

ПРИМЕНЕНИЕ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ ТОПЛИВ ДЛЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

К.С. Калугин

kalugin-09@mail.ru

SPIN-код: 7266-5720

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

Аннотация

Модификация состава топлив как для жидкостных ракетных двигателей, так и для ракетных двигателей твердого топлива, а также усовершенствование рабочего процесса в камере сгорания двигательных установок представляют собой одно из наиболее актуальных направлений развития ракетного двигателестроения. Одной из областей развития данного направления является создание и усовершенствование ракетного двигателя, работающего на многокомпонентном топливе применительно как к ракетным, так и к воздушно-реактивным двигателям и гидрореактивным двигателям. В статье проанализирована двигательная установка на псевдооживленном порошкообразном металлическом горючем, где в качестве окислителя используется либо воздух, либо вода. Затрагиваются проблемы подачи, воспламенения и горения порошкообразного металлического горючего, а также выноса из камеры сгорания конденсированных продуктов сгорания (К-фазы). Приведены некоторые результаты химического и дисперсного анализа конденсированной фазы в составе продуктов сгорания ракетного топлива.

Ключевые слова

Ракетное топливо, многокомпонентное топливо, псевдооживленное порошкообразное металлическое горючее, воздушно-реактивный двигатель, гидрореактивный двигатель, химическое топливо, жидкостный ракетный двигатель

Поступила в редакцию 03.04.2018

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

Один из способов повышения энергетических и эксплуатационных характеристик ракетных топлив (РТ), а также повышение устойчивости запуска двигательных установок (ДУ) и работы их на номинальном режиме заключается в использовании дополнительного компонента топлива. Такие дополнительные компоненты могут выполнять различные функции: повышать теплоту сгорания, плотность, химическую активность топлива, повышать его эксплуатационные свойства или выполнять несколько функций одновременно.

Одним из примеров использования дополнительного компонента является добавление в азотную кислоту азотного тетраоксида, что приводит к улучшению указанных выше свойств и повышению значений параметров.

В Томском государственном университете [1], Институте химической физики РАН [2], МГТУ им. Н.Э. Баумана [3, 4], а также других организациях ведутся

работы по исследованию многокомпонентных топлив применительно к ракетным и реактивным ДУ. В качестве горючих таких топлив, в частности, исследуется возможность применения порошков алюминия, магния, бора, их сплавов и смесей.

На примере некоторых топлив покажем перспективность их применения в различных типах ракетных и реактивных двигателей. Используем систему уравнений, которые связывают равновесный химический состав и температуру продуктов сгорания, удельную формулу и полное энергосодержание топлива [5, с. 251–264].

Система состоит из следующих уравнений.

– уравнение, описывающее свойство аддитивности энтропии:

$$S_{п.с} = \sum_{i=1}^n M_i S_i^{P_i}(T); \quad (1)$$

– уравнение сохранения энергии:

$$I_{п.с} = \frac{1000}{\sum_{i=1}^n \mu_i p_i} \sum_{i=1}^m p_i I_{п.с,i}(T); \quad (2)$$

– уравнение Дальтона:

$$p_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n p_i; \quad (3)$$

– уравнение сохранения элементного состава топлива:

$$[X]_j = \frac{1000}{\sum_{i=1}^n \mu_i p_i} \sum_{i=1}^m p_i \nu_{i,j}. \quad (4)$$

В систему также входят условия неотрицательности давления, температуры и электрической нейтральности системы.

В уравнениях (1)–(4) введены следующие обозначения: M_i — количество i -го компонента, моль/кг; $S_i^{P_i}$ — энтропия i -го компонента (Дж/(моль · К)) при температуре T и его парциальном давлении p_i ; n — число компонентов продуктов сгорания — индивидуальных веществ, газообразных и конденсированных; электрически нейтральных и ионизированных; $I_{п.с,i}$ — полная энтальпия i -го компонента; p_{Σ} — давление в камере сгорания; $[X]_j$ — обозначение химического элемента; μ — число индивидуальных веществ, в состав которых входит j -й химический элемент; n — число индивидуальных веществ с молекулярной массой μ_i , входящих в состав продуктов сгорания как составляющие газовой смеси; $\nu_{i,j}$ — число грамм-атомов j -го элемента в одном моле i -го индивидуального вещества.

Решение рассмотренной системы уравнений при использовании принципа максимума энтропии продуктов сгорания позволяет установить химический состав и концентрацию продуктов сгорания в массовых долях, а также температуру горения данного топлива.

В таблице приведены некоторые данные, полученные при решении данной системы уравнений для каждого топлива при заданном соотношении компонентов и давлении в камере 15 МПа. Расчеты показывают теоретически высокую энергетическую и массовую эффективность рассмотренных многокомпонентных топлив.

Основные характеристики топливной смеси

Компоненты топливной смеси	Соотношение компонентов, %	Плотность топливной смеси, кг/м ³	Удельный импульс, м/с
$N_2H_4 + N_2O_4$	40 + 60	1225	3367
$N_2H_4 + Al + N_2O_4$	30 + 30 + 40	1453	3560
$N(CH_3)_3 + LiBH_4 + O_2$	15 + 15 + 70	948	3735
$NH_3 + C_2H_2 + O_2$	17,5 + 17,5 + 65	904	3789
$N(CH_3)_3 + AlH_3 + O_2$	22,5 + 22,5 + 55	1036	3820

Другим примером использования многокомпонентного топлива в ракетных и реактивных ДУ являются так называемые средние двигатели, в качестве одного из компонентов топлив которых используется забортный окислитель — воздух или вода.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана разработаны опытные стендовые ДУ, в качестве компонентов топлива которых используется псевдооживленное порошкообразное металлическое горючее (ППМГ) + вода (применительно к гидрореактивному двигателю (ГРД)) и ППМГ + воздух (применительно к ВРД) [6–8].

Пневмогидравлическая схема опытных ДУ приведена на рис. 1.

В данной опытной ДУ в качестве горючего используются металлические порошки типа АД, АСД, ПА, бор (кристаллический и аморфный) и их смеси, окислитель — воздух (ПВРД) и вода (ГРД).

Пневмогидравлическая схема предназначена для обеспечения запуска ДУ на заданном режиме и включает в себя систему подачи основных компонентов топлива (воздух, вода, ППМГ) и вспомогательных компонентов для генерации «дежурного» факела [твердое гидрореагирующее топливо (ТГРТ) либо твердое топливо (ТТ) для ГРД; керосин и воздух для ПВРД], а также систему охлаждения теплонапряженных элементов конструкции камеры сгорания ДУ.

Одно из основных условий стабильной работы ДУ на псевдооживленном порошкообразном металлическом горючем заключается в обеспечении устойчивой подачи их в камеру сгорания. В данном случае эта задача решается посредством псевдооживления металлического порошка каким-либо газом (азот, воздух, водород, пропан и др.), массовый расход которого составляет не более 5 % расхода основного горючего (металлического порошка). В камере сгорания ПВРД несущий газ одновременно может служить для воспламенения ППМГ.

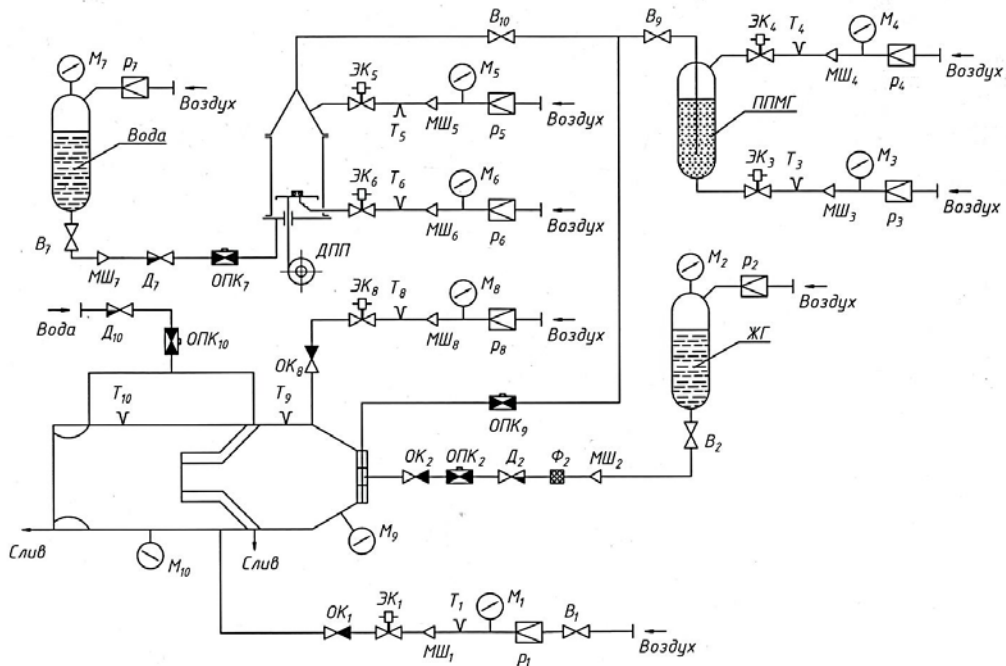


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема стендовых опытных ДУ:

$M_1 - M_9$ — манометры типа ДДВ для измерения давления; $p_1 - p_8$ — редукторы для наддува емкостей с компонентами, а также подача воздуха на ППМГ; $T_1 - T_{10}$ — термопары типа W-Re в камере сгорания, типа ХК — в магистралях подачи для замера температур; ОПК₂, ОПК₇, ОПК₉, ОПК₁₀ — отсечные пневмоклапаны для предохранения от внештатных ситуаций; Д₂, Д₇ — дозаторы для установления заданного расхода жидкого компонента в газогенераторе; ЭК₁, ЭК₃–ЭК₆, ЭК₈ — электроклапаны для своевременного открытия магистралей; В₁, В₂, В₇, В₉, В₁₀ — вентили для ручного контроля за открытием/закрытием магистралей; Ф₂ — фильтр для очистки воды, подаваемой в камеру сгорания; МШ₁ – МШ₈, МШ₁₀ — мерные шайбы типа МДДФ–УК для измерения расхода по перепаду давлений на них; тяга измеряется вибросчетными датчиками типа СВ, установленными на стапеле

Принципиальная схема многокомпонентной камеры сгорания опытного гидрореактивного двигателя представлена на рис. 2.

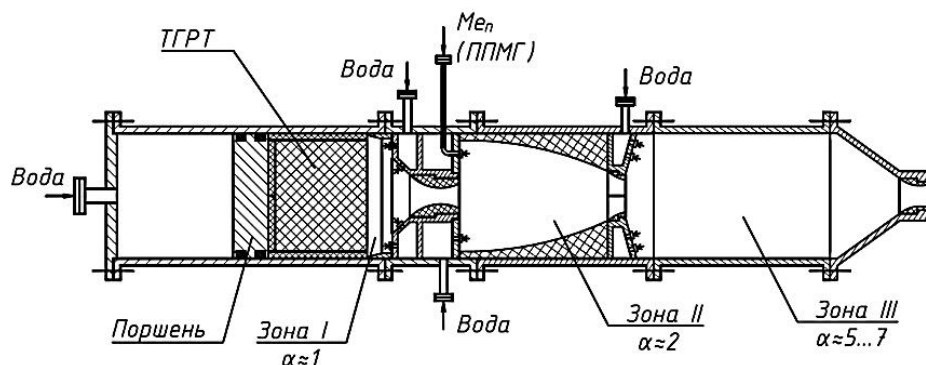


Рис. 2. Принципиальная схема стендового опытного гидрореактивного двигателя на псевдооживленном порошкообразном металлическом горючем

Забортный окислитель (вода) поступает в зону I, где он вступает в химическое взаимодействие с зарядом ТГРТ, положение которого фиксируется специальными упорами. Подающаяся насосом вода прижимает с помощью специального поршня заряд ТГРТ к упорам. Поток продуктов сгорания, истекая из камеры сгорания через промежуточное сопло зоны I, попадает в зону II, в которую дополнительно подаются вода и псевдооживленное порошкообразное металлическое горючее. Псевдооживленное порошкообразное металлическое горючее при контакте с водой и высокотемпературными продуктами сгорания воспламеняется, образуя продукты сгорания в зоне II, которые истекают через промежуточное сопло зоны II и попадают в зону III, куда также дополнительно подается вода. Смесь паров воды и продуктов сгорания, истекая из сопла, создает реактивную тягу, приводящую в движение подводный аппарат.

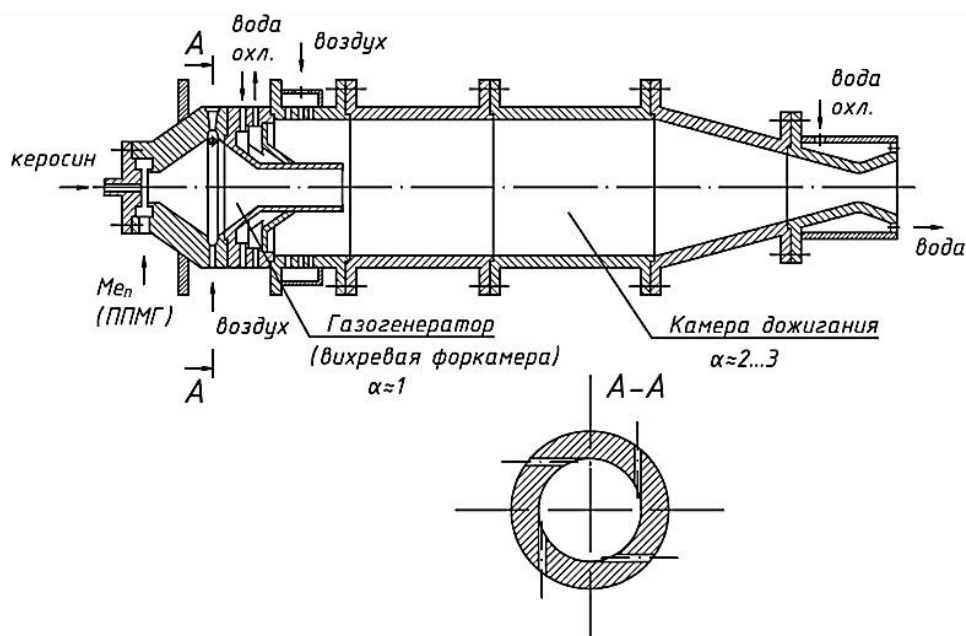


Рис. 3. Принципиальная схема стендового опытного воздушно-реактивного двигателя на ППМГ

Принципиальная схема многокомпонентной камеры сгорания опытного прямооточного воздушно-реактивного двигателя показана на рис. 3. Подаваемый в газогенератор керосин, смешиваясь с псевдооживленным порошкообразным металлическим горючим и воздухом, воспламеняется, образуя смесь газообразных продуктов сгорания, включающих в свой состав воспламеняющиеся частицы металлического горючего. Продукты сгорания из газогенератора поступают в камеру дожигания, куда также дополнительно подается воздух. В результате истечения из сопла развивается реактивная тяга, приводящая в движение летательный аппарат.

Еще одним из важнейших параметров, характеризующих эффективность ДУ, является полнота сгорания металлического горючего [9]. Продукты сгорания топ-

лива, в котором содержатся металлические частицы, могут содержать недогоревшие частицы металлов, а также их карбиды, нитриды и оксиды. Важно определить состав продуктов сгорания для анализа полноты сгорания ракетного топлива и дальнейшей корректировки параметров работы двигательной установки [10].

Полноту сгорания металлических горючих определяют газоволометрическим методом, который заключается в замере объема водорода, выделяющегося при взаимодействии навески, отобранной К-фазы с 10%-ным раствором едкого натра или калия. В процессе данной реакции выделяются карбиды исследуемых металлов, полученные газообразные продукты сгорания исследуются на хроматографе.

Относительное содержание карбидов металлов определяют растворением их в 10 % растворе соляной кислоты, измеряя объем выделившегося в результате данной реакции метана. Полученный газ также исследуют на хроматографе.

Для определения содержания нитридов металлов в К-фазе применяют реакцию нитрида алюминия со щелочью. Образовавшийся при этом аммиак перегоняют вместе с водой в емкость с 10%-ным раствором серной кислоты и по количеству кислоты, прореагировавшей с аммиаком, определяют содержание нитрида алюминия в конденсированной фазе.

При необходимости определения содержания оксидов металлов в составе продуктов сгорания используют прокаливание навески К-фазы при температуре около 1000 °С до постоянной массы. При этом чистые металлы окисляются, а карбиды и нитриды разлагаются. Далее прокаленную навеску смешивают с пироксернокислым натрием и сплавляют в муфельной печи при температуре 900...1000 °С до получения прозрачного сплава. От пироксернокислого натрия отделяется серный ангидрид, который при взаимодействии с оксидами металлов дает соли, легко растворимые в воде или растворе щелочи.

Результаты испытаний опытных стендовых двигательных установок показали достаточно высокую устойчивость работы системы подачи ППМГ в камеру сгорания как в гидрореактивном, так и в воздушно-реактивном опытных двигателях, надежность воспламенения ППМГ в камерах сгорания двигательных установок, их устойчивый выход на режим и стабильную последующую работу. Анализ состава продуктов сгорания показал удовлетворительный вынос конденсированной фазы и достаточно высокую полноту сгорания металла (0,90...0,95).

Таким образом, использование в двигателе многокомпонентных топлив, обеспечивающих высокую плотность и высокие значения удельного импульса, позволяет расширить возможности ракетных и реактивных двигателей, используемых как в народнохозяйственных, так и в оборонных системах.

Литература

- [1] Козлов Е.А., Архипов В.А., Кузнецов В.Т., Трофимов В.Ф., Трушляков В.И. Моделирование процесса горения трехкомпонентной смеси в космической двигательной установке. *XXIII Семинар по струйным, отрывным и нестационарным течениям*. Томск, Изд-во НИ ТПУ, 2012, с. 199–205.

- [2] Кушнаренко И.В. Энергетические свойства горючих компонентов жидких ракетных топлив, содержащих гидриды легких элементов. *Горение и взрыв*, 2013, № 6, с. 227–230.
- [3] Сухов А.В. Исследование процесса горения алюминия. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 1978, № 2, с. 96–102.
- [4] Кудрявцев В.М., Сухов А.В., Чернов В.А. Горение алюминия в средах различного состава. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 1974, № 1, с. 77–79.
- [5] Дорофеев А.А. *Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование*. Москва, Изд-во МГТУ им Н.Э. Баумана, 2014, 571 с.
- [6] Сорокин В.А., Ягодников Д.А., Хомяков И.И., Сучков С.А., Сухов А.В. Математическое моделирование рабочих процессов в камере дожигания ракетно-прямоточного двигателя на пиротехническом составе. *Машиностроение и компьютерные технологии*, 2014, № 6. URL: <http://technomagelpub.elpub.ru/jour/article/view/627>.
- [7] Ягодников Д.А., Антонов Ю.В., Власов Ю.Н. Моделирование испарения полидисперсной совокупности капель воды в камере сгорания гидрореактивного двигателя. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2014, № 6, с. 71–82.
- [8] Ягодников Д.А., Сухов А.В., Ирьянов Н.Я. Методическое обеспечение и расчет режимных параметров экспериментальной отработки модельных ракетно-прямоточных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 12. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/teje/1562.html>.
- [9] Козичев В.В., Сергеев А.В., Сухов А.В. Теоретическая оценка влияния параметров работы воспламенительного устройства на характеристики процесса воспламенения твердого ракетного топлива. *Инженерный Вестник*, 2014, № 8. URL: <http://engsi.ru/doc/722632.html>.
- [10] Ягодников Д.А., Лапицкий В.И., Сухов А.В., Томак В.И. Результаты морфологического, химического и дисперсного анализа конденсированных продуктов сгорания пиротехнических составов. *Инженерный вестник*, 2014, № 11. URL: <http://ainjournal.ru/doc/743675.html>.

Калугин Константин Сергеевич — студент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Сухов Алексей Васильевич, доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Томак Виктор Иванович, кандидат технических наук, научный сотрудник кафедры «Ракетные двигатели», Дмитровского филиала МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

APPLICATION OF MULTIPROPELLANT FUEL IN ROCKET ENGINES
K.S. Kalugin

kalugin-09@mail.ru

SPIN-code: 7266-5720

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**Abstract**

Modifying the fuel composition for both the liquid rocket engines and solid-propellant rocket engines as well as improving the operating process in the combustion chamber of the propulsion installations are the most essential development trends of the rocket engine manufacturing. One of the development areas in this field is construction and improvement of the rocket engine operating on the multipropellant fuel with regard to the rocket, aerojet and hydro jet engines. The article analyzes the propulsion installation operating on the pseudoliquified powdered metalized fuel, where either the air or water is used as an oxidizing ingredient. The paper concerns issues related to the feed, ignition and burning of the powdered metalized fuel as well as the removal of the condensated combustion products from the combustion chamber (K-phase). We present some results of chemical and disperse analysis of the condensated phase within the composition of the rocket fuel combustion products.

Keywords

Rocket fuel, multipropellant fuel, pseudoliquified powdered metalized fuel, aerojet engine, hydro jet engine, chemical fuel, liquid rocket engine

© Bauman Moscow State Technical University, 2018

References

- [1] Kozlov E.A., Arkhipov V.A., Kuznetsov V.T., Trofimov V.F., Trushlyakov V.I. Modelirovanie protsessa goreniya trekhkomponentnoy smesi v kosmicheskoy dvigatel'noy ustanovke [Simulation of combustion process of ternary mixture in spacecraft propulsion system]. *XXIII Seminar po struynym, otryvnym i nestatsionarnym techeniyam* [XXIII Workshop on stream, detached and non-stationary flows]. Tomsk, NI TPU Publ., 2012, pp. 199–205.
- [2] Kushnarenko I.V. Energetic properties of components of liquid rocket fuels containing hydrides of light elements. *Gorenie i vzryv* [Combustion and Explosion], 2013, no. 6, pp. 227–230.
- [3] Sukhov A.V. Study of aluminium combustion process. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building], 1978, no. 2, pp. 96–102.
- [4] Kudryavtsev V.M., Sukhov A.V., Chernov V.A. Aluminium combustion in mediums of different structures. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building], 1974, no. 1, pp. 77–79.
- [5] Dorofeev A.A. Osnovy teorii teplovykh raketnykh dvigateley. Teoriya, raschet i proektirovanie [Theory fundamentals of heat rocket engine. Theory, calculation and engineering]. Moscow, Bauman Press, 2014, 571 p.

- [6] Sorokin V.A., Yagodnikov D.A., Khomyakov I.I., Suchkov S.A., Sukhov A.V. Mathematical modeling of working processes in afterburner ramjet on pyrotechnic composition. *Mashinostroenie i komp'yuternye tekhnologii* [Mechanical Engineering and Computer Science], 2014, no. 6. Available at: <http://technomagelpub.elpub.ru/jour/article/view/627>.
- [7] Yagodnikov D.A., Antonov Yu.V., Vlasov Yu.N. Simulation of evaporation of polydisperse aggregate of water drops in combustion chamber of hydro-jet engine. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2014, no. 6, pp. 71–82.
- [8] Yagodnikov D.A., Sukhov A.V., Ir'yanov N.Ya. Methodological support and calculation of operational parameters of experimental testing of model rocket-ramjet engines. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2016, no. 12. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/arse/teje/1562.html>.
- [9] Kozichev V.V., Sergeev A.V., Sukhov A.V. Theoretical assessment of impact of firing package working conditions on ignition process of solid rocket fuel. *Inzhenernyy Vestnik* [Engineering Bulletin], 2014, no. 8. Available at: <http://engsi.ru/doc/722632.html>.
- [10] Yagodnikov D.A., Lapitskiy V.I., Sukhov A.V., Tomak V.I. Results of morphological, chemical and disperse analysis of condensation combustion products of pyrotechnic compositions. *Inzhenernyy Vestnik* [Engineering Bulletin], 2014, no. 11. Available at: <http://ainjournal.ru/doc/743675.html>.

Kalugin K.S. — student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — A.V. Sukhov, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — V.I. Tomak, Cand. Sc. (Eng.), Research Professor, Department of Rocket Engines, Dmitrov branch of Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.