

Научная статья

УДК 533.17; 519.62

doi: 10.17223/19988621/99/5

## Численное исследование нестационарных газодинамических процессов в регулируемых ракетных двигателях на твердом топливе с центральным телом

Кирилл Владимирович Костюшин<sup>1</sup>, Анатолий Алексеевич Глазунов<sup>2</sup>,  
Дмитрий Олегович Ларкин<sup>3</sup>

*<sup>1, 2, 3</sup> Томский государственный университет, Томск, Россия*

*<sup>1</sup> kostushink@niipmm.tsu.ru*

*<sup>2</sup> gla@niipmm.tsu.ru*

*<sup>3</sup> d.m.i.t.r.y.l.a.r.k.i.n@mail.ru*

**Аннотация.** Проведены численные исследования нестационарных течений продуктов сгорания в регулируемых ракетных двигателях на твердом топливе для трех конфигураций двигателей с одинаковой площадью поверхности горения. Расчеты проводились для двух составов топлив. В расчетах варьировала скорость движения исполняющего элемента регулятора расхода. Показано, что максимальное отличие величины заброса тяги между расчетными конфигурациями при постоянной скорости регулирования составляет 5.5–7% от уровня тяги на начальном режиме.

**Ключевые слова:** осесимметричные регулируемые РДТТ, утолненное сопло, нестационарная газовая динамика, математическое моделирование, схема Годунова, подвижные расчетные сетки

**Благодарности:** Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России, проект № FSWM-2025-0004.

**Для цитирования:** Костюшин К.В., Глазунов А.А., Ларкин Д.О. Численное исследование нестационарных газодинамических процессов в регулируемых ракетных двигателях на твердом топливе с центральным телом // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2026. № 99. С. 62–76. doi: 10.17223/19988621/99/5

Original article

## A numerical study of unsteady gas-dynamic processes in controllable solid-propellant rocket motors with a central body

Kirill V. Kostyushin<sup>1</sup>, Anatoliy A. Glazunov<sup>2</sup>, Dmitriy O. Larkin<sup>3</sup>

*<sup>1, 2, 3</sup> Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation*

*<sup>1</sup> kostushink@niipmm.tsu.ru*

<sup>2</sup> gla@niipmm.tsu.ru

<sup>3</sup> d.m.i.t.r.y.l.a.r.k.i.n@mail.ru

**Abstract.** This study presents a numerical investigation of unsteady gas-dynamic processes in axisymmetric solid-propellant rocket motors equipped with a movable central body for thrust regulation. Three motor configurations with identical burning-surface areas but different chamber volumes and grain geometries were analyzed, including a design with a recessed nozzle. The nonstationary Euler equations were solved using the control-volume Godunov scheme on moving meshes incorporating a hybrid algorithm combining grid smoothing and local remeshing to track the motion of the flow-control element. Calculations were performed for two propellants with different burning-rate characteristics at varying velocity of the throttling mechanism.

The results show that rapid changes in the throat area induce strong transient restructuring of the flow in the transonic and supersonic zones, leading to short-term thrust overshoots or undershoots caused by the mismatch between chamber-pressure evolution and instantaneous critical-area variation. The magnitude of these thrust excursions increases with the throttling rate, whereas the duration of the transient process decreases. Transients during throttling from the maximum to the minimum thrust were 2–2.5 times shorter than in the reverse mode. For all configurations, the maximum difference in thrust-overshoot amplitude at a fixed throttling rate reached 5.5–7% of the initial thrust.

**Keywords:** axisymmetric controllable solid-propellant rocket motors, recessed nozzle, unsteady gas dynamics, mathematical modeling, Godunov scheme, moving computational grids

**Acknowledgments:** This work was carried out within the framework of the state assignment of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (project No. FSWM-2025-0004).

**For citation:** Kostyushin, K.V., Glazunov, A.A., Larkin, D.O. (2026) A numerical study of unsteady gas-dynamic processes in controllable solid-propellant rocket motors with a central body. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 99. pp. 62–76. doi: 10.17223/19988621/99/5

## Введение

При работе регулируемого двигателя на твердом топливе (РДТТ) в ряде случаев требуется изменять величину и направление вектора его тяги. Это связано с необходимостью обеспечения перевода космического летательного аппарата на требуемую орбиту, при разведении блоков у ракеты и т.д. К настоящему времени реализован ряд систем для управления вектором тяги [1].

В работе [2] описано пять различных вариантов регулирования РДТТ: предстартовое регулирование уровня параметров РДТТ и их разбросов, программированное регулирование параметров, регулирование вектора тяги в полете, отсечка тяги и РДТТ многократного включения. Отмечается, что наиболее простым способом регулирования массовых и расходных характеристик у двигателя является использование перемещающегося центрального тела. Эффективность данного способа повышается при приближении коэффициента  $\nu$  в законе скорости горения к единице. В этом случае большая глубина регулирования обеспечивается незначительным изменением площади минимального сечения сопла.

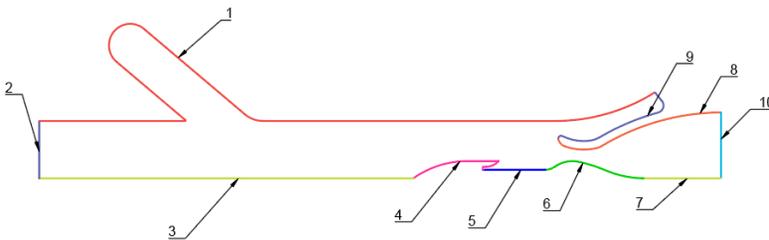
Исследованию газодинамических процессов, протекающих в регулируемых по модулю тяги РДТТ, посвящено большое количество публикаций, включая [2–12]. В этих работах, как правило, исследования газодинамических процессов выполнены для фиксированных положений центрального тела относительно профиля сопла. В некоторых работах представлены методики и результаты расчетов нестационарных газодинамических процессов в регулируемых РДТТ преимущественно в одномерной постановке [13, 14].

В данной статье представлены результаты моделирования нестационарных газодинамических процессов в регулируемых РДТТ с центральным телом в осесимметричной постановке.

### Постановка задачи

Рассматривается задача исследования нестационарных газодинамических процессов в регулируемых по модулю тяги для осесимметричных РДТТ. Регулирование осуществляется путем изменения площади минимального сечения сопла за счет перемещения регулятора расхода. Обеспечение требуемого уровня изменения тяги достигается изменением площади минимального сечения при заданной скорости перемещения регулятора расхода. Это приводит к существенной перестройке газодинамических характеристик течения и возможности образования нежелательных нестационарных «забросов» или «провалов» в величинах тяги.

Схема расчетной области показана рис. 1 и включает в себя: 1 – поверхность горения заряда топлива; 2 – переднее днище двигателя; 3, 7 – ось симметрии; 4–6 – регулятор расхода; 8, 9 – утопленное сопло; 10 – выходное сечение сопла.



**Рис. 1.** Схема РДТТ с подвижным центральным телом  
**Fig. 1.** Solid-propellant rocket motor scheme with a movable central body

Для моделирования течения газа используется нестационарная система уравнений Эйлера, которая решается методом контрольного объема с применением схемы Годунова. Математическая постановка задачи и описание использованных численных схем подробно изложены в работах [15, 16]. Настоящее исследование расширяет постановку работы [16] с учетом центрального тела, положение которого изменяется во времени.

Движение исполняющего элемента регулятора расхода реализовано с использованием гибридного алгоритма, основанного на комбинации алгоритмов сглаживания и локального перестроения расчетной сетки. Новое положение вершин ячеек на поверхности исполняющего элемента регулятора расхода (см. рис. 1, граница б) вычисляется следующим образом:

$$\mathbf{x}^{k+1} = \mathbf{x}^k + \mathbf{u}\Delta t, \quad (1)$$

где  $\mathbf{x}$  – координаты вершины подвижной грани ячейки,  $\mathbf{u}$  – скорость движения регулятора расхода.

Координаты вершин ячеек на деформируемых границах (см. рис 1, границы 5, 7) определяются из условия равномерного распределения

$$\mathbf{x}_i^{k+1} = \mathbf{x}_0^{k+1} + i\Delta\mathbf{x}, \quad (2)$$

где  $\Delta\mathbf{x} = |\mathbf{x}_0 - \mathbf{x}_N| / (N - 1)$  – длина грани расчетной ячейки, лежащей на деформируемой границе, нижний индекс  $i$  – номер вершины на границе,  $N$  – число вершин, лежащих на границе.

Для сохранения качества расчетной сетки в окрестностях деформируемых границ вводятся ограничения на максимальную и минимальную длины грани расчетной ячейки ( $\Delta\mathbf{x}_{\max}$  и  $\Delta\mathbf{x}_{\min}$  соответственно). Число вершин, лежащих на деформируемой границе, определяется из условия

$$N^{k+1} = \begin{cases} N^k + 1, & \Delta\mathbf{x} > \Delta\mathbf{x}_{\max}, \\ N^k - 1, & \Delta\mathbf{x} < \Delta\mathbf{x}_{\min}, \\ N^k, & \Delta\mathbf{x}_{\min} < \Delta\mathbf{x} < \Delta\mathbf{x}_{\max}. \end{cases} \quad (3)$$

При изменении числа вершин расчетная сетка в окрестности деформируемой границы перестраивается: удаляются ячейки, прилегающие к деформируемой границе, затем по заданному набору несвязанных граничных вершин в окрестности деформируемой границы строится триангуляция [18] с последующей интерполяцией параметров течения на новую расчетную сетку.

На этапах построения и перестроения расчетной сетки в качестве алгоритма триангуляции используется метод SweepLine [19]. Для сохранения качества расчетной сетки в области соплового блока применен алгоритм сглаживания [20]

$$\mathbf{x}^{k+1} = (1 - \alpha)\mathbf{x}^k + \alpha\mathbf{c}^k, \quad (4)$$

где  $\alpha$  – коэффициент релаксации,  $\mathbf{c}^k$  – центроид ячейки диаграммы Вороного, содержащей вершину  $\mathbf{x}^k$ .

Для двумерной расчетной сетки:

$$\mathbf{c}^k = \left( 3 \sum_{i=0}^{n-1} (x_i y_{i+1} - x_{i+1} y_i) \right)^{-1} \times \left[ \sum_{i=0}^{n-1} (x_i - x_{i+1})(x_i y_{i+1} - x_{i+1} y_i), \sum_{i=0}^{n-1} (y_i - y_{i+1})(x_i y_{i+1} - x_{i+1} y_i) \right]^T, \quad (5)$$

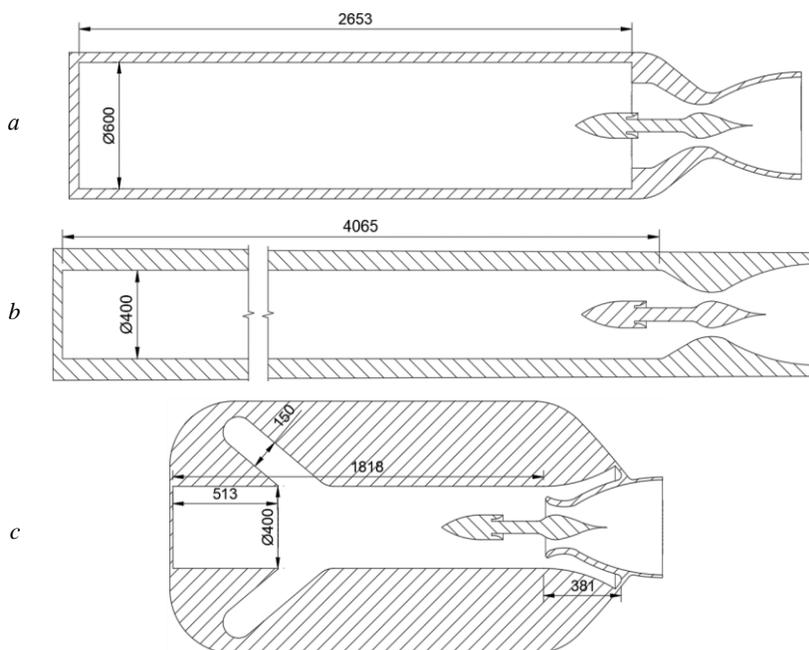
где  $n$  – число вершин ячейки диаграммы Вороного.

Для предотвращения искажений расчетной сетки используется алгоритм локального перестроения, включающий удаление ячеек низкого качества, уточнение сетки по второму алгоритму Чу [18] и последующую интерполяцию параметров течения. На каждом шаге по времени новые координаты вершин ячеек, лежащих на поверхности исполняющего элемента регулятора расхода и деформирующихся границах, определяются по соотношениям (1)–(3). Далее проводятся проверка критериев качества (ограничения на длины граней и минимальный угол), локальное перестроение ячеек, отмеченных для удаления, а также сглаживание сетки согласно (4), (5). Затем вычисляются площади и скорости движения граней, объемы подвижных ячеек и определяются локальные газодинамические параметры на новом временном слое.

С учетом изложенного алгоритма расчета движущего элемента разработан программный комплекс, позволяющий проводить осесимметричные расчеты нестационарных газодинамических процессов, протекающих в камере сгорания и сопловом блоке регулируемого по модулю тяги двигателя при изменяющейся геометрии расчетной области.

### Численные исследования

Проведены численные исследования нестационарных течений продуктов сгорания в осесимметричных регулируемых РДТТ для трех модельных конфигураций двигателей в соответствии со схемой регулирования, рассмотренной в [13], со следующими параметрами: площадь поверхности горения –  $5 \text{ м}^2$ ; площадь минимального сечения – на режиме минимальной тяги  $0.0314 \text{ м}^2$ , на режиме максимальной тяги  $0.0201 \text{ м}^2$ , ход исполняющего элемента регулятора расхода –  $0.25 \text{ м}$ . Конфигурации отличались объемом камеры сгорания и геометрией заряда топлива. В конфигурациях «Цилиндр  $0.3 \text{ м}$ » и «Цилиндр  $0.2 \text{ м}$ » использовался цилиндрический одночашечный заряд внутреннего горения, а в конфигурации «Зонт» – заряд топлива цилиндрической формы с наклонной проточкой. Кроме того, конфигурация типа «Зонт» отличалась наличием утопленного сопла. Схемы расчетных конфигураций показаны на рис. 2 и 3.



**Рис. 2.** Схемы конфигураций: «Цилиндр  $0.3 \text{ м}$ » (а), «Цилиндр  $0.2 \text{ м}$ » (б), «Зонт» (с)  
**Fig. 2.** Configuration scheme: (a) “Cylinder  $0.3 \text{ m}$ ”, (b) “Cylinder  $0.2 \text{ m}$ ”, and (c) “Umbrella”

Расчеты проведены для двух модельных составов твердого топлива (ТТ): «Тип 1» и НЕС. Для состава «Тип 1» применялись следующие параметры: равновесный

показатель адиабаты  $k = 1.16$ , температура продуктов сгорания  $T_r = 3\ 200\ \text{K}$ , параметры степенного закона:  $\nu = 0.35$ ,  $u_0 = 0.002\ \text{м/с}$ . Для состава HES принимались:  $k = 1.24$ ,  $T_r = 3\ 100\ \text{K}$ ,  $\nu = 0.75$ ,  $u_0 = 0.00055\ \text{м/с}$ . Выбор характеристик твердого топлива и термодинамических параметров рабочего тела проводился в соответствии с данными [17]. Состав «Тип 1» обеспечивал глубину регулирования по расходу  $\bar{m} = 1.98$ , а состав HES –  $\bar{m} = 3.81$ .

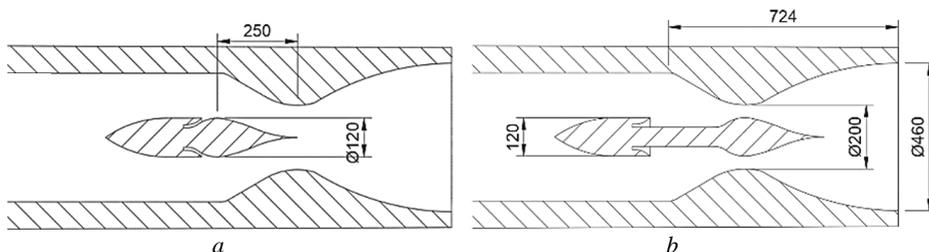


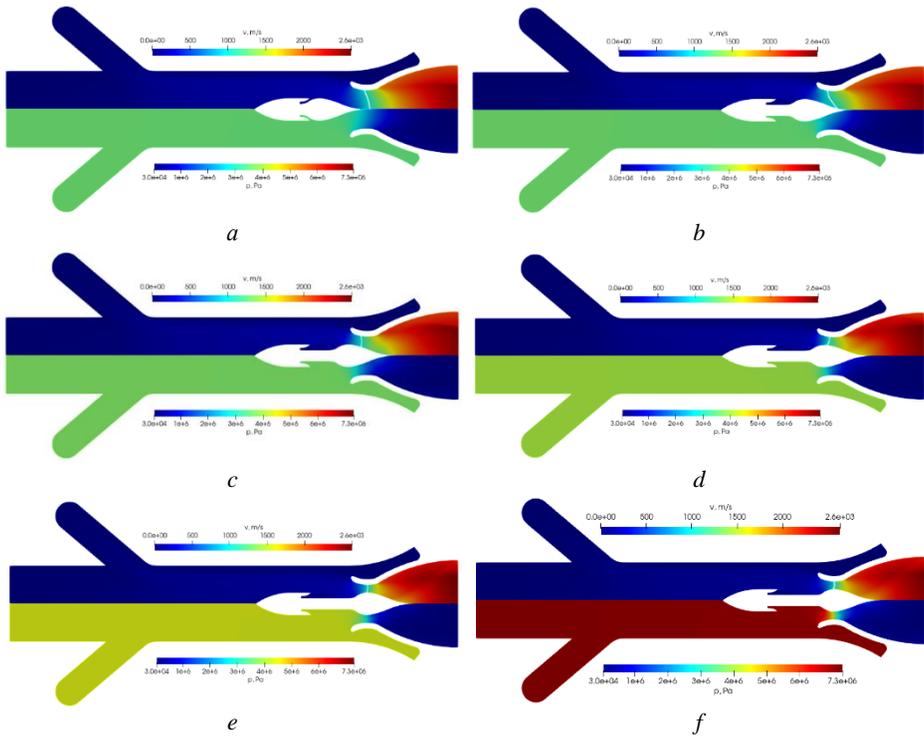
Рис. 3. Геометрия регулятора расхода: на режиме минимальной тяги (а), на режиме максимальной тяги (б)

Fig. 3. Flow regulator geometry at the: (a) minimum and (b) maximum thrust mode

В качестве граничных условий на всей поверхности заряда ТТ (см. рис. 1, граница 1) задавались локальный газоприток по нормали к поверхности горения и температура, на непроницаемых элементах конструкции РД (см. рис. 1, границы 2, 4, 6, 8 и 9) – условие непротекания, на границах 3 и 7 (см. рис. 1.) – условие осесимметрии. В качестве начальных условий во всей области течения задавалось распределение локальных параметров, соответствующее установившемуся течению в проточном тракте двигателя при фиксированном положении исполняющего элемента регулятора расхода. В начальный момент времени размер расчетной сетки составлял около 80 тыс. ячеек.

На рис. 4 показаны поля модуля скорости и давления в расчетной области для варианта расчетной конфигурации «Зонт» и состава топлива «Тип 1». Регулирование осуществлялось с режима минимальной на режим максимальной тяги со скоростью регулирования 5 м/с в моменты времени 0, 0.02, 0.03, 0.04, 0.05 и 1 с. Видно, что в процессе движения исполняющего элемента поле скорости в окрестности зон трансзвукового и сверхзвукового течения существенно перестраивается. Наблюдается значительное изменение положения звуковой линии.

На рис. 5 показано изменение осредненного по объему модуля вектора скорости в камере сгорания (а) и сопловом блоке РД (б). Видно, что при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги средняя скорость течения в камере сгорания падает, а в сопловом блоке возрастает. Стоит отметить, что локальное распределение скорости и осредненная по объему скорость при изменении положения исполняющего элемента регулятора расхода перестраиваются практически мгновенно и соответствуют текущему положению регулятора расхода. Изменение осредненной по объему скорости в камере сгорания во временном промежутке между моментом окончания движения исполняющего элемента регулятора расхода (0.05 с) и моментом завершения регулирования (0.6 с) составляет не более 2.5%, а изменение осредненной по объему скорости в сопловом блоке – не более 3.5%.

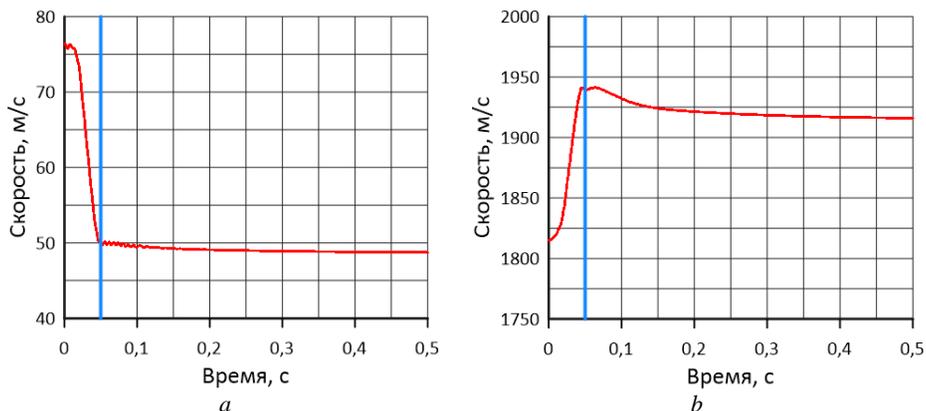


**Рис. 4.** Поле модуля скорости (сверху) и давления (снизу) для конфигурации «Зонт» и состава топлива «Тип 1» при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной со скоростью регулирования 5 м/с, в моменты времени: 0 с (a), 0.02 с (b), 0.03 с (c), 0.04 с (d), 0.05 с (e), 1 с (f)

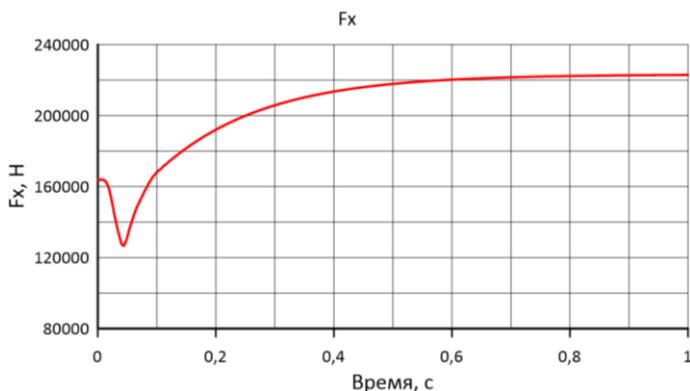
**Fig. 4.** Velocity magnitude (upper part) and pressure (lower part) fields for the “Umbrella” configuration with a “Type 1” propellant during throttling from the minimum to the maximum thrust mode at a throttling rate of 5 m/s at various time instants: (a) 0, (b) 0.02, (c) 0.03, (d) 0.04, (e) 0.05, and (f) 1 s

На рис. 6 показан интеграл сил давления по внутренней поверхности РД для конфигурации «Зонт» и состава топлива «Тип 1» при регулировании с режима минимальной на режим максимальной тяги со скоростью регулирования 5 м/с. Видно, что время переходного процесса для рассматриваемой конфигурации составляло 0.37 с. Здесь под временем переходного процесса подразумевается период, когда тяга РД достигает значения, отличающегося от конечного, на 5% [13]. Также для рассматриваемой конфигурации наблюдается возникновение нестационарных нежелательных эффектов заброса тяги (пик или провал) в сторону, противоположную направлению регулирования. Забросы тяги обусловлены отставанием мгновенной скорости изменения давления в камере сгорания от скорости изменения площади критического сечения.

В процессе регулирования тяги можно отметить следующие особенности изменения газодинамических параметров. При изменении площади минимального сечения происходит быстрое перестроение поля скорости. Так, при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги происходит резкий рост средней по объему скорости течения в сверхзвуковой части сопла.



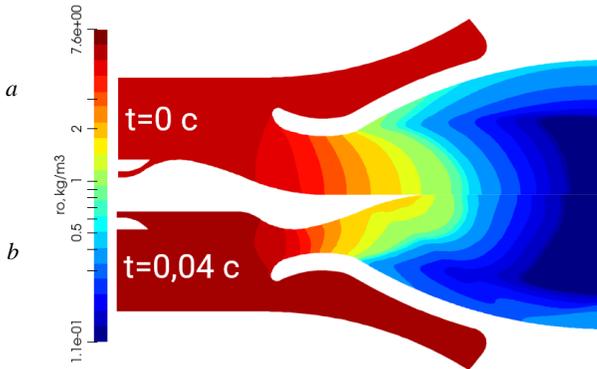
**Рис. 5.** Изменение осредненной по объему скорости для конфигурации «Зонт» и состава топлива «Тип 1» при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги со скоростью регулирования 5 м/с: в камере сгорания (а), в сопловом блоке (b)  
**Fig. 5.** Variation of the volume-averaged velocity for the “Umbrella” configuration and “Type 1” propellant during throttling from the minimum to the maximum thrust mode at a throttling rate of 5 m/s in: (a) combustion chamber and (b) nozzle block



**Рис. 6.** Интеграл сил давления по внутренней поверхности РД для конфигурации «Зонт» и состава топлива «Тип 1» при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги со скоростью регулирования 5 м/с  
**Fig. 6.** Integral of pressure forces over the internal surface of the rocket engine for the “Umbrella” configuration and “Type 1” propellant during throttling from the minimum to the maximum thrust mode at a throttling rate of 5 m/s

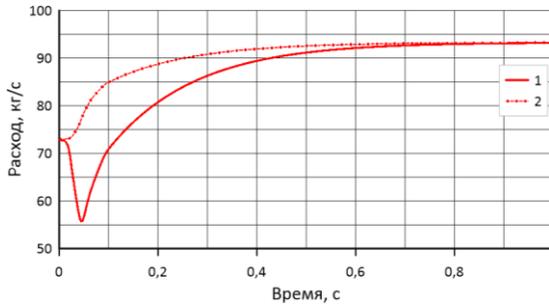
Давление в камере сгорания и газоприход с поверхности горения постепенно увеличиваются, но еще не соответствуют квазистационарному режиму течения при текущей площади минимального сечения. С другой стороны, увеличение скорости течения в сверхзвуковой части сопла приводит к снижению плотности (рис. 7) и давления в сопле и, как следствие, к уменьшению расхода газа на срезе сопла (рис. 8). Следствием такого процесса является возникновение эффекта заброса тяги.

Затем происходит выход значений плотности, давления (рис. 9) и газоприхода с поверхности горения (см. рис. 8) на номинальные значения, соответствующие текущему режиму работы двигателя.



**Рис. 7.** Поле плотности для конфигурации «Зонт» и состава ТТ «Тип 1» при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги со скоростью регулирования 5 м/с в моменты времени: 0 с (а), 0,04 с (б)

**Fig. 7.** Density field for the “Umbrella” configuration and “Type 1” solid propellant during throttling from the minimum to the maximum thrust mode at a throttling rate of 5 m/s at a time instant of: (a) 0 and (b) 0.04 s

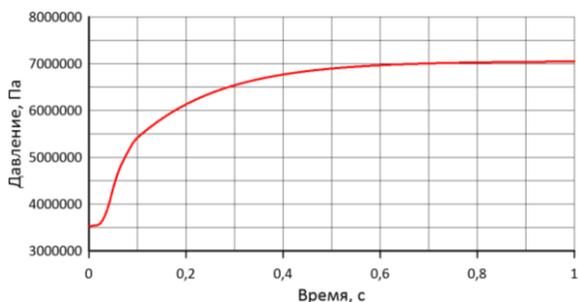


**Рис. 8.** Изменение расхода на срезе сопла и газопритока с поверхности горения для конфигурации «Зонт» и состава ТТ «Тип 1» при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги со скоростью регулирования 5 м/с:

1 – расход газа на срезе сопла, 2 – газоприток с поверхности горения

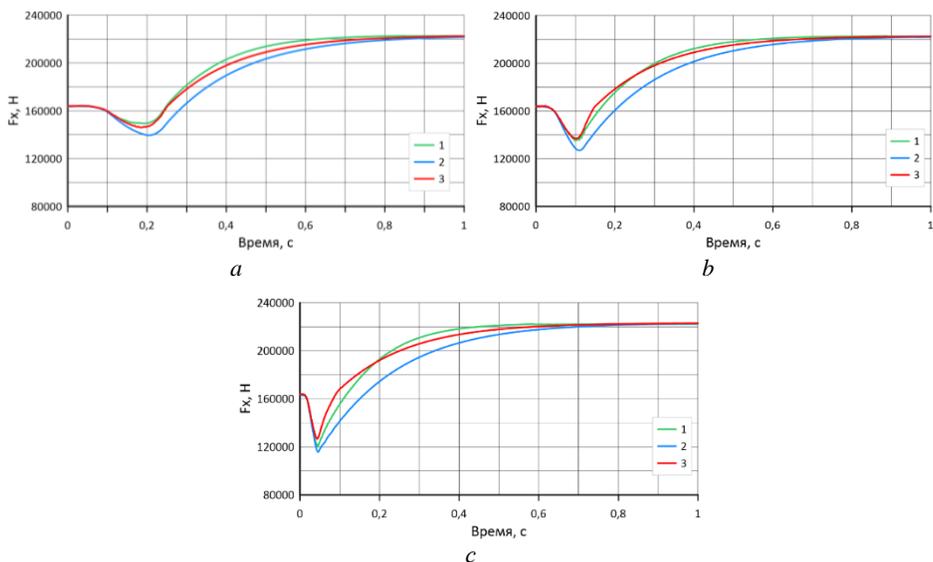
**Fig. 8.** Variation of the mass flow-rate at the nozzle exit and the gas generation rate from the burning surface for the “Umbrella” configuration and “Type 1” solid propellant during throttling from the minimum to the maximum thrust mode at a throttling rate of 5 m/s: (1) gas flow-rate at the nozzle exit and (2) gas generation from the burning surface

На рис. 10 показан интеграл сил давления по внутренней поверхности ракетного двигателя (РД) для скорости регулирования 1, 2 и 5 м/с с составом ТТ «Тип 1» при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги, а на рис. 11 – при регулировании с режима максимальной тяги на режим минимальной тяги. Видно, что максимальный заброс тяги наблюдается для конфигурации «Цилиндр 0.2 м». Максимальное отличие величины заброса тяги между расчетными конфигурациями при постоянной скорости регулирования составляет 5.5–7% от уровня тяги на начальном режиме. Минимальное время переходного процесса при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги наблюдается для конфигурации «Цилиндр 0.3 м», а при регулировании с режима максимальной тяги на режим минимальной тяги – для конфигурации «Зонт».



**Рис. 9.** Изменение осредненного по объему камеры давления для конфигурации «Зонт» и состава топлива «Тип 1» при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги со скоростью регулирования 5 м/с

**Fig. 9.** Variation of the volume-averaged chamber pressure for the “Umbrella” configuration and “Type 1” propellant during throttling from the minimum to the maximum thrust mode at a throttling rate of 5 m/s

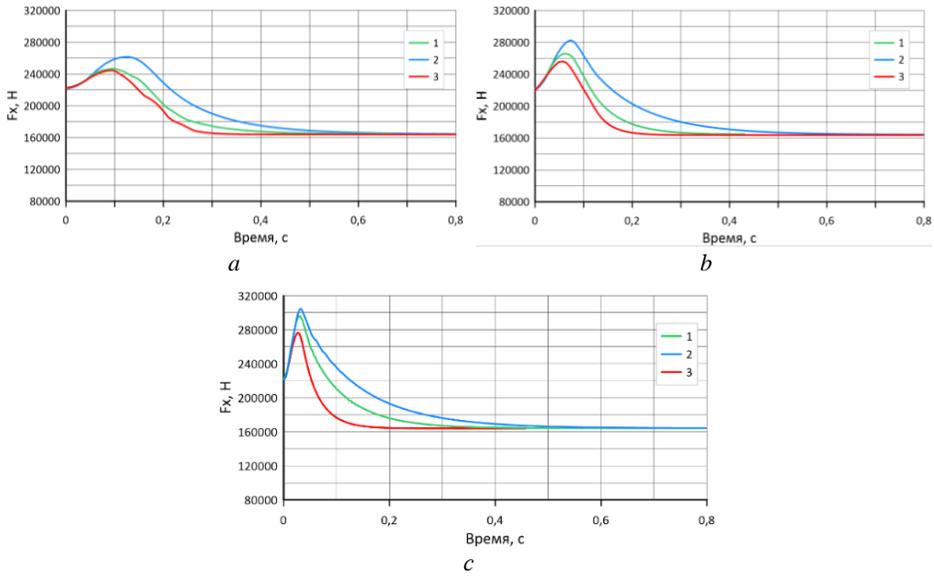


**Рис. 10.** Тяга  $F_x$  по внутренней поверхности двигателя для состава топлива «Тип 1» при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги со скоростью регулирования: 1 м/с (а), 2 м/с (b), 5 м/с (с) для конфигураций: 1 – «Цилиндр 0.3 м»; 2 – «Цилиндр 0.2 м»; 3 – «Зонт»

**Fig. 10.** Thrust  $F_x$  along the internal surface of the engine for the “Type 1” propellant during throttling from the minimum to the maximum thrust mode at a throttling rate of (a) 1, (b) 2, and (c) 5 m/s for the following configurations: (1) “Cylinder 0.3 m”, (2) “Cylinder 0.2 m”, and (3) “Umbrella”

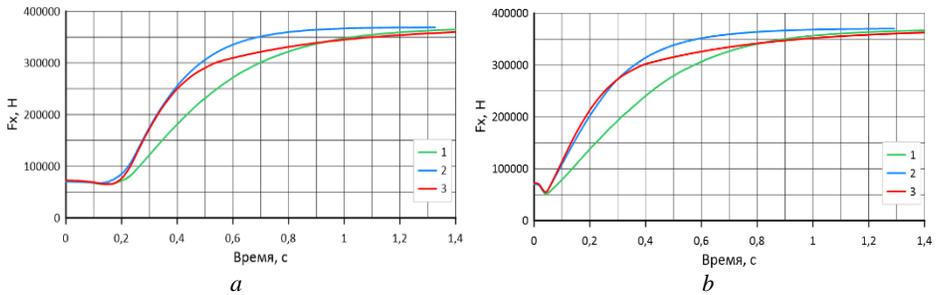
Максимальное время переходного процесса на всех режимах регулирования наблюдается для конфигурации «Цилиндр 0.2 м». Так, при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги при скорости регулирования 1 м/с время переходного процесса для достижения 95% тяги составляло: 0.46 с –

для конфигурации «Цилиндр 0.3 м»; 0.53 с – для конфигурации «Зонт», 0.6 с – для конфигурации «Цилиндр 0.2 м».



**Рис. 11.** Тяга  $F_x$  по внутренней поверхности двигателя для состава топлива «Тип 1» при регулировании с режима максимальной тяги на режим минимальной тяги со скоростью регулирования: 1 м/с (а), 2 м/с (б), 5 м/с (с) для конфигураций: 1 – «Цилиндр 0.3 м», 2 – «Цилиндр 0.2 м», 3 – «Зонт»

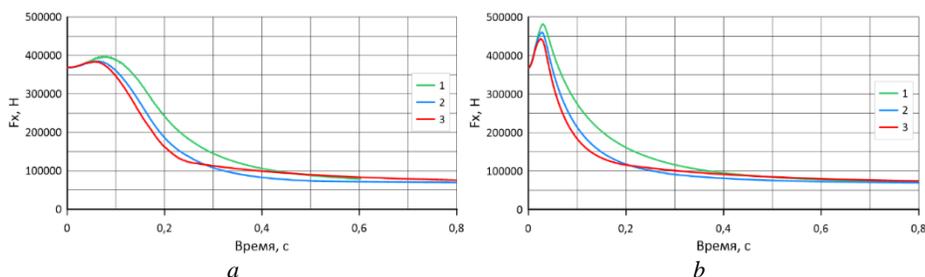
**Fig. 11.** Thrust  $F_x$  along the internal surface of the engine for the “Type 1” propellant during throttling from the maximum to the minimum thrust mode at a throttling rate of (a) 1, (b) 2, and (c) 5 m/s for the following configurations: (1) “Cylinder 0.3 m”, (2) “Cylinder 0.2 m”, and (3) “Umbrella”



**Рис. 12.** Тяга  $F_x$  по внутренней поверхности двигателя для состава топлива HES при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги со скоростью регулирования: 1 м/с (а), 5 м/с (б) для конфигураций: 1 – «Цилиндр 0.3 м»; 2 – «Цилиндр 0.2 м»; 3 – «Зонт»

**Fig. 12.** Thrust  $F_x$  along the internal surface of the engine for the HES propellant during throttling from the minimum to the maximum thrust mode at a throttling rate of (a) 1 and (b) 5 m/s for the following configurations: (1) “Cylinder 0.3 m”, (2) “Cylinder 0.2 m”, and (3) “Umbrella”

На рис. 12 показан интеграл сил давления по внутренней поверхности двигателя для скорости регулирования 1 и 5 м/с с составом ТТ НЕС при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги, а на рис. 13 – при регулировании с режима максимальной тяги на режим минимальной тяги. Видно, что в отличие от результатов, полученных для модельного состава топлива «Тип 1», минимальный заброс тяги и минимальное время переходного процесса при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги наблюдаются для конфигурации «Цилиндр 0.2 м». При режиме регулирования с максимальной тяги на режим минимальной тяги минимальная величина заброса тяги соответствует конфигурации «Зонт», однако минимальное время переходного процесса наблюдается для конфигурации «Цилиндр 0.2 м», в то время как конфигурация «Зонт» соответствует максимальной длительности переходного процесса.



**Рис. 13.** Тяга  $F_x$  по внутренней поверхности двигателя для состава топлива НЕС при регулировании с режима максимальной тяги на режим минимальной тяги со скоростью регулирования: 1 м/с (а), 5 м/с (б)

для конфигураций: 1 – «Цилиндр 0.3 м», 2 – «Цилиндр 0.2 м», 3 – «Зонт»  
**Fig. 13.** Thrust  $F_x$  along the internal surface of the engine for the HES propellant during throttling from the maximum to the minimum thrust mode at a throttling rate of (a) 1 and (b) 5 m/s for the following configurations: (1) “Cylinder 0.3 m”, (2) “Cylinder 0.2 m”, and (3) “Umbrella”

Для всех рассматриваемых конфигураций с увеличением скорости регулирования повышается величина забросов тяги. Время переходного процесса при регулировании с режима максимальной тяги на режим минимальной тяги меньше, чем при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги.

### Заключение

Проведены численные исследования нестационарных течений продуктов сгорания в осесимметричных регулируемых РДТТ для трех конфигураций двигателей с одинаковой площадью поверхности горения. Расчеты проводились для двух составов топлив. В расчетах варьировала скорость движения исполняющего элемента регулятора расхода. Получено, что для всех рассматриваемых конфигураций с увеличением скорости регулирования повышается величина забросов тяги, а продолжительность переходного процесса уменьшается. Время переходного процесса, при регулировании с режима максимальной тяги на режим минимальной тяги в 2–2.5 раза меньше, чем при регулировании с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги. Показано, что максимальное отличие величины

заброса тяги между расчетными конфигурациями при постоянной скорости регулирования составляет 5.5–7% от уровня тяги на начальном режиме.

#### Список источников

1. 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. 511 с.
2. Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1995. 400 с.
3. Петренко В.И., Попов В.Л., Русак А.М., Феофилактов В.И. РДТТ с регулируемым модулем тяги. Миасс: ГРЦ «КБ им. акад. В.П. Макеева», 1994. 245 с.
4. Зезин В.Г., Петренко В.И., Попов В.Л. и др. Регулируемые твердотопливные двигательные установки. Миасс: ГРЦ «КБ им. акад. В. П. Макеева», 1996. 295 с.
5. Алиев А.В., Мищенко О.В., Черепов И.В. Нестационарные внутрикамерные процессы в твердотопливных регулируемых двигательных установках // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2016. № 4 (109). С. 24–39.
6. Бачурин А.Б., Русак А.М., Целищев В.А. Экспериментальные и теоретические исследования особенностей течения в регулируемых соплах с центральным телом // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2010. Т. 14, № 5 (40). С. 52–61.
7. Кирюшкин А.Е., Миньков Л.Л. Моделирование внутрикамерных процессов в ракетном двигателе на твердом топливе с учетом движения поверхности горения // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2021. № 71. С. 90–105. doi: 10.17223/19988621/71/8
8. Бачурин А.Б., Литвинов Е.С., Стрельников Е.В., Целищев В.А. Система автоматического регулирования давления в камере сгорания РДТТ // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2013. Т. 17, № 3 (56). С. 26–33.
9. Смородинов А.П., Целищев В.А. Ракетный двигатель твердого топлива многократного включения с двумя подсистемами регулирования // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2010. Т. 14, № 1 (36). С. 3–10.
10. Кривошеев И.А., Целищев В.А., Бачурин А.Б., Стрельников Е.В. Опыт разработки комбинированного РДТТ многократного включения // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2012. Т. 16, № 2 (47). С. 174–188.
11. Бобылев В.М. Ракетный двигатель твердого топлива как средство управления движением ракет. М.: Машиностроение, 1992. 160 с.
12. Бабкин А.И., Белов С.И., Рutowский Н.Б., Соловьев Е.В. Основы теории управления ракетными двигательными установками. М.: Машиностроение, 1986. 456 с.
13. Петренко В.И. Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2003. 464 с.
14. Кимяев А.А., Петренко В.И., Попов В.Л., Ярушин С.Г. Регулируемые энергетические установки на твердом ракетном топливе. Пермь: Пермский гос. техн. ун-т, 1999. 168 с.
15. Кирюшкин А.Е., Миньков Л.Л. Параллельная реализация решения сопряженной задачи определения внутрибаллистических характеристик двигателей на твердом топливе // Компьютерные исследования и моделирование. 2021. № 1 (13). С. 47–65. doi: 10.20537/2076-7633-2021-13-1-47-65
16. Костюшин К.В. Численное исследование нестационарных газодинамических процессов при старте твердотопливных ракет // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2020. № 67. С. 127–143. doi: 10.17223/19988621/67/12
17. Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в РДТТ. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.

18. Shewchuk J.R. Delaunay Refinement Algorithms for Triangular Mesh Generation // Computational Geometry. 2002. V. 22, is. 1. P. 21–74.
19. Shamos M.I., Hoey D. Geometric intersection problems // Proc. 17th Annual Symposium on Foundations of Computer Science. Houston, 1976. P. 208–215.
20. Lloyd E. On triangulation of a set of points in the plain // MIT Lab. Comp. Sc. Tech. Memo. 1977. № 88. P. 1–56.

## References

1. Gubertov A.M., Mironov V.V., Borisov D.M. (2004) *Gazodinamicheskie i teplofizicheskie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva* [Gas-dynamic and thermophysical processes in solid-propellant rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie.
2. Lipanov A.M., Aliev A.V. (1995) *Proektirovanie raketnykh dvigateley tverdogo topliva* [Design of solid-propellant rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie.
3. Petrenko V.I., Popov V.L., Rusak A.M., Feofilaktov V.I. (1994) *RDTT s reguliruemym modulem tyagi* [Solid-propellant rocket motors with a controllable thrust module]. Miass: GRC "KB im. akad. V.P. Makeeva".
4. Zezin V.G., Petrenko V.I., Popov V.L., Rusak A.M., Savchenko V.I., Simonov E.A., Feofilaktov V.I. (1996) *Reguliruemye tverdotoplivnye dvigatel'nye ustanovki* [Controllable solid-propellant propulsion systems]. Miass: GRTS "KB im. akad. V.P. Makeeva".
5. Aliev A.V., Mishchenkova O.V., Cherepov I.V. (2016) Nestatsionarnye vnutrikamernye protsessy v tverdotoplivnykh reguliruemyykh dvigatel'nykh ustanovkakh [Unsteady in-chamber processes in solid-propellant throttled propulsion systems]. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie – Bauman Moscow State Technical University Bulletin. Mechanical Engineering Series.* 4(109). pp. 24–39.
6. Bachurin A.B., Rusak A.M., Tselishchev V.A. (2010) Eksperimental'nye i teoreticheskie issledovaniya osobennostey techeniya v reguliruemyykh soplakh s tsentral'nym telom [Experimental and theoretical studies of flow features in controllable nozzles with a central body]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta – Bulletin of Ufa State Aviation Technical University.* 14(5). pp. 52–61.
7. Kiryushkin A.E., Min'kov L.L. (2021) Modelirovanie vnutrikamernyykh protsessov v raketnom dvigatele na tverdom toplive s uchedom dvizheniya poverkhnosti goreniya [Modeling of in-chamber processes in a solid-propellant rocket motor accounting for burning-surface motion]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics.* 71. pp. 90–105. doi: 10.17223/19988621/71/8
8. Bachurin A.B., Litvinov E.S., Strel'nikov E.V., Tselishchev V.A. (2013) Sistema avtomaticheskogo regulirovaniya davleniya v kamere sgoraniya RDTT [Automatic pressure control system in the combustion chamber of solid-propellant rocket engines]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta – Bulletin of Ufa State Aviation Technical University.* 17(3). pp. 26–33.
9. Smorodinov A.P., Tselishchev V.A. (2010) Raketnyy dvigatel' tverdogo topliva mnogokratnogo vklyucheniya s dvumya podsistemami regulirovaniya [Solid-propellant rocket motor with multiple ignitions and two control subsystems]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta – Bulletin of Ufa State Aviation Technical University.* 14(1). pp. 3–10.
10. Krivosheev I.A., Tselishchev V.A., Bachurin A.B., Strel'nikov E.V. (2012) Opyt razrabotki kombinirovannogo RDTT mnogokratnogo vklyucheniya [Experience in development of a combined re-ignitable solid-propellant rocket motor]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta – Bulletin of Ufa State Aviation Technical University.* 16(2). pp. 174–188.
11. Bobylev V.M. (1992) *Raketnyy dvigatel' tverdogo topliva kak sredstvo upravleniya dvizheniem raket* [Solid-propellant rocket engine as a means of controlling rocket motion]. Moscow: Mashinostroenie.

12. Babkin A.I., Belov S.I., Rutovskiy N.B., Solov'ev E.V. (1986) *Osnovy teorii upravleniya raketnymi dvigatel'nyimi ustanovkami* [Fundamentals of control theory for rocket propulsion systems]. Moscow: Mashinostroenie.
13. Petrenko V.I. (2003) *Upravlyaemye energeticheskie ustanovki na tverdom raketnom toplive* [Controllable powerplants on solid rocket propellant]. Moscow: Mashinostroenie.
14. Kimyaev A.A., Petrenko V.I., Popov V.L., Yarushin S.G. (1999) *Reguliruemye energeticheskie ustanovki na tverdom raketnom toplive* [Controllable powerplants on solid rocket propellant]. Perm: Perm State Technical University.
15. Kiryushkin A.E., Min'kov L.L. (2021) Parallel'naya realizatsiya resheniya sopryazhennoy zadachi opredeleniya vnutriballisticheskikh kharakteristik dvigateley na tverdom toplive [Parallel implementation of a coupled solution for determining intra-ballistic characteristics of solid-propellant engines]. *Komp'yuternye issledovaniya i modelirovanie – Computer Research and Modeling*. 1(13). pp. 47–65. doi: 10.20537/2076-7633-2021-13-1-47-65
16. Kostyushin K.V. (2020) Chislennoe issledovanie nestatsionarnykh gazodinamicheskikh protsessov pri starte tverdotoplivnykh raket [Numerical study of unsteady gas-dynamic processes during solid-propellant rocket start-up]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 67. pp. 127–143. doi: 10.17223/19988621/67/12
17. Shishkov A.A., Panin S.D., Rummyantsev B.V. (1989) *Rabochie protsessy v RDIT* [Working processes in solid-propellant rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie.
18. Shewchuk J.R. (2002) Delaunay refinement algorithms for triangular mesh generation. *Computational Geometry*. 22(1-3). pp. 21–74. doi: 10.1016/S0925-7721(01)00047-5
19. Shamos M.I., Hoey D. (1976) Geometric intersection problems. *Proceedings of the 17th Annual Symposium on Foundations of Computer Science, Houston*. pp. 208–215. doi: 10.1109/SFCS.1976.16
20. Lloyd E. (1977) On triangulation of a set of points in the plain. *Proceedings of the 18th Annual Symposium on Foundations of Computer Science*. 88. pp. 1–56. doi: 10.1109/SFCS.1977.21

**Сведения об авторах:**

**Костюшин Кирилл Владимирович** – кандидат физико-математических наук, старший научный Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: kostushink@niipmm.tsu.ru  
**Глазунов Анатолий Алексеевич** – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий лабораторией Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: gla@niipmm.tsu.ru  
**Ларкин Дмитрий Олегович** – инженер-исследователь Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: d.m.i.t.r.y.l.a.r.k.i.n@mail.ru

**Information about the authors:**

**Kostyushin Kirill V.** (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: kostushink@niipmm.tsu.ru  
**Glazunov Anatoly A.** (Doctor of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: gla@niipmm.tsu.ru  
**Larkin Dmitriy O.** (Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: d.m.i.t.r.y.l.a.r.k.i.n@mail.ru

*Статья поступила в редакцию 10.12.2025; принята к публикации 05.02.2026*

*The article was submitted 10.12.2025; accepted for publication 05.02.2026*