ВЕСТНИК ТОМСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО УНИВЕРСИТЕТА
2023 Математика и механика № 84
Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics

Научная статья
УДК 536.42+536.24
doi: 10.17223/19988621/84/5

Математическое моделирование утилизации головного обтекателя ракеты-носителя после его отработки

Владимир Афанасьевич Архипов[1], Сергей Сергеевич Бондарчук[2], Иван Сергеевич Бондарчук[3], Николай Николаевич Золоторёв[4], Евгений Александрович Козлов[5], Мария Павловна Орлова[6]

[1, 2, 3, 4, 5, 6] Томский государственный университет, Томск, Россия
[1] leva@niipmm.tsu.ru
[2] isbi@mail.ru
[3] ivanich_91@mail.ru
[4] nikzolotorev@mail.ru
[5] kozlovea@niipmm.tsu.ru
[6] maria-orlova-93@mail.ru

Аннотация. Представлена математическая модель процессов горения, течения продуктов сгорания и тепломассообмена в элементах пиротехнического устройства, предназначенного для сжигания головного обтекателя ракеты-носителя после его отработки. Проведен анализ результатов расчетов данных процессов для трех конфигураций твердотопливного заряда-заполнителя, входящего в состав пиротехнического устройства, расположенного внутри обшивки обтекателя. Для рассмотренных конфигураций твердотопливного заряда-заполнителя получены пространственно-временные распределения давления, скорости, температуры продуктов сгорания в каналах пиротехнического устройства, а также параметры прогрева наружной обшивки обтекателя.
Ключевые слова: головной обтекатель ракеты-носителя, пиротехническое устройство, заряд-заполнитель, твердое топливо, горение, продукты сгорания, математическое моделирование

Благодарности: Исследование выполнено при поддержке Программы развития Томского государственного университета (Приоритет-2030) и гранта Президента РФ для молодых ученых – кандидатов наук МК-2463.2022.4.

Для цитирования: Архипов В.А., Бондарчук С.С., Бондарчук И.С., Золоторёв Н.Н., Козлов Е.А., Орлова М.П. Математическое моделирование утилизации головного обтекателя ракеты-носителя после его отработки // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2023. № 84. С. 52–67. doi: 10.17223/19988621/84/5

© В.А. Архипов, С.С. Бондарчук, И.С. Бондарчук и др., 2023

Original article

Mathematical modeling of disposal of the payload fairing of a launch vehicle after completion

Vladimir A. Arkhipov[1], Sergey S. Bondarchuk[2], Ivan S. Bondarchuk[3], Nikolay N. Zolotorev[4], Evgeniy A. Kozlov[5], Mariya P. Orlova[6]

[1, 2, 3, 4, 5, 6] *Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation*
[1] *leva@niipmm.tsu.ru*
[2] *isbi@mail.ru*
[3] *ivanich_91@mail.ru*
[4] *nikzolotorev@mail.ru*
[5] *kozlovea@niipmm.tsu.ru*
[6] *maria-orlova-93@mail.ru*

Abstract. The payload launching into Earth orbit is carried out by launch vehicles. At certain stages of the flight, once the dense layers of the atmosphere are passed through, the spent stages of rocket engines and large payload fairings are jettisoned. Falling of separated parts in the designated areas causes economic, environmental, and social problems. This paper presents a mathematical model of the combustion of a pyrotechnic device with a charge-filler from a solid propellant. The model is developed to calculate combustion processes, the flow of the products of combustion and heat and mass exchange in elements of the pyrotechnic device. Calculations are carried out for three configurations of the solid propellant charge-filler. The obtained spatial and temporal distributions of the parameters of occurring flows allow one to assess the feasibility of the pyrotechnic device, namely defragmentation and combustion of the payload fairing elements. The calculated results for the model pyrotechnic device are in satisfactory agreement with experimental data.
Keywords: launch vehicle payload fairing, pyrotechnic device, charge-filler, solid propellant, combustion, combustion products, mathematical modeling

Acknowledgments: This study was supported by the Tomsk State University Development Programme (Priority-2030) and a grant from the President of the Russian Federation for young scientists – candidates of sciences MK-2463.2022.4.

For citation: Arkhipov, V.A., Zolotorev, E.A., Orlova, M.P., Kozlov, N.N., Bondarchuk, I.S., Bondarchuk, S.S. (2023) Mathematical modeling of disposal of the payload fairing of a launch vehicle after completion. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 84. pp. 52–67. doi: 10.17223/19988621/84/5

Введение

В настоящее время единственным способом доставки космических аппаратов и модулей на околоземную орбиту является использование ракет-носителей. Важная задача – обеспечение безопасности полезной нагрузки, расположенной в головной части ракеты, на всей траектории полета. Головной обтекатель (ГО) ракеты-носителя обеспечивает защиту выводимого на орбиту полезного груза от воздействия неблагоприятных условий – высоких температур – при аэродинамическом нагреве в плотных слоях атмосферы. При достижении высоты, на которой

действие набегающего потока разреженного воздуха уже не представляет опасности, происходит отделение головного обтекателя от ракеты-носителя. Отделение головного обтекателя позволяет снизить пассивный вес и подготовить орбитальный вывод полезной нагрузки. Головной обтекатель крупногабаритных полезных грузов обычно разделяется на две части (створки), которые под действием силы тяжести, частично обгорая, планируют на поверхность Земли, создавая определенную угрозу населению и инфраструктуре в районе падения. В частности, головной обтекатель ракет-носителей типа «Союз» имеет массу 1 400 кг, длину 10.4 м и диаметр 3.7 м [1]. Существенного снижения негативных последствий можно достигнуть сжиганием ГО или его дроблением на более мелкие фрагменты, вероятность сгорания которых в атмосфере более высокая.

В качестве конструкционных материалов для несущих слоев обтекателя чаще всего применяются высокопрочные и высокомодульные полимерные композиционные материалы из углепластика, стеклопластика или органопластика с каким-либо заполнителем сотовой структуры [2]. Одним из возможных вариантов утилизации ГО за счет сжигания является применением пиротехнического устройства [3–7]. Данное устройство содержит систему каналов, боковая поверхность которых на (60 ÷ 80)% образована зарядом-заполнителем из твердого топлива, а остальная поверхность – материалом обшивки обтекателя. Один из концов канала заглушен, а второй сообщается с внешней средой, характеризующейся давлением, соответствующим высоте полета ракеты-носителя. В районе глухого торца канала имеется проволочный нагреватель, посредством которого осуществляется локальное зажигание заряда-заполнителя.

Цель настоящей статьи – разработка физико-математической модели процессов горения, течения продуктов сгорания и тепломассообмена в элементах пиротехнического устройства, предназначенного для утилизации ГО путем сжигания, а также анализ параметров функционирования пиротехнического устройства для трех конфигураций твердотопливного заряда-заполнителя. Оценка адекватности разработанной физико-математической модели анализируемой конструкции была проведена сравнением с экспериментальными данными по наружной температуре обшивки пиротехнического устройства [6, 7].

Математическая постановка задачи предусматривала следующее развитие процесса функционирования устройства. В начальный момент времени, когда канал заполнен холодным газом с параметрами внешней среды, проволочный нагреватель инициирует зажигание твердого топлива в районе глухого конца канала. В результате горения твердого топлива давление в этой области повышается, и горячие продукты горения начинают двигаться к открытому для истечения концу канала, вытесняя «начальный» холодный газ. За счет механизмов конвекции и излучения происходит повышение температуры как еще не подключившегося к горению твердого топлива, так и органопластика обшивки. По мере прогрева к горению постепенно подключается вся рабочая поверхность твердого топлива. Давление в канале нарастает, и через некоторое время устанавливаются параметры квазистационарного режима, когда локальные вдоль канала параметры потока слабо меняются во времени. Происходят неравномерное выгорание твердого топлива и соответствующее изменение геометрических характеристик канала.

Указанные выше особенности развития баллистического процесса предопределяют математическую модель как нестационарную с учетом:

– постепенности воспламенения поверхности твердого топлива;

– неравномерности выгорания твердотопливных разделяющих каналы пластин;

– воспламенения органопластиковой обшивки в случае «горючести» ее материала или прогрева этого материала при температурном механизме его деструкции.

Математическая постановка задачи моделирования течения продуктов сгорания

Считается, что смесь, образованная продуктами сгорания твердого топлива, возможной газификации конструкционного материала и газа, заполнявшего изначально канал конструкции, подчиняется уравнению состояния идеального невязкого газа [8–14].

В рамках данного предположения диссипативные эффекты, обусловленные трением и теплообменом на ограничивающих поток поверхностях, учитываются введением специальных членов источникового типа. Уравнения записываются применительно к контрольному объему V, ограниченному замкнутой поверхностью, частично или полностью состоящей из проницаемой для газа поверхности A (проходное сечение канала с площадью A) и непроницаемыми поверхностями твердого топлива S_1 и органопластика обшивки S_2, на которых происходит тепломассообмен между газовым потоком в канале и элементами конструкции. Система уравнений, отражающая основные законы сохранения (массы, количества движения и энергии), записывается в интегральном виде, не зависящем от выбора системы координат [8, 9, 11, 12]:

$$\begin{aligned}
&\frac{\partial}{\partial t}\int_V \rho dV + \int_A \rho N dA = \int_{S_1} m_1 dS_1 + \int_{S_2} m_2 dS_2,\\
&\frac{\partial}{\partial t}\int_V \rho R dV + \int_A \rho R N dA = \int_{S_1} R_1 m_1 dS_1 + \int_{S_2} R_2 m_2 dS_2,\\
&\frac{\partial}{\partial t}\int_V \rho c_p dV + \int_A \rho c_p N dA = \int_{S_1} c_{p_1} m_1 dS_1 + \int_{S_2} c_{p_2} m_2 dS_2,\\
&\frac{\partial}{\partial t}\int_V \rho \mathbf{u} dV + \int_A \mathbf{\Pi} dA + \int_{S_1+S_2} \rho \frac{|\mathbf{u}|\mathbf{u}}{2} f dS = 0,\\
&\frac{\partial}{\partial t}\int_V \rho E dV + \int_A (E+p) N dA + \int_{S_1} q_1 dS_1 + \int_{S_2} q_2 dS_2 = \int_{S_1} H_1 m_1 dS_1 + \int_{S_2} H_2 m_2 dS_2.
\end{aligned} \tag{1}$$

Соотношения для полной энергии E, температуры T и показателя адиабаты γ:

$$E = \frac{p}{\gamma - 1} + \rho \frac{|\mathbf{u}|^2}{2},\ T = \frac{p}{\rho R},\ \gamma = \frac{c_p}{c_p - R}.$$

Здесь t – время; p, ρ – давление и плотность; R, c_p – газовая постоянная, изобарическая теплоемкость; $\mathbf{\Pi} = p\mathbf{n} + \rho\mathbf{u}N$ – поток импульса; $N = (\mathbf{u}, \mathbf{n})$ – нормальная к поверхности скорость, определяемая скалярным произведением вектора скорости $\mathbf{u}$ на единичный вектор $\mathbf{n}$ внешней нормали к поверхности; f – коэффициент сопротивления (трения) газа на поверхностях; H – энтальпия вдуваемых с по-

верхностей S_1 и S_2 газообразных продуктов; q – плотность теплового потока к поверхностям S_1 и S_2. Индекс «1» – для твердого топлива, «2» – для органопластика корпуса.

Для вычисления параметров взаимодействия газового потока в канале (трения и теплообмена) с элементами конструкции необходимо знать такие параметры смеси газов, как вязкость и коэффициент теплопроводности, которые не являются аддитивными по массе компонентов смеси. Тем не менее для смеси газов, небогатых водородом и не имеющих максимумов на кривых зависимостей вязкости от состава, для оценки коэффициента динамической вязкости μ можно использовать уравнение сохранения комплекса $\rho\mu\sqrt{R}$ [9, 12]. В соответствии с этим вязкость многокомпонентной смеси продуктов сгорания твердого топлива, начального газа и возможной газификации органопластика материала обшивки можно определить решением уравнений

$$\begin{aligned}
&\frac{\partial}{\partial t}\int\limits_V \rho\sqrt{R}dV + \int\limits_A \rho\sqrt{R}NdA = \int\limits_{S_1} \sqrt{R_1}m_1 dS_1 + \int\limits_{S_2} \sqrt{R_2}m_2 dS_2,\\
&\frac{\partial}{\partial t}\int\limits_V \rho\mu\sqrt{R}dV + \int\limits_A \rho\mu\sqrt{R}NdA = \int\limits_{S_1} \mu_1\sqrt{R_1}m_1 dS_1 + \int\limits_{S_2} \mu_2\sqrt{R_2}m_2 dS_2.
\end{aligned} \qquad (2)$$

Начальными условиями для решения системы уравнений (1) и (2) являются значения и поля соответствующих параметров:

$$\rho = \rho_0, \quad \mathbf{u} = 0, \quad R = R_0, \quad c_p = c_{p_0}, \quad E = E_0, \quad \mu = \mu_0,$$

где индекс «0» характеризует условия начала процесса работы устройства. Начальные значения энергии и плотности удобно определять через заданные стартовые значения давления и температуры:

$$E_0 = \frac{p_0}{\gamma - 1}, \ \rho_0 = \frac{p_0}{R_0 T_0}, \ T = \frac{p}{\rho R}.$$

Расчет плотности притока массы m_1 за счет горения твердого топлива (для конкретной начальной температуры) задается в виде зависимости [10, 14]

$$m_1 = \rho_1 \varepsilon u_0 \, p^{\nu},$$

где ρ_1 – плотность топлива; u_0, ν – эмпирические константы; обычно используются размерности $[u_0]$ = мм/с, $[p]$ = атм.

Для твердотопливных составов скорость горения может существенно зависеть от скорости «обдувающего» горящее топливо потока – реализуется так называемый эффект эрозионного горения [14]. В частности, коэффициент эрозии ε для баллиститных составов может определяться следующей экспериментальной зависимостью по величине «пороговой» скорости [14]:

$$\varepsilon = \begin{cases} 1, & \text{если } u < u_*, \\ 1 + K_u\left(u - u_*\right), & \text{если } u \geq u_*, \end{cases}$$

где u – скорость обдувающего газового потока, K_u и u_* – эмпирические константы. Для типично баллиститного твердого топлива K_u = 0.0022 с/м; u_* = (180 ÷ 200) м/с [14].

Учет эрозионного эффекта может быть существенно важен при расчете течений в длинных «горящих» каналах.

Разгар канала (изменение площадей проходных сечений, поверхности горения и «обнажающейся» площади органопластика обшивки) рассчитывается по вели-

чине изменения так называемой глубины выгорания твердого топлива e по длине канала:

$$\frac{de}{dt} = \varepsilon u_0 p^{\nu},\ e(t=0) = 0.$$

Для расчета плотности притока массы m_2 за счет возможной газификации органопластика обшивки используются экспериментальные данные работ [2, 10].

Расчет параметров теплообмена между элементами конструкции и горячими продуктами сгорания проводится посредством законов Ньютона–Рихмана и Стефана–Больцмана [10, 14], описывающих передачу тепла конвекцией и излучением:

$$q = \alpha(T - T_w) = (\alpha_c + \alpha_r)(T - T_w),$$

где α_c, α_r – конвективная и радиационная (лучистая) составляющие коэффициента теплоотдачи; T_w – температура «обдуваемой» поверхности (так называемая температура «стенки»).

Эффективное значение интегрального коэффициента излучения (степени черноты) системы газ–поверхность, необходимое для расчета лучистой составляющей теплового потока, определяется на основе методик, изложенных в работах [10, 14].

Коэффициент конвективной теплоотдачи α_c определяется критериально-опытной зависимостью через числа Нуссельта Nu и Прандтля Pr (соотношение Г. Краусольда (H. Kraussold) для теплообмена в круглой трубе [10, 14, 15]):

$$\alpha_c = \frac{\lambda}{l}\mathrm{Nu} = \frac{\mu c_V}{l}\mathrm{Nu} = \frac{\mu(c_p - R)}{l}\mathrm{Nu} = 0.023\,\mathrm{Re}^{0.8}\,\mathrm{Pr}^{0.4}\,\frac{\mu(c_p - R)}{l},$$

где λ – коэффициент теплопроводности газовой смеси; $\mathrm{Re} = |\mathbf{u}|l/\mu$ – число Рейнольдса.

Характерный размер l определяется через так называемый смоченный периметр Π проходного сечения канала с площадью сечения A:

$$l = \frac{A}{4\Pi}.$$

Расчет силы сопротивления вследствие трения в уравнении движения (1) через оценку коэффициента сопротивления f, вычисляемого по соотношению [13, 14]:

$$f = \begin{cases} \dfrac{16}{\mathrm{Re}}, & \mathrm{Re} < 4\cdot 10^3, \\ 0.0032 + \dfrac{0.221}{\mathrm{Re}^{0.237}}, & \mathrm{Re} > 4\cdot 10^3. \end{cases}$$

Одной из проблем, которые приходится решать совместно с расчетом газодинамического поля течения, является задача по подключению к горению элементов поверхности твердого топлива в процессе его зажигания. При этом в рамках наиболее простых подходов предполагается, что зажигание элемента поверхности (включение его в процесс горения) происходит мгновенно после достижения температурой поверхности некоторого критического значения. В случаях когда вычисление времени подключения элемента поверхности к горению (или газификации) не является существенно определяющим фактором при расчете зажигания твердого топлива, а течение имеет такой характер, что тепловой поток в твердые «стенки» положительный, можно использовать приближенные, в частности интегральные, методы решения уравнения теплопроводности. Хорошие

результаты интегральный метод дает для кубического профиля температуры [16]. Искомым параметром является температура поверхности T_w, для которой на основе интегрального метода теплового баланса записывается экономичное при программной реализации обыкновенное дифференциальное уравнение [16, 17]:

$$\frac{dT_w}{dt} = \frac{4æ_1}{3\lambda_1^2} \frac{\alpha^2 \left(T - T_w\right)^3}{\left(T_w - T_0\right)\left(2T - T_w - T_0\right)},$$

где $æ_1$, λ_1 – коэффициенты температуропроводности и теплопроводности материала топлива; T – температура газового потока; α – эффективный коэффициент теплоотдачи.

Начальным условием для этого уравнения является $T_w = T_0$.

В качестве условия подключения элемента поверхности к горению топлива (или начала возможной газификации органопластика обшивки) использовалось достижение температурой поверхности некоторого значения – так называемой температуры вспышки твердого топлива, или критических условий глубины прогрева органопластика [18].

Для инертного материала обшивки изменение температуры по глубине материала описывалось одномерным уравнением теплопроводности

$$\frac{\partial T}{\partial t} = æ_2 \frac{\partial^2 T}{\partial y^2},$$

где y – координата, направленная вглубь материала обшивки; $æ_2$ – коэффициенты температуропроводности органопластика.

Численная реализация представленных нестационарных гиперболических уравнений (1) и (2) на идеях метода конечного объема [19, 20] с расчетом потоковых величин методом С.К. Годунова посредством точного решения газодинамической задачи распада произвольного разрыва описана в [21].

Граничными условиями, необходимыми для завершения математической постановки задачи, являются условия непротекания на глухом конце канала и свободного истечения через его открытый конец. Последние формулируются как задача расчета характеристик течения на границе области, где со стороны внешней среды заданы значения термодинамических параметров газа внешней среды – так называемая задача полураспада разрыва. Количество граничных условий определяется количеством характеристик (характеристических поверхностей в общем виде), «входящих» в область решения [22].

В случае дозвукового истечения газа из области решения используется одно граничное условие – равенства давления на открытом срезе канала давлению внешней среды. При этом скорость истечения и плотность газа в выходном сечении канала в зависимости от давления внешней среды определяются из соотношений, связывающих параметры газа в ударной волне или волне разрежения. При сверхзвуковом истечении, когда возмущения извне в расчетную область не распространяются и граничных условий не требуется, параметры «сносятся» (традиционный подход) на границу из расчетной области. При этом учитывается, что в процессе расчета может возникнуть ситуация, когда граница со временем попадает в область волны разрежения. В этом случае используются соответствующие специальные соотношения [22].

Результаты расчетов

Вычисления и эксперимент проводились для модели пиротехнического устройства, включающего обшивку из органопластика *1* и пластины твердого топлива *2* (рис. 1). Пластины твердого топлива *2* образуют каналы, конфигурации которых приведены на рис. 1: *a* – прямоугольный канал 15 × 9 мм, *b* – прямоугольный канал 15 × 15 мм, *c* – треугольный канал высотой 20 мм. Длина каналов *2* и обшивки *1* одинакова для всех конфигураций модели пиротехнического устройства и составляет 50 мм.

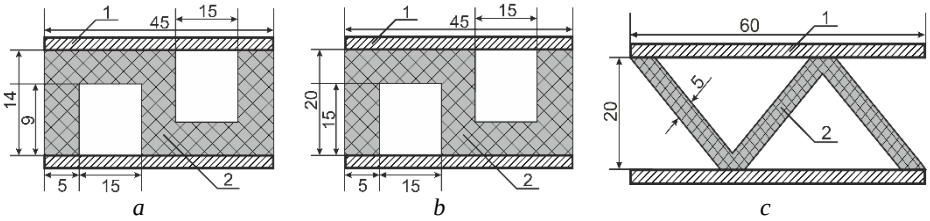

Рис. 1. Геометрические конфигурации (поперечное сечение) и размеры элементов ГО, включающих обшивку из органопластика *1* и твердое топливо *2*: *a* – прямоугольный канал 15 × 9 мм, *b* – прямоугольный канал 15 × 15 мм, *c* – треугольный канал высотой 20 мм

Fig. 1. Geometric configurations (cross-sections) and dimensions of payload fairing elements including (*1*) fairing from organic plastics and (*2*) solid propellant: (*a*) rectangular channel 15 × 9 mm, (*b*) rectangular channel 15 × 15 mm, and (*c*) triangular channel 20 mm high

При вычислениях использовались следующие основные характеристики материалов и свойств продуктов сгорания:

– плотность твердого топлива $\rho_1 = 1\,820$ кг/м^3;

– коэффициент теплопроводности твердого топлива $\lambda_1 = 1.1$ Вт/(м·К);

– закон скорости горения топлива: константа $u_0 = 0.9$ мм/с, показатель $\nu = 0.22$;

– начальная температура $T_0 = 300$ К при давлении $p_0 = 0.1$ МПа;

– температура горения твердого топлива – 2 700 К;

– $\gamma = 1.13$, $R_1 = 268$ Дж/(кг·К), $c_{p1} = 2\,330$ Дж/(кг·К) – показатель адиабаты, газовая постоянная и изобарическая теплоемкость продуктов сгорания.

Материал обшивки характеризовался следующими параметрами:

– плотность материала $\rho_2 = 1\,250$ кг/м^3;

– коэффициент теплопроводности материала $\lambda_2 = 0.19$ Вт/(м·К).

Начальная поверхность горения твердого топлива в момент времени $t = 0$ с определялась размером нагревательного элемента. В течение некоторого времени ($\Delta t \approx 0.8$ с) горячие продукты горения начального участка прогревают твердое топливо на достаточно ограниченной длине канала ($\Delta x \approx 16$ мм) и, охлаждаясь вследствие теплообмена с материалом обшивки и топливом, истекают во внешнюю среду. Когда температура на данном участке достигает заданного значения (так называемой температуры вспышки), поверхность воспламеняется, газоприход горячих продуктов горения интенсифицируется, и к горению ко времени $t = 1.2$ с подключается вся рабочая поверхность твердого топлива. Давление в канале сравнительно резко возрастает до значения, определяемого соотношением поверхности твердого топлива и площади выходного сечения канала (рис. 2). Далее

начинается период относительно квазистационарного горения образующего стенки канала топлива, сопровождающийся соответствующим прогревом ограничивающей поток обшивки. Ко времени $t \approx 5.4$ с глубина выгорания на начальном участке образующих канал пластин твердого топлива достигает их толщины (рис. 3), и начинается период спада давления.

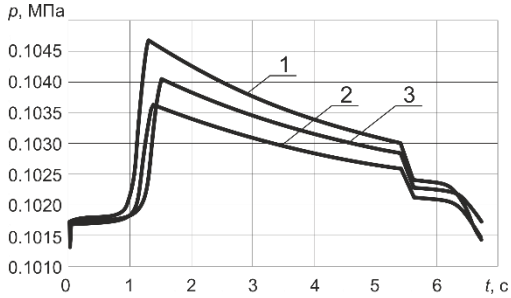

Рис. 2. Зависимость изменения давления от времени: *1* – прямоугольный канал (рис. 1, *a*), *2* – прямоугольный канал (рис. 1, *b*), *3* – треугольный канал (рис. 1, *c*)
Fig. 2. Time dependence of pressure: (*1*) rectangular channel (fig. 1*a*), (*2*) rectangular channel (fig. 1*b*), and (*3*) triangular channel (fig. 1*c*)

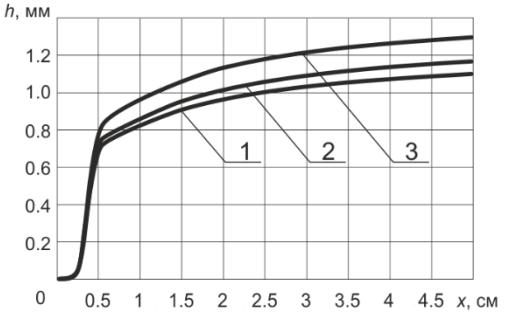

Рис. 3. Толщина *h* канал-образующих пластин твердого топлива на момент ($t \approx 5.4$ с) начала их догорания: *1* – прямоугольный канал (рис. 1, *a*), *2* – прямоугольный канал (рис. 1, *b*), *3* – треугольный канал (рис. 1, *c*)
Fig. 3. Thickness *h* of the channel-forming plates of solid propellant at the moment of their afterburning initiation ($t \approx 5.4$ s): (*1*) rectangular channel (fig. 1*a*), (*2*) rectangular channel (fig. 1*b*), and (*3*) triangular channel (fig. 1*c*)

В начале режима спада имеется короткий участок типа скачка (см. рис. 2), обусловленный прогаром области первичного подключения поверхности канала к горению; далее некоторое время происходит частичный разгар остаточной поверхности (с некоторым локальным повышением давления). Полное сгорание твердого топлива завершается к моменту времени $t \approx 6.8$ с.

Достаточно равномерное снижение давления на квазистационарном участке (см. рис. 2) обусловлено тем, что при разгаре твердого топлива, образующего стенки канала, поверхность горения увеличивается приблизительно пропорционально глубине выгорания, а площадь выходного сечения канала – пропорционально квадрату этой величины. На рис. 4 приведена картина изменения поверхно-

сти горения относительно ее начального (в момент времени t = 0 с) значения $S_{нач}$; полученная зависимость хорошо коррелирует как с развитием кривой зависимости изменения давления от времени (см. рис. 2), так и с изменением скорости истечения продуктов сгорания через выходное сечение канала (см. рис. 5).

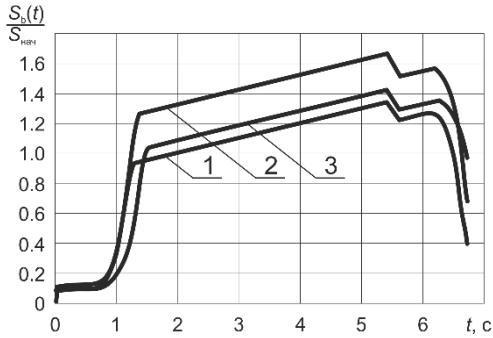

Рис. 4. Зависимость изменения относительной поверхности горения от времени: *1* – прямоугольный канал (рис. 1, *a*), *2* – прямоугольный канал (рис. 1, *b*), *3* – треугольный канал (рис. 1, *c*)
Fig. 4. Time dependence of relative burning surface: (*1*) rectangular channel (fig. 1*a*), (*2*) rectangular channel (fig. 1*b*), and (*3*) triangular channel (fig. 1*c*)

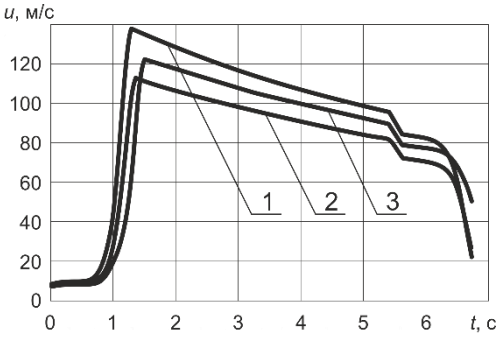

Рис. 5. Скорость истечения продуктов горения через выходное сечение канала: *1* – прямоугольный канал (рис. 1, *a*), *2* – прямоугольный канал (рис. 1, *b*), *3* – треугольный канал (рис. 1, *c*)
Fig. 5. Exhaust velocity in the outlet section of the channel: (*1*) rectangular channel (fig. 1*a*), (*2*) rectangular channel (fig. 1*b*), and (*3*) triangular channel (fig. 1*c*)

На рис. 6–8 представлены распределения газодинамических параметров потока продуктов сгорания на момент времени, предшествующий началу первого прогара твердого топлива боковой стенки канала ($t \approx 5.4$ с). Качественно данные зависимости характерны для всего квазистационарного периода функционирования модели, когда наблюдаются достаточно равномерное снижение давления вдоль канала (см. рис. 6), снижение температуры газа за счет увеличения скорости потока (см. рис. 8) и теплообмена с обшивкой (см. рис. 7).

Увеличение скорости потока в направлении открытого конца канала повышает коэффициент конвективной теплоотдачи в материал обшивки, что, в свою очередь, обусловливает увеличение ее температуры в данном направлении (рис. 9).

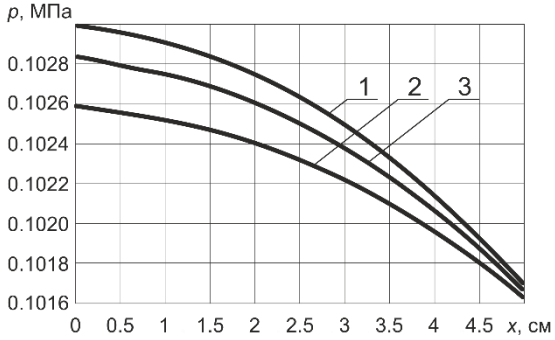

Рис. 6. Распределение давления по длине канала: *1* – прямоугольный канал (рис. 1, *a*), *2* – прямоугольный канал (рис. 1, *b*), *3* – треугольный канал (рис. 1, *c*)
Fig. 6. Pressure distribution along the channel length: (*1*) rectangular channel (fig. 1*a*), (*2*) rectangular channel (fig. 1*b*), and (*3*) triangular channel (fig. 1*c*)

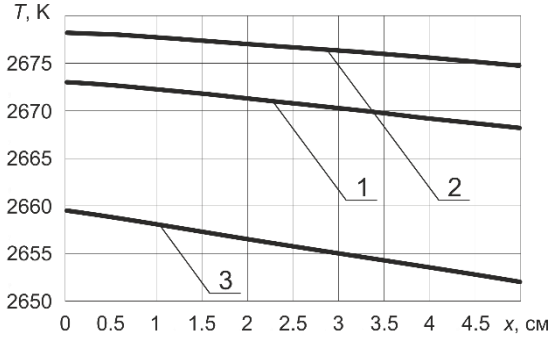

Рис. 7. Распределение температуры газа по длине канала: *1* – прямоугольный канал (рис. 1, *a*), *2* – прямоугольный канал (рис. 1, *b*), *3* – треугольный канал (рис. 1, *c*)
Fig. 7. Distribution of gas temperature along the channel length: (*1*) rectangular channel (fig. 1*a*), (*2*) rectangular channel (fig. 1*b*), and (*3*) triangular channel (fig. 1*c*)

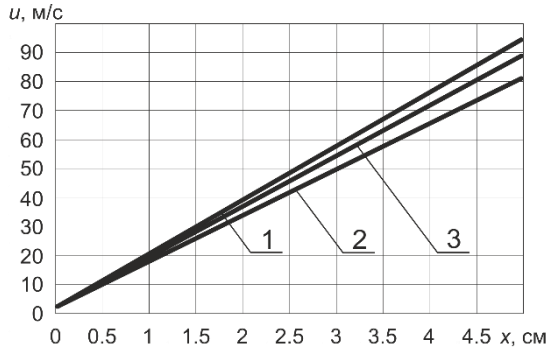

Рис. 8. Распределение скорости газа по длине канала: *1* – прямоугольный канал (рис. 1, *a*), *2* – прямоугольный канал (рис. 1, *b*), *3* – треугольный канал (рис. 1, *c*)
Fig. 8. Distribution of gas velocity along the channel length: (*1*) rectangular channel (fig. 1*a*), (*2*) rectangular channel (fig. 1*b*), and (*3*) triangular channel (fig. 1*c*)

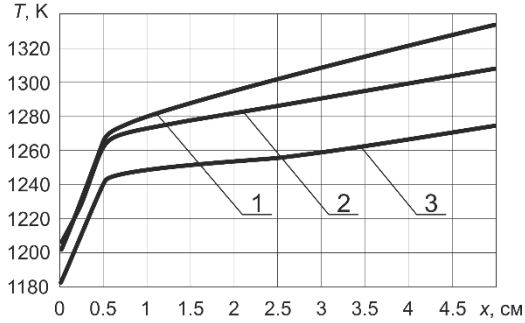

Рис. 9. Распределение температуры внешней поверхности обшивки по длине канала: *1* – прямоугольный канал (рис. 1, *a*), *2* – прямоугольный канал (рис. 1, *b*), *3* – треугольный канал (рис. 1, *c*)

Fig. 9. Distribution of temperature of the external casing surface along the channel length: (*1*) rectangular channel (fig. 1*a*), (*2*) rectangular channel (fig. 1*b*), and (*3*) triangular channel (fig. 1*c*)

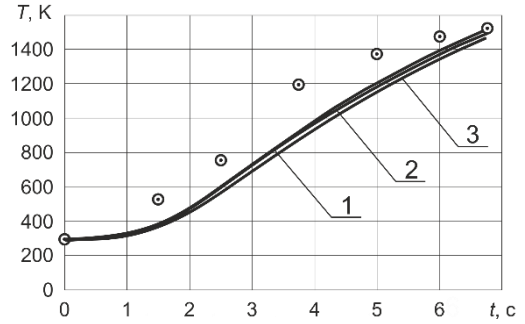

Рис. 10. Температура наружной поверхности обшивки к моменту завершения истечения продуктов горения: *1* – прямоугольный канал (рис. 1, *a*), *2* – прямоугольный канал (рис. 1, *b*), *3* – треугольный канал (рис. 1*c*); ⊙ – экспериментальные данные

Fig. 10. External temperature of the casing at the end of combustor discharge: (*1*) rectangular channel (fig. 1*a*), (*2*) rectangular channel (fig. 1*b*), and (*3*) triangular channel (fig. 1*c*); ⊙ – experimental data

На рис. 10 приведены расчетные (сплошные линии) и экспериментальная (точки) [6, 7] зависимости температуры наружной поверхности обшивки к моменту завершения истечения продуктов горения из канала ($t \approx 6.8$ с). Наибольшее отличие между расчетными и экспериментальными данными (~ 25%) наблюдается на 3–4-й секундах работы модели пиротехнического устройства, что связано, по-видимому, с недостаточно точным учетом в математической модели параметров внешнего теплообмена обшивки с окружающей средой.

Заключение

Таким образом, в работе представлена математическая модель функционирования пиротехнического устройства головного обтекателя ракеты-носителя, предназначенного для снижения угрозы инфраструктуре и населению в районе падения его остатков. Модель учитывает основные особенности развития внутрибалли-

стических процессов в каналах устройства (постепенность воспламенения твердого топлива, теплообмен горячих продуктов сгорания с элементами конструкции обтекателя и т.д.).

Для трех рассмотренных конфигураций каналов получены расчетные зависимости пространственно-временных распределений параметров реализующихся течений, позволяющие провести оценки достижения целевой функции пиротехнического устройства – дефрагментации и сжигания элементов головного обтекателя.

Сравнение результатов вычислений с данными выполненных экспериментов для модельного пиротехнического устройства показали их удовлетворительное соответствие.

Список источников

1. Средства выведения // Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина. URL: https://www.laspace.ru/ru/activities/products/sredstva-vyvedeniya/
2. *Гардымов Г.П., Мешков Е.В., Пчелинцев А.В., Лашманов Г.П., Афанасьев Ю.А.* Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении. СПб. : СпецЛит, 1999. 271 с.
3. *Лемперт Д.Б., Трушляков В.И., Зарко В.Е.* Оценка массы пиротехнической смеси для сжигания головного обтекателя космической ракеты // Физика горения и взрыва. 2015. Т. 51, № 5. С. 121–125.
4. *Трушляков В.И., Жариков К.И., Лемперт Д.Б., Яновский Л.С.* Исследование полимерных материалов для сжигания сбрасываемых частей летательных аппаратов // Журнал прикладной химии. 2021. Т. 94, № 1. С. 98–102.
5. *Trushlyakov V.I., Panichkin A.V.* Methodology for the design of combustible structures of separating launch vehicle parts // Journal of Spacecraft and Rockets. 2021. V. 58 (4). P. 1200–1206.
6. *Иордан Ю.В.* Экспериментальные исследования термодинамических процессов горения сжигаемых демонстраторов // Динамика систем, механизмов и машин. 2021. Т. 9, № 2. С. 97–103.
7. *Архипов В.А., Глазунов А.А., Золоторёв Н.Н., Козлов Е.А., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Трушляков В.И.* Анализ возможности сжигания элементов головного обтекателя ракеты-носителя // Физика горения и взрыва. 2023. Т. 59, № 5. (в печати).
8. *Li Z., Wang N., Shi B., Li S., Yang R.* Effects of particle size on two-phase flow loss in aluminized solid rocket motors // *Acta Astronautica*. 2019. V. 159. P. 33–40. doi: 10.1016/j.actaastro.2019.03.022
9. *Zhukov I.S., Bondarchuk S.S., Zhukov A.S., Borisov B.V.* Verification of model of calculation of intra-chamber parameters in hybrid solid-propellant rocket engines // MATEC Web of Conferences. 2016. V. 72. Art. 01135. P. 1–4.
10. *Губертов А.М., Миронов В.В., Борисов Д.М.* и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива / под ред. А.С. Коротеева. М. : Машиностроение, 2004. 512 с.
11. *Bondarchuk S.S.* Mathematical simulation of a large size rocket motors // Tomsk State Pedagogical University Bulletin. 2002. № 2 (30). P. 23–32.
12. *Borisov B.V.* Features applications of the approaches when constructing efficient algorithms during the modelling of some intracanal flows // EPJ Web of Conferences. 2016. V. 110. Art. 01012. P. 1–4. doi: 10.1051/epjconf 201611001012
13. *Архипов В.А., Золоторёв Н.Н., Бондарчук С.С., Жуков А.С.* Анализ рабочих процессов в гибридном ракетном двигателе // Материалы VI Всероссийской научно-технической

конференции «Фундаментальные основы баллистического проектирования», Санкт-Петербург, 2018. СПб. : Балт. гос. техн. ун-т, 2018. С. 70–73.
14. *Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В.* Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива : справочник. М. : Машиностроение, 1988. 240 с.
15. *Kraussold H.* Heat transfer to liquids in tubes in the case of turbulent flow // Forschung. 1933. V. 39 (1).
16. *Беляев Н.М., Рядно А.А.* Методы нестационарной теплопроводности : учеб. пособие для вузов. М. : Высш. школа, 1978. 328 с.
17. *Goodman T.R.* Integral Methods for nonlinear heat transfer // Advances in Heat Transfer / T. Irvine, J. Hartnett (eds). New-York : Academic Press, 1964. V. 1. P. 51–122.
18. *Бондарчук С.С., Жуков А.С.* Программа для ЭВМ № 2017610017. Программа расчета параметров функционирования аблирующей теплозащиты. 2017.
19. *Роуч П.* Вычислительная гидродинамика. М. : Мир, 1980. 616 с.
20. *Rizzy F.W., Inoue M.* Time-split finite-volume method for three-dimensional blunt-body flows // AIAA Journal. 1973. V. 11 (11). P. 1478–1485.
21. *Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я.* и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики / под ред. С.К. Годунова. М. : Наука, 1976. 400 с.
22. *Алалыкин Г.Б., Годунов С.К., Киреев И.Л., Плинер Л.А.* Решение одномерных задач газовой динамики в подвижных сетках. М. : Наука, 1978. 112 с.

References

1. *Launch Vehicles.* Scientific and Production Association named after. S.A. Lavochkin. URL: https://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/
2. Gardymov G.P., Meshkov E.V., Pchelintsev A.V., Lashmanov G.P., Afanas'ev Yu.A. (1999) *Kompozitsionne materialy v raketno-kosmicheskom apparatostroenii* [Composite materials /in space rocket engineering]. Saint Petersburg: SpetsLit.
3. Lempert D.B., Trushlyakov V.I., Zarko V.E. (2015) Estimating the mass of a pyrotechnic mixture for burning the launch vehicle nose fairing. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 51(5). pp. 619–622. doi: 10.1134/S0010508215050147
4. Trushlyakov V.I., Zharikov K.I., Lempert D.B., Yanovskii L.S. (2021) Polymer materials for combustion of discarded parts of aerospace vehicles. *Russian Journal of Applied Chemistry*. 94(1). pp. 94–98. doi: 10.1134/S1070427221010134
5. Trushlyakov V.I., Panichkin A.V. (2021) Methodology for the design of combustible structures of separating launch vehicle parts. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 58(4). pp. 1200–1206. doi: 10.2514/1.A34920
6. Iordan Yu. V. (2021) Experimental studies of thermodynamic combustion processes of combustible demonstrators. *Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines*. 9(2). pp. 97–103. doi: 10.25206/2310-9793-9-2-97-103
7. Arkhipov V.A., Glazunov A.A., Zolotorev N.N., Kozlov E.A., Korotkikh A.G., Kuznetsov V.T., Trushlyakov V.I. (2023) Analysis of the possibility of burning the elements of the head fairing of the launch vehicle. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 59(5). (in print)
8. Li Z., Wang N., Shi B., Li S., Yang R. (2019) Effects of particle size on two-phase flow loss in aluminized solid rocket motors. *Acta Astronautica*. 159. pp. 33–40. doi: 10.1016/j.actaastro.2019.03.022
9. Zhukov I.S., Bondarchuk S.S., Zhukov A.S., Borisov B.V. (2016) Verification of model of calculation of intra-chamber parameters in hybrid solid-propellant rocket engines. *MATEC Web of Conferences*. 72. Article 01135. pp. 1–4. doi: 10.1051/matecconf/2016727201135
10. Gubertov A.M., Mironov V.V., Borisov D.M. (2004) *Gazodinamicheskie i teplofizicheskie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva* [Gasodynamic and thermophysical processes in solid rocket propulsion]. Moscow: Mashinostroenie.

11. Bondarchuk S.S. (2002) Mathematical simulation of a large size rocket motors. *Tomsk State Pedagogical University Bulletin*. 2(30). pp. 23–32.
12. Borisov B.V. (2016) Features applications of the approaches when constructing efficient algorithms during the modelling of some intracanal flows. *EPJ Web of Conferences*. 110. Article 01012. pp. 1–4. doi: 10.1051/epjconf 201611001012
13. Arkhipov V.A., Zolotorev N.N., Bondarchuk S.S., Zhukov A.S. (2018) Analiz rabochikh protsessov v gibridnom raketnom dvigatele [Analysis of workflows in a hybrid rocket engine]. *VI All-Russian Scientific and Technical Conference «Fundamentals of Ballistic Design», Saint Petersburg.* pp. 70–73.
14. Shishkov A.A., Panin S.D., Rumyantsev B.V. (1988) *Rabochie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva: Spravochnik* [Working processes in solid-propellant rocket engines. Handbook]. Moscow: Mashinostroenie.
15. Kraussold H. (1933) Heat transfer to liquids in tubes in the case of turbulent flow. *Forschung*. 39(1).
16. Belyaev N.M., Ryadno A.A. (1978) *Metody nestatsionarnoy teploprovodnosti: Uchebnoe posobie dlya vuzov* [Methods of transient thermal conductivity: a textbook for universities]. Moscow: Vysshaya shkola.
17. Goodman T.R. (1964) Integral methods for nonlinear heat transfer. *Advances in Heat Transfer*. 1. pp. 51–122.
18. Bondarchuk S.S., Zhukov A.S. (2017) *Programma rascheta parametrov abliruyushchey teplozashchity* [A program for calculating ablating heat protection operation parameters]. Computer Program No. 2017610017.
19. Roache P.J. (1980) *Vychislitel'naya gidrodinamika* [Computational fluid dynamics]. Moscow: Mir.
20. Rizzy F.W., Inouye M. (1973) Time-split finite-volume method for three-dimensional blunt-body flows. *AIAA Journal*. 11(11). pp. 1478–1485. doi: 10.2514/3.50614
21. Godunov S.K., Zabrodin A., Ivanov M.I., Krayko A.N., Prokopov G.P. (1976) *Chislennoe reshenie mnogomernykh zadach gazovoy dinamiki* [Numerical solution of multidimensional problems of gas dynamics]. Moscow: Nauka.
22. Alalykin G.B., Godunov S.K., Kireeva I.L., Pliner L.A. (1970) *Reshenie odnomernykh zadach gazovoy dinamiki v podvizhnykh setkakh* [Solving of one-dimension problems of gas dynamics in moving grids]. Moscow: Nauka.

***Сведения об авторах*:**

Архипов Владимир Афанасьевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий отделом газовой динамики и физики взрыва Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: leva@niipmm.tsu.ru

Бондарчук Сергей Сергеевич – доктор физико-математических наук, профессор, старший научный сотрудник лаборатории высокоэнергетических и специальных материалов Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: isbi@mail.ru

Бондарчук Иван Сергеевич – инженер лаборатории проблем опасных космических объектов Национального исследовательского Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: ivanich_91@mail.ru

Золоторёв Николай Николаевич – кандидат физико-математических наук, инженер-исследователь Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: nikzolotorev@mail.ru

Козлов Евгений Александрович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: kozlovea@niipmm.tsu.ru

Орлова Мария Павловна – аспирант физико-технического факультета Национального исследовательского Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: maria-orlova-93@mail.ru

***Information about the authors*:**
Arkhipov Vladimir A. (Doctor of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: leva@niipmm.tsu.ru
Bondarchuk Sergey S. (Doctor of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: isbi@mail.ru
Bondarchuk Ivan S. (National Research Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: ivanich_91@mail.ru
Zolotorev Nikolay N. (Candidate of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: nikzolotorev@mail.ru
Kozlov Evgeniy A. (Doctor of Technical Sciences, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: kozlovea@niipmm.tsu.ru
Orlova Mariya P. (National Research Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: maria-orlova-93@mail.ru

Статья поступила в редакцию 30.01.2023; принята к публикации 10.07.2023

The article was submitted 30.01.2023; accepted for publication 10.07.2023