

Научная статья

УДК 533

doi: 10.17223/19988621/90/11

Исследование газодинамики горения смесового твёрдого топлива при колебаниях давления

Алексей Юрьевич Крайнов¹, Ксения Михайловна Моисеева²

^{1,2} Томский государственный университет, Томск, Россия

¹ akrainov@ftf.tsu.ru

² Moiseeva_KM@t-sk.ru

Аннотация. Представлены результаты численного исследования нестационарной скорости горения твёрдых ракетных топлив при гармоническом изменении давления над поверхностью горения. Получены зависимости амплитуды колебаний скорости горения от частоты колебаний давления. Зависимость амплитуды изменения скорости горения от частоты изменения давления немонотонная: с ростом частоты колебаний давления амплитуда колебаний скорости сначала увеличивается, а затем уменьшается.

Ключевые слова: твёрдое топливо, математическая модель, колебания давления, нестационарная скорость горения, амплитуда скорости горения

Благодарности: Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РНФ 24-21-00071.

Для цитирования: Крайнов А.Ю., Моисеева К.М. Исследование газодинамики горения смесового твёрдого топлива при колебаниях давления // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2024. № 90. С. 130–139. doi: 10.17223/19988621/90/11

Original article

A study of the gas dynamics of combustion of a mixed solid propellant with pressure fluctuations

Aleksey Yu. Krainov¹, Kseniya M. Moiseeva²

^{1,2} Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation

¹ akrainov@ftf.tsu.ru

² Moiseeva_KM@t-sk.ru

Abstract. The non-stationary burning rate of a solid rocket propellant under harmonic variations in pressure over the combustion surface is studied. The physical and mathematical model is based on the equations of heat transfer and oxidizer decomposition in the solid phase, and on the flow model for the reacting products of solid propellant gasi-

fication. Calculations are carried out for the unsteady burning rate of mixed solid propellants with harmonic pressure variations over the combustion surface. The dependence of the amplitude of the burning rate fluctuations on the frequency of the pressure variations are obtained. The amplitude of the burning rate varies non-monotonically with frequency. As the frequency increases, the amplitude first increases and then decreases. At a frequency of pressure variation with a semi-period greater than or equal to the characteristic time of relaxation for heat transfer in solid propellants, the instantaneous burning rate at the lowest point of the pressure curve is lower than the equilibrium value and is higher at the highest point. At high frequencies, the burning rate exceeds the corresponding equilibrium value at minimum pressure and is lower than the equilibrium value at maximum pressure.

Keywords: solid propellant, mathematical model, pressure fluctuations, unsteady burning rate, burning rate amplitude

Acknowledgments: This study was financially supported by the Russian Science Foundation (project No. 24-21-00071).

For citation: Krainov, A.Yu., Moiseeva, K.M. (2024) A study of the gas dynamics of combustion of a mixed solid propellant with pressure fluctuations. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 90. pp. 130–139. doi: 10.17223/19988621/90/11

Введение

Одна из сложных и важных задач теории горения – определение динамики скорости горения твердого ракетного топлива при изменении давления в камере сгорания при больших скоростях изменения давления. Феноменологическая теория нестационарного горения [1, 2] не позволяет определить изменение скорости горения при больших скоростях изменения давления [3, 4]. В ракетных двигателях на твердом топливе могут возникать колебания давления. На это влияют разные факторы: размер камеры, свойства топлива и давление в ней [5, 6]. Для экспериментального изучения данного явления используют Т-камеру [7, 8]. Частота изменения давления в камере может варьировать от 100 до 1 000 и более колебаний в секунду. Причина таких колебаний – акустическая проводимость топлива [7].

Авторы [9] представили результаты измерения нестационарной скорости горения гомогенного и модельного смешанного твердых топлив при резком сбросе давления в полужамкнутом объеме. В зависимости от глубины и скорости сброса давления выделено пять характерных переходных режимов: квазистационарный, слабо квазистационарный, колебательный, режим «гашение – повторное воспламенение», полное погасание. В работе [10] представлены результаты исследования влияния дисперсности порошка алюминия в составе конденсированных систем на характеристики зажигания и нестационарного горения. Показано, что задержка времени зажигания и температура поверхности горения уменьшаются при уменьшении размера частиц, а замена нанодисперсных порошков на порошки микронных размеров вызывает рост акустической проводимости. Отмечено, что увеличение содержания порошка алюминия в составе топлива приводит к стабилизации процесса горения. В [11] предложено модельное уравнение для расчета нестационарной колебательной скорости горения твердого ракетного топлива. Результаты расчетов по модели полностью согласуются с результатами

расчетов по феноменологической теории нестационарного горения Б.В. Новожилова [1].

В [12] представлен разработанный подход теоретического исследования акустической неустойчивости рабочего процесса в РДТТ, основанный на решении системы уравнений газовой динамики продуктов сгорания топлива в камере сгорания. Течение в камере сгорания представляется в виде суперпозиции стационарного и пульсационного течений в предположении, что амплитуда колебаний в камере сгорания существенно меньше величин, характерных для стационарного течения [12]. Для определения пульсационных составляющих параметров состояния продуктов сгорания решаются уравнения для эволюции возмущения, искусственно вносимого в камеру сгорания. При таком подходе экспериментально измеренная величина акустической проводимости используется в граничном условии на поверхности горения для уравнений, описывающих эволюцию возмущения давления. Развиваются подходы, основанные на модели нестационарных течений в камере сгорания и модели нестационарного горения топлива, позволяющие корректно описать взаимодействие возмущений давления с зоной горения твердого топлива [13–16].

Цель данной работы – проанализировать нестационарное горение смесового твердого топлива при гармоническом изменении давления над поверхностью горения. Эта задача может быть решена с использованием сопряженной модели горения твердого топлива, которая учитывает процессы переноса тепла как в твердой, так и в газовой фазе [13–16].

Физико-математическая модель

Смесовое твердое топливо (СТТ) состоит из смеси порошка перхлората аммония (ПХА) и бутилкаучука (БК). Когда такое топливо горит, под поверхностью образуется прогретый слой, в котором происходит экзотермическая химическая реакция разложения ПХА. По мере того как глубина превращения ПХА достигает определенного уровня, начинают образовываться газообразные продукты его разложения, которые оттекают от поверхности твердого топлива. В то же время с поверхности твердого топлива происходит испарение горючей связки (БК). Над поверхностью топлива происходит диффузионно-конвективное перемешивание паров связки и полупродуктов разложения ПХА, которые вступают в химические реакции. Экзотермическая химическая реакция в газовой фазе повышает температуру газа. На некотором расстоянии от поверхности все химические реакции завершаются. Математическая модель горения смесового твердого топлива, учитывающая описанную физическую картину горения, была сформулирована в [16] при условии, что массовая концентрация частиц бора равна нулю.

В математической модели заложены следующие предположения: газообразные продукты термического разложения перхлората аммония начинают образовываться на завершающем этапе последовательности реакций его необратимого распада, когда глубина полупревращения ПХА достигает значения 0,99. Предполагается, что реакция распада ПХА имеет первый порядок, а скорость реакции зависит от температуры по закону Аррениуса. Для конденсированной фазы, при $x < 0$, были записаны уравнения теплопроводности и глубины полупревращения перхлората аммония.

В процессе горения давление над поверхностью горения изменяется в соответствии с заданным законом во времени. Теплофизические характеристики твердой фазы не зависят от температуры и определяются компонентным составом СТТ. При разогреве связка испаряется с поверхности топлива с известной величиной теплоты испарения. Учитывается расширение газа при его нагревании. Молекулярная масса газа остается постоянной. Параметры состояния газа подчиняются уравнению состояния идеального газа.

В физико-математической модели над поверхностью твердого топлива уравнения сохранения массы, импульса и энергии для сжимаемого газа с учетом теплопроводности, уравнения баланса массы окислителя в газе с учетом диффузии и уравнение состояния газа образуют систему уравнений. Поверхность смесового твердого топлива соответствует координате $x = 0$. На поверхности топлива ставятся граничные условия сопряжения, которые описывают сохранение потоков энергии и массы компонентов. На правой границе области предполагается истечение продуктов сгорания в объем с заданным давлением, которое может меняться во времени.

В условиях математической постановки задачи [16] при отсутствии порошка бора в составе твердого топлива в настоящей статье исследовано влияние колебаний давления газа над поверхностью топлива на изменение скорости горения СТТ. Скорость химической реакции в газовой фазе над поверхностью горючего вещества описывается законом Аррениуса, при этом порядок реакции обозначается как n_g :

$$W_{ch} = \rho_{ox}^{n_g} k_0 \exp\left(-\frac{E_a}{R_u T_g}\right), \quad (1)$$

где ρ_{ox} – парциальная плотность окислителя, k_0 – предэкспоненциальный множитель, E_a – энергия активации, R_u – универсальная газовая постоянная, T_g – температура газа.

В работе [16] описан метод численного решения системы уравнений математической модели с использованием численного метода С.К. Годунова [17].

Результаты параметрических расчетов и обсуждение

Численное решение задачи выполнено при следующих значениях физических величин [16]: $Q = 4.26$ МДж/кг, $E_a = 189$ кДж/моль, $c_{pg} = 1466.5$ Дж/(кг·К), $c_{vg} = 1202$ Дж/(кг·К), $R_g = 264.5$ Дж/(кг·К), $\lambda_g = 0.5$ Вт/(м·К), $\eta = 2 \cdot 10^{-5}$ Па·с. Теплофизические и кинетические характеристики СТТ задавались равными $Q_c = 0.7$ МДж/кг, $k_c = 6.3 \cdot 10^8$ с⁻¹, $E_c = 100$ кДж/моль, $\lambda_c = 0.5$ Вт/(м·К). Доля окислителя в составе твердого топлива задавалась равной $\alpha_{ox} = 64\%$, доля связки – $\alpha_f = 0.36\%$. Плот-

ность твердого топлива определялась через его состав: $\rho_c = \frac{1}{\alpha_{ox}/\rho_{ox} + \alpha_f/\rho_f}$,

где $\rho_{ox} = 1950$ кг/м³, $\rho_f = 1270$ кг/м³. Порядок реакции в законе Аррениуса равен n_g . Давление газа над поверхностью горения задавалось равным 10.0 МПа. Теплофизические параметры СТТ с $n_g = 1$ задавались для модельного твердого топлива, которое горит при давлении 10 МПа со скоростью 13.4 мм/с. Для топлива, у которого порядок реакции в законе Аррениуса имеет величину $n_g = 1.5$, предполагалось,

что оно горит при давлении 10 МПа с такой же скоростью. В этом случае подбиралась величина предэкспоненциального множителя в законе Аррениуса, при которой скорость горения топлива при 10 МПа также имеет величину 13.4 мм/с. Известно, что скорость горения твердых топлив от давления пропорциональна p^ν , где величина $\nu = n_g/2$ [16]. При $n_g = 1$ ($\nu = 0.5$) величина предэкспоненциально-го множителя задавалась равной $k_{05} = 9.8 \cdot 10^9 \text{ с}^{-1}$, при $n_g = 1.5$ ($\nu = 0.75$) величина предэкспоненциального множителя задавалась равной $k_{05} = 5.8 \cdot 10^9 (\text{с}^{-1} \cdot \text{кг}^{-0.5} \cdot \text{м}^{1.5})$.

На рис. 1–6 представлены результаты численного исследования задачи. На рис. 1 показана структура волны горения топлива при постоянном давлении над поверхностью. Рисунок 1, а построен для $n_g = 1$, рис. 1, б – для $n_g = 1.5$.

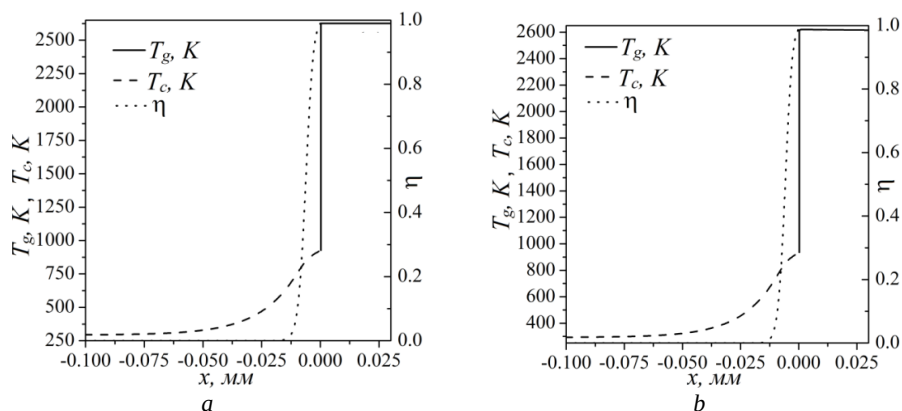


Рис. 1. Структура волны горения в стационарном режиме: а – $n_g = 1$, б – $n_g = 1.5$.
Давление над поверхностью твердого топлива – 10 МПа

Fig. 1. Structure of a combustion wave in a steady state: n_g = (a) 1 and (b) 1.5.
The pressure over the solid propellant surface is 10 MPa

На рис. 2–3 представлены зависимости скорости горения твердого топлива от времени, построенные при разной частоте колебаний давления над поверхностью топлива при двух значениях n_g .

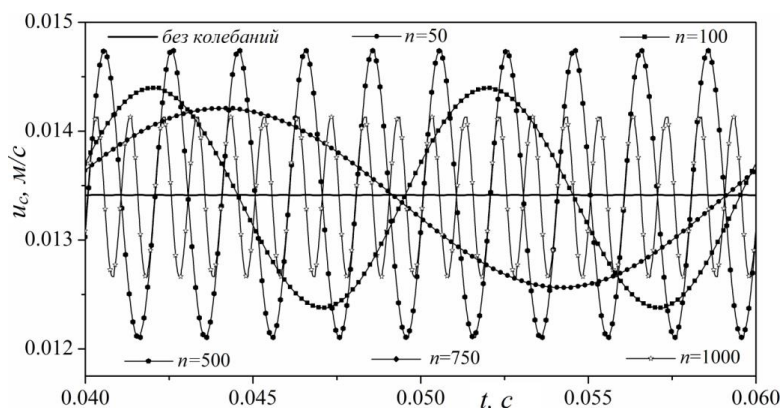


Рис. 2. Зависимость скорости горения твердого топлива от времени при $n_g = 1$
Fig. 2. Time dependence of the burning rate of the solid propellant for $n_g = 1$

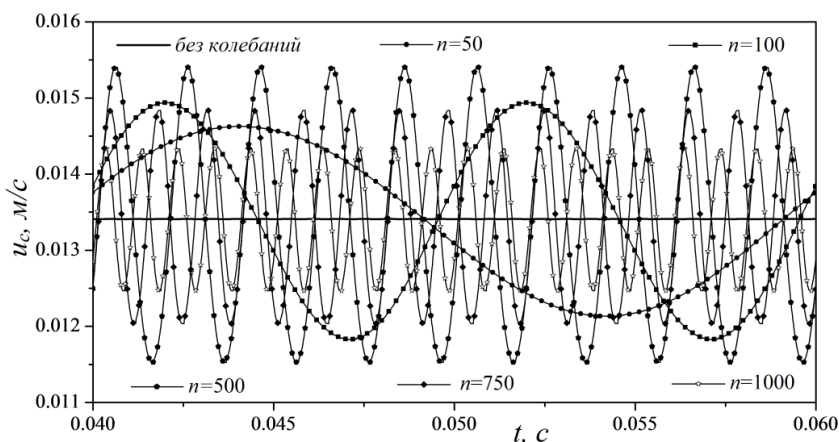


Рис. 3. Зависимость скорости горения твердого топлива от времени при $n_g = 1.5$
Fig. 3. Time dependence of the burning rate of the solid propellant for $n_g = 1.5$

Согласно рис. 2, 3 для порядка реакции в газовой фазе $n_g = 1.5$ амплитуда изменения скорости горения смешанного твердого топлива из-за изменения давления выше, чем при $n_g = 1$. На рис. 2, 3 скорости горения построены при различных величинах частоты колебаний давления над поверхностью топлива. Получено, что максимальная амплитуда скорости горения соответствует частоте колебаний 500 при двух значениях порядка реакции в газовой фазе.

На рис. 4, 5 представлены зависимости скорости горения смешанного твердого топлива от времени совместно с зависимостями давления газа над поверхностью твердого топлива от времени при двух величинах порядка реакции в газовой фазе. Согласно рис. 4, 5 имеет место смещение максимума скорости горения смешанного твердого топлива от максимума давления газа над поверхностью топлива.

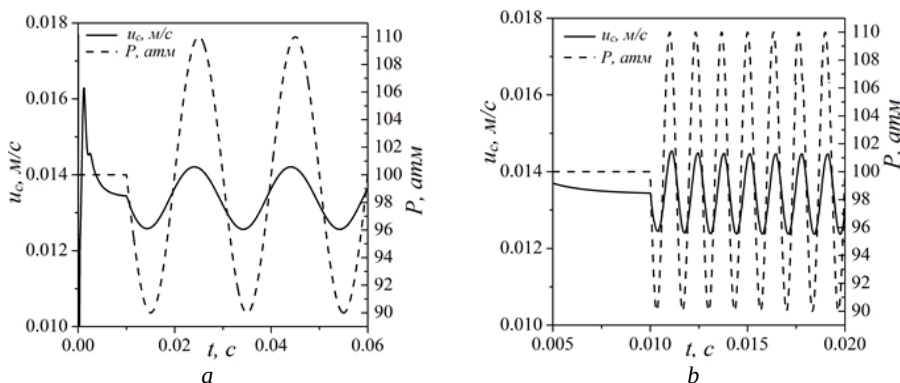


Рис. 4. Зависимость скорости горения смешанного твердого топлива (сплошная линия) и давления газа над поверхностью топлива (пунктир) от времени при $n_g = 1$.
 Частота колебаний равна 50 (а), 750 (б)

Fig. 4. Time dependences of the burning rate of the mixed solid propellant (solid line) and gas pressure over the propellant surface (dashed line) for $n_g = 1$. The oscillation frequency is (a) 50 and (b) 750

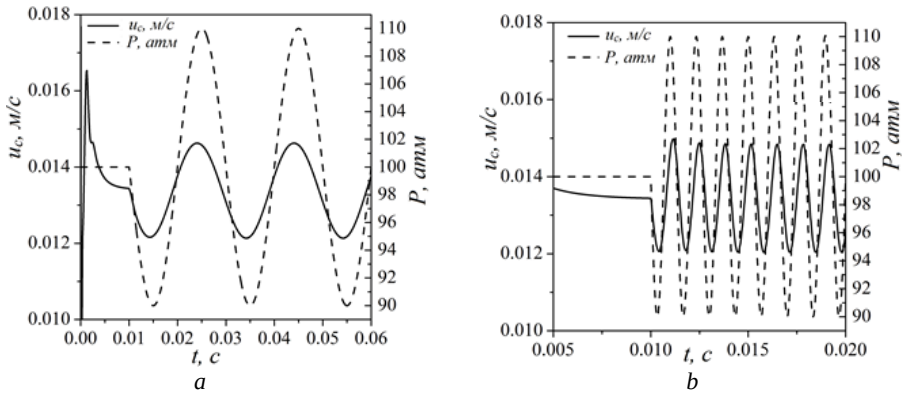


Рис. 5. Зависимость скорости горения смешанного твердого топлива (сплошная линия) и давления газа над поверхностью топлива (пунктир) от времени при $n_g = 1.5$.
Частота колебаний равна 50 (а), 750 (б)

Fig. 5. Time dependences of the burning rate of the mixed solid propellant (solid line) and gas pressure over the propellant surface (dashed line) for $n_g = 1.5$. The oscillation frequency is (a) 50 and (b) 750

Из сравнения рис. 4, 5 видна разница в амплитудах колебаний скорости горения смешанного твердого топлива в зависимости от частоты колебаний давления и показателя в законе горения газа.

Из серии расчетов была определена зависимость максимальной и минимальной мгновенной скорости горения смешанного твердого топлива от частоты колебаний давления над поверхностью топлива. Результаты представлены на рис. 6.

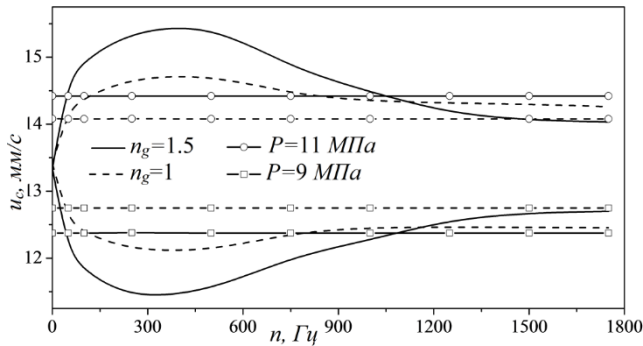


Рис. 6. Зависимость максимальной и минимальной скорости горения смешанного твердого топлива при колебаниях давления над поверхностью твердого топлива

Fig. 6. Maximum and minimum burning rate of the mixed solid propellant as a function of pressure fluctuations over the solid propellant surface

На рис. 6 верхние ветви кривых соответствуют максимальным, нижние – минимальным мгновенным значениям скорости горения твердого топлива при соответствующих частотах колебаний давления газа над поверхностью топлива. Сплошные линии соответствуют показателю степени в законе горения газа $n_g = 1.5$, пунктирные – показателю степени $n_g = 1.0$. Прямыми линиями с символами показаны значения скорости горения смешанных составов при давлении 9 МПа (линии

с квадратными фигурами) и 11 МПа (линии с круглыми фигурами). Из сопоставления кривых на рис. 6 видно, что экстремумы функций, описывающих зависимость мгновенных максимальной и минимальной скорости горения смесового твердого топлива при колебаниях давления над поверхностью твердого топлива, реализуются при одних и тех же величинах частоты колебаний давления над поверхностью топлива. При этом при увеличении частоты колебаний значения экстремумов скорости горения твердого топлива становятся близкими для двух выбранных порядков реакции в газе над поверхностью топлива. С увеличением частоты колебаний значения мгновенных значений максимальной и минимальной скорости горения твердого топлива стремятся к установившимся и не зависят от частоты колебаний давления для выбранного диапазона частот. Из сравнения линий, полученных для переменного давления, и линий, соответствующих постоянному давлению 9 и 11 МПа, видно, что для закона горения газа с показателем $n_g = 1.5$ мгновенные максимальные и минимальные значения скорости горения при высоких частотах колебаний реализуются выше и ниже соответствующих стационарных значений скорости горения твердого топлива при постоянных давлениях 9 и 11 МПа соответственно. Для закона горения газа $n_g = 1.0$ наблюдается противоположный эффект.

Заключение

На базе созданной физико-математической модели нестационарного горения твердых ракетных топлив были проведены вычисления нестационарной скорости горения при гармоническом изменении давления. Получены зависимости амплитуды колебаний скорости горения от частоты колебаний давления. Выявлено, что зависимость амплитуды скорости горения от частоты колебания давления является немонотонной: с ростом частоты колебаний давления амплитуда колебаний скорости сначала увеличивается, а затем уменьшается.

Список источников

1. Новожиллов Б.В. Нестационарное горение твердых ракетных топлив. М. : Наука, 1973. 176 с.
2. Зельдович Я.Б., Лейтунский О.И., Либрович В.Б. Теория нестационарного горения пороха. М. : Наука, 1975.
3. Новожиллов Б.В., Маршаков В.Н. Переходные режимы горения баллиститного пороха в полузамкнутом объеме // Химическая физика. 2011. Т. 30, № 1. С. 25–37.
4. Новожиллов Б.В., Маршаков В.Н. Обратная задача теории нестационарного горения пороха // Химическая физика. 2011. Т. 30, № 12. С. 26–31.
5. Исследование ракетных двигателей на твердом топливе / под ред. М. Саммерфильда. М. : Изд-во иностр. лит., 1963.
6. Price E.W. Experimental Observations of Combustion Instability // Fundamentals of Solid-Propellant Combustion. New York : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1984. 733–790.
7. Архипов В.А., Волков С.А., Ревягин Л.Н. Экспериментальное исследование акустической проводимости горящей поверхности смесовых твердых топлив // Физика горения и взрыва. 2011. Т. 47, № 2. С. 74–80.
8. Coates R.L., Horton M.D., Ryan N.W. T-burner method of determining the acoustic admittance of burning propellants // AIAA Journal. 1964. Vol. 2 (6). P. 1119–1122.

9. Архипов В.А., Бондарчук С.С., Коротких А.Г. Сравнительный анализ методов измерения нестационарной скорости горения. II. Результаты исследования // Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46, № 5. С. 88–96.
10. Архипов В.А., Бондарчук С.С., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Громов А.А., Волков С.А., Ревягин Л.Н. Влияние дисперсности алюминия на характеристики зажигания и нестационарного горения гетерогенных конденсированных систем // Физика горения и взрыва. 2012. Т. 48, № 5. С. 148–159.
11. Рашковский С.А., Милёхин Ю.М., Ключников А.Н., Федорычев А.В. Метод модельного уравнения в теории нестационарного горения твердого ракетного топлива // Физика горения и взрыва. 2012. Т. 48, № 1. С. 71–79.
12. Куроедов А.А., Семенов П.А. Исследование акустической неустойчивости рабочего процесса в РДТТ с использованием импульсной Т-камеры // Физика горения и взрыва. 2021. Т. 57, № 4. С. 57–68.
13. Крайнов А.Ю., Порязов В.А. Численное моделирование погасания пороха Н при резком сбросе давления на основе сопряженной модели горения // Физика горения и взрыва. 2015. Т. 51, № 6. С. 47–52.
14. Порязов В.А., Крайнов А.Ю. Математическая модель и расчет нестационарной скорости горения металлизированных твердых ракетных топлив // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2017. № 50. С. 99–111.
15. Krainov A.Yu., Poryazov V.A., Krainov D.A. Unsteady Combustion Modeling of Metallized Composite Solid Propellant // International Review on Modelling and Simulations. 2018. Vol. 11 (5). P. 297–305.
16. Порязов В.А., Моисеева К.М., Крайнов А.Ю. Исследование горения смесового твердого топлива с добавкой порошка бора // Физика горения и взрыва. 2022. Т. 58, № 5. С. 106–114.
17. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М. : Наука, 1976.

References

1. Novozhilov B.V. (1973) *Nestatsionarnoe gorenje tverdykh raketnykh topliv* [Unsteady burning of solid propellants]. Moscow: Nauka.
2. Zel'dovich Ya.B., Leypunskiy O.I., Librovich V.B. (1975) *Teoriya nestatsionarnogo goreniya porokha* [Theory of unsteady propellant burning]. Moscow: Nauka.
3. Marshakov V.N., Novozhilov B.V. (2011) Transient modes of double-base propellant combustion in a semiclosed volume. *Russian Journal of Physical Chemistry B*. 5(1). pp. 45–56. doi: 10.1134/S1990793111010088
4. Novozhilov B.V., Marshakov V.N. (2011) The inverse problem of the theory of nonstationary powder combustion. *Russian Journal of Physical Chemistry B*. 5(6). pp. 991–996. doi: 10.1134/S199079311106025X
5. Summerfield M. (1960) *Solid Propellant Rocket Research*. New York – London: Academic Press.
6. Price E.W. (1984) Experimental observations of combustion instability. *Fundamentals of Solid-Propellant Combustion*. pp. 733–790. doi: 10.2514/5.9781600865671.0733.0790
7. Arkhipov V.A., Volkov S.A., Revyagin L.N. (2011) Experimental study of the acoustic admittance of the burning surface of composite solid propellants. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 47(2). pp. 193–199. doi: 10.1134/S0010508211020080
8. Coates R.L., Horton M.D., Ryan N.W. (1964) T-burner method of determining the acoustic admittance of burning propellants. *AIAA Journal*. 2(6). pp. 1119–1122. doi: 10.2514/3.2477
9. Arkhipov V.A., Bondarchuk S.S., Korotkikh A.G. (2010) Comparative analysis of methods for measuring the transient burning rate. II. Research results. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 46(5). pp. 570–577. doi: 10.1007/s10573-010-0075-8
10. Arkhipov V.A., Bondarchuk S.S., Kuznetsov V.T., Korotkikh A.G., Gromov A.A., Volkov S.A., Revyagin L.N. (2012) Influence of aluminum particle size on ignition and nonstationary

- combustion of heterogeneous condensed systems. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 48(5). pp. 625–635. doi: 10.1134/S0010508212050140
11. Rashkovskii S.A., Milekhin Yu.M., Klyuchnikov A.N., Fedorychev A.V. (2012) Method of the model equation in the theory of unsteady combustion of a solid propellant. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 48(1). pp. 64–72. doi: 10.1134/S0010508212010091
 12. Kuroedov A.A., Semenov P.A. (2021) Investigation of acoustic instability in solid-propellant rocket motors with the use of a pulsed T-burner. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 57(4). pp. 433443. doi: 10.1134/S0010508221040067
 13. Krainov A.Y., Poryazov V.A. (2015) Numerical simulation of the extinction of n powder by a pressure drop based on a coupled combustion model. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 51(6). pp. 664–669. doi: 10.1134/S0010508215060076
 14. Poryazov V.A., Krainov A.Yu. (2017) Matematicheskaya model' i raschet nestatsionarnoy skorosti goreniya metallizirovannykh tverdykh raketykh topliv [Mathematical model and calculation of the unsteady combustion rate of the metallized solid rocket propellants]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 50. pp. 99–110. doi: 10.17223/19988621/50/9
 15. Krainov A.Yu., Poryazov V.A., Krainov D.A. (2018) Unsteady combustion modeling of metallized composite solid propellant. *International Review on Modelling and Simulations*. 11(5). pp. 297–305. doi: 10.15866/iremos.v11i5.15020
 16. Poryazov V.A., Moiseeva K.M., Krainov A.Yu. (2022) Combustion of a composite solid propellant with addition of boron powder. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 58(5). pp. 602–609. doi: 10.1134/S0010508222050136
 17. Godunov S.K., Zabrodin A.V., 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.

Сведения об авторах:

Крайнов Алексей Юрьевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой математической физики физико-технического факультета Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: akrainov@ftf.tsu.ru

Моисеева Ксения Михайловна – доктор физико-математических наук, доцент, доцент кафедры математической физики физико-технического факультета Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: Moiseeva_KM@t-sk.ru

Information about the authors:

Krainov Aleksey Yu. (Doctor of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: akrainov@ftf.tsu.ru

Moiseeva Kseniya M. (Doctor of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: Moiseeva_KM@t-sk.ru

Статья поступила в редакцию 20.04.2024; принята к публикации 05.08.2024

The article was submitted 20.04.2024; accepted for publication 05.08.2024