

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 621.45.015

doi: 10.18698/0536-1044-2020-2-68-79

## Анализ теплопрочностного состояния цилиндрической камеры сгорания, изготовленной с использованием аддитивных технологий

Е.С. Ушакова<sup>1</sup>, К.Ю. Арефьев<sup>1,2</sup>, С.В. Заикин<sup>2</sup>, А.Р. Полянский<sup>1</sup>,  
В.В. Исаков<sup>2</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

<sup>2</sup> ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

## A Thermal Strength State Analysis of a Cylindrical Combustion Chamber Manufactured Using Additive Technologies

E.S. Ushakova<sup>1</sup>, K.Y. Arefyev<sup>1,2</sup>, S.V. Zaikin<sup>2</sup>, A.R. Polyanskiy<sup>1</sup>, V.V. Isakov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Bauman Moscow State Technical University

<sup>2</sup> Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM

Аддитивные технологии, основанные на послойном и прямом лазерном спекании металлических порошков, дают возможность изготавливать объекты сложной формы с высокой точностью при приемлемых материальных и временных затратах. Однако внедрение аддитивных технологий связано с рядом технических сложностей, обусловленных снижением прочностных характеристик получаемого в результате лазерного спекания материала. Негативная тенденция влияния ухудшения прочностных характеристик материала на работоспособность конструкции наиболее выражена у теплонапряженных узлов, в частности у камер сгорания энергосиловых установок. Предложен и апробирован расчетно-экспериментальный метод оценки напряженно-деформированного состояния регенеративно охлаждаемой цилиндрической камеры сгорания, изготовленной с использованием аддитивных технологий. Приведены экспериментальные данные по снижению прочности материала при лазерном спекании порошка. Выполнена оценка изменения коэффициента запаса прочности цилиндрической камеры сгорания от ее геометрических характеристик и режимов работы. Показана возможность применения разработанного метода при выборе конфигурации камеры сгорания с каналами регенеративного охлаждения.

**Ключевые слова:** аддитивные технологии, напряженно-деформированное состояние, коэффициент запаса прочности, удельный тепловой поток, подогрев охладителя, камера сгорания

Additive technologies based on layer-by-layer and direct laser sintering of metal powders make it possible to produce objects of complex shapes with high accuracy and at acceptable material and time costs. However, the implementation of additive technologies is associated with a number of technical difficulties caused by a decrease in strength characteristics of the material obtained as a result of laser sintering. The negative trend associated with deterioration of the material strength characteristics and its influence on the structure performance is most pronounced in heat-stressed units, in particular, in combustion chambers of power plants. The paper proposes and tests a computational and experimental method for estimating the stress-strain state of a regenerative cooled cylindrical combustion chamber manufactured using additive technologies. The authors present experimental data on the decrease in the material strength when laser sintering of power is used. The change in the safety factor of the cylindrical combustion chamber is estimated depending on its geometric characteristics and operating modes. The possibility of application of the developed method when choosing the configuration of a combustion chamber with regenerative cooling channels is shown.

**Keywords:** additive technologies, stress-strain state, factor of safety, specific heat flux, cooler heating, combustion chamber

При создании новых образцов аэрокосмической техники рассматриваются вопросы увеличения доли использования деталей, изготавливаемых с помощью аддитивных технологий (АТ) [1]. Применение АТ позволяет выполнять объекты сложной формы при приемлемых материальных и временных затратах [2].

Развитие АТ [3], в частности технологии селективного лазерного плавления (СЛП), предоставляет возможность создавать изделия из металла путем расплавления порошка и получения сплошной твердофазной структуры [4]. Однако СЛП сопровождается образованием пористости и прочих дефектов в материале (непроплавов, трещин, включений и др.), что приводит к снижению прочности выращенных металлических деталей.

Одним из элементов конструкции, при изготовлении которых могут быть применены АТ, является камера сгорания (КС) с каналами регенеративного охлаждения. Такая КС может быть использована в жидкостных ракетных двигателях и воздушно-реактивных двигателях, а также в наземных энергосиловых установках различного назначения [5–7]. К отличительным особенностям КС относятся сложность геометрической конфигурации каналов охлаждения с «искусственной шероховатостью» [8], высокий уровень теплового воздействия при эксплуатации и необходимость минимизации массы [9].

Наиболее значимым фактором, ограничивающим применение АТ при изготовлении КС, является снижение удельных прочностных характеристик детали, получаемой в результате лазерного спекания порошка, относительно

исходного материала [10]. В связи с этим важно оптимизировать конфигурацию и выбрать режимы эксплуатации КС, обеспечивающие работоспособность конструкции, а также разработать методы предварительного прогнозирования прочностных характеристик создаваемых элементов конструкции в условиях воздействия механических и температурных нагрузок.

Такие методы могут быть основаны на использовании специализированных программных комплексов, дополненных аналитическими методиками расчета тепловых нагрузок и базами экспериментальных данных, учитывающими особенности технологии изготовления деталей.

Цель работы — разработка расчетно-экспериментального метода оценки работоспособности регенеративно охлаждаемой КС, изготовленной с применением АТ, и его апробация на примере параметрического исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) модельной цилиндрической КС.

**Описание метода.** Работоспособность охлаждаемой КС, выполненной с помощью АТ, оценивали по ее НДС и коэффициенту запаса прочности в условиях, соответствующих эксплуатационным. НДС определяли путем численного моделирования в трехмерной постановке.

В основу численного моделирования положена теория энергии формоизменения [11], согласно которой элемент начинает недопустимо деформироваться или разрушаться при условии  $\sigma_{\text{экв}} \geq [\sigma_{\text{в}}]$ , где  $\sigma_{\text{экв}}$  — эквивалентное напряжение по Мизесу, возникающее в детали

под действием заданной нагрузки,  $[\sigma_b]$  — предел прочности. В качестве характеристики прочностной надежности элемента конструкции КС использован коэффициент запаса прочности  $k_{\text{зап}}$ , представляющий собой отношение предела прочности к эквивалентному напряжению по Мизесу.

Учет уменьшения предела прочности элемента конструкции вследствие пористости материала детали (при ее изготовлении с применением АТ) осуществляется с помощью коэффициента снижения прочностных характеристик при спекании

$$n = \frac{k'_{\text{зап}}}{k_{\text{зап}}},$$

где  $k'_{\text{зап}}$  — коэффициент запаса прочности для детали, полученной с использованием АТ,

$$k'_{\text{зап}} = \frac{n[\sigma_b]}{\sigma_{\text{эвб}}}.$$

Коэффициент снижения прочностных характеристик при спекании зависит от совокупности факторов: скорости СЛП и мощности лазерной установки, качества и дисперсности применяемого порошка, пористости материала создаваемой конструкции, внутренних напряжений и др. Для предварительного прогнозирования этого коэффициента в каждом конкретном случае необходимо иметь большую базу экспериментальных данных и осуществлять подробный мониторинг выполнения технологических операций.

Однако на современном этапе развития АТ накопленной базы данных прочностных характеристик изготавливаемых деталей из различных порошков с учетом особенностей технологических операций недостаточно для прогнозирования значения коэффициента  $n$ . Применение методов неразрушающего контроля [12] позволяет выявить исключительно крупные дефекты (трещины, раковины, полости), что не в полной мере описывает прочностные характеристики деталей.

Исходя из изложенного, для определения коэффициента  $n$  реализован следующий подход. Одновременно с основными деталями изготавливают специальные образцы — «спутники». Предполагается, что прочностные характеристики материала получаемых образцов и основной детали практически совпадают. Конфигурация образца должна обеспечивать возможность необходимой механической обработ-

ки и последующего проведения испытаний согласно ГОСТ 1497–84.

Так как КС в процессе эксплуатации подвергается значительным тепловым нагрузкам [13], важным этапом моделирования является расчет распределения температуры, влияющей на механические характеристики материала выработанных элементов конструкции. Исходя из условий работы КС, необходимо учитывать конвективное и лучистое воздействие от продуктов сгорания (ПС) на стенки проточного тракта системы охлаждения.

Используемые в настоящей работе методы расчета конвективного теплообмена основаны на применении критериальной формулы Гухмана — Илюхина [14]

$$\text{Nu}_d = 0,0162 \text{Re}^{0,82} \left( \frac{T_0}{T_{\text{ст.г}}} \right)^{0,35},$$

где  $\text{Nu}_d$  — определяемый критерий Нуссельта,  $\text{Nu}_d = \alpha_k d / \lambda$  ( $\alpha_k$  — коэффициент конвективной теплоотдачи;  $d$  — определяющий параметр;  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности ПС);  $\text{Re}$  — определяющий критерий Рейнольдса,  $\text{Re} = vd/v$  ( $v$  — характерная скорость потока,  $v$  — кинематическая вязкость среды);  $T_0$  — температура ПС;  $T_{\text{ст.г}}$  — температура стенки со стороны ПС.

Из формулы Гухмана — Илюхина следует, что коэффициент конвективной теплоотдачи

$$\alpha_k = 0,0206 c_{p\text{ст}} \mu_{\text{ст}}^{0,18} \frac{\dot{m}^{0,82}}{d^{1,82}} \left( \frac{T_0}{T_{\text{ст.г}}} \right)^{0,35},$$

где  $c_{p\text{ст}}$  и  $\mu_{\text{ст}}$  — теплоемкость и вязкость ПС при температуре стенки;  $\dot{m}$  — массовый расход ПС.

Удельный конвективный тепловой поток от ПС к стенке

$$q_k = \alpha_k (T_0 - T_{\text{ст.г}}).$$

Удельный лучистый тепловой поток определяется выражением [14]

$$q_l = \varepsilon_{\text{ст.эф}} \varepsilon_r c_0 \left( \frac{T_0}{100} \right)^4 - \varepsilon_{\text{ст.эф}} A_r c_0 \left( \frac{T_{\text{ст.г}}}{100} \right)^4,$$

где  $\varepsilon_{\text{ст.эф}}$  — эффективная степень черноты стенки;  $\varepsilon_r$  — степень черноты ПС;  $c_0$  — коэффициент излучения абсолютно черного тела,  $c_0 = 5,67$ ;  $A_r$  — поглощательная способность ПС при температуре, равной  $T_{\text{ст.г}}$ .

Суммарный удельный тепловой поток в проточном тракте КС

$$q_r = q_k + q_l.$$

Принято, что со стороны охладителя лучистый тепловой поток пренебрежимо мал, а основной теплообмен осуществляется путем конвективного теплопереноса. Применительно к теплоотдаче в охлаждающем тракте КС при наличии высоких тепловых потоков целесообразно использовать формулу М.А. Михеева

$$Nu_d = 0,021 Re^{0,8} Pr^{0,43} \Psi_T,$$

где  $Pr$  — определяющий критерий Прандтля,  $Pr = \nu_{\text{охл}} / \alpha_{\text{охл}}$  ( $\nu_{\text{охл}}$  — кинематическая вязкость охладителя,  $\alpha_{\text{охл}}$  — коэффициент теплоотдачи от охладителя к стенке);  $\Psi_T$  — коэффициент, учитывающий направление теплового потока.

Коэффициент конвективной теплоотдачи между стенкой и охладителем определяется выражением

$$\alpha_{\text{ж}} = \frac{0,021}{d^{0,2}} \lambda_{\text{охл}}^{0,57} \frac{c_{\text{охл}}^{0,43}}{\mu_{\text{охл}}^{0,37}} \left( \frac{\dot{m}_{\text{охл}}}{F_{\text{охл}}} \right)^{0,8} \Psi_T,$$

где  $\lambda_{\text{охл}}$ ,  $c_{\text{охл}}$ ,  $\mu_{\text{охл}}$  — коэффициент теплопроводности, удельная теплоемкость и динамическая вязкость охладителя соответственно;  $\dot{m}_{\text{охл}}$  — массовый расход охладителя;  $F_{\text{охл}}$  — площадь поперечного сечения охлаждающего тракта.

Температуру охладителя в каждом сечении каналов при работе КС в стационарном тепловом режиме можно получить из уравнения баланса энергии [15].

Распределение температуры в стенке прочного тракта определяется в результате чис-

ленного решения уравнения теплопроводности для рассматриваемой конфигурации КС с каналами охлаждения. При этом в качестве граничных условий задаются коэффициенты теплоотдачи от ПС к стенке и от стенки к охладителю, вычисленные с помощью аналитических уравнений, а также температура ПС и распределение температуры охладителя.

В работе принято допущение об адиабатичности наружной оболочки стенки КС. Для расчета НДС также задается давление в КС и ее каналах охлаждения. При этом следует отметить, что тепловая и прочностная задачи решаются сопряженно, а механические и теплофизические свойства материала КС задаются в виде полиномиальных зависимостей от температуры.

Разработанная математическая модель и методика расчета, дополненные экспериментальными данными прочностных испытаний образцов, могут быть использованы для оценки теплопрочностных характеристик элементов конструкции КС.

**Результаты апробации методики.** Описанная методика апробирована на примере параметрического исследования цилиндрической КС, для изготовления которой выбран порошок высоколегированной стали 07X18H12M12.

Перед проведением серии расчетов НДС модельной КС выполнены испытания на разрыв стандартизированных образцов (рис. 1), созданных методом СЛП из металлического порошка



Рис. 1. Фотографии общего вида (а) и места разрыва (б) испытанных образцов

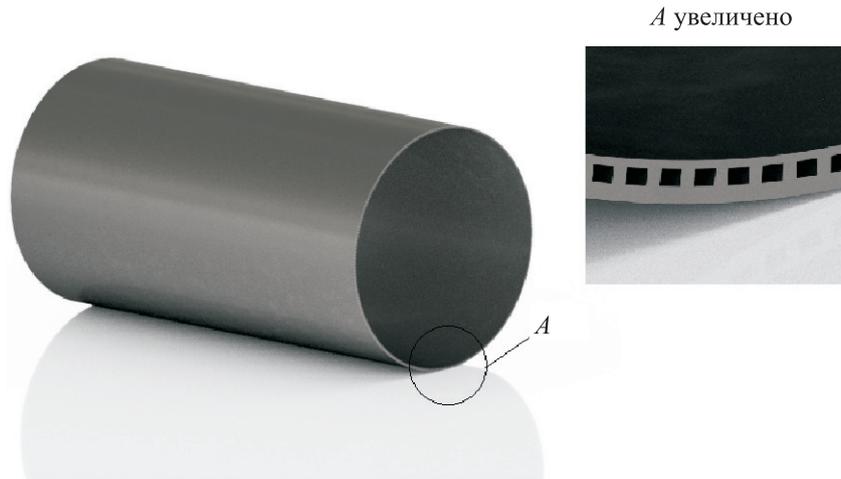


Рис. 2. 3D-модель КС с охлаждающим трактом

высоколегированной стали 07X18H12M12 и механически обработанных согласно ГОСТ 1497–84. В результате испытаний определено, что среднее значение коэффициента  $n$  для рассматриваемой технологии составляет примерно 0,8.

Эксперименты показали, что разрыв образца может происходить в различных частях утонения, что свидетельствует о равномерности структуры и слабом изменении прочностных свойств материала по объему детали. Анализ структуры поверхности разрыва выявил, что крупные дефекты отсутствуют, однако наблюдается «зернистость» материала, связанная с применяемой технологией изготовления.

Для параметрического исследования выбрана модельная цилиндрическая КС диаметром  $d_{КС} = 0,5$  м и длиной  $l_{КС} = 1$  м. Стенки проточного тракта КС имеют 260 продольных каналов регенеративного охлаждения. 3D-модель КС разработана с помощью программного комплекса Autodesk Inventor Professional 2019 [16] (рис. 2). Расчетная схема для определения удельных тепловых потоков и температуры охладителя приведена на рис. 3, где  $b$  и  $h$  — ширина и высота канала проточного тракта;  $\delta_{ст}$  и  $\delta_{ст.нар}$  — толщина внутренней и наружной стенки КС;  $t$  — шаг каналов;  $r_к$  — внутренний радиус КС;  $\Delta x$  — расчетный шаг по длине КС;  $i$  — количество расчетных сечений по длине КС.

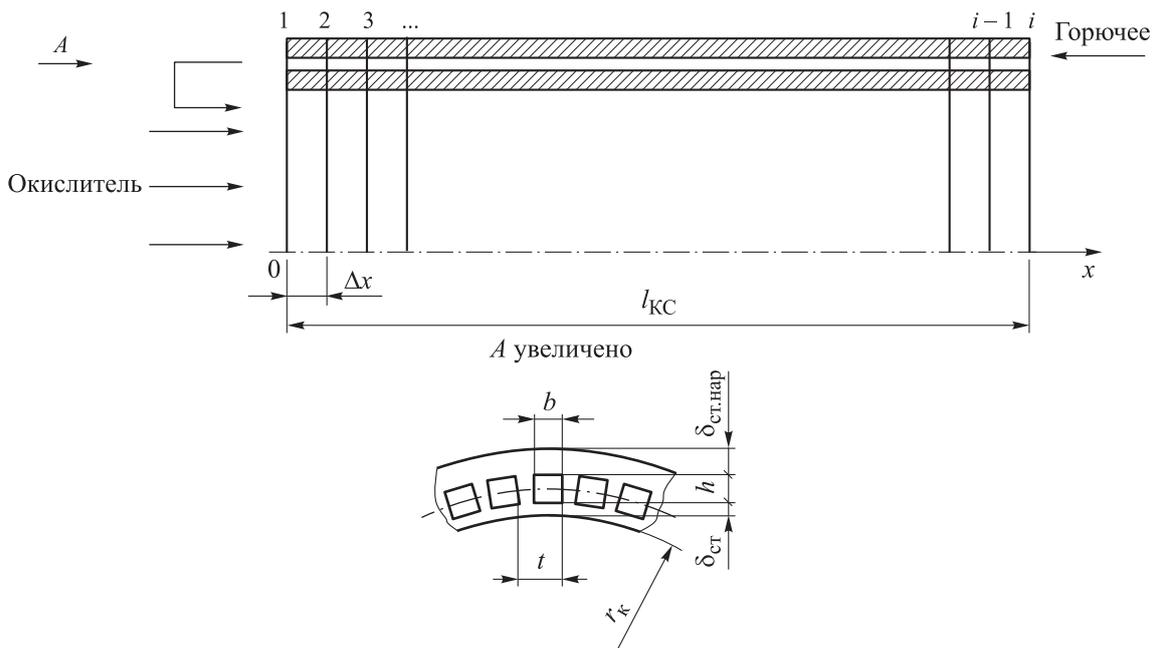


Рис. 3. Расчетная схема для определения тепловых потоков и температуры охладителя

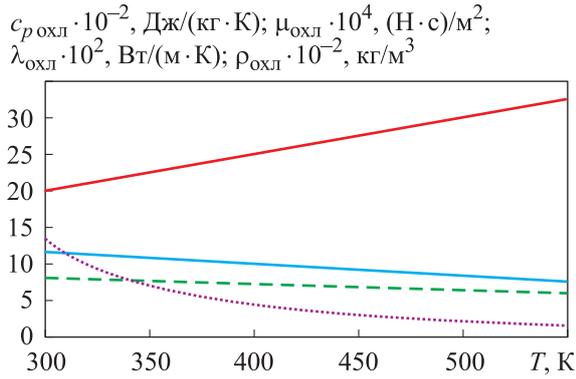


Рис. 4. Зависимость удельной теплоемкости  $c_{p\text{охл}}$  (—), динамической вязкости  $\mu_{\text{охл}}$  (.....), коэффициента теплопроводности  $\lambda_{\text{охл}}$  (—) и плотности  $\rho_{\text{охл}}$  (---) керосина Т-1 от температуры  $T$

В качестве охладителя рассмотрено горючее — керосин Т-1. Зависимость его теплофизических свойств — удельной теплоемкости  $c_{p\text{охл}}$ , динамической вязкости  $\mu_{\text{охл}}$ , коэффициента

теплопроводности  $\lambda_{\text{охл}}$  и плотности  $\rho_{\text{охл}}$  — от температуры  $T$  показана на рис. 4 [17]. Принято, что начальная температура охладителя  $T_{\text{охл.нач}} = 293\text{ К}$ .

В качестве окислителя выбран воздух. Скорость потока ПС в КС  $w_{\text{КС}} = 300\text{ м/с}$ , давление в каналах рубашки охлаждения  $p_{\text{кан}} = 5\text{ МПа}$ . Термодинамический расчет выполнен с помощью программного комплекса Terra [18] при допущениях о равномерности распределения параметров ПС в КС (не рассматривались эффекты, обусловленные наличием пограничного слоя в потоке), бесконечной скорости реакций (коэффициент полноты сгорания равен 1).

В результате расчета получены распределения суммарного  $q_{\Gamma}$  и конвективного  $q_{\text{к}}$  удельных тепловых потоков, подогрева охладителя  $\Delta T_{\text{охл}}$ , температур стенки со стороны ПС  $T_{\text{ст.г}}$  и охладителя  $T_{\text{ст.охл}}$  по длине проточной части КС при давлении  $p_{\text{к}} = 1,5\text{ МПа}$ , коэффициенте избытка окислителя  $\alpha = 2,5$  и следующих геомет-

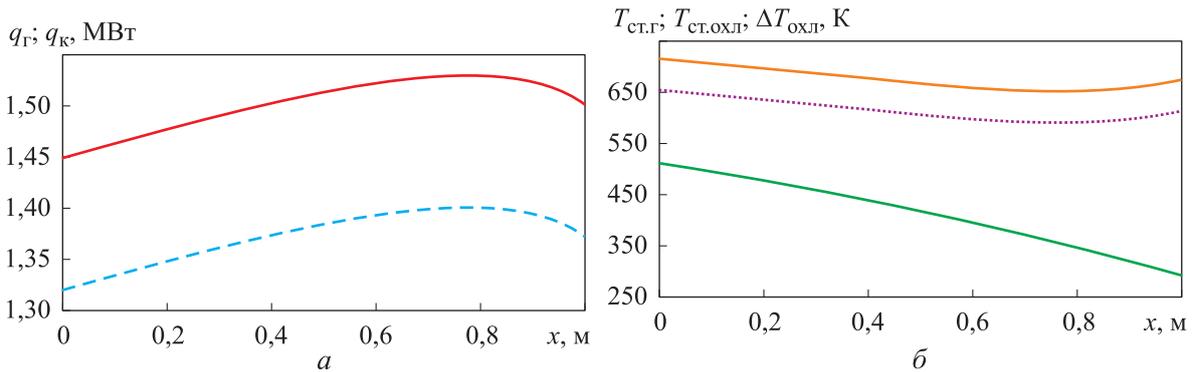


Рис. 5. Распределения тепловых параметров по длине проточной части КС: а — суммарного  $q_{\Gamma}$  (—) и конвективного  $q_{\text{к}}$  (---) удельных тепловых потоков; б — подогрева  $\Delta T_{\text{охл}}$  (—), температур стенки КС со стороны ПС  $T_{\text{ст.г}}$  (—) и охладителя  $T_{\text{ст.охл}}$  (.....) при  $p_{\text{к}} = 1,5\text{ МПа}$ ,  $\alpha = 2,5$ ,  $t = 6\text{ мм}$ ,  $b = 4\text{ мм}$ ,  $h = 1\text{ мм}$ ,  $\delta_{\text{ст}} = 1\text{ мм}$ ,  $\delta_{\text{ст.нар}} = 3\text{ мм}$

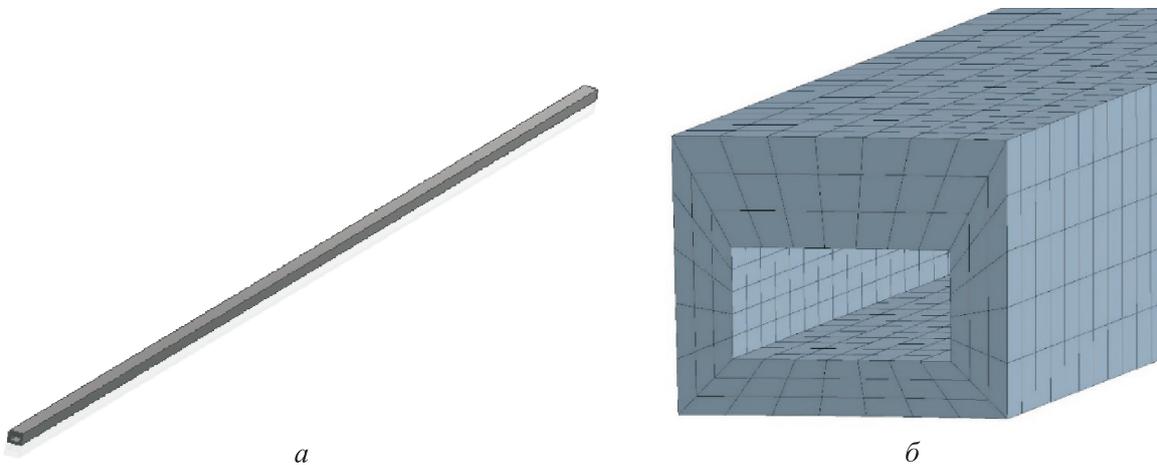


Рис. 6. Пример расчетной сетки сектора оболочки КС в общем (а) и увеличенном (б) видах

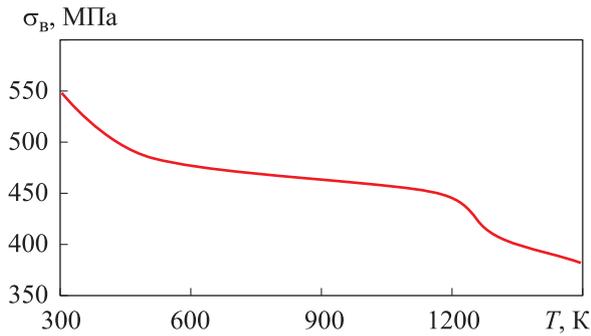


Рис. 7. Зависимость предела прочности материала стенки КС  $\sigma_B$  от температуры  $T$

рических параметрах тракта охлаждения:  $t = 6$  мм,  $b = 4$  мм,  $h = 1$  мм,  $\delta_{ст} = 1$  мм,  $\delta_{ст.нар} = 3$  мм (рис. 5).

Так как объектом исследования являлась цилиндрическая КС, дальнейшее моделирование НДС проводилось для единичного сектора, на продольных границах которого задавались условия симметрии. Пример расчетной сетки сектора оболочки КС с использованием тетраэдрических элементов общим числом более  $2,5 \cdot 10^5$  показан на рис. 6. Фрагмент КС зафиксирован по торцевой поверхности, по нормали к нижней грани распределялось давление  $p_k$ , к внутренним поверхностям канала прикладывалось давление  $p_{кан}$ .

Зависимость предела прочности материала стенки КС с учетом коэффициента снижения прочностных характеристик при спекании от температуры приведена на рис. 7.

Для определения области работоспособности КС проведен параметрический расчет с варьированием давления в КС  $p_k$  в диапазоне

0,5...1,5 МПа при следующих неизменных параметрах:  $\alpha = 2,5$ ,  $b = 4$  мм,  $h = 2$  мм,  $\delta_{ст} = 1$  мм,  $\delta_{ст.нар} = 2$  мм.

Полученные зависимости температуры стенки КС со стороны ПС в максимально теплонагруженном сечении, эквивалентного напряжения в конструкции и коэффициента запаса прочности от давления в КС показаны на рис. 8, а. Установлено, что наибольшие эквивалентные напряжения возникают в районе ребер КС на стенке со стороны потока ПС [19] (рис. 8, б).

Анализ зависимостей, приведенных на рис. 8, позволяет сделать вывод, что в случае сохранения суммарного массового расхода ПС изменение давления в КС слабо влияет на максимальное значение температуры  $T_{ст.г}$ . Если назначить предельное значение коэффициента запаса прочности  $k'_{зап} = 2,5$ , то работоспособность КС будет ограничена сверху давлением  $p_k = 1,1$  МПа, что обусловлено ростом эквивалентных напряжений  $\sigma_{эКВ}$  в конструкции с повышением давления.

На рис. 9 приведены результаты параметрического расчета теплопрочностных характеристик КС  $T_{ст.г}$ ,  $\sigma_{эКВ}$  и  $k'_{зап}$  с варьированием коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  в диапазоне 1,0...3,5 при  $p_k = 1,5$  МПа,  $b = 4$  мм,  $h = 2$  мм,  $\delta_{ст} = 1$  мм,  $\delta_{ст.нар} = 2$  мм. Установлено, что с ростом  $\alpha$  температура стенки КС со стороны потока ПС уменьшается, что несущественно сказывается на значениях коэффициента запаса прочности.

Проведено параметрическое исследование различной конфигурации каналов тракта

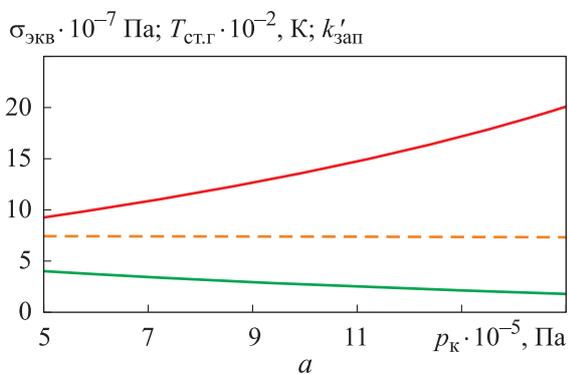
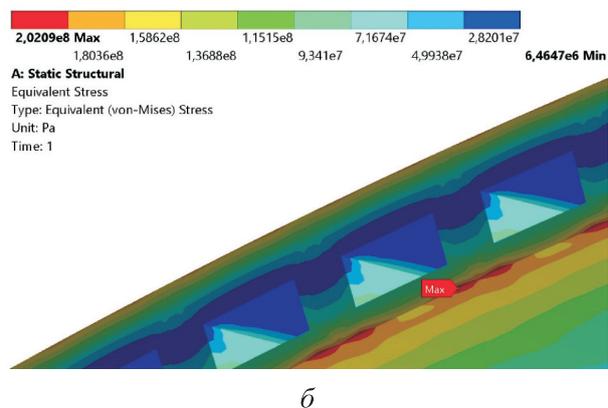


Рис. 8. Результаты параметрического теплопрочностного расчета с варьированием давления в КС при  $\alpha = 2,5$ ,  $b = 4$  мм,  $h = 2$  мм,  $\delta_{ст} = 1$  мм,  $\delta_{ст.нар} = 2$  мм:

а — зависимость температуры стенки КС со стороны ПС в максимально теплонагруженном сечении  $T_{ст.г}$  (---), эквивалентного напряжения в конструкции  $\sigma_{эКВ}$  (—) и коэффициента запаса прочности  $k'_{зап}$  (—) от давления в КС  $p_k$ ; б — пример распределения эквивалентного напряжения  $\sigma_{эКВ}$ , Па, в конструкции при  $p_k = 1,5$  МПа



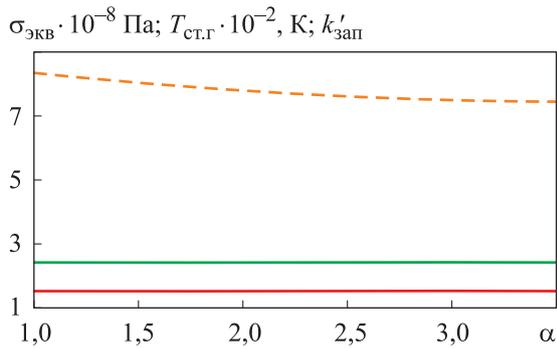


Рис. 9. Зависимость температуры стенки КС со стороны ПС в максимально теплонагруженном сечении  $T_{\text{ст.г}}$  (---), эквивалентного напряжения в конструкции  $\sigma_{\text{экв}}$  (—) и коэффициента запаса прочности  $k'_{\text{зап}}$  (—) от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  при  $p_k = 1,5$  МПа,  $b = 4$  мм,  $h = 2$  мм,  $\delta_{\text{ст}} = 1$  мм,  $\delta_{\text{ст.нар}} = 2$  мм

охлаждения с варьированием ширины канала проточного тракта охлаждения  $b$  в диапазоне 3...5 мм при давлении в КС  $p_k = 1,5$  МПа и коэффициенте избытка окислителя  $\alpha = 2,5$  (рис. 10, а). При этом шаг и число каналов не изменялись ( $t = 6$  мм).

Установлено, что с увеличением ширины канала проточного тракта охлаждения (рис. 10, з) температура  $T_{\text{ст.г}}$  повышается, что объясняется уменьшением скорости потока охладителя с последующим снижением интенсивности теплосъема. Зависимость коэффициента запаса прочности имеет экстремум ( $k'_{\text{запmax}} = 2,5$ ) вблизи  $b = 4$  мм.

Проведено параметрическое исследование различной конфигурации каналов тракта охлаждения с варьированием толщины внутренней стенки КС  $\delta_{\text{ст}}$  в диапазоне 0,5...2,5 мм при неизменных толщине КС и высоте канала

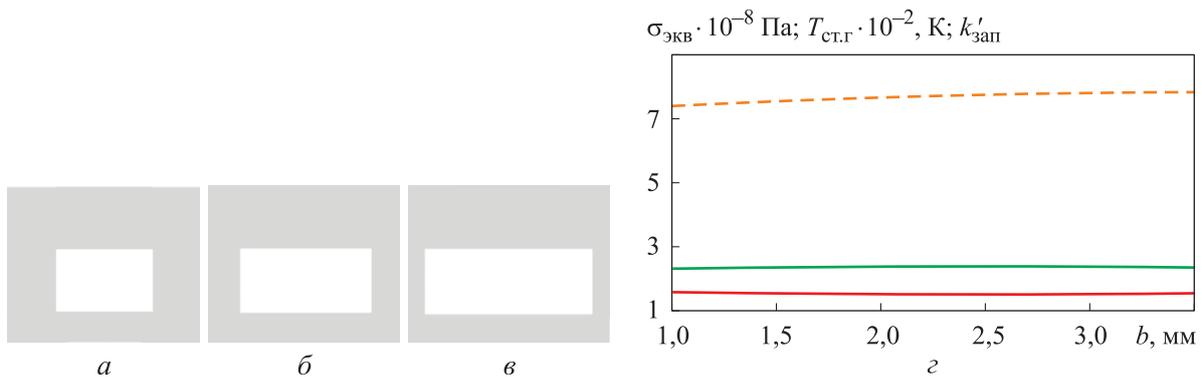


Рис. 10. Результаты параметрического теплопрочностного расчета при  $p_k = 1,5$  МПа и  $\alpha = 2,5$ : а-в — вид поперечного сечения сектора тракта охлаждения КС при ширине канала проточного тракта охлаждения  $b = 3, 4, 5$  мм соответственно; з — зависимость температуры стенки КС со стороны ПС в максимально теплонагруженном сечении  $T_{\text{ст.г}}$  (---), эквивалентного напряжения в конструкции  $\sigma_{\text{экв}}$  (—) и коэффициента запаса прочности  $k'_{\text{зап}}$  (—) от ширины канала охлаждения  $b$

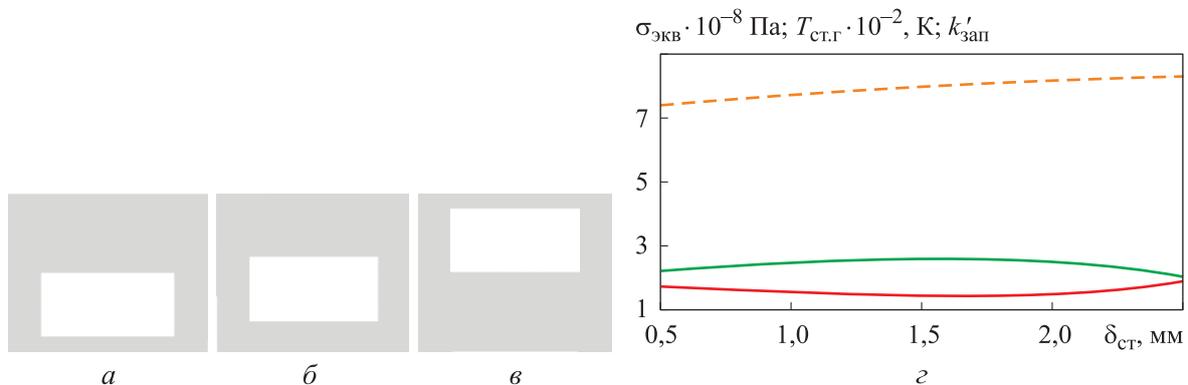


Рис. 11. Результаты параметрического теплопрочностного расчета с варьированием толщины внутренней стенки: а-в — вид поперечного сечения сектора тракта охлаждения КС при толщине внутренней стенки КС  $\delta_{\text{ст}} = 0,5, 1,0$  и 2,0 мм соответственно; з — зависимость температуры стенки КС со стороны ПС в максимально теплонагруженном сечении  $T_{\text{ст.г}}$  (---), эквивалентного напряжения в конструкции  $\sigma_{\text{экв}}$  (—) и коэффициента запаса прочности  $k'_{\text{зап}}$  (—) от толщины внутренней стенки КС  $\delta_{\text{ст}}$

( $\delta_{ст} + h + \delta_{ст.нар} = 5$  мм,  $h = 2$  мм). Анализ полученных расчетных зависимостей (рис. 11) позволяет сделать вывод, что с увеличением толщины внутренней стенки КС интенсивность теплосъема уменьшается, а температура  $T_{ст.г}$  повышается. Зависимость коэффициента запаса прочности имеет экстремум ( $k'_{зап\max} = 2,6$ ) вблизи  $\delta_{ст} = 1,8$  мм, обусловленный оптимальным соотношением толщин  $\delta_{ст}$  и  $\delta_{ст.нар}$ .

Анализ расчетных зависимостей, приведенных на рис. 11, позволяет утверждать, что для рассматриваемой конструкции КС максимальное значение коэффициента запаса  $k'_{зап}$ , составляющее 2,5, может быть обеспечено путем выбора оптимальных геометрических параметров.

## Выводы

1. Разработан и апробирован расчетно-экспериментальный метод оценки работоспособности регенеративно охлаждаемой КС, изготовленной с использованием АТ.

2. Испытания на прочность образцов, изготовленных методом СЛП порошка высоколегированной стали 07X18H12M12, показали, что осредненное значение коэффициента снижения прочностных характеристик при спекании составляет около 0,8.

3. Выявлено, что для обеспечения коэффициента запаса прочности более 2,5 при  $\alpha = 2,5$ ,  $b = 4$  мм,  $h = 2$  мм,  $\delta_{ст} = 1$  мм,  $\delta_{ст.нар} = 2$  мм давление в КС не должно превышать 1,1 МПа. Установлено, что для рассмотренных режимов работы максимальное значение коэффициента запаса прочности реализуется при ширине канала проточного тракта охлаждения  $b = 4$  мм и толщине внутренней стенки КС  $\delta_{ст} = 1,8$  мм.

4. Показано, что предложенная математическая модель и методика выполнения расчетов, дополненные экспериментальными данными, позволяют прогнозировать теплопрочностное состояние КС с проточным регенеративным охлаждением, изготовленной с применением АТ.

## Литература

- [1] 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.
- [2] Григорьянц А.Г., Третьяков Р.С., Фунтиков В.А. Повышение качества поверхностных слоев деталей, полученных лазерной аддитивной технологией. *Технология машиностроения*, 2015, № 10, с. 68–73.
- [3] Тарасова Т.В., Назаров А.П. Исследование процессов модификации поверхностного слоя и изготовления трехмерных машиностроительных деталей посредством селективного лазерного плавления. *Вестник МГТУ «Станкин»*, 2013, № 2, с. 17–21.
- [4] Волосова М.А., Окунькова А.А. Пути оптимизации процесса селективного лазерного плавления при помощи выбора стратегии обработки лазерным лучом. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2012, т. 14, № 4–2, с. 578–591.
- [5] Ягодников Д.А., Ирьянов Н.Я. *Ракетные двигательные установки. Термины и определения*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 84 с.
- [6] Крюков А.Ю. *Адаптация внутрикамерных процессов и элементов конструкции прямоточных воздушно-реактивных двигателей на порошковом горючем для конверсионного использования*. Автореферат дис. ... канд. техн. наук. Пермь, 2004, 18 с.
- [7] Воронцов А.В., Колпаков В.И., Филимонов Л.А., Ходькин А.А. Математическое моделирование процесса формирования покрытий при сверхзвуковом газопламенном напылении. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 3, с. 30–37.
- [8] Александренков В.П. Эффективность интенсификации теплоотдачи в кольцевых орбитальных трактах охлаждения камер сгорания. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2013, № 3(92), с. 111–121.

- [9] Александренков В.П. Влияние интенсивности теплообмена в камере жидкостных ракетных двигателей на эффективность тракта охлаждения. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2017, № 4, с. 4–10, doi: 10.18698/0236-3941-2017-4-4-10
- [10] Логинов Ю.Н., Степанов С.И., Юдин А.В., Третьяков Е.В. Соотношения механических свойств и плотности для титана, полученного аддитивным методом. *Цветные металлы*, 2018, № 5, с. 51–55, doi: 10.17580/tsm.2018.05.07
- [11] Тутышкина Н.Д., Гвоздева А.Е., ред. *Комплексные задачи теории пластичности*. Тула, Изд-во ТулГУ, 2015. 408 с.
- [12] Завалов Ю.Н., Дубров А.В., Линник Е.П., Дубров В.Д. Использование оптических методов для диагностики процессов консолидации порошка никелевых сплавов в технологии послойного лазерного плавления. *Перспективные жаропрочные никелевые деформируемые сплавы и технологии их переработки. Сб. матер. Всерос. научно-практ. конф.*, Москва, 15 ноября 2018, Москва, ВИАМ, 2018, с. 112–122.
- [13] Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В. Исследование эффективности регенеративной системы охлаждения сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей на углеводородном горючем. *Тепловые процессы в технике*, 2014, № 11, с. 489–495.
- [14] Ягодников Д.А., ред. *Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.
- [15] Коротеев А.С., ред. *Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование*. Москва, Машиностроение, 2008. 512 с.
- [16] Степанов А.С., Титов Н.А. Autodesk Inventor. Разработка чертежа детали. *Вестник научных конференций*, ООО Консалтинговая компания Юком, 2015, № 3–5, с. 162–164.
- [17] Варгафтик Н.Б., Филиппов Л.П., Тарзиманов А.А., Тоцкий Е.Е. *Справочник по теплопроводности жидкостей и газов*. Москва, Энергоатомиздат, 1990, 352 с.
- [18] Трусов Б.Г. *Программа термодинамического расчета состава фаз произвольных гетерогенных систем «TERRA»*. Редакция 3.9., 2003.
- [19] *ANSYS Basic Analysis Guide section 2.9 “Defining Pretension in a Joint Fastener”*. ANSYS Software Revision 5.7.1, ANSYS Inc., 2002.

## References

- [1] Artemov A.L., Dyadchenko V.Yu., Luk'yashko 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. 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*, 2017, no. 1, pp. 50–62 (in Russ.).
- [2] Grigor'yants A.G., Tret'yakov R.S., Funtikov V.A. Povysheniye kachestva poverkhnostnykh sloyev detaley, poluchennykh lazernoy additivnoy tekhnologiyey. *Tekhnologiya mashinostroyeniya*, 2015, no. 10, pp. 68–73.
- [3] Nazarov A.P., Tarasova T.V. The study modification processes of the surface layer and fabrication of three-dimensional machine parts by selective laser melting. *Vestnik MGTU «Stankin»*, 2013, no. 2, pp. 17–21 (in Russ.).
- [4] Volosova M.A., Okun'kova A.A. Selective laser melting process optimization ways by strategy laser beam movement choice. *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2012, vol. 14, no. 4–2, pp. 578–591 (in Russ.).
- [5] Yagodnikov D.A., Ir'yanov N.Ya. *Raketnyye dvigatel'nyye ustanovki. Terminy i opredeleniya* [Rocket propulsion systems. Terms and Definitions]. Moscow, Bauman Press, 2012. 84 p.
- [6] Kryukov A.Yu. *Adaptatsiya vnutrikamernykh protsessov i elementov konstruktсии pryamotoknykh vozduшно-reaktivnykh dvigateley na poroshkovom goryuchem dlya konverzionnogo ispol'zovaniya*. Kand. diss. Avtoreferat [Adaptation of internal chamber processes and structural elements of ramjet engines using powder fuel for conversion use Cand. Diss.]. Perm, 2004, 18 p.

- [7] Voronetskiy A.V., Kolpakov V.I., Filimonov L.A., Khodykin A.A. Mathematical Simulation of Process of Coating Forming by Supersonic Gas-Flame Spraying. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2011, no. 3, pp. 30–37 (in Russ.).
- [8] Aleksandrenkov V.P. Efficiency of heat emission intensification in ring finned tracts of cooling of combustion chambers. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2013, no. 3(92), pp. 111–121 (in Russ.).
- [9] Aleksandrenkov V.P. Influence of Heat Exchange Intensity in the Rocket Thrust Chamber on the Cooling Channel Efficiency. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2017, no. 4, pp. 4–10 (in Russ.), doi: 10.18698/0236-3941-2017-4-4-10
- [10] Loginov Yu.N., Stepanov S.I., Yudin A.V., Tret'yakov E.V. Relationship between mechanical properties and density of Ti obtained by additive technology. *Non-ferrous Metals*, 2018, no. 5, pp. 51–55 (in Russ.), doi: 10.17580/tsm.2018.05.07
- [11] *Kompleksnyye zadachi teorii plastichnosti* [Complex problems of the theory of plasticity]. Ed. Tutyshkin N.D., Gvozdev A.E. Tula, TulSU publ., 2015. 408 p.
- [12] Zavalov Yu.N., Dubrov A.V., Linnik E.P., Dubrov V.D. The use of optical methods for diagnosing the processes of consolidation of nickel alloy powder in the technology of layer-by-layer laser melting. *Perspektivnyye zharoprochnyye nikelovyye deformiruyemye splavy i tekhnologii ikh pererabotki. Sb. mater. Vseros. nauch. prakt. konf.* [Materials of the all-Russian scientific and technical conference Perspective heat-resistant Nickel deformable alloys and technologies of their processing. Conference Paper]. Moscow, 2018, pp. 112–122.
- [13] Aleksandrov V.Yu., Aref'yev K.Yu., Voronetskiy A.V. Study of the effectiveness of the regenerative cooling system of supersonic ramjet engines using hydrocarbon fuel. *Teplovyye protsessy v tekhnike*, 2014, no. 11, pp. 489–495 (in Russ.).
- [14] *Zhidkostnyye raketnyye dvigateli. Osnovy proyektirovaniya* [Liquid rocket engines. Design basics]. Ed. Yagodnikov D.A. Moscow, Bauman Press, 2005. 488 p.
- [15] *Rabochiye protsessy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ikh modelirovaniye* [Workflows in a liquid rocket engine and their modeling]. Ed. Koroteyev A.S. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 2008. 512 p.
- [16] Stepanov A.S., Titov N.A. Autodesk Inventor Detail drawing development. *Bulletin of Scientific Conferences*, 2015, no. 3–5, pp. 162–164 (in Russ.).
- [17] Vargaftik N.B., Filippov L.P., Tarzimanov A.A., Tot'skii E.E. *Spravochnik po teploprovodnosti zhidkostei i gazov* [Handbook on the thermal conductivity of liquids and gases]. Moscow, Energoatomizdat publ., 1990. 352 p.
- [18] Trusov B.G. *Programma termodinamicheskogo rascheta sostava faz proizvol'nykh geterogenykh sistem «TERRA»* [The program of thermodynamic calculation of the phase composition of arbitrary heterogeneous systems “TERRA”]. Redaktsiya 3.9., 2003.
- [19] ANSYS *Basic Analysis Guide section 2.9 “Defining Pretension in a Joint Fastener”*. ANSYS Software Revision 5.7.1, ANSYS Inc., 2002.

Статья поступила в редакцию 02.10.2019

## Информация об авторах

**УШАКОВА Елизавета Сергеевна** — техник. НИИЭМ; сотрудник кафедры «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: ellizaweta@gmail.com).

**АРЕФЬЕВ Константин Юрьевич** — кандидат технических наук, начальник отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; доцент кафедры «Ракетные двигатели»; МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: arefyev@rambler.ru).

**ЗАИКИН Сергей Владимирович** — начальник КБ отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: svzaikin@ciam.ru).

**ПОЛЯНСКИЙ Александр Ромилович** — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: korolev100-rd@mail.ru).

**ИСАКОВ Владимир Владимирович** — кандидат технических наук, старший научный сотрудник отделения 200 «Динамика, прочность, надежность». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: vvisakov@ciam.ru).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ушакова Е.С., Арефьев К.Ю., Заикин С.В., Полянский А.Р., Исаков В.В. Анализ теплопрочностного состояния цилиндрической камеры сгорания, изготовленной с использованием аддитивных технологий. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 2, с. 68–79, doi: 10.18698/0536-1044-2020-2-68-79

### Please cite this article in English as:

Ushakova E.S., Arefyev K.Y., Zaikin S.V., Polyanskiy A.R., Isakov V.V. A Thermal Strength State Analysis of a Cylindrical Combustion Chamber Manufactured Using Additive Technologies. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 2, pp. 68–79, doi: 10.18698/0536-1044-2020-2-68-79

## Information about the authors

**USHAKOVA Elizaveta Sergeevna** — Technician. Research Institute of Electromechanics; Faculty Member, Department of Rocket Engines. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: ellizaweta@gmail.com).

**AREFYEV Konstantin Yurievich** — Candidate of Science (Eng.), Head of Department, Aerospace Engines. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM; Associate Professor, Department of Rocket Engines. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: arefyev@rambler.ru).

**ZAIKIN Sergei Vladimirovich** — Head of Design Bureau, Aerospace Engines. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: svzaikin@ciam.ru).

**POLYANSKIY Aleksandr Romilovich** — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: korolev100-rd@mail.ru).

**ISAKOV Vladimir Vladimirovich** — Candidate of Science (Eng.), Senior Researcher, Department 200 — Dynamics, Strength, Reliability. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: vvisakov@ciam.ru).