DOI: 10.15593/2224-9982/2018.55.08

УДК 621.45

А.С. Бажуков, П.А. Митрович, В.И. Малинин

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

ГАЗОТУРБИННЫЕ И РАКЕТНО-ТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, РАБОТАЮЩИХ В ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ

Предлагается новый тип силовых установок для беспилотных летательных аппаратов – газотурбинный и модифицированный ракетно-турбинный двигатели на твердом топливе. В вводной части статьи описываются уже существующие типы двигателей для БПЛА, приведены их достоинства и недостатки. Во второй части статьи показаны достоинства и недостатки ракетного двигателя на твердом топливе и газотурбинного двигателя. На основе этого сделан следующий вывод: необходимо создать гибридную силовую установку, включающую в себя достоинства обоих типов двигателей, а в качестве прототипа выбран ракетно-турбинный двигатель на твердом топливе. В результате чего разработаны две принципиальные схемы ГТДТ и РТДТм, которые предложены в третьей части. Показаны основные элементы схем с указанием взаимодействия между ними. К каждой из схем дано описание принципа работы, приведены назначения основных элементов. Расчетная (четвертая) часть статьи посвящена выбору топлива для РТДТ, которое должно удовлетворять требованиям по температуре и чистоте газа авиационных турбин. Приведены графики зависимости температуры в камере сгорания, газовой постоянной продуктов сгорания и содержания к-фазы от содержания окислителя. На основании результатов расчета выбраны оптимальные составы топлива, приведены их особенности. В заключительной части статьи сделаны выводы по результатам работы, описано дальнейшее направление исследований.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, экстремальные условия, газотурбинный и ракетно-турбинный двигатели, газогенератор, регулируемое сопло, смесевое твердое топливо, окислитель, связующее.

A.S. Bazhukov, P.A. Mitrovich, V.I. Malinin

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

SOLID GAS-TURBINE ENGINES AND SOLID ROCKET-TURBINE PROPULSIONS FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES, WORKING UNDER EXTREME ENVIRONMENT CONDITION

In the present work a new type for propulsion engine unmanned aerial vehicles (UAV) is proposed – solid gas-turbine engine and modified solid rocket-turbine propulsion (SGTE and MSRTP). First, already existed types of engines for UAV are described and their merits and demerits are defined. In the second part merits and demerits of solid rocket propulsion and gas-turbine engine are determined. With the result that a conclusion was made: It is necessary to create hybrid system that includes merits of both types of engines. Solid rocket-turbine propulsion (SRTP) is chosen as a prototype. Consequently, skeleton diagrams of SGTE and MSRTP were developed, which are proposed in part three. Basic circuit elements and interactions between them are illustrated. Each circuit has internal specification and basic elements have functionalities. Designed (fourth) part includes solid rocket propulsion fuel selection. The fuel should comply with temperature requirements and with product purity requirements for aircraft turbines. The following dependency graphs were plotted: chamber temperature-oxidizer content dependency, combustion gases gas constant- oxidizer content dependency, condensed phase- oxidizer content dependency. Based on calculation three tailored fuel compositions are chosen and their characteristics are considered. In the last part of the article conclusions are made. Further directions of research are determined.

Keywords: unmanned aerial vehicles (UAV), extreme environment conditions, gas-turbine engine and rocket-turbine propulsion, gas generator, adjustable nozzle, composite solid propellant, oxidation material, binding agent.

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) применяют во многих сферах жизни и активно изучают, о чем свидетельствует множество актуальных публикаций [1–5]. Особенно стоит отметить все более широкое применение БПЛА в МЧС [6–11]. Типы силовой установки для

БПЛА разнятся в зависимости от поставленных перед летательным аппаратом (ЛА) задач. Все двигатели можно классифицировать по схеме, приведенной на рис. 1 [12].

Рис. 1. Классификация двигателей БПЛА

Электрические двигатели (ЭД) применяются для легких и средних ЛА [13]. Они обладают несомненными достоинствами: высокий КПД, простота регулирования, высокая надежность, малый уровень шума. Однако они не лишены и недостатков [13]: удельная массовая энергоемкость литий-ионных аккумуляторов в десятки раз ниже, чем у твердого топлива; уязвимость к температуре окружающей среды [14, 15]. Так, например, при температуре от -10 до -20 °С у литий-ионной батареи сильно уменьшается энергоемкость [14]. С другой стороны, максимальная температура воздуха может быть очень высокой, особенно в жарких районах Земли и в области пожаров. Перегрев батарей в таком случае критически отразится на работе установки в целом.

Поршневые, реактивные, газотурбинные и прямоточные воздушно-реактивные двигатели, по сравнению с ЭД, обладают высокой удельной массовой энергоемкостью, однако такие типы используют для работы атмосферный воздух, что делает их зависимыми от условий окружающей среды в части организации рабочего процесса в камере сгорания. Ярким примером этому служит тушение, например, торфяного пожара: при использовании авиации падающая с высоты масса воды неизбежно поднимет в воздух торфяную крошку, которая, в свою очередь, воспламенится и усилит пожар. Это указывает на то, что тушение необходимо производить вплотную к очагу пожара, где присутствует высокая температура и низкая концентрация кислорода. Однако в таком случае двигатели, используемые в настоящее время, неприменимы.

Работу всех описанных типов двигателей лимитируют так называемые экстремальные условия. **Экстремальные условия (ЭУ)** — это условия аномально высоких или низких значений температуры, а также условия малого содержания кислорода в воздухе. ЭУ зачастую опасны для жизни и здоровья человека. Также при возникновении, например, пожара может пострадать ценное имущество или целые постройки. В таком случае, для того чтобы не подвергать здоровье человека риску при возникновении экстремальных условий, можно использовать БПЛА. Однако для успешного выполнения своей миссии ЛА потребуется надежная силовая установка, специально адаптированная для работы в ЭУ.

Газотурбинный двигатель на твердом топливе

Самым известным среди силовых установок, которые не используют атмосферный воздух для работы, является ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ). Жидкостной вариант не рассматривается по причине токсичности компонентов. РДТТ обладает несомненными достоинствами: простота конструкции, независимость работы от условий окружающей среды, надежность. Однако одноразовость и сложность регулирования не позволяют применять РДТТ в аппаратах многократного использования.

С другой стороны, среди авиационных силовых установок широко распространен газотурбинный двигатель (ГТД). Его конструкция предусматривает участие в рабочем процессе атмосферного воздуха, а значит, он уязвим к условиям окружающей среды. Однако ГТД обладает многоразовостью и хорошей регулируемостью в сравнении с РДТТ.

Если объединить достоинства РДТТ и ГТД можно получить гибридную силовую установку, способную работать в ЭУ. Ракетная часть позволит работать при малой концентрации кислорода, а газотурбинная обеспечит многоразовость и регулируемость. Твердое топливо уже содержит окислитель, а значит, работа двигателя слабо зависит от состояния атмосферы за бортом. Также, если в конструкции предусмотреть несколько твердотопливных газогенераторов, можно обеспечить регулирование расхода за счет изменения площади горения твердого топлива. С другой стороны, турбина ГТУ имеет ограничение как по температуре (примерно 1500 К), так и по чистоте газов, что непосредственно влияет на ее ресурс, а значит, твердое топливо должно иметь невысокую температуру горения и его продукты сгорания должны содержать как можно меньше к-фазы.

Силовая установка, сочетающая в себе достоинства РДТТ и ГТУ, названа газотурбинным двигателем на твердом топливе (ГТДТ).

Ракетно-турбинный двигатель

Аналогом ГТДТ является ракетно-турбинный двигатель на твердом топливе (РТДТ), описанный в работе [16]. Такой двигатель аналогично ГТДТ использует преимущества как ракетного, так и газотурбинного двигателя. Он представлен в зарубежных публикациях, таких как Turbocharged Solid Propellant Ramjet (TSPR) (рисунок 2) [17, 18]. Такой двигатель, по сравнению с РДТТ, позволяет достигать большей дальности полета и более высокой скорости. Однако РТДТ является двигателем одноразового использования, а регулирование расхода в нем осуществляется за счет проектирования на определенную траекторию полета: быстрый полет на небольшое расстояние, длительный полет на крейсерской скорости, быстрый полет у Земли и на высоте и т.д. Иными словами, регулирование расхода топлива в процессе полета невозможно.

Рис. 2. Компоновочная схема РТДТ (TSPR)

Однако схема РТДТ может быть модифицирована таким образом, чтобы силовая установка могла использоваться многократно с достаточной регулируемостью в полете. Такая модификация названа модифицированным ракетно-турбинным двигателем на твердом топливе (РТДТм).

Описание схем ГТДТ и РТДТм

Схема ГТДТ содержит следующие основные элементы: твердотопливный газогенератор (ГГ), регулятор расхода (РС), камера дожигания (КД), турбина (Т), система управления (СУ) (рис. 3). Такая схема предназначена для БПЛА малой массы, ввиду небольшого расхода продуктов сгорания ГГ. На основании этого камера дожигания расположена перед турбиной. Это позволит обеспечить высокий КПД турбины при низком расходе газогенераторного топлива.

Рис. 3. Схема ГТДТ

Принцип действия установки заключается в следующем: по команде системы управления срабатывает ГГ № 1, выделяя продукты сгорания (ПС) в камеру дожигания. ПС смешиваются с воздухом, который поступает из компрессора, дожигаются, образуя рабочее тело, которое попадает на турбину, где проходит цикл расширения, создавая таким образом полезную работу, расходуемую на приведение редуктора, а соответственно, и тягового винта в действие. При падении давления в ГГ № 1 обратный клапан не позволяет ПС попасть обратно, а также в другие ГГ. При необходимости срабатывают ГГ № 2–№ N, образуя таким образом систему бесперебойного питания продуктами сгорания камеру дожигания. Регулирование осуществляется при помощи включения дополнительных газогенераторов и воздействием регулируемого сопла.

РТДТм, изображенный на рис. 4, имеет свободную турбину, а КД расположена после турбины, вращающей ротор компрессора. Таким образом, компрессор функционирует только благодаря расходу твердого топлива, что позволяет обеспечить работу всасывания наружного воздуха независимо от условий окружающей среды. Если в ГТДТ работа компрессора зависит от условий горения в КД, то в случае РТДТм такой зависимости нет.

Рис. 4. Схема РТДТм

Такая схема предназначена для БПЛА средней и высокой массы. В данном случае ЛА имеет расход продуктов сгорания ГГ, достаточный для обеспечения высокого КПД турбины, используемой для вращения компрессора.

ГТДТ и РТДТм могут применяться в ЭУ, так как их работа слабо зависит от условий окружающей среды.

Для обеспечения работы схем, представленных на рис. 3 и 4, необходимо подобрать соответствующее твердое топливо, так как его корректный выбор определяет работоспособность установки в целом.

Первичный анализ состава топлива

Для подбора оптимального состава топлива были выбраны три окислителя: перхлорат аммония (ПХА), нитрат аммония (аммиачная селитра) и октоген.

ПХА – термически стойкое соединение. Не гигроскопичен, однако при изменении условий хранения способен слеживаться. ПХА не чувствителен к удару и детонирует только в 10 % случаев при испытаниях с нагрузкой около 1100 кг/см. Чувствительность к механическим воздействиям зависит от дисперсности, влажности, присутствия примесей и условий испытаний. Способен к самостоятельному горению только при повышенных значениях давления [19]. ПХА относительно безвреден и не токсичен. На сегодняшний день ПХА является самым распространенным окислителем в смесевом твердом топливе (СТТ) и имеет широкую сырьевую и промышленную базу [19].

Нитрат аммония – белое кристаллическое вещество, кристаллизующееся в пяти стабильных формах. Аммиачная селитра применяется при изготовлении взрывчатых веществ, а также в газогенерирующих составах для различных устройств авиационной и ракетной техники, так как топлива на основе нитрата аммония имеют низкую скорость горения (0,2–0,4 мм/с при $P_k = 4$ МПа) и температуру горения (1000–1800 К). Продукты сгорания нитрата аммония не содержат токсичных соединений. Имеет значительно более низкую стоимость по сравнению с ПХА (в 60–100 раз) [19]. Сильно гигроскопичен, что приводит к слеживанию, потере сыпучести. В зависимости от температуры эксплуатации меняется структура кристаллической решетки, что приводит к изменению плотности и растрескиванию заряда [19].

Октоген (1,3,5,7-тетразациклооктан) – белое кристаллическое вещество, практически не растворяющееся в воде. Плавится при температуре 270–280 °С, с разложением. Не гигроскопичен. Имеет повышенную чувствительность к удару и детонации. Эффективное использование октогена реализуется прежде всего в смесевых ракетных твердых топливах (СТРТ) с «активным» горючим-связующим, повышающим кислородный баланс топлива и компенсирующим тем самым недостаток октогена – отрицательный кислородный баланс. СТРТ, в которых окислителем является один октоген, применяют преимущественно в газогенерирующих системах, а также в ракетных двигателях твердого топлива (РДТТ) с пониженным дымообразованием. Не токсичен. В 2–2,5 раза дороже, чем ПХА [19].

В качестве горючего-связующего выбрано неактивное углеродное полимерное связующее полиизопреновый каучук СКИ-НЛ. Этот выбор обусловлен более выгодной энтальпией образования по сравнению с другими связующими [19]. Также СКИ-НЛ обеспечивает высокий уровень и стабильность механических характеристик СТТ в широком диапазоне значений температуры (273±50 К) [20].

Исходя из первичного анализа выбрано СТРТ, исходные характеристики компонентов топлив представлены в табл. 1 [19].

Таблица 1

Исходные компоненты топлив

Компонент	Химическая формула	Энтальпия образования, кДж/кг	Плотность, кг/м ³	Теплота сгорания	
				Массовая, МДж/кг	Объемная, МДж/л
ПХА	NH_4ClO_4	–2427	1950	1,41	2,74
Селитра	NH_4NO_3	–4556	1725	~1,47	~2,54
Октоген	$\text{C}_4\text{H}_8\text{N}_8\text{O}_8$	290	1900	9,51	18,07
СКИ-НЛ	$\text{C}_{73,4}\text{H}_{117,44}$	–370	903	42,72	38,61

Определение критериев оптимальности

Выбор типа топлива для РТДТ, как и для других типов комбинированных двигателей с генераторным ракетным циклом, – весьма сложная задача, так как число разнообразных требований, которым должны удовлетворять эти топлива при использовании их в силовых установках БПЛА, работающих в экстремальных условиях, очень велико. Эти требования можно разделить на три основные группы:

- высокая энергетическая эффективность единицы массы и объема топлива;
- максимальная простота конструкции и надежная работа двигателя;
- удобство эксплуатации в экстремальных условиях.

Жидкостные ракетные топлива (ЖРТ) обладают высокой энергетической эффективностью на единицу массы по сравнению с СТРТ. А СТРТ, в свою очередь, обладают высокой энергетической эффективностью на единицу объема. При работе БПЛА в экстремальных условиях двигатели на основе СТРТ являются наиболее предпочтительными, так как они гораздо надежней, проще в эксплуатации и имеют более простую конструкцию по сравнению с двигателями на основе ЖРТ. Также смесевое твердое ракетное топливо имеет более широкий диапазон работы по температуре по сравнению с жидкостным ракетным топливом, что необходимо при работе в экстремальных условиях. Не менее важной причиной выбора СТРТ является токсичность компонентов ЖРТ (азотная кислота, четырехокись азота), а использование криогенных топлив не удовлетворяет эксплуатационным требованиям [16, 19].

К топливам РТДТ наряду с приведенными требованиями применяются также и другие ограничения: максимальное значение температуры в камере сгорания не должно превышать значений, максимально допустимых по условиям жаростойкости и жаропрочности турбинных лопаток (1300 К), а для высоконапорных турбин – 1500 К [16]. С другой стороны, температура в камере сгорания (КС) $T_{\text{КС}}$ не должна опускаться ниже 1100 К (при $T_{\text{КС}} < 1100$ К возможно нестабильное горение топлива [19]). В составе газогенераторного топлива должно быть минимальное количество к-фазы, ухудшающей характеристики проточной части и снижающей КПД турбины [16]. Таким образом, выделены следующие критерии оптимальности:

- температура в КС должна быть в диапазоне значений 1100–1500 К;
- максимальное значение газовой постоянной ПС;
- минимальное содержание к-фазы в ПС ГГ.

Исходя из выбранных критериев оптимальности выполнен термодинамический расчет в программе Astra [21]. Результаты расчета оформлены в виде графиков зависимости температуры в камере сгорания и газовой постоянной ПС от содержания ОК (рис. 5), массовой доли конденсированной фазы в ПС от содержания ОК (рис. 6).

Рис. 5. Зависимость температуры и газовой постоянной ПС от содержания окислителя

Рис. 6. Зависимость доли к-фазы от содержания окислителя

Выбор оптимального состава СТТ для ракетно-турбинного двигателя

По результатам термодинамического расчета выбраны три состава, которые представлены в табл. 2.

Таблица 2

Рекомендованный состав топлива

Характеристика	Состав 1		Состав 2		Состав 3	
	65 % ПХА	35 % СКИ-НЛ	65 % Селитра	35 % СКИ-НЛ	73 % Октоген	27 % СКИ-НЛ
Температура в КС, К	1288		1107		1488	
Содержание к-фазы в ПС, %	2,3		0		0,3	
Газовая постоянная ПС, кДж/(кг·К)	446,0		431,1		447,4	
Плотность смеси, кг/м ³	1387		1308		1464	
Теплота сгорания массовая, МДж/кг	15,87		15,91		18,48	
Теплота сгорания объемная, МДж/л	22,01		20,81		27,04	

Система управления ГТДТ и РТДТм

Построение динамической модели работы ГТДТ и РТДТм в первую очередь связано с обеспечением совместной работы газотурбинной и ракетной частей. Подача продуктов сгорания от твердотопливных газогенераторов регулируется соплом и количеством одновременно задействованных зарядов. В случае ГТДТ продукты сгорания твердого топлива из камеры дожигания поступают на турбину, которая вращает ротор компрессора. В случае РТДТ камера дожигания расположена после турбины, приводящей в движение ротор компрессора. Это указывает на то, что в ракетной части до регулируемого сопла должны быть установлены датчики обратной связи, которые позволят системе управления контролировать расход ПС. Также температура ПС не должна повышаться выше критической для работоспособности турбины, следовательно, должен быть предусмотрен датчик по температуре перед турбиной. Контроль за параметрами заборного воздуха можно осуществить при помощи датчиков на входе в компрессор.

Основные принципы регулирования:

1. Для достижения максимальной удельной тяги следует обеспечить максимально высокую частоту вращения ротора при минимальном отношении расходов воздуха и топлива.
2. Для получения требуемого расхода воздуха необходимо регулировать сечения проточного тракта и в широком диапазоне сечение регулируемого сопла.
3. Уменьшение перепада давления на компрессоре приводит к уменьшению диапазона регулирования сопла.
4. Регулирование частоты вращения тяговых винтов осуществляется за счет изменения расхода продуктов сгорания твердого топлива.

Выводы

1. Применяемые в настоящее время двигатели для БПЛА специально не адаптированы для экстремальных условий использования.
2. Применение описанных схем гибридной силовой установки, использующей твердое топливо, позволит применять БПЛА в условиях высоких и низких значений температуры и при пониженной концентрации кислорода в воздухе.
3. В перспективе описанные схемы не будут существенно уступать по массово-габаритным и энергетическим характеристикам применяемым в настоящее время силовым установкам.
4. Состав 1 (65 % ПХА; 35 % СКИ-НЛ) удовлетворяет выбранным требованиям по температуре (1288 К), имеет высокую газовую постоянную ПС (446,0 кДж/(кг·К)), что выше газовой постоянной воздуха в 1,55 раз, но при этом содержание к-фазы максимально (2,3 %).
5. Состав 2 (65 % аммониевая селитра; 35 % СКИ-НЛ) также удовлетворяет всем выбранным требованиям: к-фаза в ПС отсутствует, газовая постоянная высокая (431,1 кДж/(кг·К)). Но имеет предельно низкую температуру в КС (1107 К).
6. Состав 3 (73 % октоген; 27 % СКИ-НЛ) имеет допустимую температуру (1488 К), высокую газовую постоянную ПС (447,4 кДж/(кг·К)) и небольшое количество к-фазы в (0,3 %).
7. Состав 3 обладает самыми высокими энергетическими характеристиками: массовая теплота сгорания (18,48 МДж/кг), объемная теплота сгорания (27,04 МДж/л), что делает его наиболее перспективным топливом РТДТ.

Библиографический список

1. Екимов А.И., Кутахов В.П., Пляскота С.И. Перспективы развития беспилотной авиационной техники // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2016. – № 2(92). – С. 104–112.
2. Гоцык М.О., Жиленков А.А. Перспективы использования беспилотных летательных аппаратов // Actualscience. – 2016. – № 4. – С. 43–45.

3. Евтушенко Е.В., Володин А.В. Анализ существующих типов беспилотных летательных аппаратов и перспектив их развития // Интеллектуальные системы, управление и мехатроника: сб. тр. конф., 18–20 сентября 2017 г. – Севастополь, 2017. – С. 299–305.
4. Головкин Д.Н., Устюгов А.В., Кубриков М.В. Перспективы применения турбовинтовых двигателей на беспилотных летательных аппаратах // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2015. – № 11. – С. 89–90.
5. Исследование путей повышения энергоэффективности системы электропривода беспилотного летательного аппарата / Ю.А. Денисов, А.С. Ревко, О.В. Середа, А.В. Дымрец // Технические науки и технологии. – 2017. – № 4(10). – С. 116–122.
6. 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.
7. Попов Н.И., Ефимов С.В. Актуальность использования беспилотных летательных аппаратов в МЧС России и в Воронежской области // Проблемы обеспечения безопасности при ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций. – 2013. – № 1(2). – С. 388–391.
8. Кишалов А.Е., Хаматнурова А.Ф. К вопросу о применении беспилотной авиации в МЧС // Молодежный вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2016. – № 2(15). – С. 38–44.
9. Панышин И.В. Новые подходы к проблеме оперативного обнаружения лесных и торфяных пожаров. Организация локального мониторинга экологической обстановки в регионах // Технологии гражданской безопасности. – 2006. – № 4(12). – С. 84–89.
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. Применение беспилотных летательных аппаратов при разведке труднодоступных и масштабных зон чрезвычайных ситуаций, пожарах / И.М. Янников, П.М. Фомин, Т.Г. Габричидзе, А.В. Захаров // Вектор науки Тольяттинского государственного университета. – 2012. – № 3(21). – С. 49–53.
12. Классификация БПЛА и системы их интеллектуального управления / С.И. Федоров, А.В. Хаустов, Т.М. Крамаренко, В.С. Долгих / Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2016. – Вып. 74. – С. 12–21.
13. Особенности классификации БПЛА самолетного типа / Д.В. Усов, М.А. Мураева, Н.С. Сениошкин, Р.Р. Ямалиев // Молодой ученый. – 2010. – № 11(22). – С. 65–68.
14. Чугаев В.Н. Влияние арктических условий на беспилотные летательные аппараты // Academy. – 2017. – № 4(19). – С. 30–32.
15. Кашкаров А.П. Аккумуляторы: справ. пособие. – М.: РадиоСофт, 2014. – 192 с.
16. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1989. – 264 с.
17. Turbocharged solid propellant ramjet for tactical missile / Sa Yang, Guo Qiang He, Yang Liu, Jiang Li // Applied Mechanics and Materials. – 2012. – Vol. 152–154. – P. 204–209.
18. Concept and performance study of turbocharged solid propellant ramjet / Jiang Li, Kai Liu, Yang Liu, Shichang Liu // Acta Astronautica. – 2018. – Vol. 144. – P. 431–444.
19. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе / Б.В. Обносков [и др.]; под общ. ред. В.А. Сорокина. – 2-е изд. – М.: Изд-во Моск. гос. техн. ун-та им. Н.Э. Баумана, 2012. – 303 с.
20. Шандаков В.А., Жарков А.С., Стрельников В.Н. Физико-химические основы создания элементов снаряжения низкотемпературных газогенераторов различного назначения. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. – 152 с.
21. Трусков Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах: инструкция пользователя Astra 4. – М.: Изд-во Моск. гос. техн. ун-та им. Н.Э. Баумана, 1991. – 69 с.

References

1. Ekimov A.I., Kutakhov V.P., Plyaskota S.I. Perspektivy razvitiya bespilotnoy aviatsionnoy tekhniki [Prospects for the development of unmanned aircraft]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk*, 2016, no. 2(92), pp. 104–112.

2. Gotsyk M.O., Zhilenkov A.A. Perspektivy ispolzovaniya bespilotnykh letatelnykh apparatov [Prospects for the use of unmanned aerial vehicles]. Actualscience, 2016, no. 4, pp. 43-45.
3. Evtushenko E.V., Volodin A.V. Analiz sushchestvuyushchikh tipov bespilotnykh letatelnykh apparatov i perspektiv ikh razvitiya [Analysis of existing types of unmanned aerial vehicles and their development prospects]. Proceedings of conference "Intellectualnye sistemy, upravlenie i mekhatronika", 18-20 September, 2017, Sevastopol, pp. 299-305.
4. Golovkin D.N., Ustyugov A.V., Kubrikov M.V. Perspektivy primeneniya turbovintovykh dvigateley na bespilotnykh letatelnykh apparatakh [Prospects for the use of turboprop engines on unmanned aerial vehicles]. *Aktualnye problemy aviatsii i kosmonavтики*, 2015, no. 11, pp. 89-90.
5. Denisov Yu.A., Revko A.S., Sereda O.V., Dymrets A.V. Issledovanie putey povysheniya energoeffektivnosti sistemy ehlektroprivoda bespilotnogo letatel'nogo apparata [Study of ways to improve the energy efficiency of the electric drive system of an unmanned aerial vehicle]. *Tekhnicheskie nauki i tekhnologii*, 2017, no. 4(10), pp. 116-122.
6. Vinokurova V.V., Bobryshev A.A. Neobkhodimost primeneniya i razvitiya bespilotnykh letatelnykh apparatov v MCHS Rossii [The need for the application and development of unmanned aerial vehicles in the Russian Ministry of Emergency Situations]. *Pozharnaya bezopasnost: problemy i perspektivy*, 2016, no. 1(7), pp. 14-16.
7. Popov N.I., Efimov S.V. Aktualnost ispolzovaniya bespilotnykh letatelnykh apparatov v MCHS Rossii i v voronezhskoy oblasti [The relevance of the use of unmanned aerial vehicles in the Russian Emergencies Ministry and in the Voronezh region]. *Problemy obespecheniya bezopasnosti pri likvidatsii posledstviy chrezvychaynykh situatsiy*, 2013, no. 1(2), pp. 388-391.
8. Kishalov A.E., Khamaturova A.F. K voprosu o primenении bespilotnoy aviatsii v MCHS [On the issue of the use of unmanned aircraft in the Ministry of Emergency Situations]. *Molodezhnyy vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2016, no. 2(15), pp. 38-44.
9. Panshin I.V. Novye podkhody k probleme operativnogo obnaruzheniya lesnykh i torfyanykh pozharov. Organizatsiya lokal'nogo monitoringa ehkologicheskoy obstanovki v regionakh [New approaches to the problem of rapid detection of forest and peat fires. Organization of local monitoring of the environmental situation in the regions]. *Civil Security Tecnology*, 2006, no. 4(12), pp. 84-89.
10. Tatarinov V.V., Kalaydov A.N., Muykich E.H. Primenenie bespilotnykh letatelnykh apparatov dlya polucheniya informatsii o prirodnykh pozharach [The use of unmanned aerial vehicles for information on wildfires]. *Technology of technosphere safety*, 2017, no. 1(71), pp. 160-168.
11. Yannikov I.M., Fomin P.M., Gabrichidze T.G., Zakharov A.V. Primenenie bespilotnykh letatelnykh apparatov pri razvedke trudnodostupnykh i masshtabnykh zon chrezvychaynykh situatsiy pozharach [The use of unmanned aerial vehicles in the exploration of hard-to-reach and large-scale emergency zones of fires]. *Vektor nauki Tolyattinskogo gosudarstvennogo universiteta*, 2012, no. 3(21), pp. 49-53.
12. Fedorov S.I., Khaustov A.V., Kramarenko T.M., Dolgikh V.S. Klassifikatsiya BPLA i sistemy ikh intellektualnogo upravleniya [Classification of UAVs and their intelligent control systems]. *Open information and computer integrated technologies*, 2016, no. 74, pp. 12-21.
13. 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.
14. Chugaev V.N. Vliyanie arkticheskikh usloviy na bespilotnye letatelnye apparaty [Influence of arctic conditions on unmanned aerial vehicles]. *Academy*, 2017, no. 4(19), pp. 30-32.
15. Kashkarov A.P. Akkumulyatory: Spravochnoe posobie [Batteries: Reference Guide]. Moscow: RadioSoft, 2014, 192 p.
16. Kurziner R.I. Reaktivnye dvigateli dlya bolshikh sverkhzvukovykh skorostey poleta [Jet engines for high supersonic flight speeds]. Moscow: Mashinostroenie, 1989, 264 p.
17. Sa Yang, Guo Qiang He, Yang Liu, Jiang Li Turbocharged Solid Propellant Ramjet for Tactical Missile. *Applied Mechanics and Materials*, 2012, Vol. 152-154, pp. 204-209.
18. Jiang Li, Kai Liu, Yang Liu, Shichang Liu Concept and performance study of turbocharged solid propellant ramjet. *Acta Astronautica*, 2018, Vol. 144, pp. 431-444.
19. Obnosov B.V. Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive [Design and design of combined solid-fuel rocket engines]. Moscow: MGTU named by N.E.H. Bauman, 2012, 303 p.
20. Shandakov V.A., Zharkov A.S., Strelnikov V.N. Fiziko-khimicheskie osnovy sozdaniya ehlementov snaryazheniya nizkotemperaturnykh gazogeneratorov razlichnogo naznacheniya [Physical and chemical bases

for creating elements of equipment for low-temperature gas generators for various purposes]. Moscow: FIZMATLIT, 2011, 152 p.

21. Trusov B.G. Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh: instruktsiya polzovatelya Astra 4 [Simulation of chemical and phase equilibria at high temperatures: Astra 4 user manual]. Moscow: MGTU named by N.EH. Bauman, 1991, 69 p.

Об авторах

Бажуков Александр Сергеевич (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: alexgh1993@mail.ru).

Митрович Петр Андреевич (Пермь, Россия) – студент кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: coollvox@gmail.com).

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).

About the authors

Alexandr S. Bazhukov (Perm, Russian Federation) – PhD 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: alexgh1993@mail.ru).

Peter A. Mitrovich (Perm, Russian Federation) – 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: coollvox@gmail.com).

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).

Получено 02.12.2018