DOI: 10.15593/2224-9982/2019.58.09

УДК 629.7.023:620.178.3

Р.В. Мормуль¹, Д.А. Павлов³, А.Ф. Сальников²

¹ Пермский военный институт войск национальной гвардии РФ, Пермь, Россия

² Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

³ ПАО «НПО «Искра»», Пермь, Россия

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ СОПЛОВОГО БЛОКА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В ПРОЦЕССЕ «ХОЛОДНОЙ» РАЗДВИЖКИ

Разработаны автоматизированный вычислительный алгоритм и математическая модель исследования динамического поведения сопловой конструкции при вибродинамическом нагружении контактной зоны раструба при «холодной» раздвижке сопла. Определены ударно-импульсные нагрузки узлов конструкции перспективного ракетного двигателя твердого топлива при раздвижке телескопического насадка с использованием дискретно-массового подхода. Проведено численное моделирование и экспериментальное исследование параметров напряженно-деформированного состояния раздвижного сопла при прямом и обратном ударно-импульсном воздействии. В рамках численного эксперимента получены оценки по распределению коэффициента запаса прочности сопла.

Конструкция подвижных элементов (насадков) раздвижного сопла ракетного двигателя, выполненных из композиционных материалов класса углерод–углерод, позволяет оптимизировать его габаритно-массовые характеристики при обеспечении нормативных запасов прочности.

При проектировании раздвижного сопла исследуемого РДТТ конструктивно решена задача повышения энергетических характеристик двигательной установки, в частности повышения удельного импульса тяги за счет увеличения степени расширения сопла.

В сложенном положении выдвигаемые насадки размещаются у заднего днища РДТТ, а в выдвинутом (рабочем) положении они образуют с неподвижной частью сопла единый газодинамический тракт для продуктов сгорания. Их выдвигание из сложенного положения в рабочее начинается по команде системы управления до момента запуска двигателя, т.е. реализуется механизм холодной раздвижки сопла.

Механизм направленного движения подвижных элементов сопла и их соосность с неподвижной частью раструба позволяют противостоять боковым усилиям, генерируемым в процессе его выдвигания, обеспечивая при этом беспрепятственное выдвигание насадков.

Ключевые слова: ракетный двигатель твердого топлива, раздвижное сопло, численное моделирование, напряженно-деформированное состояние, метод конечных элементов, запас прочности, дискретно-массовый подход, преобразование Лапласа, композиционный материал, амортизатор.

R.V. Mormul¹, D.A. Pavlov³, A.F. Salnikov²

¹ Perm Military Institute of National Guard Forces, Perm, Russian Federation

² Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

³ PJSC "Research and Production Association "Iskra", Perm, Russian Federation

CALCULATION AND EXPERIMENTAL STUDY OF THE STRAIN-STRESS STATE OF SPRM NOZZLE BLOCK DURING UNDER “COLD” SPLITTING PROCESS

Defined shock pulse load construction sites promising SPRM with a telescopic extendable nozzle with a discrete-mass approach. We developed an automated algorithm for computing the parameters of the study of stress-strain state (SSS) of the sliding nozzle with the forward and reverse shock-pulse action. The dynamics of elastic-wave processes for different values of the kinetic energy nozzle nominated. As part of the numerical experiment we obtain estimates for the distribution of safety factor nozzle strength.

The design of the movable elements (nozzles) of the sliding nozzle of the rocket engine made of composite materials of the carbon-carbon class allows optimizing its overall mass characteristics while ensuring standard safety factors.

When designing a sliding nozzle of the studied solid propellant rocket engine, the problem of increasing the energy characteristics of the propulsion system, in particular, increasing the specific thrust impulse by increasing the degree of expansion of the nozzle, was structurally solved.

In the folded position, the extendable nozzles are located at the rear bottom of the solid propellant rocket engine, and in the extended (working) position they form a fixed gas-dynamic path for the combustion products with the fixed part of the nozzle. Their extension from the folded position to the working one begins at the command of the control system until the engine is started, that is, the nozzle is "cold extended".

The mechanism of the directional movement of the movable elements and their fixed part allows you to withstand the lateral forces generated in the process of its extension, which leads to this skewed extension of the nozzles.

Keywords: SPRM, sliding nozzle, numerical simulation, stress-strain state, finite element method, safety factor, discrete-mass approach, Laplace transform, composite, shock absorber.

Введение

В данной статье исследуются вибродинамические процессы раздвижного, поворотного, управляющего сопла (ПУС), конструктивное исполнение которого представлено на рис. 1. Удержание поворотной части сопла в «нулевом» положении осуществляется тремя фиксаторами, входящими в состав силового корпуса. Отклонение поворотной части на максимальный угол производится двумя рулевыми машинами. Направляющее сдвиговое устройство (НСУ) состоит из толкателя, основания и двух направляющих элементов из шпангоутов, цилиндра внутреннего, цилиндра наружного. С помощью направляющих, в конструкции которых предусмотрены тяговые и упорные лепестки, и замковых колец НСУ соединяется с внутренним и наружным выдвижными насадками (ВВН и НВН) (рис. 2). НСУ удерживается на корпусе с помощью бандажа, установленного на направляющем элементе ВВН. Необходимое натяжение бандажной ленты обеспечивается стяжным замком, совмещенным с приводом замка. В приводе стяжного замка установлено специальное устройство для расфиксации сложенного положения ПУС. Опорная база НСУ по мере выдвижения насадок увеличивается, обеспечивая при этом бесперекусное выдвижение насадок. В выдвинутом положении насадки фиксируются цангами, при этом герметизация разъемов профиля обеспечивается амортизаторами. «Холодная» раздвижка насадков происходит под действием давления воздуха на поперечное сечение толкателя. Сначала в выдвинутом положении фиксируется ВВН и при срабатывании замкового кольца внутреннего насадка НСУ с ВВН отсоединяется от ВВН. Далее выдвижение НВН совместно с НСУ осуществляется до момента фиксации НВН в выдвинутом положении, после чего НСУ отсоединяется от ПУС и направленно удаляется из внутренней полости сопла.

Рис. 1. Конструктивное исполнение раздвижного сопла (фрагмент)

Рис. 2. Дискретно-массовая модель сопла при фиксации ВВН (а) и НВН (б)

Алгоритм определения ударно-импульсных нагрузок на сопло с раструбом из углерод-углеродного композиционного материала при фиксации выдвигаемых насадков

При раздвижке сопла на его элементную базу действуют ударные нагрузки при фиксации внутреннего и наружного телескопических насадков. Для определения динамических нагрузок в качестве расчетной схемы принята дискретно-массовая модель соплового блока. В рамках данной модели элементы конструкции рассматриваются как дискретные твердые массы, соединенные между собой упруго-демпферными связями.

Структурная модель представляет совокупность отдельных конструктивных элементов, массы которых определены по проектным чертежам. Жесткостные и демпфирующие характеристики связей модели приняты с учетом изделий-прототипов. Эксплуатационные значения скорости выдвигаемых насадков приведены в табл. 1.

Таблица 1

Эксплуатационные значения скорости выдвигаемых насадков

Наименование элемента	Относительная масса	Эксплуатационная скорость выдвигаемого насадка, м/с
ВВН	1,37	3,495
НВН	1,00	5,769

Максимальная величина давления в межступенчатом отсеке, действующего на элементы устройства раздвижки насадков, $P_{\max} = 0,16$ МПа. Диапазоны изменения осевых сил, действующих на неподвижную часть сопла (НН) (T_0) и подвижные внутренний (T_1) и наружный (T_2) насадки сопла, следующие: $-500 \text{ Н} \leq T_1 \leq 2000 \text{ Н}$, $-1200 \text{ Н} \leq T_2 \leq 2500 \text{ Н}$, $-500 \text{ Н} \leq T_1 + T_2 \leq 3500 \text{ Н}$, $-750 \text{ Н} \leq T_0 + T_1 + T_2 \leq 18\,000 \text{ Н}$ соответственно.

Положительное значение силы соответствует направлению от среза сопла в сторону корпуса ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ).

Выдвижение насадка происходит при давлении во внутренней полости камеры сгорания РДТТ 0,09–0,1 МПа.

Движение подвижных элементов модели описывается системой дифференциальных уравнений с соответствующими начальными условиями [1–3, 5, 17]:

$$\begin{cases} m_i \ddot{x}_i = N_i - \sum_{i \neq j}^n C_{ij} (x_j - x_i) - \sum_{i \neq j}^n h_{ij} (\dot{x}_j - \dot{x}_i); \\ x_i(0) = x_{i0} = 0; \dot{x}_i(0) = \dot{x}_{i0}. \end{cases} \quad (1)$$

В системе (1) введены обозначения: $m_i, x_i, \dot{x}_i, \ddot{x}_i, C_{ij}, h_{ij}, n, N_i$ – масса, перемещение, скорость, ускорение, коэффициенты жесткости и демпфирования, число связей, внешнее осевое усилие для i -го элемента модели соответственно.

Использование дискретно-массовой модели определяется достаточной полнотой описания колебательного процесса и отображения конструкции на элементы, мобильностью учета изменения и особенностей конструкции при моделировании процесса.

Численное исследование процесса выдвижения и фиксации выдвигаемого насадка сопла в рабочем положении сводится к решению системы дифференциальных уравнений (1) с заданием начальной скорости выдвигаемого насадка $\dot{x}_{i0}$ на момент присоединения к поворотному раструбу. В рамках численной реализации программного кода использо-

ван операторный метод Лапласа. Операторная форма записи системы (1) примет следующий вид:

$$m_i s^2 (X_i(s) - s x_{i0} - \dot{x}_{i0}) = \frac{N_i}{s} - \sum_{i \neq j}^n C_{ij} (X_j(s) - X_i(s)) - \sum_{i \neq j}^n h_{ij} (s X_j(s) - x_{j0} - s X_i(s) + x_{i0}). \quad (2)$$

Динамическая модель элементной базы РДТТ [1] для расчета нагрузок на ПУС при фиксации ВВН приведена на рис. 2, а, при фиксации НВН – на рис. 2, б.

В момент касания ВВН амортизатора скорость подвижных узлов составляет $V_1 = 3,495$ м/с, в момент касания НВН амортизатора $V_2 = 5,769$ м/с (см. табл. 1).

Параметры динамической модели приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры динамической модели

Наименование элемента	Относительная масса	Связь $i-j$	Коэффициент жесткости, Н/м	Коэффициент демпфирования, Н·с/м
Двигатель без ПУС	912,28	1–2	$0,27 \cdot 10^8$	$0,297 \cdot 10^4$
Неподвижный корпус ПУС, часть ЭОШ	5,62	2–3	$0,21 \cdot 10^9$	$0,954 \cdot 10^4$
Поворотный раструб ПУС, часть ЭОШ	7,46	3–4	$0,129 \cdot 10^{11}$	$0,44 \cdot 10^5$
Шпангоут, часть раструба	1,00	4–5	$0,26 \cdot 10^9$	$0,514 \cdot 10^4$
Шпангоут, часть раструба	2,07	5–6* 5–6**	$0,23 \cdot 10^8$ $0,7 \cdot 10^8$	$0,31 \cdot 10^4$ $0,54 \cdot 10^4$
Насадок внутренний	3,63	6–7* 6–7**	$0,56 \cdot 10^8$ $0,7 \cdot 10^8$	$0,42 \cdot 10^4$ $0,46 \cdot 10^4$
Шпангоут, часть раструба	1,63	7–8	$0,609 \cdot 10^9$	$0,85 \cdot 10^4$
Часть раструба	1,02	6–9	$0,4 \cdot 10^{10}$	$0,56 \cdot 10^5$
Направляющее сдвигающее устройство	4,04	7–9	$0,5 \cdot 10^{10}$	$0,48 \cdot 10^5$

Примечание: * соответствует амортизатору, ** – цангам.

Вычислительный эксперимент при проектировании соплового блока РДТТ [1–7] проведен с учетом:

1) отстыковки НСУ при поджатии амортизатора на 1,5–1,6 мм (при фиксации ВВН обнулялась жесткость связи 6–9, при фиксации НВН – жесткость связи 7–9);

2) переменной жесткости системы амортизатор–цанги, при этом нагружение цанг начинается при поджатии амортизатора на 2 мм.

Характер изменения усилий и виброускорений по времени приведен на рис. 3.

Конструктивное исполнение элементной базы раструбов 1, 2 и 3 показано на рис. 4.

Рис. 3. Распределение усилий и виброускорений по времени

Рис. 4. Расчетная схема нагружения: а – прямой удар; б – обратный удар

Определение параметров НДС конструктивных элементов раздвижного сопла РДТТ

При определении параметров напряженно-деформированного состояния (НДС) раздвижного сопла РДТТ в условиях ударно-импульсного нагружения использовалось уравнение импульса [8–16] с учетом влияния инерционных сил:

$$\begin{aligned}\vec{\nabla}\tilde{\sigma} + \rho\vec{F} &= \rho\vec{\ddot{u}}; \\ \vec{n}\tilde{\sigma}|_{\Gamma_F} &= \vec{F}.\end{aligned}\quad (3)$$

Нелинейные геометрические соотношения, описывающие деформативность элементов соплового блока РДТТ, запишем в виде

$$\tilde{\varepsilon} = \frac{1}{2}(\vec{\nabla}\vec{u} + \vec{\nabla}\vec{u}^T + \vec{\nabla}\vec{u}\vec{\nabla}\vec{u}^T + \vec{\nabla}\vec{u}^T\vec{\nabla}\vec{u}). \quad (4)$$

В уравнениях (3), (4) введены следующие обозначения: $\tilde{\sigma}, \tilde{\varepsilon}, \vec{\nabla}\vec{u}$ – тензоры напряжений, деформаций и дисторсии; $\vec{n}, \vec{u}, \vec{F}$ – векторы нормали, перемещений и поверхностной силы соответственно; $\vec{\nabla} = \vec{e}^i \frac{\partial}{\partial q^i}$ – оператор Гамильтона.

Тензор напряжений Эйлера (Коши) для упругопластических материалов интегрируется по времени следующим образом:

$$\sigma_{ij}(t + dt) = \sigma_{ij}(t) + \dot{\sigma}_{ij} dt.$$

Производная по времени может быть записана в следующем виде:

$$\dot{\sigma}_{ij} = \sigma_{ij}^{\nabla} + \sigma_{ik}\Omega_{ik} + \sigma_{jk}\Omega_{ki},$$

где Ω_{ik} – тензор вращения, $\Omega_{ik} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{\partial v_i}{\partial x_j}\right)$; σ_{ij}^{∇} – тензор напряжений, вычисленный по Яуманну, $\sigma_{ij}^{\nabla} = C_{ijkl}\dot{\varepsilon}_{kl}$; C_{ijkl} – тензор 4-го ранга упругих постоянных, $C_{ijkl} = \sigma_{ij} \dots \varepsilon_{kl}$; $\dot{\varepsilon}_{ij}$ – тензор скоростей деформаций, $\dot{\varepsilon}_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i}\right)$.

Тензоры скоростей деформации и вращения вычисляются в заданных точках элемента с использованием терминов матрицы «деформация – смещение» [8–11]:

$$\frac{\partial v_i}{\partial x_j} = \sum_{k=1}^{N_{\text{узлов}}} \frac{\partial \Phi_k}{\partial x_j} v_i^k.$$

Таким образом, для вычисления тензора напряжений использованы следующие разностные формулы для схемы «крест»:

$$\begin{aligned}\sigma_{ij}^{n+1} &= \sigma_{ij}^n + r_{ij}^n + \sigma_{ij}^{\nabla(n+1)} \Delta t^{n+\frac{1}{2}}, \quad \sigma_{ij}^{\nabla(n+1)} \Delta t^{n+\frac{1}{2}} = C_{ijkl} \Delta \varepsilon_{kl}^{n+\frac{1}{2}}, \\ \Delta \varepsilon_{kl}^{n+\frac{1}{2}} &= \dot{\varepsilon}_{kl}^{n+\frac{1}{2}} \Delta t^{n+\frac{1}{2}}, \quad r_{ij}^n = \left(\sigma_{ip}^n \omega_{pj}^{n+\frac{1}{2}} + \sigma_{jp}^n \omega_{pi}^{n+\frac{1}{2}} \right) \Delta t^{n+\frac{1}{2}}.\end{aligned}$$

В любой момент времени напряжение может быть связано с деформацией интегралом свертки [8, 11]:

$$\sigma(t) = \int_0^t E(t - \xi) \cdot \left(\frac{d\varepsilon}{d\xi} \right) d\xi,$$

где σ – напряжение; ε – полная деформация (включает температурные деформации); ξ – псевдо-время.

Для решения контактной упругой граничной задачи использовался метод конечных элементов (МКЭ) [17]. Схема нагружения несущих деталей конструкции соплового блока показана на рис. 4.

Распределение параметров НДС элементной базы раздвижного сопла согласно результатам численного моделирования визуализировано на рис. 5–8.

Рис. 8. Карта перемещений, мм (масштаб деформирования 1:500): *а* – осевые перемещения, прямой удар; *б* – радиальные перемещения, прямой удар

При ударно-импульсном воздействии в процессе раздвижки сопла генерируются нелинейные упругие волны в продольном направлении [15]. Нелинейная динамика отклика материалов конструкции соплового блока РДТТ [13–15] объясняется также наличием контактных пар и стыков конструкционных материалов с существенно различными физико-механическими характеристиками.

Критерий прочности несущих деталей конструкции раздвижного сопла согласно классической теории прочности определен неравенством [11, 15, 18]:

$$\eta_{\min} = \frac{\sigma_B(t)}{\sigma_{\max}} > 1,$$

где $\eta_{\min}$ – минимальный коэффициент запаса прочности; $\sigma_B(t)$ – предел прочности материалов конструкции; $\sigma_{\max}$ – максимум среди расчетных напряжений, $\sigma_{\max} = \max\{\sigma_r, \sigma_\theta, \sigma_z, \sigma_{\text{eqv}}\}$; $\sigma_r, \sigma_\theta, \sigma_z, \sigma_{\text{eqv}}$ – радиальные, кольцевые, осевые и эквивалентные напряжения соответственно.

Анализ результатов численного моделирования НДС раздвижного сопла при динамическом нагружении показал, что минимальный запас прочности его элементной базы реализуется на поверхности цанг (обратный удар) и составляет $\eta_{\min} = 4,38 > 1$.

В целях верификации результаты численного моделирования сравнивались с экспериментальными данными испытаний.

Схема установки тензодатчиков деформаций представлена на рис. 9.

Рис. 9. Схема расположения тензорезисторов и вибропреобразователей: *а* – на НН; *б* – на ВНН; *в* – на ВНН

Некоторые результаты экспериментальных исследований представлены на рис. 10, 11.

Рис. 10. Максимальные растягивающие напряжения при посадке НВН: * датчики вышли из строя

Рис. 11. Карта напряжений, МПа, при регистрации показаний тензорезисторов

Анализ экспериментальных данных по исследованию параметров НДС холодной раздвижки сопла установил хорошую согласованность с результатами численного моделирования.

Заключение

Разработаны алгоритм и математическая модель динамического поведения сопловой конструкции при ударно-импульсной нагрузке контактной зоны раструба при «холодной» раздвижке сопла. Разработанная математическая модель позволяет адекватно определить разнообразные условия динамических взаимодействий в существующих и вновь разрабатываемых сопловых блоках современных РДТТ с оценкой НДС в любых зонах силового взаимодействия его элементной базы. Данный алгоритм может применяться не только к углерод-углеродным композиционным материалам (УУКМ), но и к другим материалам, которые используются в конструкциях ракетных двигателей. Алгоритм решения задачи позволяет определить не только параметры НДС соплового блока, но и определить опасные зоны, а следовательно, сформировать алгоритм оптимизации конструктивных параметров элементной базы сопла с точки зрения веса и прочности. Численно и экспериментально подтверждена работоспособность механизма холодной раздвижки сопла, позволяющая значительным образом увеличить прирост удельной тяги РДТТ.

Библиографический список

1. Исследование ракетных двигателей на твердом топливе / под ред. М. Саммерфилда. – М.: ИЛ, 1963. – 440 с. (п. 265)
2. Калинин В.В., Ковалев В.Н., Липанов А.М. Нестационарные процессы и методы проектирования узлов РДТТ. – М.: Машиностроение, 1986. – 216 с.
3. Калиткин Н.Н. Численные методы. – М.: Наука, 1978. – 512 с.
4. Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с. (п. 343).
5. Численный эксперимент в теории РДТТ / А.М. Липанов, В.П. Бобрышев, А.В. Алиев [и др.]; под ред. А.М. Липанова. – Екатеринбург: УИФ «Наука», 1994. – 301 с.
6. Гладков И.М. Двигатели специального назначения импульсного типа на твердом топливе. – М.: Воениздат, 1990. – 202 с.
7. Алиев А.В., Мищенко О.В. Математическое моделирование в науке и технике / Ин-т компьютер. исследований. – Ижевск, 2012. – 476 с.
8. Лурье А.И. Нелинейная теория упругости. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1980. – 512 с.
9. Бытев В.О., Сенашов В.И. Групповые свойства уравнений упругости и пластичности. – М.: Наука, 1965. – 143 с.
10. Тимошенко С.П., Гудьер Дж. Теория упругости. – М.: Наука, 1979. – 560 с.
11. Ильюшин А.А. Механика сплошной среды. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во Моск. гос. ун-та, 1990. – 312 с.
12. Шемякин Е.И. Введение в теорию упругости. – М.: Изд-во МГУ, 1993. – 96 с.
13. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей / под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
14. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчёт и проектирование. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 463 с.
15. Мормуль Р.В., Сальников А.Ф., Павлов Д.А. Математическое моделирование напряженно-деформированного состояния раздвижного сопла в процессе ударно-импульсного нагружения // ХФМ. – 2016. – № 18:3. – С. 381–389.
16. Технология и проектирование углерод-углеродных композитов и конструкций / Ю.В. Соколкин, А.М. Вотинов, А.А. Ташкинов, А.М. Постных, А.А. Чекалкин. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1996. – 240 с.
17. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. – М.: Мир, 1979. – 392 с.
18. Динамика конструкций гидроаэроупругих систем / К.В. Фролов, Н.А. Махутов, С.М. Каплунов [и др.]. – М.: Наука, 2002. – 399 с.

References

1. Sammerfilda M. Issledovaniye raketnykh dvigateley na tvordom toplive [Research in to SPRM]. Moscow: IL, 1963, 440 p.
2. Kalinin V.V., Kovalov V.N., Lipanov A.M. Nestatsionarnyye protsessy i metody proyektirovaniya uzlov RDTT [Non-stationary processes and design methods and assemblies of SPRM]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1986, 216 p.
3. Kalitkin N.N. Chislennyye metody [Methods of numerical calculated]. Moscow: Nauka, 1978, 512 p.
4. Lipanov A.M., Aliyev A.V. Proyektirovaniye raketnykh dvigateley tvordogo topliva [Design of SPRM]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1995, 400 p.
5. Lipanov A.M., Bobryshev V.P., Aliyev A.V. i dr. Chislennyy eksperiment v teorii RDTT [Numerical experiment in theory of SPRM]. Yekaterinburg: UIF "Nauka", 1994, 301 p.
6. Gladkov I.M. Dvigateli spetsialnogo naznacheniya impulsnogo tipa na tvordom toplive [SPRM of special-purpose type]. Moscow: Voenizdat, 1990, 202 p.
7. Aliyev A.V., Mishchenkova O.V. Matematicheskoye modelirovaniye v nauke i tekhnike [Mathematical modeling in science and technology]. Izhevsk: Izhevsk Institute of Computer Science, 2012, 476 p.
8. Lurye A.I. Nelineynaya teoriya uprugosti [Nonlinear theory of elasticity]. Moscow: Nauka. Glavnaya redaktsiya fiziko-matematicheskoy literatury, 1980, 512 p.
9. Bytev V.O., Senashov V.I. Gruppyvyye svoystva uravneniy uprugosti i plastichnosti [Group properties of the equations of elasticity and plasticity]. Moscow: Nauka, 1965, 143 p.
10. Timoshenko S.P., Gudyer Dzh. Teoriya uprugosti [Theory of elasticity]. Moscow: Nauka, 1979, 560 p.
11. Ilyushin A.A. Mekhanika sploshnoy sredy [Continuum mechanics]. Moscow: MSU Publishing House, 1990, 312 p.
12. Shemyakin Ye.I. Vvedeniye v teoriyu uprugosti [Introduction to the theory of elasticity]. Moscow: MSU, 1993, 96 p.
13. Alemasov V.Ye., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigateley [Theory of SPRM]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1980, 533 p.
14. Dorofeyev A.A. Osnovy teorii teplovykh raketnykh dvigateley. Teoriya, raschot i proyektirovaniye [Fundamentals of the theory of thermal rocket motors. Theory, calculation and design]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University, 2010, 463 p.
15. Mormul R.V., Salnikov A.F., Pavlov D.A. Matematicheskoye modelirovaniye napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya razdvizhnogo sopla v protsesse udarno-impul'snogo nagruzheniya [Mathematical modeling of the sliding nozzle SSS during shock-pulse loading]. *KHFM*, 2016, no. 18:3 (2016), pp. 381-389.
16. Sokolkin Yu.V., Votinov A.M., Tashkinov A.A., Postnykh A.M., Chekalkin A.A. Tekhnologiya i proyektirovaniye ugle-rod-uglerodnykh kompozitov i konstruktsiy [Technology and design of carbon-carbon composites and structures]. Moscow: Nauka. Fizmatlit, 1996, 240 p.
17. Segerlind L. Primeneniye metoda konechnykh elementov [Finite Element Application]. Moscow: Mir, 1979, 392 p.
18. Frolov K.V., Makhutov N.A., Kaplunov S.M. i dr. Dinamika konstruktsiy gidroaerouprugikh system [The dynamics of the design of hydro and aero elastic systems]. Moscow: Nauka, 2002, 399 p.

Сведения об авторах

Мормуль Роман Викторович (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Вычислительные машины, комплексы, системы и сети» Пермского военного института войск национальной гвардии РФ (614112, г. Пермь, ул. Гремячий Лог, д. 1; e-mail: rmormul@yandex.ru).

Павлов Дмитрий Александрович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергосистемы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: pal07@yandex.ru).

Сальников Алексей Федорович – д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергосистемы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: afsalnikov_1@mail.ru).

About the authors

Roman V. Mormul (Perm, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor of Computing Machines, Complexes, Systems and Networks Department, Perm Military Institute of the National Guard Forces (1, st. Greymachiy Log, Perm, 614112, Russian Federation; e-mail: rmormul@yandex.ru).

Dmitry A. Pavlov (Perm, Russian Federation) – PhD Student of Rocket and Space Technology and Power Plants Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: pal07@yandex.ru).

Aleksey F. Salnikov (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor of Rocket and Space Technology and Power Plants Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: afsalnikov_1@mail.ru).

Получено 29.09.2019