

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО КОНДЕНСИРОВАННОГО МАТЕРИАЛА В ПРОТОЧНОМ ТРАКТЕ С УЧЕТОМ ЭРОЗИОННОГО ЭФФЕКТА

Д.В. Гоголь
И.И. Коптев

daniil-gogol@mail.ru
kii17ea407@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Исследованы проблемы численного моделирования течения в каналах сложной и переменной по времени геометрии, а также актуальность расчета потерь в проточных трактах двигателя. Изучен закон скорости уноса аблирующего покрытия (Vieille's), рассмотрена возможность его применения в рассматриваемой задаче. Выполнено моделирование течения высокотемпературных продуктов сгорания энергетического конденсированного материала в канале сложной переменной во времени формы с застойными зонами в программном комплексе ANSYS Fluent. На основе результатов расчета оценены погрешности определения расхода на разных этапах работы двигателя, проведен анализ эпюр течения в переменном по времени газовом тракте.

Ключевые слова

Энергетический конденсированный материал, вычислительная гидрогазодинамика, внутрибаллистические характеристики, численное моделирование, аблирующее покрытие, энергетическая силовая установка, высокотемпературные продукты сгорания, потери расхода

Поступила в редакцию 20.12.2022
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022

Введение. Развитие компьютерных технологий привело к ускорению, а также популяризации численного моделирования. Несмотря на широкое использование методов вычислительной гидрогазодинамики для решения как фундаментальных, так и прикладных задач в различных областях техники, в области моделирования особенностей течения продуктов сгорания в проточном тракте энергетических силовых установок (ЭСУ) на энергетическом конденсированном материале (ЭКМ) остаются сложности. Данные сложности связаны с тем, что в проточном тракте указанных ЭСУ одновременно протекает ряд взаимосвязанных нестационарных и нелинейных физико-химических процессов.

Учет особенностей течения продуктов сгорания осложняется отслеживанием изменяющегося со временем положения поверхности ЭКМ. В работе [1] рассматривается алгоритм решения подобных задач в осесимметричной постановке на декартовой неподвижной сетке с произвольным порядком точности, как по пространству, так и по времени. В качестве примера программного обеспечения позволяющего решать подобные задачи можно привести [2], но с до-

пущением о рассмотрении цилиндрического заряда. Упомянутая программа позволяет получить информацию о внутрибаллистических характеристиках в виде графиков зависимости параметров процесса от времени и распределения параметров течения продуктов горения в различные моменты времени по координатам. Однако усложнение модели заряда, а также процессов может привести к тому, что движение трехмерной и осесимметричной поверхностей может сопровождаться топологическими изменениями, что значительно затрудняет алгоритмы интегрирования [3–6]. Кроме того, в процессе работы двигателя возможно возникновение эффекта эрозии на заряде ЭКМ, а также на элементах соплового блока контактирующих с высокотемпературным потоком. Проблемы моделирования этого эффекта рассмотрены в работе [7].

Одной из важнейших задач газовой динамики ЭСУ на ЭКМ является профилирование контура сопла и расчет потерь удельного импульса тяги. Следует отметить, что задача профилирования дозвуковой части сопла с точки зрения оптимизации ее формы с целью обеспечения минимальных потерь тяги и веса конструкции, максимума коэффициента расхода, отсутствия осаждения частиц на дозвуковую и сверхзвуковую части сопла в полной постановке не решена. Это объясняется, с одной стороны, большим количеством факторов оптимизации, а с другой — многочисленными габаритными ограниченными на сопловой блок в целом, на степень утопленности сопла, размещение опорного шарнира, толщину теплозащитных материалов и пр. [8]. Вследствие этого расчет потерь в трактах двигателя является перспективной задачей.

Работа посвящена рассмотрению задачи моделирования течения сверхзвукового потока в каналах сложной, осесимметричной, нестационарной формы, оценки потерь расхода в зависимости от перепада давления. В ходе выполнения работы выполнена серия расчетов модельного ракетного двигателя на ЭКМ в программном комплексе ANSYS Fluent. Практическая ценность проведенного исследования и его результатов состоит в сокращении затрат ресурсов и повышении эффективности разработки научной и конструкторской документации, а также сокращении ресурсов на испытание и отработку ракетных двигателей на ЭКМ.

Описание математических моделей и расчетной области. На рис. 1 приведена схема расчетной области ракетного двигателя на ЭКМ, включающего в себя цилиндрическую камеру сгорания 1 с коническим компенсатором; в качестве пропульсивного устройства выбрано утопленное сопло. Область 2 расчетной области образуется контуром сопла, спрофилированным по рекомендациям, дозвуковая часть – аппроксимируется эллипсом, сверхзвуковая часть — построена методом огибающих [8]. Области 3 и 4 служат для моделирования взаимодействия сверхзвукового потока с невозмущенной средой.

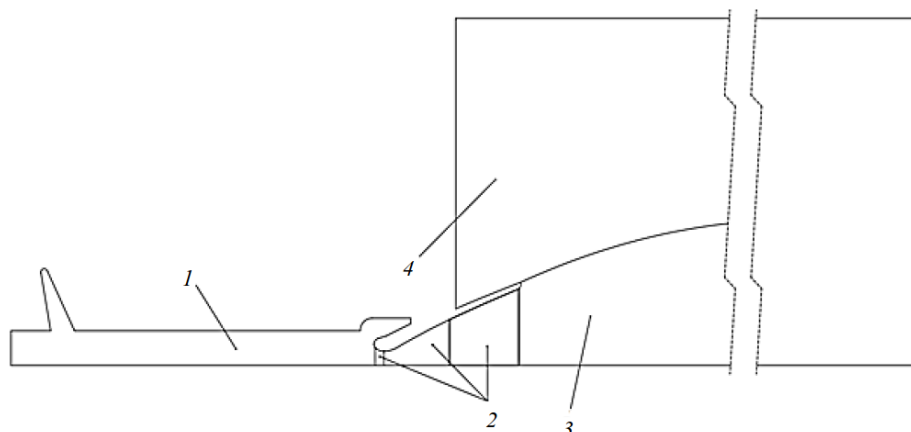


Рис. 1. Схема расчетной области:

1 — камера сгорания; 2 — проточный тракт сопла; 3 — область высокоскоростного течения в свободном объеме; 4 — свободный объем

В настоящей работе моделирование газовой динамики и теплообмена при течении в газовом тракте сложной переменной во времени формы основано на решении системы нестационарных уравнений сохранения массы, импульса и энергии:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{u}) = 0; \\ \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \operatorname{div}(\mu \operatorname{grad} u); \\ \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \operatorname{div}(\mu \operatorname{grad} v); \\ \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho w \mathbf{u}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \operatorname{div}(\mu \operatorname{grad} w); \\ \frac{\partial(\rho i)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho i \mathbf{u}) = -p \operatorname{div}(\rho i \mathbf{u}) + \operatorname{div}(k \operatorname{grad} T); \\ pV = \frac{m}{M} RT, \end{array} \right. \quad (*)$$

где ρ — плотность; t — время; \mathbf{u} — вектор скорости; x, y, z — координаты пространства; u, v, w — скорости по координатам x, y, z соответственно; p — давление; μ — динамическая вязкость; i — внутренняя энергия; k — коэффициент теплопроводности, V — объем; m — масса газа; M — молярная масса газа; R — универсальная газовая постоянная.

Система уравнений (*) после осреднения произвольных параметров потока j (температура, скорость и т. д.) оказывается незамкнутой. Для ее замыкания применяется уравнение состояния идеального газа и модель турбулентности $k - \omega$ SST.

Для моделирования процесса изменения геометрии сопла ЭСУ применяют эмпирический закон Вьеля (Vieille's), позволяющий вычислять скорость уноса аблирующего покрытия (м/с) как

$$u = Ap^n,$$

где p — абсолютное давление; A и n — эмпирические параметры для различных материалов.

Закон Вьеля учитывает влияние процесса абляции на вычислительную область, а именно на аэродинамический отклик поверхности. Однако в данной модели не учитывается массоперенос или теплопередача в процессе абляции [9].

Эта модель является сильно упрощенной, однако в данной работе не рассматривается взаимное влияние потока и стенки друг на друга, а исследуется только влияние изменения геометрии на поток газа, что делает возможным применение модели в рассматриваемой задаче.

Для численного моделирования применительно к рассматриваемой задаче используется расчетная область, показанная на рис. 2. Для нестационарного расчета выбран шаг по времени 0,001 с. Данная расчетная схема позволяет рассматривать сверхзвуковое истечение модельных продуктов сгорания (ПС лучше просто сокращение убрать.) в свободный объем.

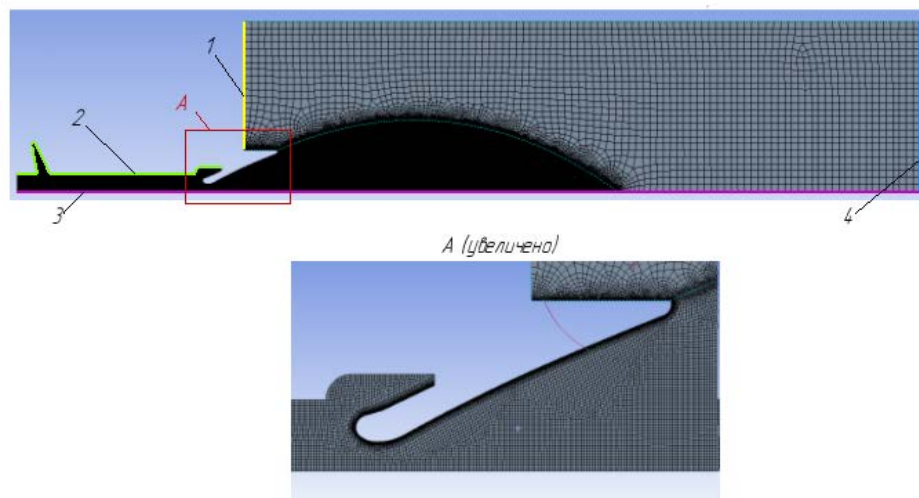


Рис. 2. Расчетная схема:

1 — вход свободной среды; 2 — вход имитирующий поверхность горения; 3 — ось; 4 — выход

Результаты, полученные в ходе выполнения работы. Были проведены стационарные симуляции течения модельных продуктов сгорания в камере ракетного двигателя при различных давлениях, а также не стационарные расчеты течения с переменной по времени геометрией проточного тракта сопла.

В результате стационарных расчетов, также были получены значения расходов в четырех сечения газогового тракта при различных значениях давления в камере. На основе этих данных были получены погрешности расчетов, которые определялись по формуле

$$\varepsilon = \frac{m_{\max} - m_{\min}}{m_{\text{cp}}},$$

где m_{\max} , m_{\min} — максимальные и минимальные значения расходов на итерациях от 10 000, m_{cp} — заданное значение расхода. Итерации менее 10 000 не рассматриваются, поскольку присутствует большое колебание расхода.

Результаты расчета приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты стационарного расчета

| Величина | Значение величины при p_k , МПа | | | | | | |
|------------------------|-----------------------------------|--------|--------|--------|--------|-------|-------|
| | 10 | 9 | 8 | 7 | 6 | 4 | 2 |
| M_{cp} , кг/с | 200,13 | 179,55 | 160,83 | 140,45 | 120,21 | 80,29 | 40,17 |
| m_{\max} , кг/с | 205,21 | 182,81 | 168,30 | 142,06 | 121,12 | 82,82 | 40,59 |
| m_{\min} , кг/с | 193,92 | 177,83 | 156,91 | 139,89 | 119,72 | 76,96 | 39,75 |
| ε , % | 5,64 | 2,78 | 7,08 | 1,54 | 1,16 | 7,31 | 2,11 |

По результатам расчета видно, что погрешность расчета не имеет ярко выраженной тенденции изменения, и зависит в первую очередь от количества итерации и ряда других факторов. Однако можно сделать вывод, что для заданных исходных данных погрешность расчета не будет превышать 7,5 %.

В результате нестационарного расчета получено поле чисел Маха в проточном тракте сопла модельного ЭСУ, представленное на рис. 6.

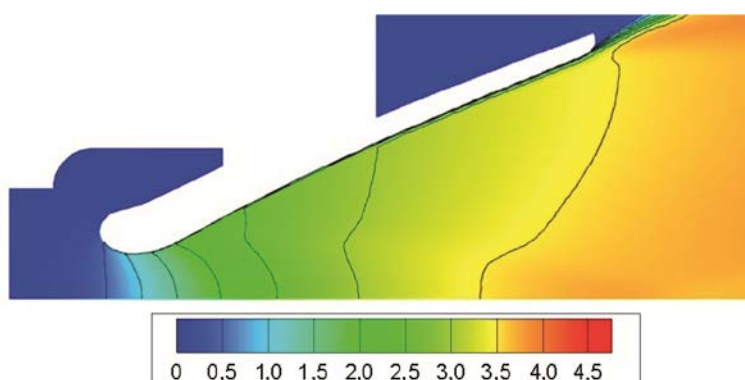


Рис. 6. Поле распределения чисел Маха в проточном тракте сопла модельного двигателя

В результате анализа полученных эпюр сформулированы следующие выводы:

1) формы звуковых линий отличаются от прямых, а следовательно, и звуковая скорость достигается не в критическом сечении, а за ним. На эпюрах видно характерное распределение чисел Маха в районе критического сечения, похожие распределения приведены в [10];

2) В процессе изменения формы проточного тракта модельного ЭСУ наблюдается движение звуковой линии в критическом сечении в сторону движения продуктов сгорания. Данное явление оказывает негативное воздействие совместно с изменением положения и геометрии среза сопла, а именно возрастают риски отрывного течения в области критического сечения.

По полученным данным численных расчетов проведена оценка потерь расхода по коэффициенту расходного комплекса. Оценка производилась в предположении равенства площадей критического сечения и давления в камере сгорания идеального и модельного двигателя. В этом случае формула коэффициента потерь принимает вид

$$\varphi_{\beta} = \frac{m_{\text{рас}}}{m_{\text{ид}}},$$

где $m_{\text{рас}}$ и $m_{\text{ид}}$ — расходы рассчитываемого модельного двигателя и идеального двигателя соответственно.

Расход модельного двигателя определяется в программе ANSYS Fluent. Расход идеального двигателя рассчитывают по формуле

$$m_{\text{ид}} = \frac{p_k F_{\text{кр}} \sqrt{RT_k}}{A_k},$$

где p_k — давление в камере сгорания; $F_{\text{кр}}$ — площадь критического сечения сопла; R — газовая постоянная; T_k — температура в камере двигателя; A_k — термодинамический комплекс.

По вышеприведенным формулам рассчитаны значения коэффициента φ_{β} , для 8 моментов расчета по времени результаты приведены в таблице 2.

Таблица 2

Результаты расчета коэффициента φ_{β}

| Величина | Значения величин при τ , с | | | | | | | |
|-------------------------|---------------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| | 0 | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 |
| $R_{\text{кр}}$, мм | 102,00 | 104,56 | 106,70 | 109,06 | 111,34 | 113,39 | 115,76 | 117,79 |
| $m_{\text{ид}}$, кг/с | 186,57 | 196,05 | 204,16 | 213,28 | 222,30 | 230,57 | 240,05 | 248,81 |
| $m_{\text{рас}}$, кг/с | 181,23 | 189,02 | 197,00 | 202,68 | 208,42 | 215,33 | 223,52 | 232,07 |
| φ_{β} | 0,97 | 0,96 | 0,96 | 0,95 | 0,94 | 0,93 | 0,93 | 0,93 |

По результатам, приведенным в табл. 2, можно заметить тенденцию уменьшения расходного комплекса с ростом времени (изменением диаметра критического сечения). Это связано с движением звуковой линии ближе к срезу сопла при абляции, что в свою очередь понижает скорость в критическом сечении.

Заключение. Рассмотрены проблемы моделирования течения продуктов сгорания ЭКМ в проточных трактах сложной, переменной во времени формы. Исследована модель абляции Вьеля (Vielle's), а также пути ее доработки. Проведена серия расчетов модельного ракетного двигателя на ЭКМ в программном комплексе ANSYS Fluent. Выполнен анализ результатов расчета: рассчитаны погрешности определения расходов, проведен анализ эпюр распределения чисел Маха в проточном тракте модельного двигателя на ЭКМ, рассчитаны потери расхода по сравнению с идеальным течением газа в проточном тракте модельного двигателя.

В дальнейшем планируется доработать данную модель и модули ANSYS для более точного моделирования уноса массы теплозащитного покрытия, а именно заменить расчет скорости уноса поверхности применением активных абляторов.

Литература

- [1] Кирюшкин А.Е., Миньков Л.Л. Численное решение двумерных уравнений газовой динамики с подвижными границами на неподвижной вычислительной сетке на примере задач внутренней баллистики РДТТ. В: *Все грани математики и механики*. Томск, ТГУ, 2017, с. 168–176.
- [2] Тененев В.А., Русяк И.Г., Нефедов Д.Г. и др. Программа для численного расчета внутренней баллистики для трубчатого заряда в пространственной осесимметричной постановке. Свид. о гос. рег. прог. для ЭВМ RU 2022611840. Заявл. 26.01.2022, опублик. 02.02.2022.
- [3] 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.
- [4] Димитриенко Ю.И., Захаров А.А., Коряков М.Н. Компьютерное моделирование нестационарных трехмерных процессов горения зарядов и течения продуктов сгорания в трактах РДТТ. *Мат. XII Межд конф. NPNJ'2018*. М., МАИ, 2018, с. 121–123.
- [5] Егоров М.Ю., Егоров С.М., Егоров Д.М. и др. Численное моделирование нестационарных и нелинейных внутрикамерных процессов при срабатывании ракетного двигателя на твердом топливе специального назначения. часть 1. постановка вычислительного эксперимента. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2016, № 47, с. 53–72.
- [6] Милёхин Ю.М., Ключников А.Н., Попов В.С. Сопряженная задача моделирования внутрибаллистических характеристик бессопловых РДТТ. *Физика горения и взрыва*, 2013, т. 49, № 5, с. 77–85.
- [7] Сабденов К.О., Ерзада М. Моделирование горения твердых высокоэнергетических материалов с учетом эрозионных эффектов. *Физика горения и взрыва*, 2019, т. 55, № 2, с. 38–49. DOI: <https://doi.org/10.15372/FGV20190204>

- [8] Ерохин Б.Т. Теория внутрикамерных процессов и проектирование РДТТ. М., Машиностроение, 1991.
- [9] Alanyalioglu C.O., Özyörük Y. Fully transient conjugate analysis of silica-phenolic charging ablation coupled with interior ballistics. *AIAA Propulsion and Energy Forum*, 2019. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-3958>
- [10] Коротеев А.С., ред. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М., Машиностроение, 2004.

Гоголь Даниил Владиславович — студент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Коптев Илья Иванович — студент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Федотова Ксения Викторовна, кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Гоголь Д.В., Коптев И.И. Численное моделирование течения продуктов сгорания энергетического конденсированного материала в проточном тракте с учетом эрозионного эффекта. *Политехнический молодежный журнал*, 2023, № 01(78).
<http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2023-01-860>

NUMERICAL SIMULATION OF THE COMBUSTION PRODUCTS FLOW OF ENERGY CONDENSED MATERIAL IN THE FLOW PATH CONSIDERING THE EROSION EFFECT

D.V. Gogol

daniil-gogol@mail.ru

I. I. Koptev

kii17ea407@student.bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The problems of numerical modeling of flow in channels of complex and time-varying geometry, as well as the relevance of calculating losses in the flow paths of engines have been investigated. The law of ablative Vieille's velocity is studied, the possibility of its application in the problem under consideration is considered. Numerical modeling of the flow of high-temperature combustion products of an energetic condensed material in a channel of a complex time-varying shape with stagnant zones in the ANSYS Fluent program complex has been performed. Based on the calculation results, the errors in determining the flow rate at different stages of engine operation have been evaluated and the flow diagrams in the time-variable gas path have been analyzed.

Keywords

Power condensed matter, computational fluid dynamics, intra-ballistic characteristics, numerical simulation, ablative coating, power propulsion plant, high-temperature combustion products, flow losses

Received 20.12.2022

© Bauman Moscow State Technical University, 2022

References

- [1] Kiryushkin A.E., Minkov L.L. Chislennoe reshenie dvumernykh uravneniy gazovoy dinamiki s podvizhnymi granitsami na nepodvizhnoy vychislitelnoy setke na primere zadach vnutrenney ballistiki RDTT [Numerical solution of two-dimensional equations of gas dynamics with moving boundaries on a fixed computational grid by the example of the internal ballistics problems of rocket propulsion]. V: *Vse grani matematiki i mekhaniki* [In: All facets of mathematics and mechanics]. Tomsk, TGU Publ., 2017, pp. 168–176 (in Russ.).
- [2] Tenenev V.A., Rusyak I.G., Nefedov D.G. et al. Programma dlya chislennoy rascheta vnutrenney ballistiki dlya trubchatogo zaryada v prostranstvennoy osesimmetrichnoy postanovke [Program for numerical calculation of internal ballistics for tubular charge in spatial axisymmetric formulation]. Svid. o gos. reg. prog. dlya EVM RU 2022611840 [Software reg. certificate RU 2022611840]. Appl. 26.01.2022, publ. 02.02.2022 (in Russ.).
- [3] Kiryushkin A.E., Minkov L.L. Numerical simulation of intra-chamber processes in a solid rocket motor with account for burning surface motion. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics], 2021, no. 71, pp. 90–105 (in Russ.).
- [4] Dimitrienko Yu.I., Zakharov A.A., Koryakov M.N. [Computer modeling of unsteady three-dimensional processes of charge combustion and combustion products flow in

- rocket motor tracts]. *Mat. XII Mezhd konf. NPNJ'2018* [Proc. XII Int. Conf. NPNJ'2018]. Moscow, MAI Publ., 2018, pp. 121–123 (in Russ.).
- [5] Egorov M.Yu., Egorov S.M., Egorov D.M. et al. C Numerical simulation of unsteady and nonlinear intrachamber processes when triggering rocket engine on solid fuel for special purpose. Part 1. Statement of computational experiment. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika* [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin], 2016, no. 47, pp. 53–72 (in Russ.).
- [6] Milekhin Yu.M., Klyuchnikov A.N., Popov V.S. Coupled problem of modeling the internal ballistics of nozzleless solid rocket motors. *Fizika goreniya i vzryva*, 2013, vol. 49, no. 5, pp. 77–85 (in Russ.). (Russ. ed.: *Combust. Explos. Shock Waves*, 2013, vol. 49, no. 5, pp. 575–582. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0010508213050092>)
- [7] Sabdenov K.O., Erzada M. Simulation of combustion of solid high-energy materials with account for erosive effects. *Fizika goreniya i vzryva*, 2019, vol. 55, no. 2, pp. 38–49. DOI: <https://doi.org/10.15372/FGV20190204> (in Russ.). (Eng. version: *Combust. Explos. Shock Waves.*, 2019, vol. 55, no. 2, pp. 156–166. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0010508219020047>)
- [8] Erokhnn B.T. Teoriya vnutrikamernykh protsessov i proektirovanie RDTT [The theory of intracamera processes and the design of RDTs]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991 (in Russ.).
- [9] Alanyalioglu C.O., Özyörük Y. Fully transient conjugate analysis of silica-phenolic charring ablation coupled with interior ballistics. *AIAA Propulsion and Energy Forum*, 2019. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-3958>
- [10] Koroteev A.S., red. Gazodinamicheskie i teplofizicheskie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva [Gasodynamic and thermophysical processes in solid rocket propulsion]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2004 (in Russ.).

Gogol D.V. — Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Koptev I.I. — Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — Fedotova K.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Please cite this article in English as:

Gogol D.V., Koptev I.I. Numerical simulation of the combustion products flow of energy condensed material in the flow path considering the erosion effect. *Politekhnicheskii molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2023, no. 01(78). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2023-01-860.html> (in Russ.).