

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 621.45.015

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-4-58-67

## Моделирование теплопрочностных характеристик элементов конструкции ракетного двигателя твердого топлива, изготовленных методом прототипирования

**Е.С. Ушакова, К.Ю. Арефьев, А.Р. Полянский**

МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

## Modeling Heat Strength Characteristics of Structural Elements of a Solid Propellant Rocket Engine Manufactured Using Prototyping

**E.S. Ushakova, K.Y. Arefyev, A.R. Polyanskiy**BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1

e-mail: ellizaweta@gmail.com, arefyev@rambler.ru, korolev100-rd@mail.ru

**i** Элементы конструкции ракетного двигателя твердого топлива характеризуются сложностью изготовления и последующей сборки. К возможным технологиям, обеспечивающим снижение временных и ресурсных затрат на производство деталей этого двигателя, относится технология лазерного спекания порошков металлополимерных композиций (порошковое 3D-прототипирование), отличительной особенностью которой является послойное создание детали в процессе спекания порошка. Однако внедрение технологии порошкового прототипирования при изготовлении высокоответственных деталей сопряжено с рядом проблем, в том числе с некоторым снижением механических характеристик получаемого материала. Предложена методика расчета теплопрочностных характеристик конструктивных элементов ракетного двигателя твердого топлива с использованием алгоритмов численного моделирования. Проведена оценка изменения коэффициента запаса прочности элемента, выполненного с помощью технологии прототипирования, в зависимости от условий работы двигателя (давления в камере сгорания, температуры конструкции). В результате математического моделирования теплопрочностных характеристик силового каркаса сопла ракетного двигателя твердого топлива показана возможность применения разработанной методики при выборе параметров элементов конструкции таких двигателей.

**Ключевые слова:** технология порошкового прототипирования, коэффициент запаса прочности, температурный режим конструкции, конвективный теплообмен, сопловой блок



Structural elements of a solid-propellant rocket engine (SRE) are characterized by technological complexity of manufacturing and assembling. One of the possible technologies that

reduce the time and cost of manufacturing SRE components is the technology of laser sintering of powder metal-polymer compositions (powder 3D prototyping). Its distinctive feature is layer-by-layer creation of a component in the process of sintering. However, the introduction of the powder technology prototyping in the manufacture of vital parts presents a number of challenges, including some reduction in mechanical characteristics of the resulting material. The article presents a method of calculating heat-strength characteristics of structural elements of the SRE using algorithms of numerical modeling. The changes in the factor of safety of the component manufactured using the technology of powder prototyping are estimated depending on the working conditions of the SRE (pressure in the combustion chamber, temperature of the structure). As a result of the mathematical modeling of heat-strength characteristics of the load-bearing structure of the SRE nozzle, it is shown that the developed method can be used for selecting parameters of the SRE structural components.

**Keywords:** powder prototyping technology, safety factor, temperature conditions of the structure, convective heat transfer, nozzle block

В настоящее время важной научно-технической задачей является повышение технологичности изготовления элементов конструкции ракетно-космической техники, особенно в случае их мелкосерийного и единичного производства. При их создании необходимо обеспечить надлежащие технические характеристики конструкции, а также снизить материальные и временные затраты. Один из возможных путей решения указанных задач заключается в применении технологии порошкового прототипирования [1].

Отличие от существующих методов производства использование технологии 3D-прототипирования минимизирует последующую механическую обработку деталей. Это обеспечивается практически полным соответствием получаемого физического объекта (детали) его 3D-модели, спроектированной с помощью современных CAD/CAE-систем. Кроме того, применение технологии прототипирования снимает большинство ограничений по форме получаемой детали, что существенно расширяет технологические возможности производства ракетно-космической техники. Другим важным преимуществом является изготовление деталей с использованием передвижных технологических центров, что необходимо для оперативного ремонта и технического обслуживания такой техники.

Существует несколько направлений 3D-прототипирования, различающихся исходным материалом и технологией формирования деталей. На сегодняшний день актуальным становится производство деталей с помощью лазерного спекания порошков металлополимерных композиций (порошковое 3D-прототипирование) [2].

Эта технология заключается в послойном нанесении и спекании порошка на специальном основании. Следует отметить, что возможны разные режимы прототипирования, обеспечивающие либо высокую точность, либо большую скорость изготовления металлических деталей. Однако использование метода лазерного спекания порошков связано с проблемами образования пористости и снижения прочности металлических деталей. Поэтому вопрос практического применения в ракетно-космической технике деталей, созданных методом 3D-прототипирования, остается не полностью решенным.

Важным этапом при внедрении технологии 3D-прототипирования является разработка методов предварительного прогнозирования прочностных характеристик изготавливаемых элементов конструкции в условиях воздействия механических и температурных нагрузок с помощью математического моделирования. В прикладных исследованиях чаще всего требуется выполнить большое количество параметрических вычислений теплопрочностного состояния различных элементов проектируемой конструкции. Для этого предпочтительнее использовать широко распространенные программные комплексы, дополненные аналитическими методиками, учитывающими особенности технологии создания деталей.

Цель работы — представление методики оценки теплопрочностного состояния элементов конструкции ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) [3, 4] и анализ возможности их изготовления с использованием метода порошкового прототипирования на примере силового каркаса (СК), входящего в состав модельного соплового блока [5].

**Математическая модель расчета.** Рассмотренная в работе методика оценки теплопрочностных характеристик в элементах конструкции РДТТ основана на определении напряжений путем численного моделирования с применением 3D-модели детали. Для оценки прочности элемента конструкции использован подход, базирующийся на теории энергии формоизменения (теории Мизеса–Хенки) [6]. Согласно этой теории, предполагается, что элемент конструкции начинает разрушаться (или недопустимо деформироваться) при условии  $\sigma_{\text{экв}} \geq [\sigma_T]$ , где  $\sigma_{\text{экв}}$  — эквивалентное напряжение по Мизесу;  $[\sigma_T]$  — предел текучести. Эквивалентное напряжение по Мизесу вычисляется следующим образом:

$$\sigma_{\text{экв}} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]},$$

где  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  — главные напряжения, определенные в результате численного моделирования напряженного состояния [6].

Основным критерием прочности является коэффициент запаса — отношение предела текучести к эквивалентному напряжению по Мизесу, возникающему в конструкции:

$$K = \frac{[\sigma_T]}{\sigma_{\text{экв}}}.$$

Для изделий, находящихся в стадии проектирования, коэффициент запаса задают заранее. Коэффициент запаса по нормам расчета на прочность элементов конструкции РДТТ составляет 1,2...1,5 [7].

Предлагается учитывать снижение предела текучести элемента конструкции в связи с пористостью материала детали (для случая ее изготовления методом 3D-прототипирования) с помощью коэффициента  $n$ :

$$K_1 = nK,$$

где  $K_1$  — коэффициент запаса прочности детали, выполненной методом прототипирования;  $K$  — запас прочности детали, изготовленной с использованием существующих технологий.

Коэффициент  $n$  зависит от различных факторов: структуры прототипированного изделия, формируемой в результате сплавления и быстрого охлаждения после ухода лазерного луча [8]; ориентации изделия при спекании относительно специального основания; размеров образца; контура заполнения и т. д. [9]. Значения коэффициента, учитывающего потери прочно-

сти из-за дефектов, возникающих в процессе прототипирования, обычно находятся в диапазоне  $n = 0,6...0,9$  [10].

С учетом того что конструкция РДТТ в процессе работы подвержена значительным тепловым нагрузкам, важным этапом моделирования является расчет распределения температуры в исследуемых элементах. В свою очередь, температура  $T$  значительно влияет на механические характеристики материала конструкции. Удельный тепловой поток для одномерного процесса теплопроводности определяется выражением

$$q = -\lambda \frac{dT}{dx}, \quad (1)$$

где  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности газа;  $dT/dx$  — градиент температуры по толщине стенки.

Для условий работы РДТТ требуется учитывать конвективное и лучистое воздействие продуктов сгорания на стенки проточного тракта двигателя. Удельный тепловой поток, подводимый из газовой среды к поверхности твердого тела,

$$q = \alpha(T_0 - T_{\text{пов}}), \quad (2)$$

где  $\alpha$  — коэффициент теплоотдачи, рассчитываемый как сумма коэффициентов конвективной  $\alpha_k$  и лучистой  $\alpha_l$  теплоотдачи;  $T_0$  — температура газа;  $T_{\text{пов}}$  — температура поверхности твердого тела.

Расчетные методы конвективного теплообмена основаны на использовании критериальной зависимости, полученной опытным путем для случая развитого турбулентного течения [11]:

$$\text{Nu}_d = 0,0293 \text{Re}^{0,8} \text{Pr}^{0,43} \left( \frac{T_{\text{пов}}}{T_b} \right)^{0,4} \times \left( 1 + \frac{k-1}{2} r M^2 \right)^{0,11} \theta_\Sigma, \quad (3)$$

где  $\text{Nu}_d$  — определяемый критерий Нуссельта,  $\text{Nu}_d = \alpha_k d / \lambda$  ( $d$  — определяющий параметр);  $\text{Re}$  — определяющий критерий Рейнольдса,  $\text{Re} = vd/\nu$  ( $v$  — характерная скорость;  $\nu$  — кинематическая вязкость среды);  $\text{Pr}$  — определяющий критерий Прандтля,  $\text{Pr} = \nu C_p \rho / \lambda$  ( $C_p$  — удельная теплоемкость при постоянном давлении;  $\rho$  — плотность среды);  $T_b$  — температура восстановления потока;  $k$  — коэффициент восстановления;  $r$  — показатель адиабаты;

$M$  — среднее число Маха в сечении проточно-го тракта;  $\theta_{\Sigma}$  — функциональная поправка на действующие факторы.

Из зависимости (3) определяется коэффициент конвективной теплоотдачи для последующего моделирования тепловых потоков в элементах конструкции РДТТ.

Значение лучистого теплового потока есть функция совокупности разных факторов (температуры среды и стенки, степени черноты газообразных продуктов сгорания, наличия и объема конденсированной фазы и т. д.), и оно может быть принятым из экспериментальной данных согласно условиям протекания теплообмена. В упрощенной форме коэффициент лучистой теплоотдачи [11]

$$\alpha_{л} = \epsilon_{г} \frac{\epsilon_{с} + 1}{2} 4,96 \cdot 10^{-8} T_0^3 \frac{1 - \left(\frac{T_{пов}}{T_0}\right)^4}{1 - \frac{T_{пов}}{T_0}}$$

где  $\epsilon_{г}$  и  $\epsilon_{с}$  — степень черноты продуктов сгорания и материала, поглощающего тепло.

Для обеспечения полного математического описания процесса теплообмена система уравнений должна быть дополнена условиями однозначности, включающими в себя условия, задающие формы, размеры и физические свойства (коэффициент теплопроводности, теплоемкость, плотность и т. д.) всех элементов исследуемой конструкции, в которой протекает процесс, и граничные условия, характеризую-

щие взаимодействие элементов исследуемой конструкции с продуктами сгорания.

Разработанные математическая модель и методика расчета могут быть использованы для оценки теплопрочностных характеристик элементов конструкции РДТТ.

**Верификация методики расчета теплопрочностных характеристик.** Проведена верификация методики расчета теплопрочностных характеристик элементов конструкции РДТТ, изготовленных с использованием технологии порошкового прототипирования на примере СК соплового блока. В качестве объекта исследования рассмотрен металлический СК сопла с размерами  $D_a = 110$  мм и  $d_{кр} = 50$  мм, 3D-модель которого приведена на рис. 1. Конструкция соплового блока разработана с помощью программного комплекса Inventor Autodesk Professional 2017 [12].

Пример конечно-элементной модели СК сопла в виде расчетной сетки с использованием тетраэдрических элементов общим числом более  $3 \cdot 10^4$  показан на рис. 2.

В качестве материала СК сопла рассмотрена жаропрочная релаксационностойкая легированная сталь марки 30ХМА, механические и теплофизические свойства которой в зависимости от температуры  $T$  приведены в таблице [13].

Моделирование осесимметричного равновесного стационарного течения продуктов сгорания в сопловом блоке (рис. 3) осуществ-

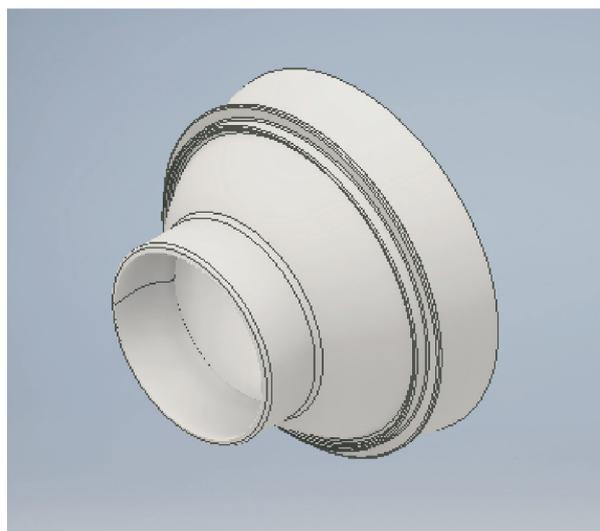
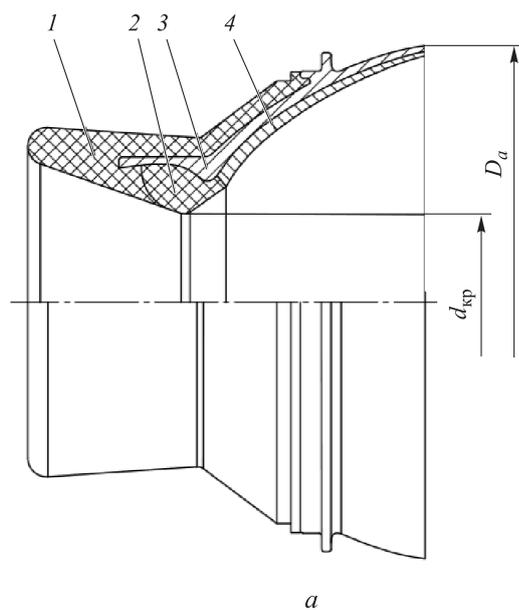


Рис. 1. Эскиз соплового блока (а) и 3D-модель его СК (б):  
1 — теплозащитное покрытие; 2 — вкладыш; 3 — СК; 4 — расширяющаяся часть сопла

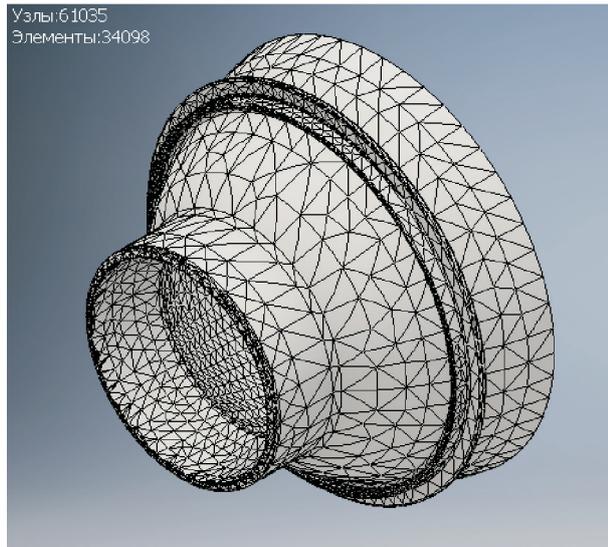


Рис. 2. Конечно-элементная модель в виде структурированной сетки СК сопла

лено с использованием программы Autodesk Simulation Mechanical 2017 [14]. В качестве граничных условий приняты: температура газа  $T_0$  при заданном давлении в камере сгорания (КС)  $p_k$ , температура поверхности элементов соплового блока  $T_{пов}$ , закон теплообмена системы тел этого блока (СК, теплозащитное покрытие, расширяющийся раструб) по формуле (1) и закон теплообмена между поверхностью и газом в процессе истечения продуктов сгорания из сопла по формуле (2). Материал теплозащитного покрытия — пиролитический

графит ( $\rho_r = 2\,100\text{ кг/м}^3$ ;  $C_{pr} = 0,71\text{ Дж/(кг}\cdot\text{°C)}$ ;  $E_r = 2,7\text{ ГПа}$ ;  $\alpha_r^t = 4,5\cdot 10^{-6}\text{ К}^{-1}$ ), материал расширяющегося раструба — эпоксидный углепластик ( $\rho_y = 1\,550\text{ кг/м}^3$ ;  $C_{py} = 1,10\text{ Дж/(кг}\cdot\text{°C)}$ ;  $E_y = 160\text{ ГПа}$ ;  $\alpha_y^t = 1,63\cdot 10^{-6}\text{ К}^{-1}$ ) [14].

Тепловой расчет выполнен с допущением отсутствия поперечной неравномерности теплопередачи газа к внутренней поверхности сопла и распределения тепла внутри материала стенок. Также в связи с эквивалентностью форм, размеров и материала сделано допущение о равенстве значений коэффициентов теплопроводности  $\lambda$  и теплоотдачи  $\alpha$  для сплошного СК соплового блока и СК, изготовленного методом прототипирования. В качестве физических параметров теплового потока приняты параметры продуктов сгорания топливной смеси: перхлорат аммония ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ,  $g_{\text{ПХА}} = 0,6$ ), полибутадиен с концевыми гидроксильными группами (НТРВ — Hydroxyl Terminated Polybutadiene,  $g_{\text{НТРВ}} = 0,1$ ), алюминий (Al,  $g_{\text{Al}} = 0,3$ ), где  $g$  — массовая доля содержания компонента в топливной смеси.

По результатам термодинамического расчета при давлении в КС  $p_k = 5, 10$  и  $15\text{ МПа}$  получено распределение коэффициентов теплоотдачи по длине проточной части СК соплового блока РДТТ (рис. 4).

На рис. 5 приведен пример распределения напряжений в рассматриваемой детали, полученного в результате расчета на прочность при температуре  $20\text{ °C}$  и давлении в КС

#### Механические и теплофизические свойства стали 30ХМА при разных температурах

Температура $T, \text{°C}$	Предел текучности $[\sigma_T], \text{МПа}$	Модуль Юнга $E, \text{ГПа}$	Плотность $\rho, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	Температурный коэффициент линейного расширения $\alpha^t \cdot 10^6, \text{К}^{-1}$	Удельная теплоемкость $C_p, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{°C}}$
20	392	215	7 820	11,5	482
50	390	212	7 810	11,6	488
100	373	210	7 800	11,9	496
150	343	207	7 775	12,2	505
200	324	205	7 770	12,5	513
250	322	202	7 755	12,8	520
300	318	200	7 740	13,1	532
350	314	195	7 720	13,4	542
400	310	190	7 700	13,6	555
450	294	185	7 680	13,8	570
500	291	180	7 660	14,0	583

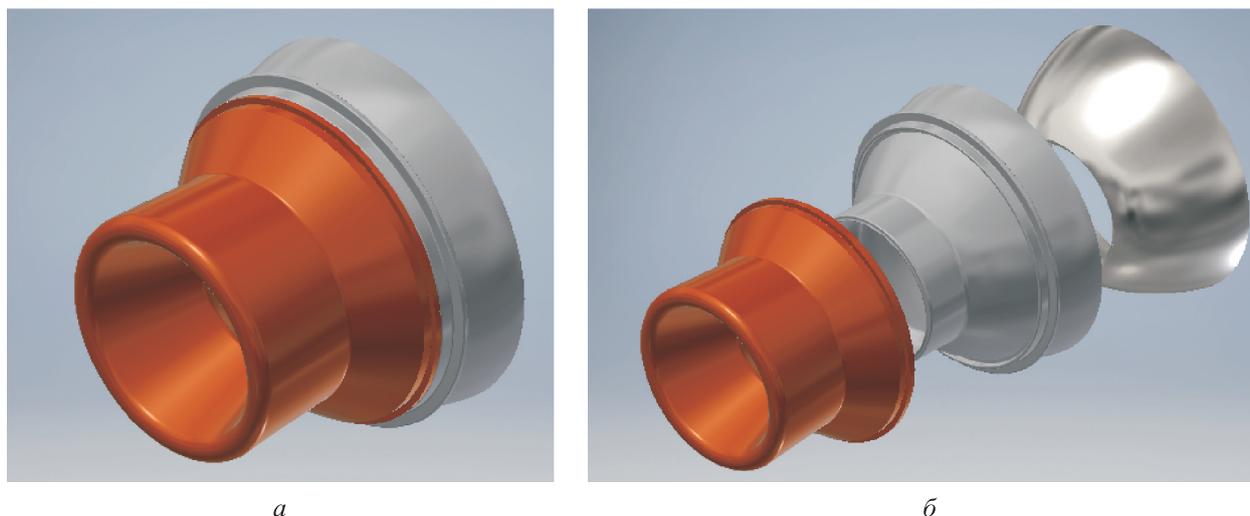


Рис. 3. 3D-модель элементов соплового блока (сопловая вставка, СК, расширяющийся раструб) в собранном (а) и разобранном (б) видах

$p_k = 10$  МПа, с использованием программы Inventor Autodesk Professional 2017.

Результаты расчетов показывают, что коэффициент запаса прочности при постоянном давлении в КС и повышении температуры материала имеет убывающий характер (рис. 6), что обусловлено снижением предела текучести. На рис. 6 коэффициент запаса прочности  $K_1 = 0,8K$ .

Анализ полученной зависимости позволяет сделать вывод, что при назначении коэффициента запаса прочности  $K_1 = 1,2...1,3$  деталь, изготовленная с помощью существующих технологий, может быть использована при температуре эксплуатации не более 580...600 °С, а деталь, выполненная с помощью аддитивных технологий, — не выше 400...420 °С. Разница значений критических температур эксплуатации деталей  $\Delta T$  составляет около 180 °С.

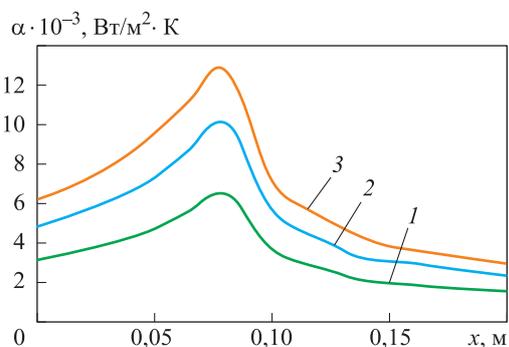
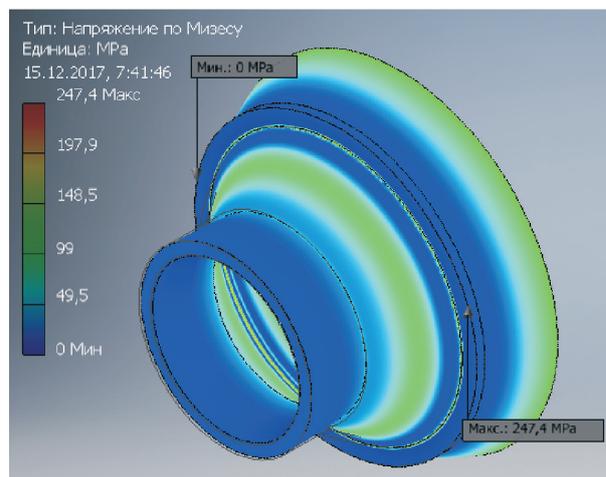
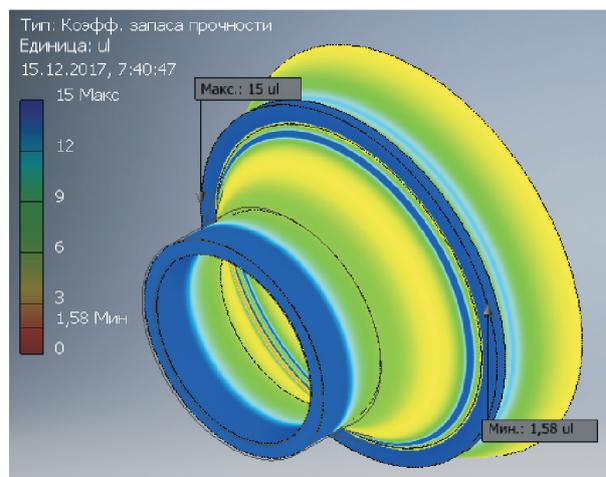


Рис. 4. Распределение коэффициента теплоотдачи  $\alpha$  по длине  $x$  проточной части СК соплового блока РДТТ при давлении  $p_k = 5$  (1), 10 (2) и 15 МПа (3)



а



б

Рис. 5. Распределения напряжения по Мизесу, МПа, (а) и коэффициента запаса прочности (б) в СК при температуре 20 °С и давлении  $p_k = 10$  МПа

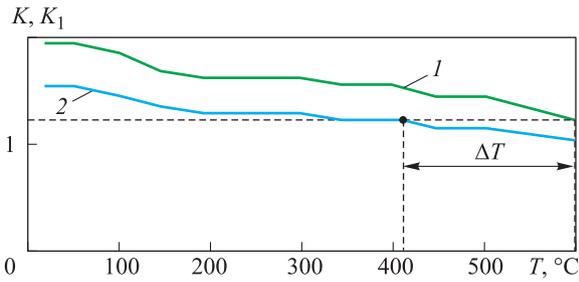


Рис. 6. Зависимость коэффициентов запаса прочности  $K$  (1) и  $K_1$  (2) от температуры  $T$

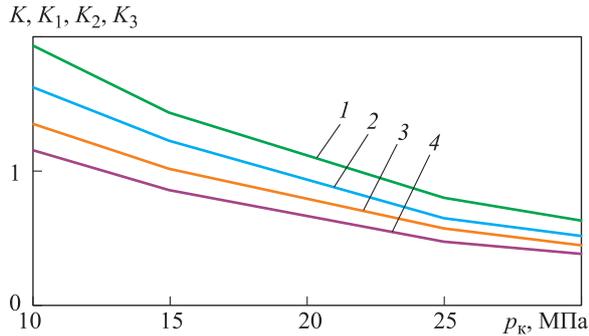


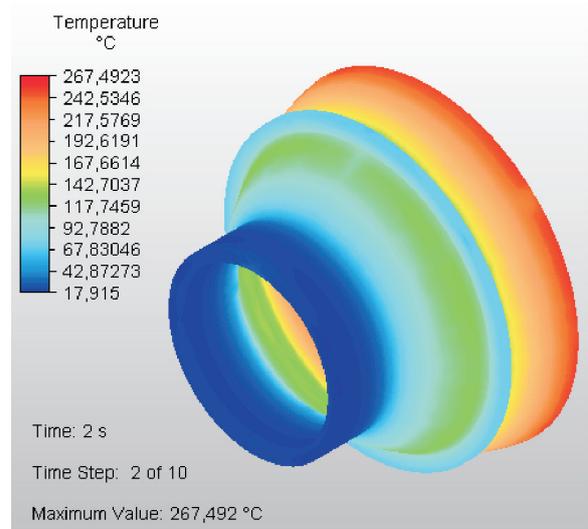
Рис. 7. Зависимость коэффициентов запаса прочности  $K$  (1),  $K_1$  (2),  $K_2$  (3) и  $K_3$  (4) от давления в КС  $p_k$

Дополнительно проведен расчет на прочность СК, имеющих неодинаковый уровень качества прототипирования и эксплуатируемых при разном давлении в КС. При такой постановке задачи задавалась температура материала  $T_{\text{пов}} = 20^\circ\text{C}$ . В результате полученных данных определена зависимость коэффициентов запаса прочности  $K$ ,  $K_1$ ,  $K_2$  и  $K_3$  от давления в КС (рис. 7), где  $K_1 = 0,8K$ ;  $K_2 = 0,7K$ ;  $K_3 = 0,6K$ .

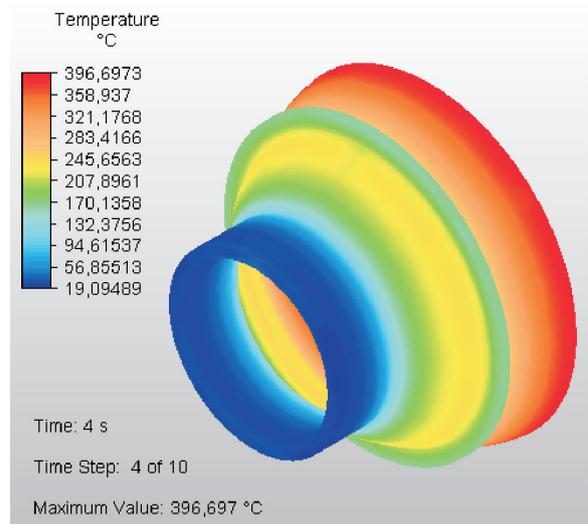
Анализ зависимости, приведенной на рис. 7, позволяет сделать вывод, что при коэффициенте запаса прочности  $K_1 = 1,2 \dots 1,3$  изделие сможет обеспечить работоспособность при давлении в КС до  $15 \dots 17$  МПа.

Для оценки полученных результатов расчета на прочность и анализа скорости прогрева областей конструкции с минимальным значением запаса прочности смоделирован процесс теплообмена в сопле при взаимодействии его элементов с тепловыми потоками для коэффициента теплоотдачи, вычисленного при давлении в КС  $p_k = 5, 10$  и  $15$  МПа. Таким образом, определен температурный режим конструкции соплового блока (рис. 8). Температура поверхности в начальный момент времени  $T_{\text{пов}} = 20^\circ\text{C}$ .

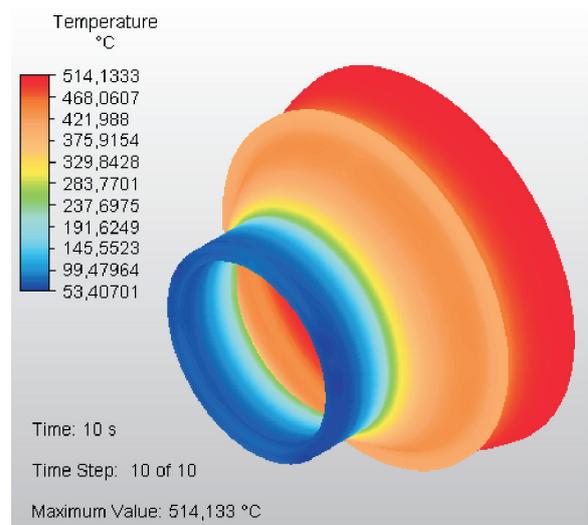
Верификация методики определения температурного режима конструкции проведена



a



b



v

Рис. 8. Распределения температуры,  $^\circ\text{C}$ , в СК при давлении  $p_k = 5$  МПа в момент времени  $t = 2$  (a), 4 (б) и 10 с (в)

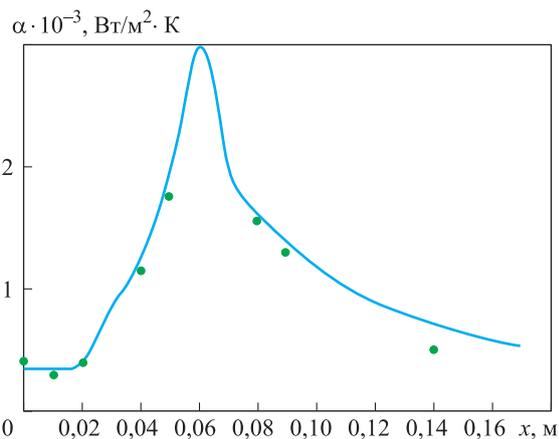


Рис. 9. Расчетные (—) и экспериментальные (●) распределения коэффициентов теплоотдачи по длине  $x$  стенки КС при давлении  $p_k = 1,7$  МПа

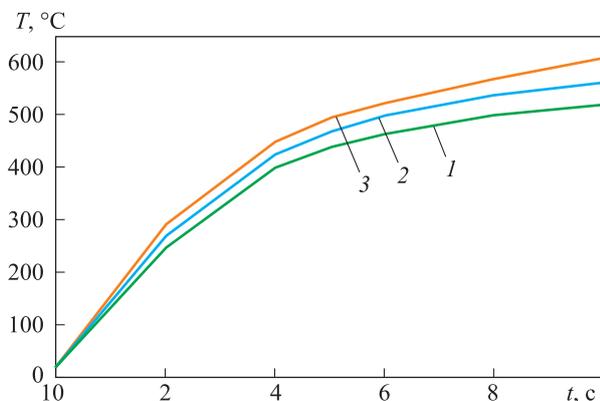


Рис. 10. Зависимость температуры  $T$  материала СК, выполненного методом прототипирования ( $n = 0,8$ ), в области с наименьшим значением коэффициента запаса от времени работы РДТТ  $t$  при давлении  $p_k = 5$  (1), 10 (2) и 15 МПа (3)

с использованием экспериментальных данных, приведенных в работе [15]. Анализ выполнен для модельного РДТТ при давлении в КС  $p_k = 1,7$  МПа и температуре продуктов сгорания около 3 400 К. Сопоставление результатов расчета и экспериментальных данных представлено в виде распределения коэффициента теплоотдачи по длине стенки КС РДТТ (рис. 9). Показано удовлетворительное совпадение рас-

четного и экспериментального распределения теплового потока по длине стенки КС, что позволяет сделать вывод об адекватности математической модели и возможности ее использования при обработке модельных РДТТ.

В результате анализа напряженного состояния СК получены значения  $t_{кр}$ , определяющие время прогрева рассматриваемой детали до критической температуры эксплуатации (рис. 10). При давлении в КС  $p_k = 5$  МПа расчетное время  $t_{кр} = 4,5$  с. С повышением давления в КС значения  $t_{кр}$  уменьшаются.

## Выводы

1. В результате верификации разработанной математической модели на примере серии параметрических расчетов теплопрочностного состояния СК соплового блока РДТТ установлено:

- рассматриваемый конструктивный элемент, выполненный методом прототипирования, при коэффициенте запаса прочности  $K_1 = 1,2...1,3$  сохраняет работоспособность в случае реализации давления в КС РДТТ не более  $p_k = 17$  МПа;

- при коэффициенте запаса прочности  $K_1 = 1,2...1,3$  критическая температура эксплуатации прототипированного СК соплового блока РДТТ, составляющая 400...420 °С, на 180 °С меньше, чем у сплошного СК соплового блока РДТТ;

- в исследованном диапазоне давлений в КС РДТТ (5...15 МПа) время прогрева прототипированного СК соплового блока до критической температуры эксплуатации составляет 3,5...4,5 с.

2. Показано, что предложенные математическая модель и методика выполнения расчетов позволяют прогнозировать теплопрочностное состояние элементов конструкции, изготовленных методом порошкового 3D-прототипирования, и оценивать их допустимые режимы работы в составе узлов двигательных установок.

## Литература

- [1] Елистратова А.А., Коршакевич И.С., Тихоненко Д.В. Технологии 3D-печати: преимущества и недостатки. *Решетневские чтения. Сб. матер. XVIII Междунар. науч.-практ. конф.*, Красноярск, 11–14 ноября 2014 г., Сибирский государственный аэрокосмический университет им. академика М.Ф. Решетнева, 2014, с. 557–559.
- [2] Абдуллин М.И., Басыров А.А., Николаев А.В. Металлополимерные композиции для 3D печати. *Universum: химия и биология*, 2015, № 11(18). URL: <http://7universum.com/ru/nature/archive/item/2701> (дата обращения 05 июля 2017).

- [3] Ягодников Д.А., Ирьянов Н.Я. *Ракетные двигательные установки*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. 84 с.
- [4] Волков В.Т., Ягодников Д.А. *Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей на твердом топливе*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 296 с.
- [5] Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. *Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива*. Москва, Машиностроение, 1987. 328 с.
- [6] Мейз Дж. *Теория и задачи механики сплошных сред*. Москва, Изд-во ЛКИ, 2007. 320 с.
- [7] ГОСТ Р 52857.1–2007. *Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Общие требования*. Москва, Стандартинформ, 2008. 28 с.
- [8] Галимова Л.А., Атрощенко В.В., Смирнов В.В., Чуракова А.А., Гундеров Д.В., Заманова Г.И. Структура и механические свойства образцов из нержавеющей стали, полученных методом селективного спекания. *Вестник Башкирского университета: математика и механика*, 2016, № 2, с. 258–263.
- [9] Hendrickson J.W. *Use of Direct Metal Laser Sintering for Tooling in High Volume Production*. USU Library, Logan, Utah, 2015. 35 p.
- [10] Torrado A.R., Roberson D.A. Failure Analysis and Anisotropy Evaluation of 3D-Printed Tensile Test Specimens of Different Geometries and Print Raster Patterns. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 2016, no. 1, pp. 154–164.
- [11] Авдудевский В.С., Кошкин В.К., ред. *Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике*. Москва, Машиностроение, 1992. 528 с.
- [12] Гузненков В.Н., Журбенко П.А. *Autodesk Inventor 2012. Трехмерное моделирование деталей и создание чертежей*. Москва, ДМК Пресс, 2017. 120 с.
- [13] Драгунов Ю.Г., Зубченко А.С., ред. *Марочник сталей и сплавов*. Москва, 2014. 1216 с.
- [14] Engelson V., Bunus P., Popescu P., Fritzson P. Mechanical CAD with multibody dynamic analysis based on Modelica simulation. *Proceedings of the 44<sup>th</sup> Scandinavian Conference on Simulation and Modeling*, Västerås, Sweden, Modelica Association, 2003, pp. 18–19.
- [15] Быков Л.В. Расчет течения и теплообмена в сверхзвуковом сопле. *Труды МАИ*, 2011, № 44, с. 15–15. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24974> (дата обращения 15 августа 2017).

## References

- [1] Elistratova A.A., Korshakevich I.S., Tikhonenko D.V. Tekhnologii 3D-pechati: preimushchestva i nedostatki [3D-printing technologies: advantages and disadvantages]. *Reshetnevskie chteniia. Sbornik materialov 18 Mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii* [Reshetnev readings. The collection of materials of 18 International scientific and practical conference]. Krasnoyarsk, 11–14 November 2014, Sibirskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet im. akademika M.F. Reshetneva publ., 2014, pp. 557–559.
- [2] Abdullin M.I., Basyrov A.A., Nikolaev A.V. Metallopolimernye kompozitsii dlia 3D pečhati [Metal filled compositions for 3D printing]. *Universum: khimiia i biologiiia* [Universum: chemistry and biology]. 2015, no. 11(18). Available at: <http://7universum.com/ru/nature/archive/item/2701> (accessed 05 July 2017).
- [3] Iagodnikov D.A., Ir'ianov N.Ia. *Raketnye dvigatel'nye ustanovki* [Rocket propulsion]. Moscow, Bauman Press, 2012. 84 p.
- [4] Volkov V.T., Iagodnikov D.A. *Issledovanie i stendovaia otrabotka raketnykh dvigatelei na tverdom toplive* [Research and bench testing of rocket engines solid fuel]. Moscow, Bauman Press, 2007. 296 p.
- [5] Fakhrutdinov I.Kh., Kotel'nikov A.V. *Konstruksii i proektirovanie raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* [The construction and design of rocket engines solid fuel]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1987. 328 p.
- [6] Meiz Dzh. *Teoriia i zadachi mekhaniki sploshnykh sred* [Theory and problems of continuum mechanics]. Moscow, LKI publ., 2007. 320 p.
- [7] GOST R 52857.1–2007. *Sosudy i apparaty. Normy i metody rascheta na prochnost'. Obshchie trebovaniia* [State Standard R 52857.1–2007. Vessels and apparatus. Norms and methods of strength calculation. General requirements]. Moscow, Standartinform publ., 2008. 28 p.

- [8] Galimova L.A., Atroshchenko V.V., Smirnov V.V., Churakova A.A., Gunderov D.V., Zamanova G.I. Struktura i mekhanicheskie svoystva obraztsov iz nerzhaveiushchei stali, poluchennykh metodom selektivnogo spekaniia [Structure and properties of stainless steel specimens received by method of selective sintering]. *Vestnik Bashkirskogo universiteta: matematika i mekhanika* [Bulletin of Bashkir University]. 2016, no. 2, pp. 258–263.
- [9] Hendrickson J.W. *Use of Direct Metal Laser Sintering for Tooling in High Volume Production*. USU Library, Logan, Utah, 2015. 35 p.
- [10] Torrado A.R., Roberson D.A. Failure Analysis and Anisotropy Evaluation of 3D-Printed Tensile Test Specimens of Different Geometries and Print Raster Patterns. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 2016, no. 1, pp. 154–164.
- [11] *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoi i raketno-kosmicheskoi tekhnike* [Fundamentals of heat transfer in aviation and rocket-space technology]. Ed. Avduevskii V.S., Koshkin V.K. Moscow, Mashinostroenie publ., 1992. 528 p.
- [12] Zhurbenko P., Guznenkov V. *Autodesk Inventor 2012. Trekhmernoe modelirovanie detalei i sozdanie chertezhei* [Autodesk Inventor 2012. Three-dimensional modeling of parts and create drawings]. Moscow, DMK Press, 2017. 120 p.
- [13] *Marochnik stali i splavov* [Marochnik steels and alloys]. Ed. Dragunov Iu.G., Zubchenko A.S. Moscow, 2014. 1216 p.
- [14] Engelson V., Bunus P., Popescu P., Fritzson P. Mechanical CAD with multibody dynamic analysis based on Modelica simulation. *Proceedings of the 44<sup>th</sup> Scandinavian Conference on Simulation and Modeling*, Västerås, Sweden, Modelica Association, 2003, pp. 18–19.
- [15] Bykov L.V. Raschet techeniia i teploobmena v sverkhzvukovom sople [Simulation of gas flow and heat transfer in supersonic nozzle]. *Trudy MAI* [Proceedings of MAI]. 2011, no. 44, pp. 15–15. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24974> (accessed 15 August 2017).

Статья поступила в редакцию 15.01.2018

## Информация об авторах

**УШАКОВА Елизавета Сергеевна** (Москва) — 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** (Москва) — кандидат технических наук, научный сотрудник НИИЭМ, 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).

**ПОЛЯНСКИЙ Александр Ромилович** (Москва) — 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).

## Information about the authors

**USHAKOVA Elizaveta Sergeevna** (Moscow) — Engineer, 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: ellizaweta@gmail.com).

**AREFYEV Konstantin Yurievich** (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Research Scientist. Scientific and Research Institute of Power Engineering; 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).

**POLYANSKIY Aleksandr Romilovich** (Moscow) — 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).