T_{0г} - T_{усл}} + \left[ (\delta_{ст} / \lambda_{ст}) \frac{F_1}{F_{ст.ср}} + \left( \frac{1}{\alpha_{охл.эф}} \right) \frac{F_1}{F_2} \right] q_{усл} \right). \quad (8)$$

где  $T_{0г}$  — температура продуктов сгорания;  $T_{охл}$  — температура охладителя;  $F$  — площадь теплоотдающей поверхности;  $\alpha_{охл.эф}$  — эффективный коэффициент теплоотдачи в охладителе;  $\lambda_{ст}$ ,  $\delta_{ст}$  — коэффициент теплопроводности и толщина стенки соответственно;  $q_{л1}$  — лучистый тепловой поток; индексы «1» и «2» относятся к горячей и холодной сторонам стенки соответственно; индекс «ср» относится к средним значениям для стенки.

Алгоритм итерационного процесса расчета температуры стенки путем последовательных приближений выполняется следующим образом. Располагая исходными данными о геометрии объекта испытаний и его термодинамических характеристиках, а также экспериментальными данными физического эксперимента, определяют удельные тепловые потоки  $q_1$  и среднее арифметическое значение температуры охладителя  $T_{\text{охл}}$ .

Температуру продуктов сгорания  $T_{0\Gamma}$  определяют путем прямого измерения с помощью термопары типа ПР3016.

Лучистый тепловой поток рассчитывают по формуле

$$q_{\text{л}} = \varepsilon_{\text{ст.эф}} \varepsilon_{\Gamma} \sigma_0 \left( \frac{T_{0\Gamma}}{100} \right)^4, \quad (9)$$

где  $\varepsilon_{\Gamma}$  — излучательная способность продуктов сгорания, определяемая по параметрам газа;  $\varepsilon_{\text{ст.эф}} = 0,5(1 + \varepsilon_{\text{ст}})$  — эффективная степень черноты стенки;  $\varepsilon_{\text{ст}} = 0,8$  — степень черноты стенки.

Коэффициент теплоотдачи в тракте охлаждения как эффективная искомая величина в текущих приближениях оценивается зависимостью

$$\alpha_{\text{охл.эф}} = \frac{q_2}{T_{\text{ст}2} - T_{\text{охл}}}. \quad (10)$$

Температуру на холодной стороне стенки рассчитывают по формуле

$$T_{\text{ст}2} = T_{\text{ст}1} - \frac{q_{\text{ст}} \delta_{\text{ст}}}{\lambda_{\text{ст}}}, \quad (11)$$

причем в качестве первого приближения принимают  $T_{\text{ст}1} = T_{\text{усл}}$ .

В качестве  $q_{\text{усл}}$  принимают определяемый из практики удельный тепловой поток на горячей стороне стенки без учета лучистой составляющей:

$$q_{\text{усл}} = q_1 - q_{\text{л}1} = q_1 \left( 1 - \frac{q_{\text{л}1}}{q_1} \right). \quad (12)$$

Задают произвольное значение  $T_{\text{усл}}$  и проводят оценку по ней на первом шаге значений  $T_{\text{ст}2}$  и  $\alpha_{\text{охл.эф}}$  для определения сходимости значений температуры  $T_{\text{ст}1}$  и  $T_{\text{усл}}$ , а также сходимости значений  $\alpha_{\text{охл.эф}}$ .

Удельные тепловые потоки в тракте охлаждения рассчитывают по подогреву охладителя в тракте по следующей формуле:

$$q = \frac{Q}{F}, \quad (13)$$

где  $F$  — площадь теплоотдающей поверхности.

Тепловая мощность  $Q$  определяется как суммарная для всей камеры:

$$Q = \dot{m}_{\text{охл}} c_p \Delta T, \quad (14)$$

где  $\Delta T = T_{\text{вых}} - T_{\text{вх}}$  — подогрев охладителя в тракте охлаждения;  $c_p$  — удельная массовая теплоемкость охладителя, определяемая по среднеарифметической температуре охладителя в тракте.

Важным параметром, от которого зависит эффективность охлаждения камеры сгорания, являются гидравлические потери, уровень которых, в свою очередь, определяет требуемые давления подачи компонентов. Для их оценки можно использовать коэффициент гидравлического сопротивления в тракте охлаждения, рассчитываемый по следующей зависимости [11]:

$$\xi = \frac{2\Delta p_{\text{охл}} \rho_{\text{охл}} d_{\Gamma}}{\rho_{\text{охл}} u_{\text{охл}}^2 l}, \quad (15)$$

где  $\Delta p_{\text{охл}} = p_{\text{вых}} - p_{\text{вх}}$  — перепад давления между входом и выходом тракта охлаждения;  $\rho_{\text{охл}}$  — плотность охладителя;  $u_{\text{охл}}$  — скорость течения охладителя;  $l$  — длина пути течения охладителя;  $d_{\Gamma}$  — гидравлический диаметр.

Гидравлический диаметр определяют по формуле

$$d_{\Gamma} = \frac{2(t_p - \delta_p) h_p}{(t_p - \delta_p) + h_p}, \quad (16)$$

где  $\delta_p = 0,2$  мм — толщина ребра в тракте охлаждения;  $t_p = 0,4$  мм — шаг оребрения;  $h_p = 2$  мм — высота ребра.

**Заключение.** Разработаны экспериментальная установка и модельный рабочий участок, предназначенные для определения характеристик теплогидравлических процессов в трактах охлаждения ЖРД с предельной степенью оребрения. Создана система регистрации теплогидравлических характеристик с использованием цифровых первичных измерительных преобразователей высокого класса точности. Разработана методика экспериментального исследования характери-



стик теплогидравлических процессов в трактах охлаждения с предельно высокой степенью оребрения, для обоснования возможности и оценки эффективности их применения в камерах сгорания ЖРД.

*Статья подготовлена при финансовой поддержке проекта  
Министерства образования и науки Российской Федерации  
№ 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. URL: <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., Акинъшин 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.
- [5] 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.
- [6] Зубков Н.Н. Оребрение труб теплообменных аппаратов подрезанием и отгибкой поверхностных слоев. *Новости теплоснабжения*, 2005, № 4, с. 51–53.
- [7] 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.
- [8] Минаков А.В., Лобасов А.С., Дектерев А.А. Моделирование гидродинамики и конвективного теплообмена в микроканалах. *Вычислительная механика сплошных сред*, 2012, т. 5, № 4, с. 481–488.
- [9] Трусов Б.Г. Программная система моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, вып. 1, с. 21.  
URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2012-1-31>
- [10] Кудрявцев В.М., ред. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Т. 2.* 4-е изд. Москва, Высшая школа, 1993, 703 с.
- [11] Орлин С.А., Поснов С.А., Пелевин Ф.В. Теплообмен и гидравлическое сопротивление в щелевых трактах с компланарными каналами. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 1984, № 2, с. 78–84.

Статья поступила в редакцию 30.11.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Александренков В.П., Ковалев К.Е., Ягодников Д.А. Исследования и экспериментальное определение характеристик теплогидравлических процессов в трактах охлаждения камер сгорания жидкостных ракетных двигателей с предельно высокой степенью обребрения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 12.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-12-1710>

**Александренков Владислав Петрович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели», старший научный сотрудник НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 70 научных работ в области исследования процессов теплообмена и интенсификации теплоотдачи. e-mail: [aleks@bmstu.ru](mailto:aleks@bmstu.ru)

**Ковалев Кирилл Евгеньевич** родился в 1992 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2016 г. Аспирант кафедры «Ракетные двигатели», инженер НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [kovalev-k@list.ru](mailto:kovalev-k@list.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 180 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований рабочих процессов и разработки бесконтактных методов диагностики ракетных и реактивных двигателей. e-mail: [daj@bmstu.ru](mailto:daj@bmstu.ru)

## Investigating and experimentally determining the characteristics of thermal-hydraulic processes in the cooling channels of liquid rocket engine combustion chambers featuring an extremely high degree of ribbing

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

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Cooling system efficiency is one of the most important parameters affecting reliability of liquid rocket engines (LRE). Using ribbed cooling channels in LRE combustion chambers makes it possible to increase the area of the heat-releasing surface, increasing the cooling system efficiency. Employing additive manufacturing and the deformational cutting technique for producing LRE combustion chambers looks promising, since it may lead to maximising the heat-releasing surface area. The article considers a test installation developed to determine characteristics of thermal-hydraulic processes taking place in cooling channels of LRE combustion chambers featuring an extremely high degree of ribbing, manufactured with the help of additive technology and deformational cutting. We present the design of prototype working segments of a combustion chamber featuring an extremely ribbed cooling channel. We developed a system for recording thermal-hydraulic characteristics using high-accuracy digital transducers. We developed techniques for experimentally investigating the characteristics of thermal-hydraulic processes in cooling channels, computing heat transfer coefficients and friction loss in order to validate the possibility of using cooling channels featuring an extremely high degree of ribbing in LRE combustion chambers.

**Keywords:** thermal-hydraulic characteristics, cooling channel, combustion chamber ribbing, additive manufacturing, deformational cutting

### 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, issue 10. Available at: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-10-1545>
- [3] Artemov A.L., Dyadchenko V.Yu., Lukyashko A.V., Novikov A.N., Popovich A.A., Rudskoy A.I., Svechkin V.P., Skoromnov V.I., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Solntsev V.L., Sufiyarov V.Sh., Shachnev S.Yu. *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.
- [5] Zubkov N.N., Ovchinnikov A.I., Kononov O.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 1993, no. 4, pp. 79–82.
- [6] Zubkov N.N. *Novosti teplosnabzheniya (Heat Supply News)*, 2005, no. 4, pp. 51–53.

- [7] Zubkov N.N., Bityutskaya Yu.L. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2017, no. 2, pp. 108–120.
- [8] Minakov A.V., Lobasov A.S., Dekterev A.A. *Vychislitel'naya mekhanika sploshnykh sred — Computational continuum mechanics*, 2012, vol. 5, no. 4, pp. 481–488.
- [9] Trusov B.G. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, issue 1, pp. 21. Available at: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2012-1-31>
- [10] Kudryavtsev V.M., ed. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley. Tom 2* [Foundations of liquid rocket engine theory and parameter calculation. Vol. 2]. 4th ed. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1993, 703 p.
- [11] Orlin S.A., Posnov S.A., Pelevin F.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 1984, no. 2, pp. 78–84.

**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 scientific publications in the field of investigating heat transfer processes and heat transfer intensification.

e-mail: [aleks@bmstu.ru](mailto:aleks@bmstu.ru)

**Kovalev K.E.** (b. 1992) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2016. 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](mailto:kovalev-k@list.ru)

**Yagodnikov D.A.** (b. 1961) graduated from Moscow Higher Technical School in 1984. 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](mailto:daj@bmstu.ru)