

DOI: 10.15593/2224-9982/2016.46.04

УДК 536.45:621.453

С.С. Демидов, В.И. Малинин, Р.В. Бульбович

Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ПОРОШКА АЛЮМИНИЯ, РАСПРЕДЕЛЕННОГО В ГАЗОВОМ ПОТОКЕ С ВЫСОКИМ СОДЕРЖАНИЕМ КИСЛОРОДА

Представлены результаты моделирования воспламенения и первичного горения в форкамере ракетного двигателя на порошковом алюминиевом горючем и углекислом газе в качестве окислителя. Поскольку данная топливная композиция не является самовоспламеняющейся, для обеспечения надежного воспламенения и стабильного горения необходимы специальные мероприятия. В данной работе представлен вариант с использованием высокотемпературных продуктов реакции гидразина и тетраоксида азота, получившие название «кислородосодержащие компоненты» (КСК). Проведены расчеты воспламенения полифракционной взвеси порошка алюминия в потоке газовой смеси, соответствующей среде в форкамере двигателя. В основе расчетной модели лежат уравнения баланса массы и энтальпии для частиц алюминия, газового потока и уравнения движения. Расчет проводился для различных расходов КСК. Проведена оценка полноты воспламенения всей массы алюминия, состоящей из частиц 10 фракций, в зависимости от длины форкамеры. В итоге получены характеристики воспламенения и выгорания для всех фракций при различных концентрациях КСК. По результатам расчета определен наиболее благоприятный диапазон отношений расходов, составляющий от 0,17 до 0,25. При таких соотношениях расходов свыше 90 % частиц всех фракций воспламеняются в зоне форкамеры длиной до 10 см. На основе полученных результатов сформулированы рекомендации по размерам зоны воспламенения и наиболее благоприятным соотношениям компонентов топлива.

Ключевые слова: порошкообразное алюминиевое горючее, кислородосодержащие компоненты, воспламенение, горение, двухфазный поток, фракции частиц, соотношение компонентов.

S.S. Demidov, V.I. Malinin, R.V. Bulbovich

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

MODELING THE IGNITION OF ALUMINIUM POWDER DISPERSED IN THE GAS FLOW WITH HIGH CONTENT OF OXIGEN

Results of ignition and primary combustion in prechamber of rocket engine with powdered aluminium fuel and carbon dioxide used as an oxidizer are considered. Because this propellant is not self-igniting it is required the special approach for reliable ignition and stable burning. The article presents

a method using high-temperature products of reaction of hydrazine and tetroxide, named as "oxygenated components". Calculations of ignition of polyfractional aluminium powder suspension, dispersed in gas flow similar to real gas medium in prechamber of rocket engine are performed. The particle balance equation of the i -th fraction, the gas flow balance equation and the motion equation are underlie the calculation model. The calculation was performed for different consumptions of oxygenated components. The fullness of the ignition of the entire mass of aluminium, composed of 10 fraction of powder, is estimated. Finally, the ignition and combustion characteristics of all fractions at various oxygenated component concentrations are obtained. Based on calculation results, the most favorable range of consumption proportions is defined. It amounts from 0,17 to 0,25. At such consumption proportions the more than 90% of powder is flammable at the area of prechamber of length less than 10 cm. Based on obtained results the guidelines for the most favorable component ratio and the ignition zone length are formulated.

Keywords: powdered aluminium fuel, oxygenated components, ignition, combustion, two-phase flow, fractions of particles, component ratio.

Введение

В последнее время всё большее развитие получают идеи по исследованию и колонизации ближайших объектов Солнечной системы. Одним из наиболее перспективных таких объектов является Марс. Однако в существующей на сегодняшний день системе ракетных двигателей (РД) космических летательных аппаратов (КЛА), представленной на рис. 1 [1], нет варианта, способного адекватно решать задачи, связанные с перемещением грузов по его поверхности. Электроракетные или ядерные двигатели обладают недостаточной тягой для отрыва от поверхности крупного небесного тела, а традиционные химические РД расходуют слишком много топлива. Таким образом, необходимое для многократных перелетов по поверхности Марса количество топлива делает их осуществление практически невозможным.

Вероятным решением данной проблемы может стать добыча одного из компонентов топлива непосредственно на поверхности исследуемого объекта. Применительно к Марсу добываемым компонентом может стать углекислый газ (CO_2), используемый в качестве окислителя для горючего на основе активных металлов.

Впервые такая концепция была предложена в работах [2, 3]. Она реализована в конструкции ракетного двигателя, представленного в работе [4], и основана на схеме двигателя, использующего в качестве окислителя воду [5–8]. Схема предлагаемого двигателя на порошковом алюминиевом горючем (ПАГ) и CO_2 в качестве окислителя представлена на рис. 2.

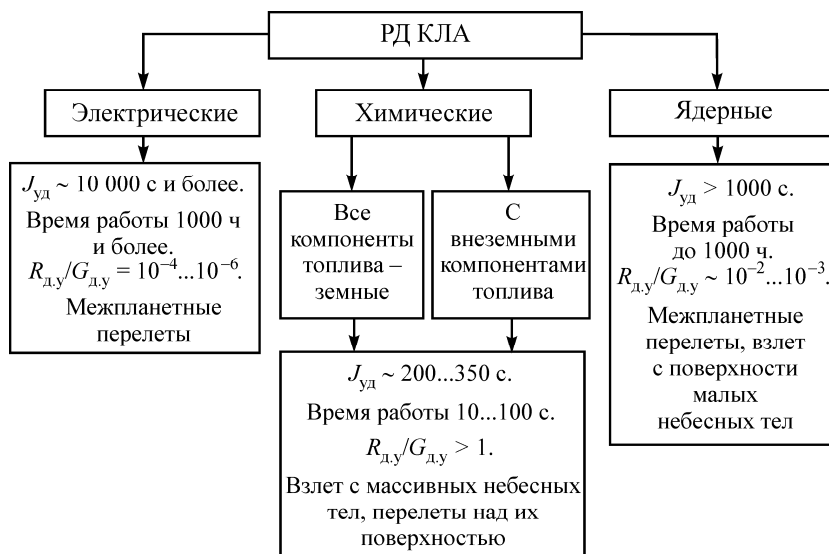


Рис. 1. Типы РД КЛА

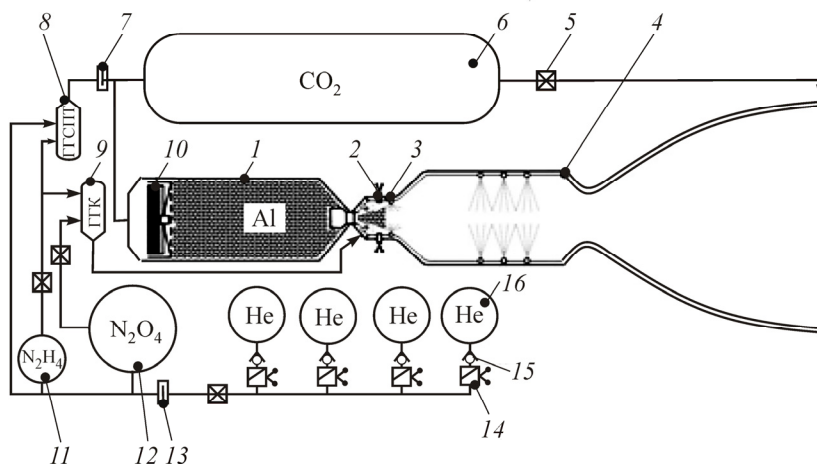


Рис. 2. Схема РД на ПАГ и CO_2 : 1 – бак ПМГ с запорно-регулирующим клапаном; 2 – пиротехнические воспламенители; 3 – форкамера; 4 – камера сгорания с реактивным соплом; 5 – запорные клапаны; 6 – бак CO_2 ; 7 – регулятор низкого давления; 8 – газогенератор системы подачи топлива (ГТСПТ); 9 – газогенератор кислородосодержащих компонентов (ГТК); 10 – газопроницаемый поршень с порошкообразным охладителем; 11 – бак гидразина; 12 – бак азотного тетраоксида; 13 – редуктор высокого давления; 14 – мембранные клапаны; 15 – обратные клапаны; 16 – баллоны с гелием высокого давления

Особая конструкция камеры сгорания, представленная на рис. 3, обусловлена выбранным методом воспламенения и инициации рабочих процессов [9], предполагающим возгорание частиц алюминия в высокотемпературном потоке продуктов реакции гидразина и тетраоксида азота. Данная добавка к основной топливной паре получила условное название «кислородосодержащие компоненты (КСК)».

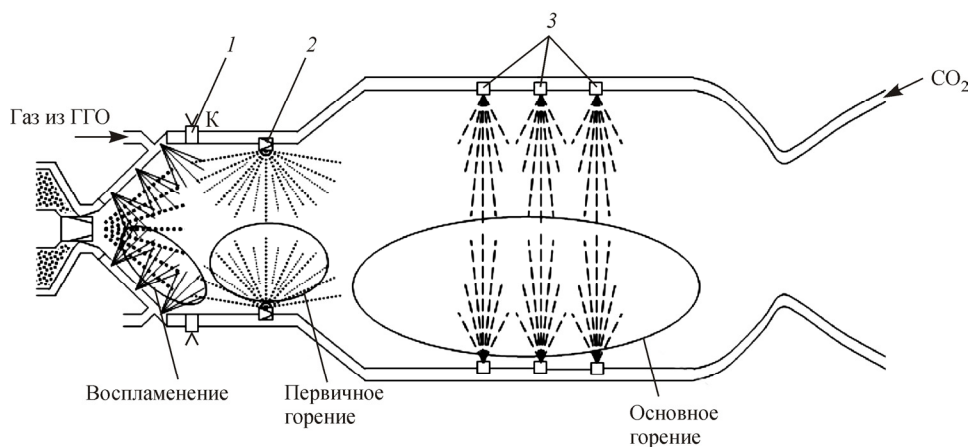


Рис. 3. Схема камеры сгорания: 1 – воспламенители; 2 – форсунки для подачи первичного окислителя; 3 – форсунки для подачи основного окислителя

Как показали проведенные ранее исследования [4], данная добавка снижает удельный импульс топлива не более чем на 4 %. При этом, если пересчитать удельный импульс на расход компонентов, доставляемых с Земли [10] (рис. 4), то преимущества ракетного двигателя с внеземными компонентами становятся очевидными.

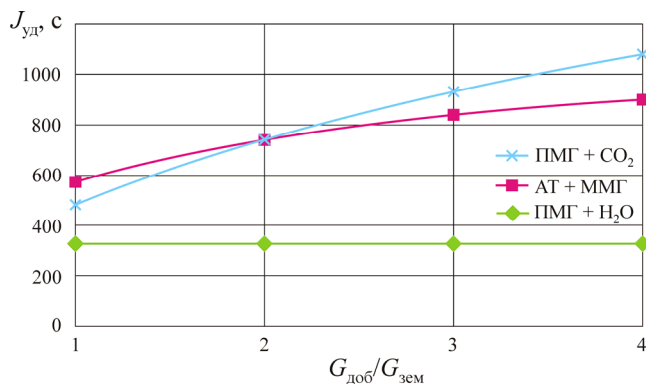


Рис. 4. Удельный импульс в пересчете на расход доставляемых с Земли компонентов

Постановка задачи

С целью изучения особенностей протекания процессов в форкамере, а также уточнения способа воспламенения ПАГ проведено математическое моделирование. Приведенный далее расчет демонстрирует результаты моделирования и оценки параметров воспламенения порошкообразного алюминиевого горючего в форкамере.

Расчет проводился для концентраций КСК $\xi_{\text{КСК}} = 0,1 \dots 0,25$:

$$\xi_{\text{КСК}} = G_{\text{КСК}} / (G_{\text{Al}} + G_{\text{КСК}}),$$

где $G_{\text{КСК}}$ – массовый расход КСК; G_{Al} – массовый расход ПАГ.

При расчете продукты реакции гидразина и тетраоксида азота заменялись азотом и кислородом в эквивалентных пропорциях. Массовая концентрация кислорода в потоке – 65 %, азота – 35 %. Согласно проведенным ранее исследованиям такая замена не оказывает существенного влияния на протекание реакции [10, 11].

Моделирование процессов воспламенения и горения в форкамере

Расчет процессов воспламенения и горения в форкамере проводился на основе модели, представленной в работах [12–15].

Принятые допущения:

1. Рассматривается одномерный, квазистационарный процесс.
2. Потери тепла в стенку, как путем теплообмена, так и радиационным путем, не учитываются.
3. Диффузионный перенос массы, кондуктивный и радиационный перенос тепловой энергии между разными поперечными сечениями потока аэрозвеси не учитывается.
4. Не учитывается механическое взаимодействие частиц друг с другом.
5. Предполагается, что частицы оксида алюминия, образующиеся в объеме газового потока в результате газофазных реакций, малы и поэтому находятся в тепловом и скоростном равновесии с газовым потоком.
6. Вязкость учитывается только при взаимодействии между газом и частицами алюминия и крупнодисперсным оксидом.
7. Не учитывается диссоциация молекул кислорода и азота при высоких температурах.

8. Реакция алюминия с азотом не учитывается.

9. Образование субоксида AlO не учитывается.

Основу расчетной модели [12–15] составляют дифференциальные уравнения баланса массы, импульса и энергии двухфазного потока полифракционной газовой смеси частиц алюминия:

1. Уравнения баланса для частиц i -й фракции:

1.1. Массы алюминия, отнесенной к ее начальному значению:

$$v_i \frac{d m_{Al_i}}{dx m_{Al_i}^0} = - \frac{3r_i^2 (2W_{ox1_i} + W_{E1_i}) M_{Al}}{r_{0_i}^3 \rho_{Al}^0}.$$

Здесь и далее v – скорость; m_{Al} – масса алюминия; r – радиус частицы [13]; W – молярные скорости реакций образования оксида и испарения алюминия (рассчитаны на единицу площади поверхности частицы); M – молекулярный вес; ρ – плотность. Индекс 0 относится к начальному значению, F – конечному, E – испарению, ox – окислительным компонентам, i – номер фракции, 1 – свободная поверхность, 2 – окисленная.

1.2. Массы оксида на частице, отнесенной ко всей массе оксида, образующегося при полном сгорании частицы алюминия:

$$v_i \frac{d m_{c_i}}{dx m_{c_i}^F} = \frac{6r_i^2 (W_{ox1_i} + W_{ox2_i} - W_{E2_i}) M_c}{r_{0_i}^3 \rho_{Al}^0}.$$

Здесь и далее индекс c относится к конденсированной фазе; g – газовой.

1.3. Энтальпии частицы алюминия:

$$v_i \frac{dT_i}{dx} = \frac{1}{r_{0_i}^3 \rho_{Al}^0} \times \frac{3r_i^2 [W_{ox1_i} Q_{ox1_i} + W_{ox2_i} Q_{ox2_i} - W_{E1_i} Q_{E1_i} - W_{E2_i} Q_{E2_i} - \alpha_i (T_i - T_g)]}{\left[(m_{Al_i} / m_{Al_i}^0) C_{pAl_i} + (m_{c_i} / m_{c_i}^F) C_{pc,i} (M_c / 2M_{Al}) \right]}.$$

Здесь и далее a – массовый стехиометрический коэффициент реакции алюминия с кислородом; Q – теплота реакций и испарения; c – молярная концентрация; T – температура частицы; C_p – удельная теплоемкость.

2. Уравнения баланса для газового потока:

2.1. Массы кислорода:

$$\frac{d}{dx}(\rho_{ox} v_g) = -(J_{ox}^1 + J_{ox}^2).$$

Здесь и далее J_{ox} , J_V – мольные потоки кислорода и паров алюминия соответственно.

2.2. Массы паров алюминия:

$$\frac{d}{dx}(\rho_{V1} v_g) = J_{V1}^1 - J_{V1}^V.$$

2.3. Массы Al_2O :

$$\frac{d}{dx}(\rho_{V2} v_g) = J_{V2}^2 + J_{V2}^V.$$

2.4. Массы ультрадисперсного оксида, образовавшегося в объеме потока:

$$\frac{d}{dx}(\rho_c^V v_g) = J_{ox}^V + J_{V1}^V - J_{V2}^V.$$

2.5. Массы газа, включая массу ультрадисперсного оксида (здесь и далее значком «*» обозначены параметры, определенные с учетом ультрадисперсных частиц):

$$\frac{d}{dx}(\rho_g^* v_g) = -J_{ox}^1 - J_{ox}^2 + J_{V1}^1.$$

2.6. Энергии газа:

$$v_g \frac{dT_g}{dx} = \frac{J_Q}{C_{pg}^* \rho_g^*} - \frac{v_g^2}{C_{pg}^*} \frac{dv_g}{dx} - \sum_i \frac{\rho_i v_i^2}{C_{pg}^* \rho_g^*} \frac{dv_i}{dx}.$$

3. Уравнения движения:

3.1. Частиц i -й фракции:

$$v_i \frac{dv_i}{dx} = \frac{3}{8} \frac{\rho_g r_i^2 C_{Di} (v_g - v_i) |v_g - v_i|}{r_{0i}^3 \rho_{Al} \left[(m_{Al_i} / m_{Al_i}^0) + (m_{c_i} / m_{c_i}^F) (M_c / 2M_{Al}) \right]}.$$

3.2. Газа (индекс « k » относится к газовым компонентам):

$$(1 - M^2) \frac{dv_g}{dx} = \frac{J_Q}{\rho_g^* C_{pg}^* T_g} + \frac{1}{\rho_g} \sum_k \frac{M_g}{M_k} \frac{d(\rho_k v_k)}{dx} + \sum_i \frac{\rho_i v_i v_g}{p} \left(1 - \frac{v_i}{v_g} \frac{R_g^*}{C_{pg}^*} \right) \frac{dv_i}{dx}.$$

4. Начальные условия

При $x = 0$:

$$m_{Al_i} = m_{Al_i}^0, \quad m_{c_i} = m_{c_i}^0, \quad m_{N_i} = m_{N_i}^0,$$

$$T_i = T_{0i}, \quad v_i N_i = (v_i N_i)_0, \quad \rho_{ox} v_g = (\rho_{ox} v_g)_0, \quad \rho_{v1} v_g = (\rho_{v1} v_g)_0,$$

$$\rho_{v2} v_g = (\rho_{v2} v_g)_0, \quad \rho_{v3} v_g = (\rho_{v3} v_g)_0, \quad T_g = T_{g0}, \quad v_i = v_{i0}, \quad v_g = v_{g0},$$

$$\rho_c^V v_g = (\rho_c^V v_g)_0, \quad \rho_g^* v_g = (\rho_g^* v_g)_0,$$

где N_i – количество частиц i -й фракции.

Данная система уравнений интегрируется по продольной координате потока x . Интегрирование выполняется от нулевой координаты x_0 до заданной x_f .

Отдельная i -я фракция считается выгоревшей, если ее полнота сгорания $\varphi_{icom} \geq 0,999$:

$$\varphi_{icom} = 1 - m_{Al_i} / m_{Al_i}^0.$$

В этом случае на поверхности частиц этой фракции скорости реакций W_{ox1_i} и испарения алюминия W_{E1_i} считаются равными нулю. Масса свободного алюминия в оксидном остатке, от сгоревшей частицы, тоже равна нулю. Но уравнения баланса энтальпии, массы оксида, движения оксидных остатков, уравнения сохранения числа оксидных остатков продолжают численно интегрироваться до конца расчета.

При интегрировании наряду с прочими параметрами дополнительно вычисляются:

– время пребывания в потоке частиц i -й фракции

$$\tau_i^{np} = \int_0^x \frac{dx}{v_i};$$

– время пребывания в потоке выделенного объема газа

$$\tau_g^{np} = \int_0^x \frac{dx}{v_g}.$$

Исходные данные для расчета

Исходные данные для расчета представлены в таблице. Порошок алюминия – АСД-1, состоящий из десяти фракций. Массовые доли частиц первой, второй и десятой фракций приняты по 5 %; третьей, седьмой, восьмой и девятой – по 10 %, четвертой; пятой и шестой – по 15 %. Давление в потоке – 0,25 МПа.

Исходные данные для расчета

| Параметр | Дисперсная фаза | | Газовая фаза |
|-----------------------|--------------------------------------|-------------------|--------------|
| | Воспламенившиеся фракции (фракция 1) | Остальные фракции | |
| Массовая доля фракции | 0,05 | 0,95 | – |
| Радиус частиц, мкм | 2,6 | 4,2–31,2 | – |
| Температура, К | 1000 | 300 | 1000 |
| Скорость, м/с | 10 | 10 | 20 |

Результаты расчета

По результатам расчета проведен анализ доли воспламенившихся частиц при различной длине первой зоны форкамеры. Проведенный анализ иллюстрируют зависимости, представленные на рис. 5.

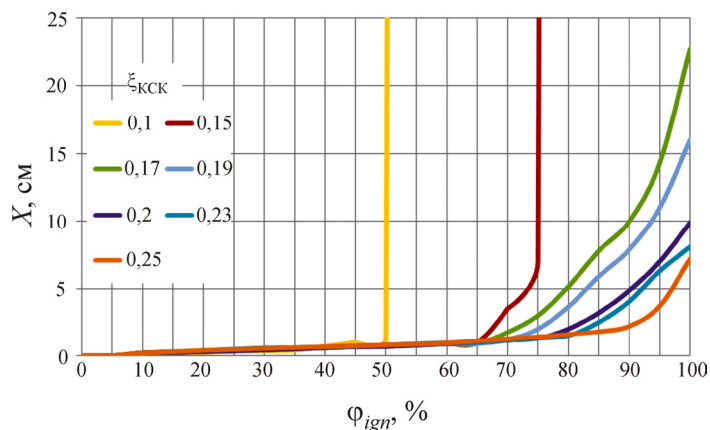


Рис. 5. Массовая доля воспламенившихся частиц алюминия в потоке при различной концентрации КСК

При концентрациях КСК 0,1 и 0,15 воспламеняется менее 80 % частиц. При больших концентрациях, начиная с 0,17, достигается полное воспламенение. При этом достаточно первой зоны форкамеры длиной 10 см, чтобы воспламенить более 90 % частиц ПАГ.

На рис. 6 представлен анализ полноты сгорания алюминия в первой зоне форкамеры.

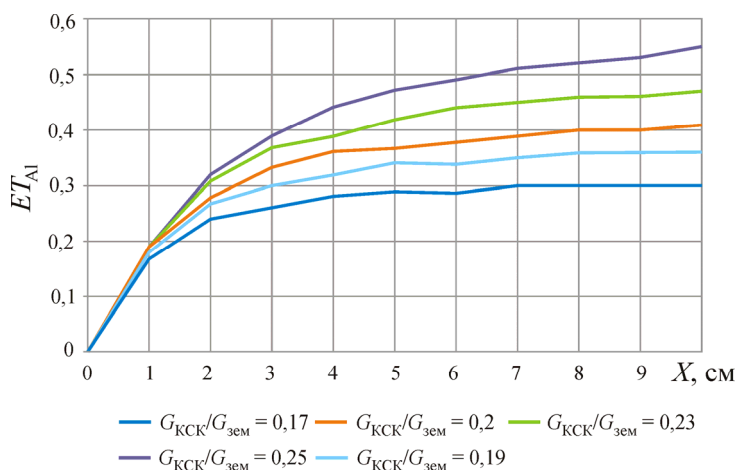


Рис. 6. Массовая доля сгоревших частиц алюминия в потоке для различных концентраций КСК

Таким образом, по результатам проведенного расчета можно заключить следующее:

- 1) рекомендуемый диапазон концентрации КСК от 0,17 до 0,25;
- 2) минимально необходимая длина первой зоны форкамеры составляет 10 см;
- 3) данные рекомендации следует учитывать при проектировании РД на ПАГ и CO_2 .

Заключение

Проведенное численное моделирование позволило изучить процессы воспламенения порошка алюминия в высокотемпературном газовом потоке, аналогичном по свойствам газовой среде в форкамере разрабатываемого ракетного двигателя с учетом времени пребывания. На основе полученных результатов сформулированы рекомендации по размерам первой зоны форкамеры и оптимальным соотношениям компонентов топлива.

Библиографический список

1. Бербек А.М. Теоретическое обоснование создания ракетного двигателя на порошкообразном металлическом горючем и воде в качестве окислителя: дис.... канд. техн. наук. – Пермь, 2012. – 134 с.

2. Shafirovich E.Ya., Shiryayev A.A., Goldshleger U.I. Magnesium and carbon dioxide: a rocket propellant for Mars missions // *Journal of Propulsion and Power*. – 1993. – Vol. 9, № 2. – P. 197–203.

3. Shafirovich E.Ya., Goldshleger U.I. Mars multi-sample return mission // *Journal of the British Interplanetary Society*. – 1995. – Vol. 48. – P. 315–319.

4. Демидов С.С., Малинин В.И., Бульбович Р.В. Ракетный двигатель на порошкообразном алюминиевом горючем и углекислом газе в качестве окислителя // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. – 2014. – № 36. – С. 119–130.

5. Бербек А.М., Малинин В.И. Проект ракетного двигателя, работающего на порошкообразном металлическом горючем и воде в качестве окислителя // *Космонавтика и ракетостроение*. – 2010. – № 1(58). – С. 146–152.

6. Malinin V.I., Berbek A.M. Interplanetary space vehicles rocket engine fed by powdered metal fuel and oxidizer, obtained on a surface of explored space objects // *European Combustion Meeting (ECM2003). Book of Abstracts. October 25–28*. – Orleans, 2003. – P. 93.

7. Малинин В.И., Бербек А.М., Крюков А.Ю. Ракетный двигатель межпланетных аппаратов на порошкообразном металлическом горючем и окислителе, добываемом на поверхности исследуемых космических объектов // *Ракетные двигатели и проблемы освоения космического пространства (Космический вызов XXI века) / под ред. И.Г. Ассовского, О.Д. Хайдена*. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2005. – Т. 1. – С. 500–502.

8. Малинин В.И., Бульбович Р.В., Бербек А.М. Перспективы создания двигательных установок космических летательных аппаратов на металлических горючих и взрывчатых окислителях // *Перспективные материалы и технологии для ракетно-космической техники (Космический вызов XXI века) / под ред. А.А. Берлина, И.Г. Ассовского*. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2007. – Т. 3 – С. 401–406.

9. Бербек А.М., Малинин В.И. Организация рабочего процесса в камере сгорания ракетного двигателя на порошкообразном алюминии и воде // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. – 2010. – № 3. – С. 22–27.

10. Малинин В.И., Бульбович Р.В., Демидов С.С. Внутрикамерные процессы в ракетном двигателе на порошкообразном алюминиевом горючем и сжиженном углекислом газе в качестве окислителя // Космический вызов XXI века / под ред. И.Г. Ассовского, О.Д. Хайдена. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2015. – Т. 5.

11. Демидов С.С., Малинин В.И., Бульбович Р.В. Стенд огневых испытаний ракетного двигателя на порошкообразном алюминиевом горючем и углекислом газе или воде в качестве окислителя // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 40. – С. 106–121.

12. Малинин В.И., Коломин Е.И., Антипин И.С. Модель горения высокоскоростного потока взвеси частиц алюминия, учитывающая кинетику процессов и особенности накопления окисла // Химическая физика. – 1998. – Т. 17, № 10. – С. 80–92.

13. Малинин В.И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих. – Екатеринбург; Пермь: Изд-во УрО РАН, 2006. – 261 с.

14. Kolomin E.I., Malinin V.I., Obrosov A.A. High-temperature synthesis of alumina powder in a reactor for technological combustion of air/aluminum mixture // Theory of Combustion of Powder and Explosives. – New York: Nova science Publishers, Inc, 1996. – P. 301–310.

15. Математическое моделирование воспламенения и горения частиц алюминия за ударными волнами, учитывающее кинетику процессов и особенности накопления окисла / В.И. Малинин, Е.И. Коломин, И.С. Антипин, В.Л. Рылов // Химическая физика. – 2001. – Т. 20, № 6. – С. 75–83.

References

1. Berbek A.M. Teoreticheskoe obosnovanie sozdaniya raketnogo dvigatelya na poroshkoobraznom metallicheskom goryuchem i vode v kachestve okislitelya [Theoretical explanation of creation of the rocket engine with powdery metal fuel and water as an oxidizer]. Ph. D. thesis. Perm, 2012. 134 p.

2. Shafirovich E.Ya., Shiryayev A.A., Goldshleger U.I. Magnesium and carbon dioxide: a rocket propellant for Mars missions. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, vol. 9, no. 2, pp. 197-203.

3. Shafirovich E.Ya., Goldshleger U.I. Mars multi-sample return mission. *Journal of the British Interplanetary Society*, 1995, vol. 48, pp. 315-319.

4. Demidov S.S., Malinin V.I., Bulbovich R.V. Raketnyy dvigatel na poroshkoobraznom alyuminiyevom goryuchem i uglekislom gaze v kachestve okislitelya [The rocket engine on powdery aluminium fuel and carbon dioxide oxidizer]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2014, no. 36, pp. 119-130.

5. Berbek A.M., Malinin V.I. Proekt raketnogo dvigatelya, rabotayushchego na poroshkoobraznom metallicheskom goryuchem i vode v kachestve okislitelya [The project of rocket engine on powdery metallic fuel and water as an oxidizer]. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2010, no. 1(58), pp. 146-152

6. Malinin V.I., Berbek A.M. Interplanetary space vehicles rocket engine fed by powdered metal fuel and oxidizer, obtained on a surface of explored space objects. *European combustion meeting (ECM2003). Book of Abstracts*. Orleans, 2003, p. 93.

7. Malinin V.I., Berbek A.M., Kryukov A.Yu. Raketnyy dvigatel mezhplanetnykh apparatov na poroshkoobraznom metallicheskom goryuchem i okislitele, dobyvaemom na poverkhnosti issleduemykh kosmicheskikh obektov [Rocket engine of interplanetary vehicle on powdery metallic fuel and oxidizer obtained on the surface of the investigated extraterrestrial object]. *Raketnye dvigateli i problemy osvoeniya kosmicheskogo prostranstva. Kosmicheskij vyzov XXI veka*. Eds. I.G. Assovskiy, O.D. Khaydena. Moscow: TORUS PRESS, 2005. Vol. 1, pp. 500-502.

8. Malinin V.I., Bulbovich R.V., Berbek A.M. Perspektivy sozdaniya dvigatelnykh ustanovok kosmicheskikh letatelnykh apparatov na metallicheskih goryuchikh i vnezemnykh okislitelyakh [Prospects of creation of spacecraft propulsion systems on metallic fuels and out-of-Earth oxidizers]. *Perspektivnye materialy i tekhnologii dlya raketno-kosmicheskoy tekhniki. Kosmicheskij vyzov XXI veka*. Eds. I.G. Assovskiy, O.D. Khaydena. Moscow: TORUS PRESS, 2007. Vol. 3, pp. 401-406.

9. Berbek A.M., Malinin V.I. Organizatsiya rabocheho protsessa v kamere sgoraniya raketnogo dvigatelya na poroshkoobraznom alyuminiy i

vode [Organization of work process in combustion chamber of rocket engine on powdery aluminum and water]. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta imeni A.N. Tupoleva*, 2010, no. 3, pp. 22-27.

10. Malinin V.I., Bulbovich R.V., Demidov S.S. Vnutrikamernye protsessy v raketnom dvigatele na poroshkoobraznom alyuminievom goryuchem i szhizhennom uglekislom gaze v kachestve okislitelya [Intrachamber processes of aluminium powder rocket engine and liquid carbon-dioxide gas as an oxidizer]. *Kosmicheskij vyzov XXI veka* / Eds. I.G. Assovskiy, O.D. Khaydena. Moscow: TORUS PRESS, 2015, vol. 5.

11. Demidov S.S., Malinin V.I., Bulbovich R.V. Stend ognevykh ispytaniy raketnogo dvigatelya na poroshkoobraznom alyuminievom goryuchem i uglekislom gaze ili vode v kachestve okislitelya [Firing stand for rocket engine with powdered aluminium fuel and carbon dioxide or water used for oxidizer]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2015, no. 40, pp. 106-121.

12. Malinin V.I., Kolomin E.I., Antipin I.S. Model gorenija vysokoskorostnogo potoka aerovzvesi chastits alyuminiya, uchityvayushchaya kinetiku protsessov i osobennosti nakopleniya okisla [The model of combustion of high-velocity flow of air suspension of aluminium particles according to kinetics and accumulation of oxides]. *Khimicheskaya fizika*, 1998, vol. 17, no. 10, pp. 80-92.

13. Malinin V.I. Vnutrikamernye protsessy v ustanovkakh na poroshkoobraznykh metallicheskih goryuchikh [Intrachamber processes in plants with the powdery metal fuels]. Ekaterinburg, Perm: Uralskoe otdelenie Rossiyskoy akademii nauk, 2006. 262 p.

14. Kolomin E.I., Malinin V.I., Obrosov A.A. High-temperature synthesis of alumina powder in a reactor for technological combustion of air/aluminum mixture. *Theory of combustion of powder and explosives*. New York: Nova science Publishers, Inc, 1996, pp. 301-310.

15. Malinin V.I., Kolomin E.I., Antipin I.S., Rylov V.L. Matematicheskoe modelirovanie vosplamneniya i gorenija chastits alyuminiya za udarnymi volnami, uchityvayushchee kinetiku protsessov i osobennosti nakopleniya okisla [Mathematical modeling ignition and combustion of aluminium particles after shock waves taking into account kinetics and oxide accumulation]. *Khimicheskaya fizika*, 2001, vol. 20, no. 6, pp. 75-83.

Об авторах

Демидов Сергей Сергеевич (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614013, г. Пермь, ул. Академика Королева, д. 15, e-mail: ssd-perm@rambler.ru).

Малинин Владимир Игнатьевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614013, г. Пермь, ул. Академика Королева, д. 15, e-mail: malininvi@mail.ru).

Бульбович Роман Васильевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614013, г. Пермь, ул. Академика Королева, д. 15, e-mail: dekan_akf@pstu.ru).

About the authors

Sergey S. Demidov (Perm, Russian Federation) – Postgraduate Student, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: user.ssd@yandex.ru).

Vladimir I. Malinin (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: malininvi@mail.ru).

Roman V. Bulbovich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: dekan_akf@pstu.ru).

Получено 22.04.2016