**А.В. Елькин¹, Е.С. Земерев¹, В.И. Малинин¹,
Л.Л. Хименко¹, Ф.Р. Хазиахметова²**

¹Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

²Научно-исследовательский институт полимерных материалов, Пермь, Россия

РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ГРАНУЛИРОВАННОМ ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Посвящена разработке ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе. Приведены основные преимущества и недостатки известных и широко применяющихся двигательных установок, таких как ракетный двигатель на твердом топливе, жидкостный ракетный двигатель, газотурбинный двигатель. Предлагаемая в работе гибридная силовая установка заимствует сильные стороны известных двигателей, такие как способность регулирования тяги в широком диапазоне, многократное включение и выключение, возможность работы в условиях высоких значений температуры и низкого содержания кислорода. В качестве топлива у РДГТТ выступают гранулы (зернистый материал), составными компонентами которого являются окислитель и горючее. Предложены и рассмотрены возможные двигательные установки, в основе которых лежит РДГТТ, применимые для разных типов задач (может применяться как для космических летательных аппаратов, так и для наземных беспилотных летательных аппаратов, используемых на разных высотах с разными скоростями полета). В качестве прототипа системы подачи гранулированного твердого топлива в настоящей работе выбрана система подачи порошкообразных металлических горючих. Расходные и скоростные характеристики СПГТТ аналогичны тем же характеристикам СППМГ, они также представлены в настоящей работе. На основе имеющихся данных о системе подачи порошкообразных металлических горючих и порошкообразном алюминии (который используется в качестве горючего в аналогичной двигательной силовой установке) сформированы и приведены требования, которым должно удовлетворять гранулированное топливо, для осуществления его эффективной подачи и воспламенения: сухой, гидрофобный материал, который должен обладать высокой сыпучестью, иметь дисперсность в заданном диапазоне, тип частиц должен быть сферическим.

Ключевые слова: система подачи, гранулированное твердое топливо, ракетный двигатель, ракетное топливо, комбинированная силовая установка, регулирование тяги, беспилотный летательный аппарат, гидрофобный и низкофрикционный материал, экстремальные условия, многоразовый аппарат.

**A.V. Elkin¹, E.S. Zemerev¹, V.I. Malinin¹,
L.L. Khimenko¹, F.R. Khaziakhmetova²**

¹Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

²Research Institute of Polymeric Materials, Perm, Russian Federation

ROCKET ENGINE ON GRANULAR SOLID FUEL

The paper is devoted to the development of a rocket engine on granular solid fuel (REGSF). The paper shows the main advantages and disadvantages of widely used propulsion systems (such as a solid-propellant rocket engine, liquid-propellant rocket engine, gas turbine engine). The proposed hybrid power plant borrows the strengths of well-known engines, such as the ability to control thrust in a wide range, multiple on and off, the ability to work in high temperatures and low oxygen content. The fuel in a REGSF is granules, the constituent components of which are both oxidizing agent and combustible. Possible propulsion systems based on REGSF, applicable for different types of tasks (can be used both for spacecraft and for ground unmanned aerial vehicles used at different altitudes with different flight speeds), are proposed and considered. As a prototype of the granular solid fuel supply system (GSFSS) the powder metal fuels supply system (PMFSS) is chosen. The flow rate and speed characteristics of the GSFSS are similar to the same characteristics of the PMFSS, they are also presented in this paper. Based on the available data on the supply system for powdered metal fuels and powdered aluminum (which is used as a fuel in a similar propulsion power plant), the requirements that granular fuel must satisfy in order to efficiently feed and ignite it are formulated and given. Requirements: dry, hydrophobic material, which must have high flowability, have a dispersion in the specified range, the type of particles must be spherical.

Keywords: feeding system, granular solid propellant, rocket engine, propellant, combined propulsion system, thrust control, unmanned aerial vehicle, hydrophobic and low friction material, extreme conditions, reusable apparatus.

Известным двигателем для использования в работе силовых установок, которые не используют атмосферный воздух для работы, является ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ), но одноразовость и сложность регулирования тяги не позволяют применять его в аппаратах многоразового использования [1].

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) может осуществлять глубокое регулирование тяги, однако обладает более сложной конструкцией, а большинство компонентов жидких ракетных топлив являются токсичными веществами, что делает их невозможными для использования в управляемых летательных аппаратах (ЛА) гражданского назначения. Нетоксичными являются криогенные компоненты, такие как водород или кислород, но они требуют особых условий хранения и эксплуатации [2, 3].

Среди авиационных силовых установок распространен газотурбинный двигатель (ГТД) [4], в работе которого применяется атмосферный воздух, следовательно, его работа зависит от условий окружающей среды. Однако ГТД может использоваться многократно и хорошо регулируется. Объединив достоинства РДТТ, ЖРД и ГТД, можно получить гибридную силовую установку, способную работать в экстремальных условиях (ЭУ) – условиях высоких температур и низкого содержания кислорода.

Таким образом, гибридная силовая установка (ГСУ) на основе РДТТ, ЖРД и ГТД – двигатель летательного аппарата, сочетающий в себе относительную простоту, безопасность и дешевизну на фоне высоких показателей удельной массовой энергоемкости топлива. Исключая участие только кислорода воздуха в процессе горения топлива данной силовой установки, можно обеспечить ее высокую универсальность [5].

Одним из возможных применений ГСУ может стать его использование в качестве двигательной установки для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Они применяются во многих сферах жизни и активно изучаются, этому свидетельствует множество актуальных публикаций [6–8]. Такие ЛА могут использоваться для выполнения работ в экстремальных условиях в случае природных или техногенных катастроф [7, 8], гражданские

ЛА могут безопасно летать на малых высотах (в том числе и в сильно задымленных областях), позволяя увидеть зону бедствия в мельчайших деталях. Это поможет обнаружить пострадавших, обеспечит быстрое принятие решений и, как следствие, быстрое начало операции по ликвидации ЧС. Стоит отметить, что ЛА для выполнения подобных задач находят широкое применение в МЧС [9, 10].

Для БПЛА, решающего такие задачи, как, например, тушение пожаров, требуется надежная силовая установка. Для легких и средних ЛА применяются электрические двигатели (ЭД) [11]. Их достоинства: простота регулирования, высокий КПД. К недостаткам относятся [11]: удельная массовая энергоемкость литий-ионных аккумуляторов в десятки раз ниже, чем у твердого топлива; уязвимость к температуре окружающей среды [12, 13].

В работе [14] представлена конструкция БПЛА, силовой установкой которого является ЭД, он обладает вышеописанными недостатками. Для того чтобы была возможность тушить пожар, не приближаясь к его очагу, и при этом не рассеивать компонент в воздухе, аппарат имеет систему подачи огнетушащих шаров (тушащий компонент изолирован в специальной оболочке). Такой БПЛА имеет очевидный недостаток – ограниченный радиус поражения пожара (требуется высокая точность попадания). С учетом его небольших размеров и ограничения по количеству шаров на борту можно сделать вывод о его невысокой экономической эффективности.

Поршневые, реактивные, газотурбинные и прямоточные воздушно-реактивные двигатели, по сравнению с ЭД, обладают высокой удельной массовой энергоемкостью, однако для их работы используют атмосферный воздух, что делает их зависимыми от условий окружающей среды, в частности в организации рабочего процесса в камере сгорания. В ситуации тушения пожара аппарат с подобными двигательными установками не сможет производить тушение вплотную к очагу пожара, а с высоты в большинстве случаев производить тушение нецелесообразно. Тушение необходимо проводить вплотную к очагу пожара, где присутствует высокая температура и низкая концентрация кислорода. В таком слу-

чае двигатели, для работы которых используется атмосферный воздух, неприменимы.

В работе [5] представлены гибридные силовые установки, для работы которых используется не только атмосферный воздух в качестве окислителя: газотурбинный двигатель на твердом топливе (ГТДТ) и модифицированный ракетно-турбинный двигатель на твердом топливе (РТДТм). В работе представлены схемы указанных силовых установок и описан принцип действия. Ключевым недостатком данных схем является отсутствие возможности плавного регулирования тяги силовой установки. Все регулирование сводится к включению в работу дополнительных газогенераторов (ГГ), а также путем воздействия регулируемого сопла.

В случае резкого увеличения потребляемой мощности привода силовой установки (набор высоты, увеличение скоростного режима) данное решение эффективно (до определенных пределов, ограниченных количеством газогенераторов). Но при резком сбросе потребляемой мощности для обеспечения заданного расхода продуктов сгорания (ПС) на турбину силовой установки необходимо будет осуществить выключение газогенератора (без возможности обратного включения) либо обеспечивать сброс ПС в атмосферу, что существенно снижает запас хода и, как следствие, увеличивает стоимость работы всего БПЛА.

Таким образом, предлагаемые в работе [4] схемы имеют ряд существенных недостатков, описанных в работе [15]:

- стоимость одного ГГ, представляющего из собой отдельный двигатель;
- использование нескольких ГГ увеличивает массу и габариты ЛА;
- некоторые ГГ могут остаться неиспользованными (пассивная масса).

Все эти недостатки можно компенсировать, если модифицировать предложенные схемы. На рис. 1 представлена схема ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе (РДГТТ), предлагаемая авторами настоящей статьи. На схеме отображены: бак с гранулированным топливом (БГТ) – 6, газопроницаемый поршень (ГПП) – 2, запорно-

регулирующий клапан (ЗРК) – 3. Поршень формирует плоскую поверхность торца заряда и также предотвращает образование каналов, локальных пустот и разрывов ГТТ. Газ подводится через ГПП, фильтруется через все гранулированное твердое топливо (ГТТ), перемещает его к выпускному отверстию ЗРК, и топливо попадает в камеру сгорания (КС) 4 [16]. Воспламенение топлива происходит при помощи воспламенителя 5. Давление в БГТ обеспечивается источником газа высокого давления, в качестве которого может быть баллон с инертным газом (гелий или азот) или газогенератор твердого топлива с охладителем 1 [16]. Источник газа необходим для обеспечения предварительного газонасыщения ГТТ, а также для заполнения освободившегося от гранул объема перед поршнем. Между источником газа и БГТ имеется редуктор 7, он поддерживает постоянство давления в баке перед поршнем, которое меньше, чем давление в источнике.

Рис. 1. Схема РДГТТ: 1 – баллон с газом; 2 – газопроницаемый поршень; 3 – запорно-регулирующий клапан; 4 – камера сгорания с сопловым блоком; 5 – воспламенитель; 6 – бак гранулированного топлива; 7 – редуктор

Ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе может применяться в космосе, коэффициент избытка окислителя топлива α в этом случае равен 0,7–1,0. С помощью РДГТТ можно модифицировать схемы, предложенные в работе [14]. Несколько твердотопливных ГГ заменяются одним РДГТТ. На рис. 2 представлены газотурбинный двигатель на гранулированном твердом топливе (ГТДГТ) (см. рис. 2, а) и ракетно-турбинный двигатель на гранулированном топливе (РТДГТ) (см. рис. 2, б) – аналоги ГТДТ и РТДТм.

Приведенные двигательные установки обладают рядом преимуществ:

1. Использование одного двигателя в качестве газогенератора.

2. ГТ на основе РДГТТ является много-разовым.

3. Низкая стоимость обслуживания (изготовить топливо для заправки готового бака существенно дешевле, чем изготовить отдельный твердотопливный ГТ).

4. Значительно снижаются вес, объем конструкции, габаритные размеры.

Принцип действия установки ГТДГТ (см. рис. 2, а): по команде системы управления (СУ) открывается ЗРК, гранулы порошкового топлива подаются в камеру сгорания и сгорают. Продукты сгорания (ПС) из КС поступают в камеру дожигания (КД), смешиваются с воздухом, который поступает из компрессора, дожигаются, подаются на турбину, которая приводит редуктор и тяговые винты в действие. Регулировка тяги происходит за счет ЗРК, который способен менять свое проходное сечение по команде СУ. Ракетно-турбинный двигатель на гранулированном твердом топливе (см. рис. 2, б) имеет турбину, которая вращает компрессор благодаря расходу продуктов сгорания гранулированного топлива и обеспечивает всасывание наружного воздуха независимо от условий окружающей среды.

Рис. 2. Схема ГТДГТ (а) и РТДГТ (б)

Воздух нужен для более выгодного использования гранулированного твердого топлива. Предполагается, что в ГТДГТ и РТДГТ топливо будет иметь низкий коэффициент α (0,2–0,3). Если летательный аппарат находится в зоне ЭУ с пониженным содержанием кислорода, давление в КД будет падать, и тогда датчик давления (ДД) подаст сигнал на систему управления, которая обеспечит большее раскрытие ЗРК, соответственно, большую подачу ГТТ, что позволит поддерживать необходимый уровень давления в камере дожигания.

Схемы установок, предложенные на рис. 2, предназначены для ЛА, работающих на низкой высоте с малой скоростью. Схему установки (см. рис. 1) можно модифицировать так, чтобы использовать ЛА на большой высоте (выше 20 км) с большей скоростью полета ($M \geq 4$, где M – число Маха). На большой высоте из-за недостатка кислорода в камере сгорания ГТД происходит срыв пламени [4]. Поскольку в составе ГТТ имеется окислитель, увеличивается предельная высота работы по сравнению с двигателями на жидких углеводородных горючих.

При больших скоростях ЛА имеется скоростной напор, поэтому можно не использовать компрессор [17]. Воздух попадает в КС через воздухозаборник (ВЗУ). Если в воздухе имеется кислород, то он выступает в качестве окислителя. Коэффициент α в данном случае 0,3–0,6. На рис. 3 представлен прямоточный воздушно-реактивный двигатель на гранулированном твердом топливе (ПВРД на ГТТ) – модификация схемы, изображенной на рис. 1.

Рис. 3. Схема ПВРД на ГТТ для ЛА большой высоты

Ключевым отличием представленных схем (см. рис. 1–3) от схем авторов работы [5] является отсутствие регулятора расхода ПС и газогенераторов. В качестве топлива предлагается использовать гранулированную смесь го-

рючего и окислителя с заданной дисперсностью, а в качестве прототипа для системы подачи гранулированного твердого топлива (СПГТТ) предлагается авторами настоящей статьи использовать систему подачи порошкообразных металлических горючих, описанную в работах [16, 18–20] и укрупнено представленную на рис. 4, принцип работы которой схож с предполагаемой системой подачи гранулированного твердого топлива, описанной ранее. Отличием этой схемы является наличие датчика давления перед выпускным отверстием.

Рис. 4. Система подачи порошкообразных металлических горючих: 1 – емкость с порошком; 2 – газопроницаемый поршень; 3 – перепадный клапан; 4 – привод; 5 – запорно-регулирующий клапан; 6 – датчик давления газа перед выпускным отверстием

Преимущества данной системы подачи гранулированного топлива являются: возможность регулирования подачи в широком диапазоне, низкий расход газа, требуемого для вытеснения порошка, обеспечение критического истечения гранулированной смеси из отверстия форсунки системы подачи (СП).

Рабочий процесс системы подачи гранул, т.е. перемещение и истечение порошка из выпускного отверстия, осуществляется за счет объемных сил сжатого газа, предварительно закачанного в поровый объем порошка.

Для выбора режимных параметров системы подачи порошка необходимо знать расходные характеристики гранулированного топлива, т.е. зависимость расхода от давления газа перед выпускным отверстием системы подачи ($G_g = f(P_0)$).

Кроме того, важно понимать, какое влияние на расход топлива оказывают такие параметры, как пористость уплотненного ГТТ (гранулированного элемента), дисперсность ГТТ, наличие поверхностно-активных веществ (ПАВ) на частицах гранул. Для понимания физики процесса истечения зернистого материала

большое значение имеет определение скоростных характеристик истечения ГТТ, т.е. зависимости скорости потоков от давления газа в гранулированном элементе (ГЭ) перед выпускным отверстием ($v_g = f(P_0)$, $v_{pwd} = f(P_0)$).

В работе [17] выполнено теоретическое и экспериментальное исследование критического истечения сыпучих материалов пневмотранспортной системы подачи порошков и показано, что удельный расход газа (относенный к единице площади струйной форсунки) не превышает 1,5–2 %, т.е. расход газа на вытеснение порошка (осуществление подачи) не превышает 2 % от массы подаваемого материала (см. рис. 2). На основании исследования [17] построен график зависимости удельного расхода газа от давления перед выпускным отверстием СП (рис. 5).

Рис. 5. График относительной расходной характеристики системы подачи порошка: g_g/g_{pwd} – отношение удельных расходов газа и порошка

Исследования проводились для сферического порошка алюминия АСД-1. Анализируя график, изображенный на рис. 2, можно сказать, что отношение расхода газа к расходу порошка при 0,5–3,5 МПа составляет не более 2 %.

В работе [17] в качестве ожижающего газа рассматривается азот. Для РДГТТ, используемого для выполнения задач в космосе, предполагается использование гелия, из-за его низкой плотности и лучших теплофизических свойств. Из-за легкости гелия отношение расхода газа к расходу гранулированного топлива будет составлять меньшую величину, чем приводится в работе [17].

На рис. 6 приводится график, представленный в работе [17], который показывает, что скорость порошка на выходе из системы подачи при давлении 3 МПа в БГТ не превышает

40 м/с. На основании этих данных можно сделать вывод о том, что при использовании ГТТ скорость гранул на выходе из системы подачи будет иметь приблизительно такое же значение.

Рис. 6. Совмещенный график расчетных и экспериментальных скоростных характеристик порошка в зависимости от давления перед выпускным отверстием

Рис. 7. Схема системы подачи порошка алюминия в установку синтеза: 1 – штуцер для подачи оживающего газа; 2 – переключной клапан; 3 – газопроницаемый поршень; 4 – бак системы подачи; 5 – запорно-регулирующий клапан

Рис. 8. Система подачи порошка алюминия в рабочем положении

Более подробно ключевые узлы системы подачи порошкового материала представлены на рис. 7, а на рис. 8 представлена установка подачи порошкообразного алюминия.

На основании исследования [17] и приведенных выше данных сформулированы следующие требования к гранулированному топливу предлагаемой силовой установки:

- топливо должно обладать высокой сыпучестью;

- дисперсность ГТТ 10–250 мкм;

- тип частиц сферический либо близкий к сферическому;

- сухой, гидрофобный материал.

Важно отметить, что размеры гранул могут быть больше, чем размеры частиц порошкообразных металлов, так как в гранулах имеется окислитель и добавки, которые увеличивают скорость горения. Крупные частицы порошкообразного металла не успеют сгореть в КС вследствие меньшей скорости их горения, поэтому верхний предел размеров частиц металлов существенно ограничен.

Выводы

1. Ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе может применяться в космосе (коэффициент избытка окислителя топлива $\alpha = 0,6 \dots 1,0$).

2. Газотурбинный двигатель и ракетно-турбинный двигатель на гранулированном твердом топливе могут применяться в экстремальных условиях, так как их работа зависит от условий окружающей среды в гораздо меньшей степени, чем у газотурбинного двигателя ($\alpha = 0,2 \dots 0,3$).

3. Летательный аппарат с ПВРД на ГТТ может применяться на большой высоте (выше 20 км), с большой скоростью полета ($M \geq 4$, $\alpha = 0,3 \dots 0,6$), так как в составе топлива имеется окислитель.

4. Система подачи двигателя гранулированного твердого топлива аналогична системе подачи порошкообразных металлических горючих.

5. Массовый расход оживающего газа относительно массы гранулированного топлива не превышает 2 % (если в качестве оживающего газа использовать не азот, а гелий, тогда расход будет значительно меньше – менее 1 %).

6. Требования, предъявляемые к гранулированному твердому топливу, подобны требованиям к порошкообразным металлическим горючим, но гранулы топлива могут обладать большими размерами, чем частицы порошкообразных металлов, так как в составе гранул есть окислитель.

7. Двигатели на ГТТ позволяют осуществить глубокое регулирование тяги и решать задачи, невыполнимые для других типов двигательных установок.

Библиографический список

1. Ермилов А.С., Нуруллаев Э.М., Куценко Г.В. Ракетные твердые топлива. Ракетные двигатели на твердом топливе: учеб. пособие. – Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2016. – 299 с.
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 461 с.
3. Архаров А.М., Кунис И.Д. Криогенные заправочные системы стартовых ракетно-космических комплексов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 252 с.
4. Григорьев А.А. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. пособие для вузов. – Пермь: Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2006. – 688 с.
5. Бажуков А.С., Митрович П.А., Малинин В.И. Газотурбинные и ракетно-турбинные двигатели на твердом топливе для беспилотных летательных аппаратов, работающих в экстремальных условиях // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2018. – № 55. – С. 70–80.
6. Евтушенко Е.В., Володин А.В. Анализ существующих типов беспилотных летательных аппаратов и перспектив их развития // Интеллектуальные системы, управление и мехатроника: материалы конф., г. Севастополь, 18–20 сентября 2017 г. – Севастополь, 2017. – С. 299–305.
7. Additive manufacturing of porous structures for unmanned aerial vehicles applications / H. Klippstein, H. Hassanin, De Cerio Diaz, A. Sanchez, Y. Zweiri, L. Seneviratne // Advanced Engineering Materials. – 2018. – Vol. 20 (9). – P. 1800290.
8. Abdel Ilah N. Alshbatat. Fire extinguishing system for high-rise buildings and rugged mountainous terrains utilizing quadrotor unmanned aerial vehicle // International Journal of Image, Graphics and Signal Processing. – 2018. – Vol. 1. – P. 23–29.
9. Винокурова В.В., Бобрышев А.А. Необходимость применения и развития беспилотных летательных аппаратов в МЧС России // Пожарная безопасность: проблемы и перспективы. – 2016. – № 1 (7). – С. 14–16.
10. Татаринов В.В., Калайдов А.Н., Муйкич Э. Применение беспилотных летательных аппаратов для получения информации о природных пожарах // Технологии техносферной безопасности. – 2017. – № 1 (71). – С. 160–168.
11. Особенности классификации БПЛА самолетного типа / Д.В. Усов, М.А. Мураева, Н.С. Сенюшкин, Р.Р. Ямалиев // Молодой ученый. – 2010. – № 11 (22). – С. 65–68.
12. Чугаев В.Н. Влияние арктических условий на беспилотные летательные аппараты // Academy. – 2017. – № 4 (19). – С. 30–32.
13. Кашкаров А.П. Аккумуляторы: справ. пособие. – М.: РадиоСофт, 2014. – 192 с.
14. Ali Magdi Sayed Soliman, Suleyman Cinar Cagan, Berat Baris Buldum. The design of a rotary-wing unmanned aerial vehicles-payload drop mechanism for fire-fighting services using fire-extinguishing balls // Applied Sciences. – 2019. – Vol. 1. – P. 1259.
15. Елькин А.В., Малинин В.И. Ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. – 2019. – Т. 2. – С. 65–68.
16. Малинин В.И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих / УрО РАН. – Екатеринбург; Пермь, 2006. – 262 с.
17. Земерев Е.С. Критическое истечение сыпучих материалов в пневмотранспортной системе подачи порошков: автореф. дис. ... канд. техн. наук. – Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2017. – 20 с.
18. Малинин В.И., Коломин Е.И., Антипин И.С. Воспламенение и горение аэрозвеси алюминия в реакторе высокотемпературного синтеза порошкообразного оксида алюминия // Физика горения и взрыва. – 2002. – Т. 38, № 5. – С. 41–51.
19. Крюков А.Ю., Петренко В.И., Малинин В.И. Система подачи порошкообразного металлического горючего в опытно-промышленной установке синтеза дисперсного оксида алюминия // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики: материалы III Всерос. науч.-техн. конф., г. Томск, 2–5 октября 2002 г. – Томск, 2002. – С. 78–79.
20. Казанцев М.Ю., Петренко В.И., Малинин В.И. Регулируемая подача порошка металла в камеру воспламенения // Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2020: сб. тез. докл. Всерос. науч.-техн. конф., г. Пермь. – Пермь, 2002. – С. 125.

References

1. Ermilov A.S., Nurullaev E.M., Kucenko G.V. Raketnye tverdye topliva. Raketnye dvigateli na tverdom toplive: uchebnoe posobie [Rocket solid propellants. Solid propellant rocket engines: a tutorial]. Perm: PNRPU, 2016, 299 p.
2. Dobrovolskiy M.V. Zhidkostnyye raketnyye dvigateli. Osnovy proyektirovaniya: uchebnoye posobiye [Liquid propellant rocket engines. Design Basics: A Tutorial]. Moscow: MGTU named by N. E.H. Bauman, 2016, 461 p.
3. Arharov A.M., Kunis I.D. Kriogennye zapravochnyye sistemy startovykh raketno-kosmicheskikh kompleksov [Cryogenic filling systems of launching rocket and space complexes]. Moscow: MGTU named by N. E.H. Bauman, 2006, 252 p.
4. Grigorev A.A. Teoriya, raschet i proektirovanie aviacionnykh dvigatelej i energeticheskikh ustanovok: uchebnoe posobie dlya vuzov [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Perm: PGU, 2006, 688 p.
5. Bazhukov A.S., Mitrovich P.A., Malinin V.I. Gazoturbiny i raketno-turbiny dvigateli na tverdom toplive dlya bespilotnykh letatel'nykh apparatov, rabotayushchih v ekstremal'nykh usloviyakh [Solid-fuel gas turbine and rocket-turbine engines for unmanned aerial vehicles operating in extreme conditions]. PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2018, no. 55, pp. 70-80.
6. Evtushenko E.V., Volodin A.V. Analiz sushchestvuyushchih tipov bespilotnykh letatel'nykh apparatov i perspektiv ih razvitiya [Analysis of existing types of unmanned aerial vehicles and prospects for their development]. Intellektual'nye sistemy, upravlenie i mekhatronika: sb. tr. konf., 18–20 sentyabrya 2017 [Proc. conf. «Intelligent systems, control and mechatronics»], Sevastopol, 2017, pp. 299-305.
7. Klippstein H, Hassanin H, De Cerio Diaz, Sanchez A, Zweiri Y, Seneviratne L Additive manufacturing of porous structures for unmanned aerial vehicles applications. Advanced Engineering Materials, 2018, vol. 20 (9), pp. 1800290.
8. Abdel Ilah N. Alshbatat Fire extinguishing system for high-rise buildings and rugged mountainous terrains utilizing quadrotor unmanned aerial vehicle. International Journal of Image, Graphics and Signal Processing, 2018, Vol. 1, pp. 23-29.
9. Vinokurova V.V., Bobryshev A.A. Neobhodimost primeneniya i razvitiya bespilotnykh letatel'nykh apparatov v MCHS Rossii [The need for the use and development of unmanned aerial vehicles in the EMERCOM of Russia]. *Pozharnaya bezopasnost: problemy i perspektivy*, 2016, no. 1 (7), pp. 14-16.
10. Tatarinov V.V., Kalajdov A.N., Mujkich E. Primenenie bespilotnykh letatel'nykh apparatov dlya polucheniya informatsii o prirodnykh požarah [The use of unmanned aerial vehicles to obtain information about wildfires]. Technology of technosphere safety, 2017, no. 1 (71), pp. 160-168.
11. Usov D.V., Muraeva M.A., Senyushkin N.S., Yamaliev R.R. Osobennosti klassifikatsii BPLA samoletnogo tipa [Features of aircraft type UAV classification]. *Molodoy uchyonyy*, 2010, no. 11 (22), pp. 65-68.
12. Chugaev V.N. Vliyaniye arkticheskikh usloviy na bespilotnye letatel'nyye apparaty [Influence of arctic conditions on unmanned aerial vehicles]. Academy, 2017, no. 4 (19), pp. 30-32.
13. Kashkarov A.P. Akkumulyatory: Spravochnoe posobie [Batteries: Reference Guide]. Moscow: RadioSoft, 2014, 192 p.
14. Ali Magdi Sayed Soliman, Suleyman Cinar Cagan, Berat Baris Buldum The design of a rotary-wing unmanned aerial vehicles–payload drop mechanism for fire-fighting services using fire-extinguishing balls. Applied Sciences, 2019, Vol. 1, P. 1259.
15. Elkin A.V., Malinin V.I. Raketnyj dvigatel na granulirovannom tverdom toplive [Rocket engine on granular solid fuel]. *Aerokosmicheskaya tekhnika, vysokie tekhnologii i innovatsii. Materialy XXI Vserossiyskoj nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Proc. XXI conf. «Aerospace engineering, high technology and innovation 2019»]. Perm: PNRPU, Vol. 2, p. 221, pp. 65-68.
16. Malinin V.I. Vnutrikamernyye processy v ustanovkakh na poroshkoobraznykh metallicheskih goryuchih [Intra-chamber processes in installations using powdered metal fuels]. Ekaterinburg-Perm: UrO RAN, 2006, 262 p.
17. Zemerev E.S. Kriticheskoe istecheniye sypuchih materialov v pnevmotransportnoy sisteme podachi poroshkov. PhD, Diss. [Critical outflow of bulk materials in a pneumatic conveying system for feeding powders PhD, Diss.]. Perm, 2017, 116 p.
18. Malinin V.I., Kolomin E.I., Antipin I.S. Vosplameneniye i gorenije aerovzvesi alyuminiya v reaktore vysokotemperaturnogo sinteza poroshkoobraznogo oksida alyuminiya [Ignition and combustion of air suspen-

sion of aluminum in the reactor for high-temperature synthesis of powdered aluminum oxide]. Combustion, Explosion and Shock Waves, 2002, Vol. 38, no. 5. pp. 41–51.

19. Kryukov A.YU., Petrenko V.I., Malinin V.I. Sistema podachi poroshkoobraznogo metallichesкого goryuchego v opytno-promyshlennoj ustanovke sinteza dispersnogo oksida alyuminiya // Fundamental'nye i prikladnye problemy sovremennoj mekhaniki: sb. dokl. III Vseros. nauch.-tekhn. konf. [Proc. conf. «Fundamental and applied problems of modern mechanics»], Tomsk, 2002, pp. 78-79.

20. Kazancev M.YU., Petrenko V.I., Malinin V.I. Reguliruemaya podacha poroshka metalla v kameru vosplamneniya [Adjustable supply of metal powder to the ignition chamber]. *Aerokosmicheskaya tekhnika i vysokie tekhnologii: sb. tez. dokl. Vseros. nauchn.-tekhn. konf* [Proc. conf «Aerospace engineering and high technology»]. Perm: PGTU, 2002, pp. 125.

Об авторах

Елькин Андрей Владимирович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: elkinav237@gmail.com).

Земерев Евгений Сергеевич (Пермь, Россия) – соискатель кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: zemerev.ewgen@yandex.ru).

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

Хименко Людмила Леонидовна (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29).

Хазиахметова Фарида Рашатовна (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, начальник отдела АО «НИИПМ» (614990, г. Пермь, ул. Чистопольская, д. 16).

About the authors

Andrey V. Elkin (Perm, Russian Federation) – PhD Student of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: elkinav237@gmail.com).

Evgeniy S. Zemerev (Perm, Russian Federation) – Applicant of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation; e-mail: zemerev.ewgen@yandex.ru).

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

Lyudmila L. Khimenko (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Head of Polymer Materials Technology and Propellants Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolskiy av., Perm, 614990, Russian Federation).

Farida R. Khaziakhmetova (Perm, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Head of Department, JSC "Research Institute of Polymeric Materials" (16, Chistopolskaya st., Perm, 614990, Russian Federation).

Получено 19.12.2020