https://doi.org/10.15350/17270529.2021.4.37

УДК 533+536.24

Исследование теплообмена в камере сгорания РДТТ в рамках модели гомогенного газа

Б Я. Бендерский, А. А. Чернова

Ижевский государственный технический университет имени М.Т. Калашникова, 426069, г. Ижевск, ул. Студенческая, 7

Аннотация. Статья посвящена анализу возможности применения модели гомогенного газа для корректного численного моделирования процессов сопряженного теплообмена в проточных трактах камеры сгорания твердотопливного ракетного двигателя. Моделирование проводилось на основе метода конечных объемов в рамках модели вязкого теплопроводного сжимаемого газа в открытой интегрируемой платформе OpenFOAM. Исследовалось корректность учета только конвективных потоков при расчете распределений коэффициента теплоотдачи. Анализ полученных данных показал, что применение допущения о гомогенности состава продуктов сгорания при исследовании внутренней газодинамики и теплообмена в дозвуковых областях КС РДТТ корректно и оправдано.

Ключевые слова: камера сгорания, внутренняя газодинамика, конвективный теплообмен, лучистый теплообмен, гомогенный газ, к-фаза.

✉ *Алена Чернова, e-mail: alicaaa@gmail.com*

Investigation of Heat Transfer in the Combustion Chamber of a Solid-Propellant Rocket Motor Within the Framework of the Homogeneous Gas Model

Boris B. Benderskiy, Alena A. Chernova

Kalashnikov Izhevsk State Technical University (7, Studencheskaya St., Izhevsk, 426069, Russian Federation)

Summary. The article analyzes the possibility of applying the homogeneous gas model for the correct numerical simulation of coupled heat transfer processes in the flow paths of the combustion chamber of a solid-propellant rocket engine. The estimation of the density value of heat flows assumes the solution of a conjugate problem of heat exchange in a three-dimensional statement taking into account the flow characteristics such as compressibility, anisotropy, heterogeneity and turbulence. To simplify the mathematical description of the intra-chamber processes it is necessary to make certain physically-based assumptions. The goal of the work is to evaluate the correctness of considering only convective heat flows at the transition from heterogeneous to homogeneous combustion products in mathematical modeling. In this case, the gas thermophysical parameters correspond to the real parameters of combustion products characteristic of subsonic flows occurring in the pre-nozzle volume of the combustion chamber of a solid-propellant rocket engine. In this work, a numerical simulation of the problem of conjugate heat transfer in the pre-nozzle volume of the combustion chamber of a solid-propellant rocket engine with a recessed nozzle was performed within the framework of a viscous thermally conductive compressible gas model. The simulation was carried out on the basis of the finite volume method. In the mathematical description of the intra-chamber processes occurring in the flow paths of the combustion chamber of a solid-propellant rocket engine system under consideration, an assumption was made about the properties of solid propellant combustion products. Namely, the amount of k-phase was assumed small and was not considered. The gas mixture was taken to be homogeneous and isotropic, the chemical kinetics of solid fuel was not considered. The combustion process of the solid fuel charge was not considered either and was replaced by distributed blowing. To describe the heat exchange between the outer wall of the combustion chamber and the environment, a model of natural convection was used that meets the conditions of the model blowdown. The correctness of the assumption about the homogeneity of combustion products and of the neglect of the radiant heat transfer in calculating the heat transfer coefficient on the impermeable surfaces of the combustion chamber was investigated. As a result of the calculations, the distributions of the heat transfer coefficient along the generatrix of a recessed nozzle were obtained; the comparison of the obtained results with the experimental data confirmed the correctness of the assumption made. The analysis of the data obtained shows that in the study of internal gas dynamics and heat transfer in the subsonic regions of a solid-propellant rocket engine the application of the assumption of the homogeneous composition of combustion products is correct and justified.

Keywords: combustion chamber, internal gas dynamics, convective heat exchange, radiant heat exchange, homogeneous gas, k-phase.

✉ *Alena Chernova, e-mail: alicaaa@gmail.com*

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время широко распространено применение в качестве топлив для твердотопливных ракетных двигателей (РДТТ) смесевых гетерогенных составов. При этом, согласно [1], металлизация топливных составов (дополнение пиротехнического состава металлами в различной дисперсной фракции) позволяет существенно повысить энергетические характеристики [2] твердого топлива. При этом в процессе сгорания (при работе РДТТ) металлы образуют тугоплавкие соединения, которые могут выпадать в виде конденсированных частиц [3, 4] (к-фазы). При движении таких частиц по потоку возможна как их взаимная коагуляция [5], так и их прикрепление к непроницаемым поверхностям камеры сгорания (стенкам, газоходам, потокоотклонителям, входным поверхностям утопленных сопловых блоков и т.д.). Поскольку частицы к-фазы имеют высокую температуру и являются источниками объемного тепловыделения, их движение, коагуляция, выпадение и взаимодействие с конструктивными элементами камеры сгорания (КС) сопряжено [6] с процессами теплопереноса как за счет конвекции, радиации, так и за счет кондуктивного теплообмена.

В виду высоких температур горения ракетного топлива и высоких скоростей потока продуктов сгорания одним из актуальных направлений в проектировании РДТТ остается тепловая защита конструктивных элементов камеры сгорания. При этом, согласно [7 – 10], для выбора типа теплозащитного материала, как и расчета толщины слоя теплозащитных покрытий необходима информация об интенсивности реализуемых вблизи защищаемых конструктивных элементов тепловых потоков. Оценка величины плотности тепловых потоков [11] предполагает решение сопряженной задачи теплообмена в пространственной постановке с учетом реализуемых режимов течений (сжимаемости, неизотропности, гетерогенности, турбулентности).

В современных работах вопросы изучения процессов теплообмена в КС РДТТ освещены слабо [12 – 17]. Численно теплофизические процессы в проточных трактах КС РДТТ изучены в [12 – 18], но в данных работах отсутствуют критериальные соотношения либо какие-либо зависимости, полезные для инженерной практики. В работе [13] показана как трехмерность течения в предсопловом объеме и камере сгорания, так и необходимость уточнения известных методик расчета коэффициента конвективной теплоотдачи вблизи соплового дна. Так работа [19] содержит результаты численного моделирования течения гетерогенного рабочего тела, включая частицы конденсированной фазы, в КС РДТТ с диафрагмой. В данной работе выявлено и показано влияние геометрии диафрагмы на распределение конденсированной фазы в проточных трактах КС. В работе [20] представлены результаты комплексного численного исследования нестационарных внутрикамерных процессов в РДТТ, протекающих при выходе на двигателя на режим. Предложенная математическая модель и пакет прикладных программ позволяют учитывать лучистый теплообмен в КС, однако оценки тепловых потоков в работе [21] не приведены.

Известны отдельные численные исследования лучистого теплообмена в камере сгорания с учетом гетерогенности рабочих сред [22], где показана несогласованность и низкая точность распространенных инженерных методик для оценки лучистого теплообмена в КС. Таким образом, вопросы учета лучистого и кондуктивного теплообмена в КС РДТТ остаются недостаточно изученными, а задача формирования физически корректных допущений для упрощения математического описания внутрикамерных процессов – актуальной.

Целью данной работы является оценка корректности учета только конвективных тепловых потоков при переходе в рамках математического моделирования от гетерогенных продуктов сгорания к гомогенным, при соответствии теплофизических параметров газа реальным параметрам продуктов сгорания, для дозвуковых течений, реализуемых в предсопловом объеме КС РДТТ.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Рассматривается течение продуктов сгорания твердого топлива, поступающих с поверхности канала заряда при его горении в проточные тракты камеры сгорания и отбирающихся через утопленное сопло. Расчетная область представлена на рис. 1.

Поступающие с поверхности заряда продукты сгорания (ПС) имеют высокую температуру и движутся по каналу к соплу, при этом в силу рассматриваемой формы канала заряда твердого топлива в области входной поверхности происходит взаимодействие разнонаправленных потоков газа, что обуславливает разворот части потока продуктов сгорания в области входа в сопло.

Наблюдается обусловленная геометрией канала заряда твердого топлива турбулизация потока. Поскольку рассматриваемая КС снаряжена утопленным соплом, течение ПС в предсопловом объеме характеризуется высокими скоростями (более 0.4 М). Таким образом, математическое описание внутрикамерных процессов, протекающих в проточных трактах КС, должно строиться с учетом сжимаемости и турбулентности продуктов сгорания.

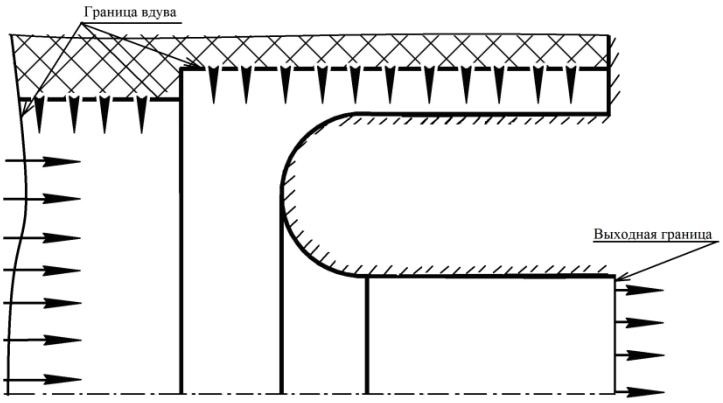


Рис. 1. Расчетная область
Fig. 1. Calculation domain

Необходимо отметить, что при математическом описании внутрикамерных процессов, протекающих в проточных трактах рассматриваемой КС РДТТ вводится допущение о свойствах продуктов сгорания твердого топлива, а именно – количество к-фазы в ПС полагается малым и не учитывается, а газовая смесь считается гомогенизированной и изотропной, химическая кинетика твердого топлива не учитываются. Процесс горения заряда твердого топлива не учитывается и заменяется распределенным вдувом. Скорость вдува с поверхностей массоподвода рассчитывается по скорости горения $\rho_f u_f = \rho_g U_g$, где нижние индексы "f" соответствуют твердому топливу, а "g" – продуктам сгорания.

Для описания процесса теплообмена между внешней стенкой камеры сгорания и окружающей средой применяется модель естественной конвекции, отвечающая условиям модельной продувки [17]. Температура окружающей среды считается постоянной и определена в соответствии с температурой воздуха при продувке (300 К), а коэффициент теплоотдачи α определяется из критериального уравнения $Nu = 0.15\ (GrPr)^{0.33}$.

Тогда система уравнений сохранения, дополненная уравнением состояния и теплопроводности, имеет вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + div(\rho \bar{u}) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}) + div(\rho \bar{u}\bar{u}) = Div(P) + \rho \bar{F} \tag{2}$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + div(\rho E\bar{u}) = div(P\bar{u}) - div(\bar{q}) + \rho\bar{F}\bar{u} \quad (3)$$

$$p = \rho RT \quad (4)$$

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = div(\lambda grad(T)), \quad (5)$$

где ρ – плотность; $\bar{u}$ – вектор скорости; P – тензор напряжений; $\bar{F}$ – внешняя объемная сила; E – полная энергия; $\bar{q}$ – тепловой поток; p – давление; T – температура; R – удельная газовая постоянная, C_p – удельная теплоемкость, λ – коэффициент теплопроводности.

Для моделирования турбулентных течений система уравнений (1) – (5) осреднялась по Фавру и Рейнольдсу [22] и замыкалась двухзонной моделью турбулентности Ментера SST [23].

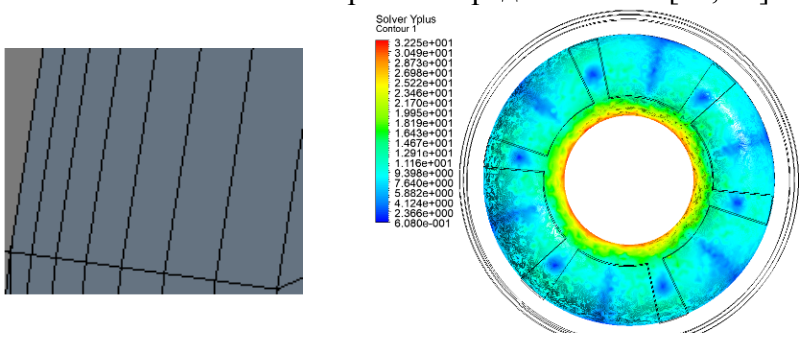
Рассматриваемая задача о теплообмене в области входной части утопленного соплового блока (рис. 1) имеет экспериментальное описание [17], основанное на обобщении результатов физического моделирования при снаряжении экспериментального двигателя [17] шашками баллиститного и смесевого топлива. Необходимо отметить, что применение в рамках физического моделирования составов твердого топлива различных типов позволяет в рамках валидации оценить влияние используемого при математическом описании внутрикамерных процессов допущения о свойствах ПС на точность расчета тепловых потоков в КС. Методика проведения эксперимента позволяла измерять тепловые и радиационные потоки на входной поверхности сопла. Типоразмеры рассматриваемых конструктивных элементов модельной установки, включая размеры каналов зарядов ТРТ, приведены в [17].

Рабочее тело – ПС с показателем адиабаты k = 1.2 и температурой горения T=2500 K.

Граничные условия определены следующим образом:

1. На поверхностях каналов заряда задаются температура и расход ПС.
2. На твердых непроницаемых поверхностях задаются условия прилипания и непротекания.
3. Между границей твердого тела и ПС ставится граничное условие IV рода.
4. На срезе сопла задаются мягкие граничные условия.
5. На внешних поверхностях стенок КС задаются граничные условия III рода.

Дискретизация расчетной области производиться с использованием неструктурированных сеток, состоящих из 4.62 млн. шестигранников, а также призматических ячеек (82000 ячеек) для разрешения пристеночных течений. Укрупненное изображение пограничного слоя, как и отношение положения первой расчетной ячейки относительно толщины пограничного слоя, характеризуемое параметром y+, приведены на рис. 2. Верификация численных схем и алгоритмов представлена в [22, 24].



***a*)** ***b*)**

Рис. 2. Призматические пристеночные слои (*a*) и распределение y+ по входной поверхности утопленного сопла (*b*)

Fig. 2. Prismatic near-wall layers (a), and the y+ distribution on the inlet surface of the recessed nozzle (b)

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Сравнение расчетных и экспериментальных распределений коэффициента теплоотдачи по образующей утопленного сопла приведено на рис. 3.

Из рис. 2 видно, что применение допущения о свойствах рабочего тела и вида учитываемого теплообмена, для области дозвуковых скоростей (до входа потока продуктов сгорания в утопленное сопло) не приводит к существенным отклонениям величины коэффициента теплоотдачи по образующей утопленного сопла вплоть до критического сечения сопла. Среднее отклонение расчетных данных от экспериментальных значений коэффициента теплоотдачи, полученных при использовании смесевого топлива, составляет 27 % при разбросе параметров измерения до 48 % (при этом, занижение тепловых потоков в области соплового дна, относительно коэффициента теплоотдачи для смесевого топлива, не превышает 21 %). Среднее отклонение расчетных данных от экспериментальных значений коэффициента теплоотдачи, полученных при использовании баллиститного топлива, составляет 24 % при разбросе параметров измерения до 34 % (при этом, занижение тепловых потоков в области соплового дна, относительно коэффициента теплоотдачи для смесевого топлива, не превышает 17 %).

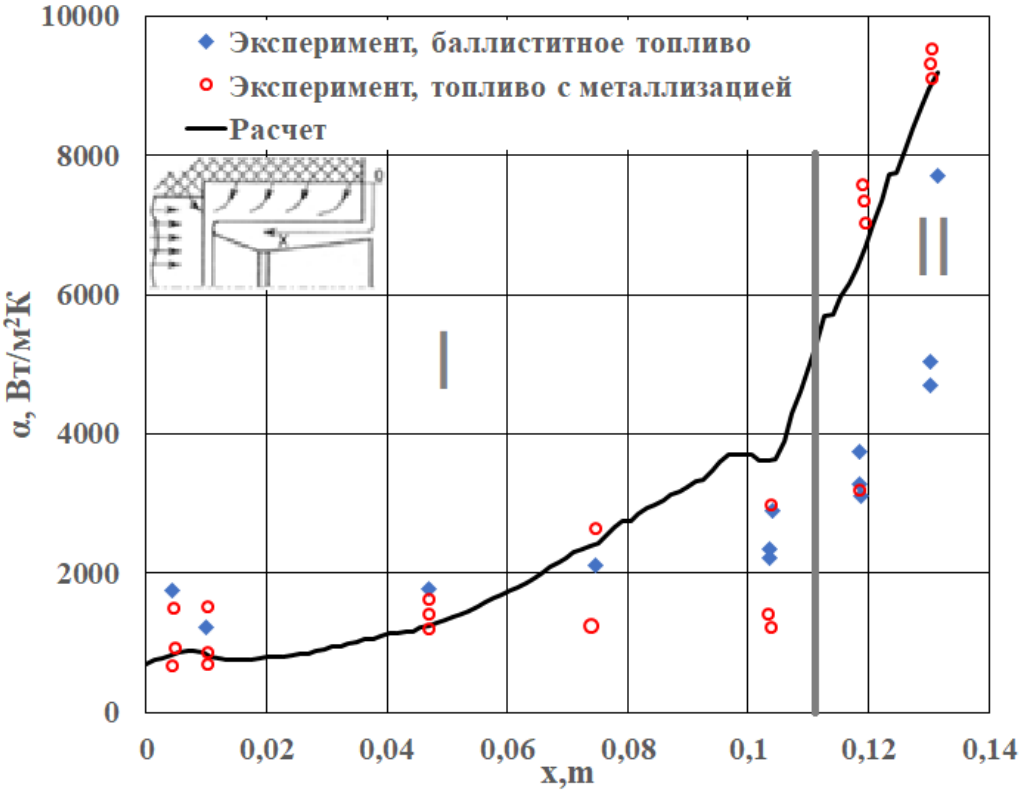


Рис. 3. Распределение α по образующей утопленого сопла, где:
I – область дозвукового потока, II – область транс- и сверхзвукового потока
Fig. 2. Distribution of α along the recessed nozzle formation, where:
I - subsonic flow region, II - transonic and supersonic flow region

Экспериментальные данные (рис. 3, точки) подтверждают преобладание в ПО КС ЭУ конвективных потоков с одной стороны и позволяют оценить вклад лучистого теплообмена в потоке с твердыми частицами с объемным выделением тепла от к-фазы в створе утопленного сопла как 20 – 25 % в дозвуковой области и 45 – 60 % в транс- и сверхзвуковой областях.

Таким образом, применение допущения о гомогенности состава продуктов сгорания при исследовании внутренней газодинамики и теплообмена в дозвуковых областях КС РДТТ корректно и оправдано.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе проведено численное моделирование задачи сопряженного теплообмена в предсопловом объеме камеры сгорания РДТТ с утопленным соплом в рамках модели вязкого теплопроводного сжимаемого газа. Исследована корректность допущения о гомогенизированных продуктах сгорания и не учете лучистого теплообмена при расчете коэффициента теплоотдачи на непроницаемых поверхностях КС. В результате расчетов были получены распределения коэффициента теплоотдачи по образующей утопленного сопла, сравнение которых с экспериментальными данными подтвердило корректность введенного допущения. Также результаты анализа известных экспериментальных данных позволили оценить вклад лучистого теплообмена в потоке с твердыми частицами с объемным выделением тепла от к-фазы в створе утопленного сопла как 20 – 25 % в дозвуковой области и 45 – 60 % в транс- и сверхзвуковой областях.

Исследование выполнено при финансовой поддержке ИжГТУ имени М.Т. Калашникова в рамках выполнения научного проекта №ЧАА/20-30-07.

This work was supported by the Kalashnikov Izhevsk State Technical University within the framework of a scientific project (Project No.ЧАА/20-30-07).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Коротких А. Г., Архипов В. А., Глотов О. Г., Сорокин И. В. Влияние добавок ультрадисперсного порошка металла на характеристики горения ВЭМ // Химическая физика и мезоскопия. 2016. Т. 18, № 2. С. 179-186.

2. Булгаков В. К., Липанов А. М. Теория эрозионного горения твердых ракетных топлив. М.: Наука, 2001. 138 с.

3. Абдуллин А. А., Крюков В. Г., Березовская К. А. Применение собственных значений в задачах расчета процессов горения // Материалы XI международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2016), 25-31 мая 2016, Алушта. М.: Изд-во МАИ, 2016. С. 116-118.

4. Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 272 с.

5. Малинин В. И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих. Екатеринбург-Пермь: УрО РАН, 2006. 260 с.

6. Липанов А. М., Бобрышев В. П., Алиев А. В., Спиридонов Ф. Ф., Лисица В. Д. Численный эксперимент в теории РДТТ. Екатеринбург: УИФ Наука, 1994. 301 с.

7. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. Учебник для авиационных специальностей вузов / Под общ. ред. В.С. Авдуевского, В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.

8. Коротеев А. С. Газодинамические и теплофизические процессы в РДТТ. М.: Машиностроение, 2004. 512 с.

9. Липанов А. М. Внутренняя баллистика РДТТ/РАРАН / А.В. Алиев и др.; под ред. А.М. Липанова и Ю.М. Милёхина. М.: Машиностроение, 2007. 504 с.

10. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 328 с.

11. Алиев А. В., Мищенкова О. В., Черепов И. В. Нестационарные внутрикамерные процессы в твердотопливных регулируемых двигательных установках // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: машиностроение. 2016. № 4(109). С.24-39. http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2016-4-24-39

12. Бендерский Б. Я., Тененев В. А. Пространственные дозвуковые течения в областях со сложной геометрией // Математическое моделирование. 2001. Т. 13, № 8. С. 121-127.

13. Винник А. Л., Дуреев В. А. Оценка коэффициента конвективной теплоотдачи // Системи обробки інформації. 2001. № 2(12). С. 161-162.

14. Волков К. Н., Денисихин С. В., Емельянов В. Н. Газовая динамика утопленного сопла при его смещении в радиальном направлении // Инженерно-физический журнал. 2017. Т. 90, № 4. С. 979-987.

15. Волков К. Н., Емельянов В. Н. Расчет турбулентного двухфазного течения в области натекания потока на тело // Инженерно-физический журнал. 1998. Т. 71, № 4. С. 599-605.

16. Волков К. Н., Емельянов В. Н. Численное исследование турбулентного двухфазного течения вблизи критической точки // В сб. Внутрикамерные процессы, горение и газовая динамика дисперсных систем. СПб.: Изд-во БГТУ, 1995. С. 94-96.

17. Савельев С. К., Емельянов В. Н., Бендерский Б. Я. Экспериментальные методы исследования газодинамики РДТТ. СПб.: Недра, 2007. 267 с.

18. Анисимов В. А., Волков К. Н., Денисихин С. В., Емельянов В. Н. Моделирование задач внутренней баллистики энергоустановок средствами современных вычислительных пакетов // Химическая физика и мезоскопия. 2006. Т. 8, № 3. С. 327-335.

19. Дунаев В.А., Евланов А.А. Течение газа в ракетном двигателе твердого топлива с диафрагмой // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2014. № 12-1. С. 58-63.

20. Амарантов Г. Н., Егоров М. Ю., Егоров С. М., Егоров Д. М., Некрасов В. И. Численное моделирование внутрикамерных процессов при выходе на режим работы ракетного двигателя твёрдого топлива \\ Вычислительная механика сплошных сред. 2010. Т. 3, № 3. С. 5-17.

21. Сафонова Д. Б. Исследование существующих методик расчета радиационного теплового потока в камере ракетного двигателя на твердом топливе // Молодежный научно-технический вестник. 2012. № 6, 9. http://ainsnt.ru/doc/476148.html

22. Benderskiy B., Frankovsky P, Chernova A. Numerical simulation of intrachamber process in the power plant // Applied Sciences, 2021, vol. 11(11), 4990(12 p.). https://doi.org/10.3390/app11114990

23. Menter F. R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Proc. 4th. Int. Symp. on Turbulence, Heat and Mass Transfer, Begell House, 2003, pp. 625-632.

24. Бендерский Б. Я., Чернова А. А. Особенности теплообмена в предсопловом объеме РДТТ с зарядами сложной формы // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 2. С. 277-284.

REFERENCES

1. Korotkikh A. G., Arkhipov V. A., Glotov O. G., Sorokin I. V. Vliyanie dobavok ul'tradispersnogo poroshka metalla na harakteristiki goreniya VEM [Effect of metal ultrafine powders on the hem combustion characteristics]. *Khimicheskaya fizika i mezoskopiya* [Chemical Physics and Mesoscopy], 2016, vol. 18, no. 2, pp. 179-186. (In Russian).

2. Bulgakov V. K., Lipanov A. M. *Teoriya erozionnogo goreniya tverdyh raketnyh topliv* [Theory of Solid Rocket Fuel Erosion Combustion]. Moscow: Nauka Publ., 2001. 138 p.

3. Abdullin A. A., Kryukov V. G., Berezovskaya K. A. Primenenie sobstvennyh znachenij v zadachah rascheta processov goreniya [Application of eigenvalues in calculation problems of combustion processes]. *Materialy XI mezhdunarodnoy konferentsii po neravnovesnym protsessam v soplakh i struyakh (NPNJ'2016)* [Proceedings of the XI International Conference on Nonequilibrium Processes in Nozzles and Jets (NPNJ'2016], 2016, Alushta. Moscow: MAI Publ., 2016, pp. S.116-118. (In Russian).

4. Abugov D. I., Bobylev V. M. *Teoriya i raschet raketnyh dvigatelej tverdogo topliva* [Theory and calculation of solid propellant rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 272 p.

5. Malinin V. I. *Vnutrikamernye processy v ustanovkah na poroshkoobraznyh metallicheskih goryuchih* [Intra-chamber processes in installations on powdered metal combustibles]. Yekaterinburg-Perm: UrO RAN Publ.,2006. 260 p.

6. Lipanov A. M., Bobryshev V. P., Aliev A. V., Spiridonov F. F., Lisica V. D. *Chislennyj eksperiment v teorii RDTT* [Numerical Experiment in SFRE Theory]. Yekaterinburg: UIF Nauka Publ., 1994. 301 p.

7. *Osnovy teploperedachi v aviacionnoj i raketno-kosmicheskoj tekhnike. Uchebnik dlya aviacionnyh special'nostej vuzov* [Fundamentals of Heat Transfer in Aviation and Rocket-Space Engineering. Textbook for aviation specialties of universities]. Ed. V.S. Avduevskogo, V.K. Koshkina. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1992. 528 p.

8. Koroteev A. S. *Gazodinamicheskie i teplofizicheskie processy v RDTT* [Gas-Dynamic and Thermophysical Processes in SFRE]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2004. 512 p.

9. Lipanov A. M. *Vnutrennyaya ballistika RDTT/RARAN* [Internal Ballistics of the SFRE] / A.V. Aliev i dr.; pod red. A.M. Lipanova i YU.M. Milyohina. Moscpw: Mashinostroenie Publ., 2007. 504 p.

10. Fahrutdinov I. H., Kotel'nikov A. V. *Konstrukciya i proektirovanie raketnyh dvigatelej tverdogo topliva* [Design and Engineering of Solid Propellant Rocket Engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 328 p.

11. Aliev A. V., Mishchenkova O. V., Cherepov I. V. Nestatsionarnye vnutrikamernye protsessy v tverdotoplivnykh reguliruemykh dvigatel'nykh ustanovkakh [Nonstationary Intra-Chamber Processes in Solid-Propellant Controlled Propulsion System]. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya: mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering], 2016, no. 4(109), pp. 24-39. (In Russian). http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2016-4-24-39

12. Benderskiy B. Ya., Tenenev V. A. Prostranstvennye dozvukovye techeniya v oblastyakh so slozhnoy geometriey [Spatial subsonic flows in areas with composite geometry]. *Matematicheskoe modelirovanie* [Mathematical Modeling], 2001, vol. 13, no. 8, pp. 121-127. (In Russian).

13. Vinnik A. L., Dureev V. A. Ocenka koefficienta konvektivnoj teplootdachi [Assessment of convective heat transfer coefficient]. *Sistemi obrobki informacii* [Information Processing Systems], 2001, no. 2(12), pp. 161-162. (In Ukraine).

14. Volkov K. N., Denisikhin S. V., Emel'yanov V. N. Gas dynamics of a recessed nozzle in its displacement in the radial direction. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2017, vol. 90, no. 4, pp. 932-940. (In Russian). https://doi.org/10.1007/s10891-017-1640-8

15. Volkov K. N., Emel'yanov V. N. Raschet turbulentnogo dvuhfaznogo techeniya v oblasti natekaniya potoka na telo [Calculation of turbulent two-phase flow in the flow area on the body]. *Inzhenerno-fizicheskij zhurnal* [Journal of Engineering Physics and Thermophysics], 1998, vol. 71, no. 4, pp. 599-605. (In Russian).

16. Volkov K. N., Emel'yanov V. N. Chislennoe issledovanie turbulentnogo dvuhfaznogo techeniya vblizi kriticheskoj tochki [Numerical study of turbulent two-phase flow near the critical point]. *V sb. Vnutrikamernye processy, gorenie i gazovaya dinamika dispersnyh system* [In Intrinsic Chamber Processes, Combustion and Gas Dynamics of Dispersed Systems]. Saint Petersburg: BGTU Publ., 1995, pp. 94-96. (In Russian).

17. Savel'ev S. K., Emel'yanov V. N., Benderskij B. Ya. Eksperimental'nye metody issledovaniya gazodinamiki RDTT [Experimental methods for studying the gas dynamics of SFRE].]. Saint Petersburg: Nedra Publ., 2007. 267 p.

18. Anisimov V. A., Volkov K. N., Denisihin S. V., Emel'yanov V. N. Modelirovanie zadach vnutrennej ballistiki energoustanovok sredstvami sovremennyh vychislitel'nyh paketov [Modelling of internal ballistic problems of power plants using modern computational packages] *Khimicheskaya fizika i mezoskopiya* [Chemical Physics and Mesoscopy], 2006, vol. 8, no. 3, pp. 327-335. (In Russian).

19. Dunaev V. A., Evlanov A. A. Techenie gaza v raketnom dvigatele tverdogo topliva s diafragmoj [Gas flow in a solid rocket motor with a diaphragm]. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki* [Proceedings of Tula State University. Technical Sciences], 2014, no. 12-1, pp. 58-63. (In Russian).

20. Amarantov G. N., Egorov M. Y., Egorov S. M., Egorov D. M., Nekrasov V. I. Chislennoe modelirovanie vnutrikamernyh processov pri vyhode na rezhim raboty raketnogo dvigatelya tvyordogo topliva. [Numerical modeling of intrachamber processes at the output settlement mode of a solid propellant rocket engine]. *Vychislitel'naya mekhanika sploshnyh sred* [Computational Continuum Mechanics], 2010, vol. 3, no. 3, pp. 5-17. (In Russian).

21. Safonova D. B. Issledovanie sushchestvuyushchih metodik rascheta radiacionnogo teplovogo potoka v kamere raketnogo dvigatelya na tverdom toplive [Investigation of existing methods for calculating the radiation heat flux in the solid propellant rocket engine chamber]. *Molodezhnyj nauchno-tekhnicheskij vestnik* [Youth Scientific and Technical Bulletin], 2012, no. 6, 9. (In Russian). http://ainsnt.ru/doc/476148.html

22. Benderskiy B., Frankovsky P, Chernova A. Numerical simulation of intrachamber process in the power plant. *Applied Sciences*, 2021. vol. 11(11), 4990(12 p.). https://doi.org/10.3390/app11114990

23. Menter F. R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. *Proc. 4th. Int. Symp. on Turbulence, Heat and Mass Transfer*, Begell House, 2003, pp. 625-632.

24. Benderskiy B. Y., Chernova A. A. Features of heat transfer in a pre-nozzle volume of a solid-propellant rocket motor with charges of complex shapes. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 265-272. (In Russian). https://doi.org/10.1134/S0869864318020129

Поступила 04.10.2021; после доработки 28.10.2021; принята к опубликованию 01.11.2021
Received 04 October 2021; received in revised form 28 October 2021; accepted 01 November 2021

***Бендерский Борис Яковлевич**, доктор технических наук, профессор, ИжГТУ имени М.Т. Калашникова, Ижевск, Российская Федерация*

***Boris B. Bendersky**, Dr. Sci. (Techn.), Professor, Kalashnikov Izhevsk State Technical University, Izhevsk, Russian Federation*

***Чернова Алена Алексеевна**, кандидат технических наук, доцент, ИжГТУ имени М.Т. Калашникова, Ижевск, Российская Федерация, e-mail: alicaaa@gmail.com*

***Alena A. Chernova**, Cand. Sci. (Techn.), Associate Professor, Kalashnikov Izhevsk State Technical University, Izhevsk, Russian Federation, e-mail: alicaaa@gmail.com*