DOI: 10.15593/2224-9982/2015.40.08

УДК 536.45:621.453

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

Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
Пермь, Россия

СТЕНД ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ПОРОШКООБРАЗНОМ АЛЮМИНИЕВОМ ГОРЮЧЕМ И УГЛЕКИСЛОМ ГАЗЕ ИЛИ ВОДЕ В КАЧЕСТВЕ ОКИСЛИТЕЛЯ

Предлагается проект стенда огневых испытаний ракетного двигателя посадочного модуля межпланетного космического летательного аппарата, использующего в качестве горючего порошкообразный алюминий, а в качестве окислителя углекислый газ либо воду. В рассматриваемом ракетном двигателе предполагается использовать добываемый в местах посадки окислитель и доставляемое с Земли горючее. Для получения большей информации о протекании рабочего процесса в камере сгорания необходимо проведение огневых испытаний на специальном стенде. В рамках проекта по разработке такого стенда составлены пирогидрравлическая схема, схема измерения и телеметрии, а также решен ряд вопросов, связанных с особенностью организации и моделирования рабочего процесса при наземных испытаниях. Определен масштаб испытания и рассчитаны номинальные значения параметров компонентов основного и вспомогательного топлив, соответствующие выбранному масштабу. Исключена необходимость использования высокотоксичных и пожароопасных компонентов вспомогательного топлива при проведении наземных испытаний путем их замены стендовыми аналогами. Составлен перечень параметров, измеряемых и контролируемых при испытаниях. В целом предлагаемый стенд соответствует поставленным перед ним задачам и позволяет получить информацию о протекании внутрикамерных процессов в двигателях на порошкообразном металлическом горючем, необходимую для дальнейшего развития концепции.

Ключевые слова: ракетный двигатель посадочного модуля, порошкообразное металлическое горючее, углекислый газ либо вода в качестве окислителя, камера сгорания, форкамера, внутрикамерные процессы, стенд огневых испытаний, пирогидрравлическая схема, компоненты ракетного топлива.

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

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

FIRING STAND FOR ROCKET ENGINE WITH POWDERED ALUMINIUM FUEL AND CARBON DIOXIDE OR WATER USED FOR OXIDIZER

Project of firing stand for testing rocket engine of interplanetary vehicle landing module with powdered aluminium fuel and carbon dioxide or water as the oxidizer is considered. It is planned to use for the rocket engine the oxidizer obtained at the landing place and the fuel brought from the Earth. To obtain more detailed information about work process in combustion chamber it is necessary to perform firing tests with special stand. The pyrohydraulic circuit, telemetering circuit, data acquisition system and peculiarities of organization of ground tests are considered. It is estimated scale of the test and for it the performance ratings of main and secondary fuel is calculated. It is excluded application of high-toxic and fire-hazardous components of secondary fuel for ground tests owing to their replacement by the analogs. The parameters measured and controlled in tests are determined. Designed stand corresponds to assigned tasks and allows obtain information about chamber processes in powdered aluminium fuel engines that is required to development of the future conception.

Keywords: rocket engine of landing module, powdered aluminium fuel, carbon dioxide or water as an oxidizer, combustion chamber, preignition chamber, chamber processes, firing stand, pyrohydraulic circuit, rocket propellant components.

Обоснование актуальности создания ракетного двигателя на металлическом горючем и окислителе, добываемом на исследуемом объекте

Цель данного проекта – разработать стенд, предназначенный для проведения огневых испытаний ракетного двигателя посадочного модуля межпланетного космического летательного аппарата (КЛА). В двигателе такого типа предполагается использовать добываемые в местах посадки углекислый газ или воду в качестве окислителя и доставляемые с Земли активные металлы в качестве горючего [1–4]. Таким образом, можно существенно снизить объем топлива, требуемый для полета до цели и обратно. Следовательно, КЛА, снабженный такой двигательной установкой, существенно облегчит и удешевит проведение исследовательских миссий на поверхности многих объектов Солнечной системы.

Ранее была предложена конструкция ракетного двигателя (РД) на порошкообразном металлическом горючем (ПМГ), использующая в качестве окислителя воду [3]. В статье [4] представлена схема двигателя, имеющего аналогичную конструкцию и использующего в качестве окислителя углекислый газ.

В качестве ПМГ предполагается использовать порошкообразный алюминий. Горение алюминия в среде углекислого газа или водяных паров протекает достаточно эффективно, но воспламенение его в этой среде затруднено из-за наличия прочной оксидной пленки [5–9]. Поэтому для воспламенения ПМГ в предлагаемом двигателе необходимо применять какие-либо специальные мероприятия: воспламенение алюминия организовывается в богатой кислородом газовой среде, которую предполагается получать в специальном газогенераторе. Топливом для газогенератора кислородсодержащей среды (ГГКС) служат гидразин и азотный тетраоксид, причем последний подается с очень большим избытком.

Камера сгорания РД, схема которой представлена на рис. 1, разделена на форкамеру и основную часть. В переднюю часть форкамеры через профилированные отверстия 2 в головке подается горячий газ с высоким содержанием кислорода, вырабатываемый ГГКС, а через запорно-регулирующий клапан – псевдоожиженный алюминий. В этой газовой среде и происходит воспламенение алюминия с помощью воспламенителей 1. Воспламенившееся ПМГ попадает во вторую зону форкамеры, где размещены струйные форсунки 3 для подачи основного окислителя (воды или CO_2).

Рис. 1. Камера сгорания РД ПМГ

Метод организации внутрикамерных процессов [5–9], основанных на сжигании порошкообразного алюминия в среде добываемого компонента, является актуальным и позволяет расширить область применения РД на ПМГ. Но для подтверждения возможности его практического использования необходимо более тщательное изучение

внутрикамерных процессов при огневых испытаниях двигателя. Для проведения таких испытаний требуется спроектировать специально предназначенный для этого стенд.

Сегодня двигатели на порошкообразных металлических горючих могут успешно применяться в тех областях, где традиционно используются двигатели на углеводородных горючих. Металлы по сравнению с углеводородными соединениями позволяют повысить плотность заряжения баков, обладают большей энергетикой и могут гореть при таких условиях, при которых невозможно горение углеводородов [5–9].

Термодинамический расчет, проведенный в программе «АСТРА 4» [10], результаты которого представлены в статьях [3, 4], показывает, что удельный импульс двигателей на ПМГ уступает импульсу традиционных химических РД. Но пересчет удельного импульса на компоненты, доставляемые с Земли, показывает значительное превосходство двигателей, добывающих компоненты топлива в местах посадки на исследуемых космических объектах. На рис. 2 представлен график удельного импульса, отнесенного к массе земных компонентов, для двигателей на ПМГ или азотном тетраоксиде (АТ) и монометилгидразине (ММГ). Как видно из графика, удельный импульс двигателей на металлическом горючем многократно превосходит традиционные РД. Причем чем больше отношение добываемого компонента к транспортируемому с Земли, тем значительнее это превосходство.

Рис. 2. График удельного импульса для компонентов, доставляемых с Земли:

— ПМГ + CO_2 ; — АТ + ММГ; — ПМГ + H_2O

Таким образом, можно с уверенностью утверждать, что концепция двигателей КЛА на порошкообразном металлическом горючем, использующих добываемые в местах посадки вещества в качестве компонентов топлива, имеет ряд существенных преимуществ над существующими конструкциями РД. Двигатели на ПМГ способны решать задачи, невыполнимые для других типов двигательных установок. Но необходимым условием дальнейшего развития концепции является более детальное изучение внутрикамерных процессов. Для решения связанных с этим задач создан проект стенда огневых испытаний ракетных двигателей на ПМГ и углекислом газе или воде в качестве окислителя.

Задачи испытательного стенда

Основная цель создания стенда – исследование процессов в камере сгорания (КС) двигателя на ПМГ и H_2O или жидком CO_2 в качестве окислителя:

- а) воспламенение металл-газовой смеси;
- б) стабилизация пламени;
- в) первичное горение металл-газовой смеси в форкамере;
- г) дожигание продуктов первичного горения в основной КС.

Для достижения цели необходимо обеспечить:

- подачу компонентов в камеру сгорания стендового двигателя с заданным расходом и параметрами;
- стабильное и полное фиксирование измеряемых параметров;
- надежную работу системы управления стендом;
- надежное закрепление стендового двигателя на стенде и отвод продуктов сгорания в процессе испытания.

На основе требований к испытательному стенду и задач, которые он должен решать, сформулированы требования к элементам и системам стенда и задачи проектирования.

1. Для обеспечения подачи компонентов необходимо решить следующие задачи:

- а) провести термодинамический расчет замены компонентов генератора КСК двигателя стендовыми аналогами;
- б) рассчитать расходы компонентов стендового двигателя в масштабе 1:10 при длительности испытания 5 с;

в) сконструировать напорные магистрали, трубопроводы, баки и другие элементы системы питания стенда.

2. Для обеспечения надежной и полной фиксации измеряемых параметров необходимо решить следующие задачи:

а) составить перечень параметров, измеряемых при стендовом испытании;

б) разработать систему телеметрии стенда, обеспечивающую стабильную фиксацию данных измерения в полном объеме;

в) подобрать первичные преобразователи в соответствии с ОСТ 92-4211;

г) определить места установки первичных преобразователей;

д) сконструировать систему обработки и записи сигналов с первичных преобразователей.

3. Для обеспечения надежной работы системы управления стенда необходимо решить следующие задачи:

а) обеспечить подачу управляющих сигналов органам управления стендового двигателя и агрегатам автоматики стенда в соответствии с программой испытания;

б) обеспечить систему зажигания стендового двигателя и электроклапаны системы питания необходимым электропитанием.

4. Для обеспечения закрепления двигателя на стенде и отвода продуктов сгорания необходимо решить следующие задачи:

а) сконструировать раму и узлы крепления двигателя на стенде;

б) сконструировать систему улавливания и отведения продуктов сгорания.

Термодинамический расчет параметров стендового двигателя

Для подтверждения возможности воспламенения ПМГ проведены термодинамические расчеты процессов в форкамере, результаты которых представлены в работах [3, 4]. С помощью этих расчетов оценивалась возможность получать продукты первичного горения ПМГ, содержащие активный алюминий, только в газовой фазе, что позволяет их дожигать в основной камере при низком давлении (является необходимым условием для получения основной доли конденсированных продуктов сгорания в ультрадисперсном состоянии [5]). Тем самым уменьшаются двухфазные потери в двигателе.

Использование высокотоксичных компонентов генерации кислородсодержащей среды на стенде огневых испытаний требует специальных мероприятий по обеспечению безопасности и существенно усложняет и удорожает его конструкцию. Ввиду этого решено применять кислород и азот в качестве стендовых аналогов. Для подтверждения возможности замены компонентов генератора КСК стендовыми аналогами и определения соотношения кислорода и азота, наиболее точно имитирующего летные параметры, проведены соответствующие расчеты. Их результаты представлены на рис. 3 и 4. Как видно из представленных ниже графиков, предлагаемая замена исходных компонентов КСК вполне осуществима и целесообразна. Замена гидразина и азотного тетраоксида на азот и кислород в соответствующей пропорции не приводит к существенному изменению температуры либо содержания конденсированного алюминия в продуктах первичного горения. Эти факторы являются наиболее важными при организации рабочего процесса в камере сгорания ракетного двигателя на порошкообразном металлическом горючем. Наиболее соответствующим летным параметрам является содержание кислорода 67 %.

Рис. 3. Температура в форкамере в зависимости от соотношения стендовых заменителей КСК: — летная; — стенд 65 %; — стенд 67 %; — стенд 70 %

Рис. 4. Содержание конденсированного алюминия в форкамере в зависимости от соотношения стандовых заменителей КСК:

— летная; — стенд 65 %; — стенд 67 %; — стенд 70 %

Устройство испытательного стенда и его основные системы

Испытательный стенд – это техническое устройство для установки объекта испытания в заданное положение, создания воздействий, съема информации и осуществления управления процессом испытаний и объектом испытаний. Испытательные стенды обычно состоят из двух частей [11]:

- 1) исполнительной, включающей объект испытания и системы, обеспечивающие воздействие различных эксплуатационных факторов;
- 2) командной в виде пульта управления и систем информационного обеспечения.

Сложность испытательных стендов постоянно возрастает. Это объясняется многими причинами:

- увеличением сложности КЛА, что приводит к необходимости контроля всё большего числа параметров;
- увеличением уровня, длительности приложения и усложнением спектра нагрузок, действующих на ЛА в полете, которые необходимо имитировать в процессе наземных испытаний;
- стремлением к одновременному воспроизведению нагрузок различной физической природы с целью приближения условий наземных испытаний к полетным;
- ужесточением экологических требований к испытательным стендам, исключающих техногенное воздействие на окружающую среду и обеспечивающих безопасность испытаний.

Всё чаще сложность стендов сопоставима со сложностью испытываемых систем. Пирогидравлическая схема стенда для испытаний двигателя представлена на рис. 5.

Работа стенда осуществляется следующим образом: после того как изделие смонтировано на стенд и подключено к системам питания и измерения, начинается регистрация сигналов с первичных преобразователей. Далее по команде с пульта управления открываются электропневмоклапаны. После этого компоненты по напорным магистралям попадают в форкамеру и камеру сгорания изделия с заданными в соответствии с программой конкретного испытания значениями давлений, расходов и температур.

Рис. 5. Пирогидравлическая схема стенда

Характеристики стенда и параметры компонентов топлива

Компоненты топлива для стендового двигателя, представляющие собой чистые технические газы:

- азот, ГОСТ 9293–74, особой чистоты второй сорт (99,996 %);
- кислород газообразный технический, ГОСТ 5583–78 (99,7 %);
- гелий газообразный, марка ТУ 51-940–80 (99,99 %);
- углекислый газ, ГОСТ 8050–85, высший сорт;
- углекислота жидкая (высший сорт, 99,8 % CO₂, по испытаниям 99,9 % CO₂), изготавливается в соответствии с ГОСТ 8050–50.

Номинальные параметры компонентов топлива, используемых на стенде, представлены в табл. 1–6.

Таблица 1

Параметры кислорода

Параметр	Ед. изм.	В баллоне	После редуктора	Вход в двигатель (форсунки КСК)
Давление	МПа	2,4–15	0,6–0,8	0,5–0,7
Температура	К	280–290	280–290	500–600
Расход	г/с	–	12–36	12–36

Таблица 2

Параметры азота

Параметр	Ед. изм.	В баллоне	После редуктора	После нагревателя	Вход в двигатель (форкамера)
Давление	МПа	2,4–15	0,6–0,8	0,6–0,8	0,5–0,7
Температура	К	280–290	280–290	900–1000	500–600
Расход	г/с	–	6–17	6–17	6–17

Таблица 3

Параметры гелия

Параметр	Ед. изм.	В баллоне	После редуктора	Вход в двигатель (бак ПМГ)
Давление	МПа	4–15	1,3–1,6	1,2–1,5
Температура	К	280–290	280–290	280–290
Расход	г/с	–	0,15–0,3	0,15–0,3

Таблица 4

Параметры газообразного CO₂

Параметр	Ед. изм.	В баллоне	После редуктора	После нагревателя	Вход в двигатель (форкамера)
Давление	МПа	2,4–15	0,6–0,8	0,6–0,8	0,5–0,7
Температура	К	280–290	280–290	400–500	400–500
Расход	г/с	–	40–160	40–160	40–160

Таблица 5

Параметры жидкого CO₂

Параметр	Ед. изм.	В баллоне	В коллекторе	Вход в двигатель
Давление	МПа	2,4–7	1,2–1,5	1,2–1,5
Температура	К	280–290	280–290	230–250
Расход	г/с	–	400–2000	400–2000

Таблица 6

Параметры воды

Параметр	Ед. изм.	В баллоне	Вход в насос	Вход в двигатель (форкамера)	Вход в двигатель (камера сгорания)
Давление	МПа	0,1	0,1 + Н _{ст}	1,2–1,5	1,2–1,5
Температура	К	280–290	280–290	280–290	280–290
Расход	г/с	–	220–880	20–180	200–700

Схема измерения

Целью огневого испытания является получение информации о параметрах среды в форкамере и камере сгорания стендового двигателя в различные моменты времени. Кроме того, в процессе проведения испытаний необходимо контролировать параметры компонентов. С учетом этих требований составлена схема измерения и телеметрии стенда, представленная на рис. 6. Расшифровка условных обозначений замеров приведена в табл. 7.

Таблица 7

Перечень параметров, измеряемых при огневом испытании

Обозначение параметра	Наименование параметра	Ед. изм.	Диапазон изменения параметра
ДФК	Давление в форкамере	МПа	0,25
ДКС	Давление в камере сгорания	МПа	0,25
РУГФК	Расход газообразного CO ₂	г/с	39–160
РУГКС	Расход жидкого CO ₂	г/с	440–1980
РК	Расход кислорода	г/с	11,9–35,8
РА	Расход азота	г/с	5,6–16,8
ТФК	Температура в форкамере	К	2500
ТКС	Температура в камере сгорания	К	1400
ДМК	Давление в магистрали кислорода	МПа	1,5
ТМК	Температура в магистрали кислорода	К	300
ДМА	Давление в магистрали азота	МПа	1,5
ТМА	Температура в магистрали азота	К	300
ТАПН	Температура азота после нагревателя	К	700
ДМУГ	Давление в магистрали CO ₂ ^г	МПа	1,5
ТМУГ	Температура в магистрали CO ₂ ^г	К	300
ДМУЖ	Давление в магистрали CO ₂ ^ж	МПа	7
ТМУЖ	Температура в магистрали CO ₂ ^ж	К	300
ДВДН	Давление воды до насоса	МПа	0,1
ДВПН	Давление воды после насоса	МПа	1,5
ТВДФ	Температура воды на входе в двигатель	К	300
РВФК	Расход воды через форкамеру	г/с	20–180
РВКС	Расход воды через КС	г/с	200–700

Рис. 6. Схема измерения и телеметрии стенда

Заключение

В ходе выполнения данной работы был создан проект стенда для испытаний ракетного двигателя на порошкообразном металлическом горючем и воде или углекислом газе в качестве окислителя. Стенд проектировался для изучения внутрикамерных процессов в вышеупомянутом двигателе. Предполагается испытание изделий в масштабе 1:10 от номинальных расходов компонентов топлива двигателем в полете.

Из соображений безопасности, а также в целях улучшения экономичности и технологичности стенда предполагаемые к применению в исходном двигателе компоненты топлива, обладающие высокой токсичностью и взрывоопасностью (азотный тетраоксид и гидразин), решено заменить на более безопасные стендовые аналоги (азот и кислород в пропорции 33 и 67 %). Обоснованием возможности такой замены являются результаты расчетов, представленные на рис. 3 и 4 в виде графиков температуры и содержания конденсированного алюминия в продуктах первичного горения. Такая замена компонентов в сочетании с другими мероприятиями позволила более эффективно обеспечить безопасность функционирования проектируемого объекта.

Библиографический список

1. 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. – № 9. – P. 197–203.

2. Shafirovich E.Ya., Shiryayev A.A., Goldshleger U.I. Mars Multi-Sample Return Mission // *Journal of the British Interplanetary Society*. – 1995. – Vol. 48. – P. 315–319.

3. 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.

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. 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, France, 25–28 October. – Orleans, 2003. – P. 93.

6. 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. Асвовского, О.Д. Хайдена. – М.: Торус Пресс, 2005. – Т. 1. – С. 500–502.

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

8. Егоров А.Г. Процессы горения порошкообразного алюминия в прямоточных камерах реактивных двигательных установок / Самар. науч. центр РАН. – Самара, 2004. – 376 с.

9. Ягодников Д.А. Воспламенение и горение порошкообразных металлов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 432 с.

10. Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах (АСТРА.4). – М., 1991. – 30 с. – Препринт МГТУ.

11. Галеев А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок / Науч.-исслед. центр ракетно-космич. промышленности. – Пересвет, 2010. – 178 с.

References

1. 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, no. 9, pp. 197-203.

2. Shafirovich E.Ya., Shiryayev A.A., Goldshleger U.I. Mars Multi-Sample Return Mission. *Journal of the British Interplanetary Society*, 1995, vol. 48, pp. 315-319.

3. 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.

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]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2014, no. 36, pp. 119-130.

5. 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)*, Orleans, France, October 25-28, 2003. Book of Abstracts, 2003, p. 93.

6. 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 extra-terrestrial object]. *Raketnye dvigateli i problemy osvoeniya kosmicheskogo prostranstva (Kosmicheskii vyzov XXI veka)*. Ed. I.G. Assovskiy, O.D. Khaydena. Moscow: Torus Press, 2005, vol. 1, pp. 500-502.

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

8. Egorov A.G. Protsessy goreniya poroshkoobraznogo alyuminiya v pryamotochnykh kamerakh reaktivnykh dvigatelnykh ustanovok [Combustion of powdery aluminium in straight-flow chamber of powerplants]. Samarskiy nauchnyy tsentr Rossiyskoy akademii nauk, 2004. 376 p.

9. Yagodnikov D.A. Vosplamnenie i gorenie poroshkoobraznykh metallov [Ignition and combustion of powdery metals]. Moskovskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet imeni N.E. Baumana, 2009. 432 p.

10. Trusov B.G. Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh (ASTRA 4) [Modeling chemical and phase balances at high temperatures (ASTRA 4)]. Moskovskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet imeni N.E. Baumana, 1991. 40 p.

11. Galeev A.G. Osnovy ustroystva ispytatelnykh stendov dlya otrabotki zhidkostnykh raketnykh dvigateley i dvigatelnykh ustanovok [The fundamentals of testing stands for liquid rocket engines and propulsion systems]. Peresvet: Nauchno-issledovatel'skiy tsentr raketno-kosmicheskoy promyshlennosti, 2010. 178 p.

Об авторах

Демидов Сергей Сергеевич (Россия, Пермь) – соискатель кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: user.ssd@yandex.ru).

Малинин Владимир Игнатьевич (Россия, Пермь) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: malininvi@mail.ru).

Бульбович Роман Васильевич (Россия, Пермь) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: dekan_akf@pstu.ru).

About the authors

Sergey S. Demidov (Perm, Russian Federation) – Applicant, 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 16.01.2015