

УДК 629.7.038

DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.11

А.В. Елькин, Р.Д. Губин, В.И. Малинин

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ГРАНУЛИРОВАННОМ ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Рассматривается применение двигателя на гранулированном твердом топливе в качестве силовой установки для беспилотного летательного аппарата, решающего задачи в экстремальных условиях (экстремальные температуры и низкое содержание кислорода). Разработаны и описаны различные схемы силовых установок, применяющие гранулированное твердое топливо: газотурбинный и ракетно-турбинный двигатели (винтового и реактивного типа). Определены критерии оптимальности для гранулированного твердого топлива беспилотного летательного аппарата. Выбраны топливные компоненты двигателя, исследованы составы гранулированного топлива на основе перхлората аммония и полибутадиена с концевыми гидроксильными группами. В качестве примера рассмотрены составы топлива с различным содержанием горючего. В соответствии с критериями оптимальности, для дальнейших расчетов выбран состав с содержанием НТРВ 37 %. Параметры топлива удовлетворяют заданным требованиям (температура горения 1270 К, газовая постоянная 457 кДж/(кг·К), плотность с учетом порозности 930 кг/м³, доля к-фазы 3 %. Произведен расчет схемы газотурбинного двигателя. Определены рабочие диапазоны параметров двигательной установки, такие как: соотношения расходов воздуха к топливу (от 12,5 до 27,5), температуры в зоне дожига (1600–1100 К), удельная мощность (3500–4300 кВт/(кг/с)), КПД (25–28 %), удельный расход топлива (0,83–1,06 кг/(кВт·ч)). Газотурбинный двигатель на гранулированном топливе уступает современному поршневому двигателю по удельному расходу топлива (0,83 против 0,58). Однако, газотурбинный двигатель на гранулированном топливе значительно превосходит поршневой двигатель по эксплуатационным характеристикам, по плотности топлива на 16 %, по КПД в 1,8 раз. Беспилотный летательный аппарат на гранулированном твердом топливе способен осуществлять работу в экстремальных условиях при достаточно высоких параметрах эффективности.

Ключевые слова: гранулированное твердое топливо, регулирование тяги, беспилотный летательный аппарат, экстремальные условия, многоразовый аппарат, система подачи, газотурбинный двигатель, ракетно-турбинный двигатель, параметры эффективности, мощность.

A.V. Elkin, R.D. Gubin, V.I. Malinin

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

PROPULSION SYSTEMS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES ON GRANULATED SOLID FUEL

The paper considers the use of a granulated solid fuel engine as a propulsion system for an unmanned aerial vehicle, which will be able to solve different kinds of problems in extreme conditions (extreme temperatures and low oxygen content). Various schemes of propulsion system using granulated solid fuel have been developed and proposed: gas turbine and rocket-turbine engines (screw and jet type). The optimality criteria for the granular solid fuel are determined. The fuel components of the engine have been selected. The compositions of granular fuel based on ammonium perchlorate and polybutadiene with terminal hydroxyl substances have been studied. In accordance with the optimality criteria, a composition using HTPB 37 % was selected for calculations. The fuel parameters correspond to the optimality criteria (combustion temperature 1270 K, gas constant 457 kJ/(kg·K), the density which is taking into account the porosity 930 kg/m³, k-phase 3 %. The calculation of the scheme of a gas turbine engine is made. The operating ranges of the parameters of the propulsion system are determined, such as: the ratio of air consumption to fuel (from 12.5 to 27.5), temperatures in the afterburning zone (1600–1100 K), specific power (3500–4300 kW / (kg / s)), efficiency (25–28 %), specific fuel consumption (0.83–1.06 kg/(kWh)). A gas turbine engine powered by granulated fuel is inferior to a modern piston engine in terms of specific fuel consumption (0.83 versus 0.58). However, a gas turbine engine on granulated fuel is significantly superior to a piston engine in terms of fuel consumption by 16% and efficiency by 1.8 times. An unmanned aerial vehicle powered by granulated solid fuel operates in extreme conditions with sufficiently high efficiency parameters.

Keywords: granulated solid fuel, thrust control, unmanned aerial vehicle, extreme conditions, reusable vehicle, supply system, gas turbine engine, rocket-turbine engine, efficiency parameters, power.

На сегодняшний день, актуальной задачей машиностроения является создание, производство и дальнейшее улучшение беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), применяющихся в различных сферах жизни [1–5]. Например, БПЛА могут использоваться в зонах бедствия в случае

техногенных или природных катастроф, они могут перемещаться на малых высотах, позволяя рассмотреть зону бедствия в деталях. Они помогут обнаружить пострадавших и обеспечить быстрое принятие решений. Важно отметить, что БПЛА находят широкое применение в МЧС [6–8]. Однако экстремальные условия (ЭУ) создают сильные препятствия для их применения: экстремально низкие или высокие температуры, низкое содержание кислорода в атмосфере в случае пожаров, и, как следствие сильная задымленность. Самыми известными установками, применяемыми для БПЛА, являются электрические двигатели (ЭД) [9, 10]. Они осуществляют плавное регулирование тяги и имеют высокий КПД. Однако аккумуляторные батареи, без которых ЭД нероботоспособны, уязвимы к температуре окружающей среды [11]. В зонах низких температур у батарей падает емкость, а в зонах высоких температур быстро выходят из строя. Эти недостатки делают ЭД неприменимыми для БПЛА, работающих в экстремальных условиях.

Газотурбинные двигатели (ГТД) [12] хорошо регулируются, однако сильно зависят от содержания кислорода в атмосфере и их сложно запустить при низких температурах (при запуске требуется дополнительный прогрев двигателя). Известной двигательной установкой (ДУ), не использующей атмосферный воздух, является ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ). Твердое топливо не является экологически опасным, что делает его применимым для наземных летательных аппаратов гражданского назначения. Однако РДТТ плохо регулируются и не могут использоваться многократно. С другой стороны, жидкостной ракетный двигатель (ЖРД) регулируется и способен использоваться многократно, но обладает сложной конструкцией, а большинство компонентов его топлив – токсичные вещества. Это делает недопустимым применение ЖРД для БПЛА. Криогенные топлива являются не токсичными, но требуют особых условий хранения и эксплуатации.

В работах [13, 14] предлагается использование ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе (РДГТТ), который сочетает в себе достоинства ЖРД, РДТТ, ГТД – он неограничен условиями окружающей среды, способен использоваться многократно и регулируется.

Принцип работы РДГТТ и его системы подачи топлива подробно изложен в работе [13] и заключается в следующем: по команде системы управления (СУ), инертный газ из баллона (Б) начинает поступать через редуктор (Р) в бак топлива (БТ). Газ подводится через газопроницаемый поршень (ГП), гранулированное топливо газонасыщается, перемещается к отверстиям выхода запорно-регулирующего клапана (ЗРК) за счет объемных сил сжатого газа и попадает в камеру сгорания (КС), где воспламеняется при помощи воспламенительного устройства (ВУ). Для регистрации величины давления имеются датчики давления (ДД).

В работе [14] предлагаются установки для БПЛА, использующие в качестве источника рабочего тела РДГТТ – газотурбинный двигатель на гранулированном твердом топливе (ГТДГТ) и ракетно-турбинный двигатель (РТДГТ). В настоящей работе предлагается более подробно рассмотреть и доработать представленные схемы в работе [14].

На рисунке 1 представлены две возможные схемы ГТДГТ. Принцип их работы заключается в следующем: ДУ на ГТТ начинает свою работу по команде СУ. Регулирование тяги ДУ осуществляется за счет работы ЗРК, который способен менять размер своих проходных отверстий, за счет чего происходит регулирование расхода гранулированного топлива. Благодаря этому БПЛА становится легко регулируемым в широком диапазоне тяги. Гранулированное топливо воспламеняется в зоне первичного горения (ЗПГ), продукты сгорания (ПС) из ЗПГ попадают в зону дожигания (ЗД), где смешиваются с воздухом, поступающим из компрессора (К). Продукты сгорания из ЗД попадают на турбину, которая находится на одном валу с компрессором. Дальше идет отличие в работе установок:

1) В случае, представленном на рис. 1, а, турбина раскручивает редуктор, который передает крутящий момент на винт, который участвует в создании подъемной силы. Такая схема применяется для БПЛА с приводом на винт.

2) На схеме, представленной на рис. 1, б, турбина раскручивает только компрессор, а весь выхлоп с турбины поступает в сопло, которое создает реактивную тягу. Такая схема применима для БПЛА на реактивной тяге.

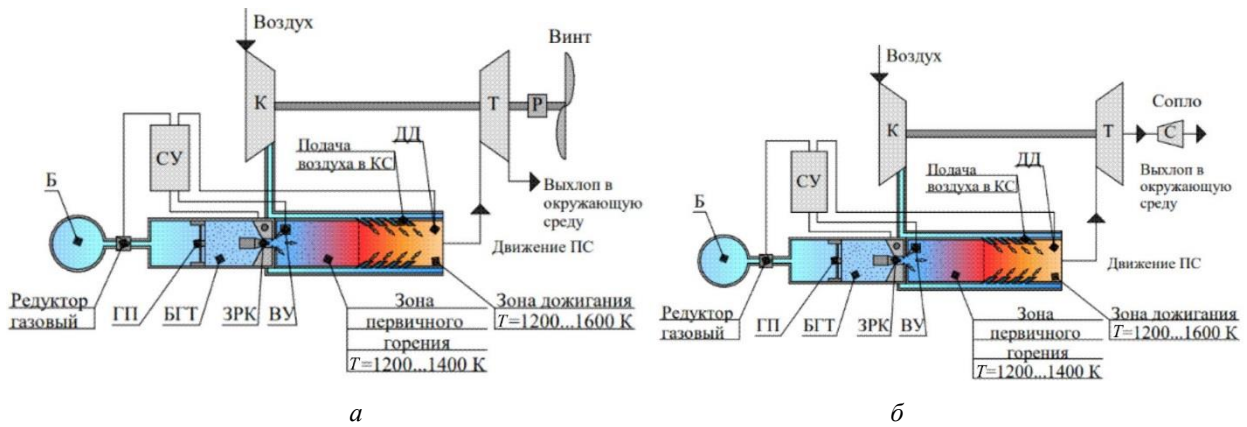


Рис. 1. Схема ГТДГТ с приводом на винт (а) и ГТДГТ с тяговым соплом (б)

Важно отметить, что рассмотренные ГТД смогут работать в среде с очень низким содержанием кислорода (например: при пожарах) или при низком давлении окружающей среды (на больших высотах). Гранулированное топливо содержит окислительный компонент, который компенсирует недостаток кислорода в атмосфере. Воздух в данном случае служит не столько источником окислителя, сколько источником рабочего тела. В среде с достаточным содержанием кислорода расходуется меньше ГТТ, а при недостатке окислителя давление в камере сгорания упадет. Это будет зафиксировано СУ, которая подаст сигнал к увеличению раскрытия проходных сечений ЗРК, и необходимый уровень давления обеспечится большим расходом гранулированного топлива.

Ракетно-турбинный двигатель на гранулированном твердом топливе (рис. 2) отличается тем от ГТД (см. рис. 1), что имеет две турбины (турбину высокого давления (ТВД), турбину низкого давления (ТНД)), а также две камеры сгорания (камеру первичного горения (КПГ) и камеру дожигания (КД)). В камере первичного горения происходит горение только гранулированного топлива, без участия атмосферного воздуха при высоком давлении (2–3 МПа). Продукты сгорания (ПС) подаются на ТВД, она вращает компрессор, который осуществляет сжатие наружного воздуха. После ТВД продукты сгорания поступают в КД, где смешивают с воздухом из компрессора и дожигаются при низком давлении (0,2–0,5 МПа). Далее продукты сгорания подаются на ТНД, которая приводит в движение винт. Возможен вариант, когда отсутствуют ТНД и винт, а продукты сгорания из КД поступают в тяговое сопло.

Компрессор работает от ТВД, связанной только с камерой первичного горения, которая изолирована от атмосферы. Тем самым обеспечивается работа турбины высокого давления независимо от условий окружающей среды.

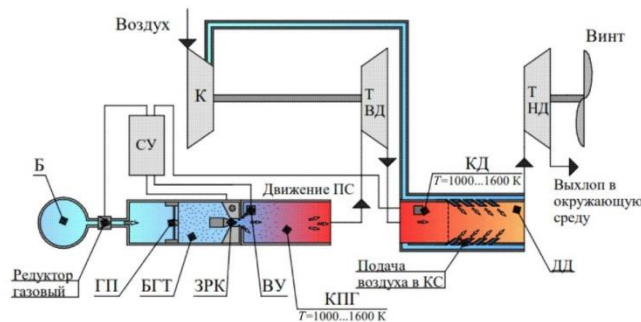


Рис. 2. Схема РТДГТ

В настоящее время наиболее эффективны по массогабаритным характеристикам БПЛА с газотурбинными двигателями с приводом на винт. Поэтому, для дальнейшего анализа параметров эффективности (мощность и КПД) двигательных установок на ГТТ выбирается схема газотурбинного двигателя приведенного на рис. 1, а.

Цели и задачи работы

Параметры эффективности зависят от применяемого гранулированного топлива, от его состава. Целью настоящей работы является определение состава гранулированного топлива, обеспечивающего высокую эффективность работы двигателя.

В соответствии с поставленной целью решаются следующие задачи:

1. Выполнение термодинамического расчёта КС газотурбинного двигателя на ГТТ на основе выбранных компонентов ГТТ и определение плотности топливных составов ρ .
2. Получение зависимостей температуры горения в КС (T_k), конденсированной фазы (Z), газовой постоянной (R_f) от процентного содержания компонентов.
3. Проведение анализа рассчитанных композиций топлива и выбор оптимального состава.
4. Расчет параметров эффективности.

Важно отметить, что представленные в работе результаты являются предварительными, носят ознакомительный характер для понимания общей картины энергетических характеристик двигателей на ГТТ. Требуется проводить дальнейшие исследования по поиску оптимальных составов для данных типов двигательных установок.

Определение критериев оптимальности гранулированного топлива беспилотного летательного аппарата

Опираясь на термодинамическое исследование, представленное в работе [13], выбираем в качестве топливных компонентов следующие вещества: перхлорат аммония, НТРВ (полибутadiен с концевыми гидроксильными группами). На основе работы [15] делается вывод о возможности реализации состава АР/НТРВ: существует возможность покрытия частиц АР с помощью НТРВ путем испарения растворителя и плавлением водной суспензии.

Продукты сгорания не должны иметь высокую температуру, что определяется рабочими температурами лопаток турбины. Также в продуктах не должна присутствовать к-фаза, которая может повредить лопатки.

Гранулированное топливо должно иметь высокую плотность для экономической эффективности установки, с точки зрения расходуемого топлива (в классических ГТД используется керосин, плотность которого $0,8 \text{ г/см}^3$).

В результате для обоснования использования ДУ на ГТТ для топливных композиций сформированы следующие критерии оптимальности:

1. Температура в камере сгорания не выше 1600 К ;
2. Содержание к-фазы в ПС, не влияющее на работу турбины (ограничение вызвано наличием турбины), не более 3% .
3. Высокая плотность топлива, выше $0,8 \text{ г/см}^3$ (не ниже чем у керосина).

Выбор оптимального состава, расчет зоны первичного горения

Термодинамические расчеты выполнены в программном комплексе «АСТРА 4» [16]. Давление в камере сгорания 1 МПа (что примерно соответствует давлению в авиационных газотурбинных двигателях). Коэффициент порозности ГТТ принимаем равным $0,33$.

На рис. 3, 4 представлены графики зависимости температуры горения, газовой постоянной, плотности ГТТ и к-фазы от процентного содержания НТРВ. Руководствуясь сформированными критериями выше, выбираем оптимальные топливные составы на основе перхлората аммония и НТРВ (табл. 1).

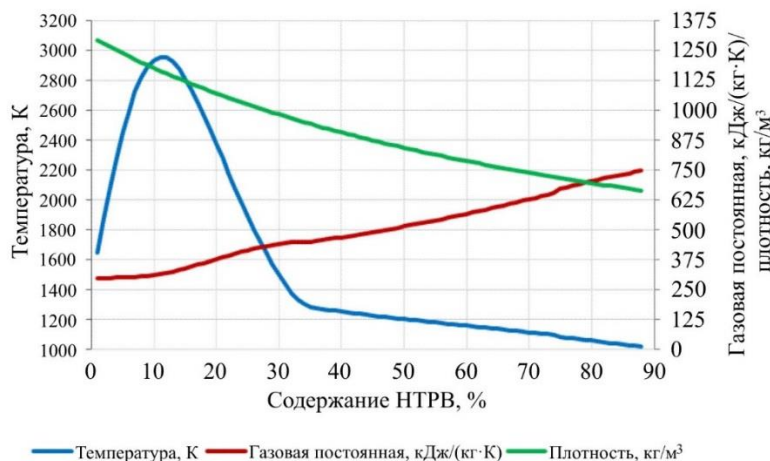


Рис. 3. Термодинамические параметры и плотность гранулированного твердого топлива

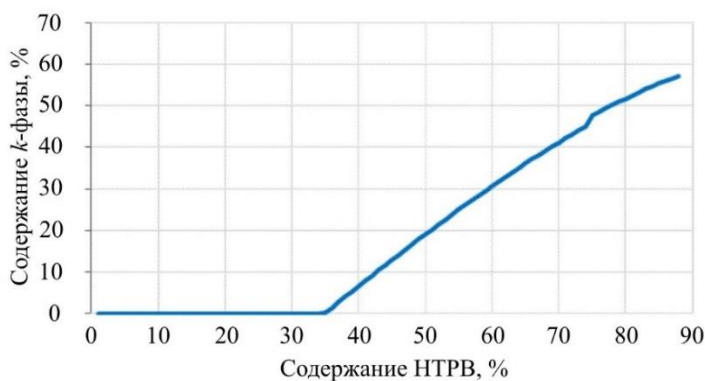


Рис. 4. Содержание к-фазы в продуктах сгорания гранулированного топлива

Таблица 1

Характеристики составов ГТТ на основе перхлората аммония и НТРВ

Состав	Температура, К	Газовая постоянная, кДж/(кг·К)	Плотность (фактическая), кг/м³	К-фаза, %
Состав 1 (НТРВ 37 %)	1269	457	929	3%
Состав 2 (НТРВ 47 %)	1217	500	862	15%
Состав 3 (НТРВ 57 %)	1171	550	804	27%

Из табл. 1 следует, что всем критериям оптимальности соответствует только первый состав – температура горения до 1600 К, высокое значение газовой постоянной, плотность на уровне плотности керосина или выше, к-фаза в продуктах сгорания 3 % (допустимое значение). Состав 2 и состав 3 имеют высокое содержание к-фазы в продуктах сгорания, этот факт делает их непригодными для использования в газотурбинном двигателе.

Зона дожигания

В качестве исходных данных для термодинамического расчета зоны дожигания задаются выбранные составы и воздух. Его энтальпия рассчитана для степени повышения давления 10, что соответствует давлению в камере сгорания 1 МПа. В результате исследования получены графики термодинамических параметров в зависимости от соотношения расходов воздуха к топливу. Для анализа эффективности ГТД на ГТТ выбран интервал температур 1100–1600 К, примерно соответствующий рабочим параметрам существующих ГТД на керосине [1].

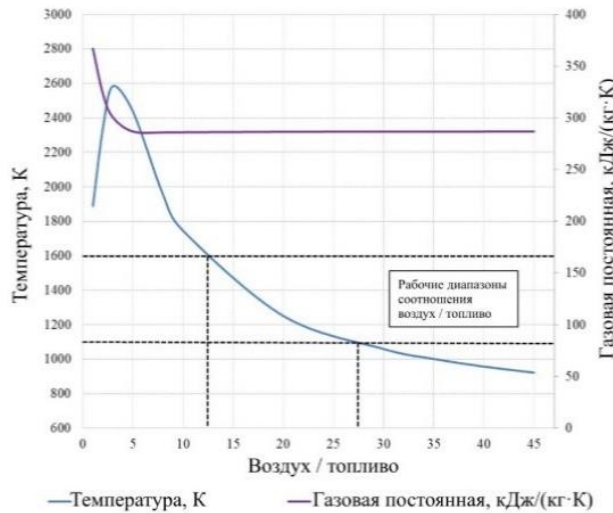


Рис. 5. Термодинамические параметры горения гранулированного топлива с воздухом (степень повышения давления «10», НТРВ 37 %)

Из приведенных на рис. 5 данных получены оптимальный рабочий диапазон соотношения расхода воздуха к топливу в камере сгорания для ГТТ с содержанием НТРВ 37 % – 12,5...27,5.

Параметры эффективности газотурбинного двигателя на гранулированном твердом топливе

Для определения параметров эффективности двигателя, таких как удельная мощность (удельный расход топлива) и КПД зададимся следующими исходными данными (табл. 2).

Таблица 2

Исходные данные расчета схемы газотурбинного двигателя

Топливо	АР и НТРВ 37 %
Давление на входе в компрессор, МПа	0,1
Температура воздуха на входе в компрессор, К	288
Степень повышения давления	10
КПД компрессора	0,8
КПД турбины	0,83

На рис. 6, 7 представлены полученные зависимости удельной мощности и КПД в зависимости от соотношения воздуха к топливу.

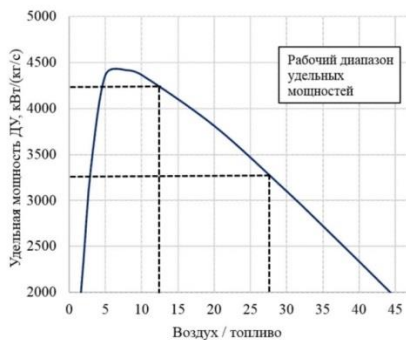


Рис. 6. Мощность двигательной установки при расходе топлива в 1 кг/с при степени повышения давления «10»

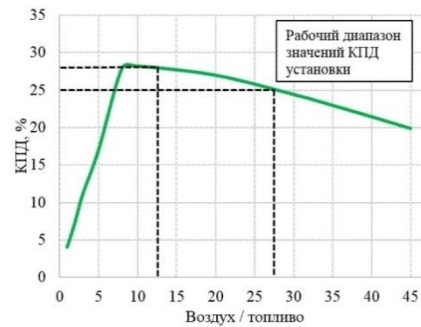


Рис. 7. КПД двигательной установки на гранулированном твердом топливе при степени повышения давления «10»

В табл. 3 приведены рабочие интервалы соотношения расхода воздуха к топливу, удельной мощности, удельного расхода топлива и КПД. Для авиационных двигателей определяющей эффективностью двигателя характеристикой является удельный расход топлива, которая является обратной величиной удельной мощности. Удельный расход топлива рассчитывается в единицах кг/(кВт·ч).

Таблица 3

Параметры ГТД на ГТТ

Показатель	ГТД на ГТТ (НТРВ 37 %)	Современный поршневой двигатель
Соотношение расходов воздуха и топлива	12,5–27,5	–
Максимальная удельная мощность, МВт/(кг/с)	4,3	6,1
Максимальный удельный расход топлива, кг/(кВт·ч)	0,83	0,58
Максимальный КПД, %	28	16
Плотность топлива, кг/л	0,93	0,8

На рис. 6, 7 и в табл. 3 отображены оптимальные характеристики ГТД на ГТТ: максимальное значение удельной мощности (≈ 4300 кВт/(кг/с)), минимальное значение удельного расхода топлива (0,83 кг/(кВт·ч)) и максимальное значение КПД (28 %).

Газотурбинный двигатель на гранулированном топливе уступает современному поршневому двигателю с приводом на винт по удельному расходу топлива. Однако ГТД на ГТТ значительно превосходит поршневой двигатель по эксплуатационным характеристикам, по плотности топлива на 16 %, по КПД в 1,8 раз.

Выводы

Рассмотрены схемы БПЛА – газотурбинного двигателя и ракетно-турбинного двигателя на гранулированном топливе.

Подробно проанализирована схема газотурбинного двигателя на гранулированном топливе с приводом на винт.

Сформированы критерии оптимальности гранулированного топлива для БПЛА.

Исследованы составы гранулированного топлива на основе перхлората аммония и полибутиадина с концевыми гидроксильными группами. В качестве примера рассмотрены составы топлива с содержанием НТРВ 37, 47 и 57 %. Параметры топлива удовлетворяют заданным требованиям (температура горения 1160–1300 К, газовая постоянная 450–550 кДж/(кг·К), плотность с учетом порозности 800–930 кг/м³, доля к-фазы 3–27 %. Для дальнейших расчетов выбран состав с содержанием НТРВ 37 %, так как остальные составы имеют высокую долю конденсированной фазы, не применимой для газотурбинных технологий.

Произведен расчет схемы газотурбинного двигателя. Определены рабочие диапазоны параметров двигательной установки, такие как: соотношения расходов воздуха к топливу (от 12,5 до 27,5), температуры в зоне дожига (1600–1100 К), удельная мощность (3500–4300 кВт/(кг/с)), КПД (25–28 %), удельный расход топлива (0,83–1,06 кг/(кВт·ч)). Газотурбинный двигатель на гранулированном топливе, уступает современному поршневому двигателю по удельному расходу топлива (0,83 против 0,58). Однако ГТД на ГТТ значительно превосходит поршневой двигатель по эксплуатационным характеристикам, по плотности топлива на 16 %, по КПД в 1,8 раз.

Беспилотный летательный аппарат на гранулированном твердом топливе способен осуществлять работу в экстремальных условиях при достаточно высоких параметрах эффективности.

Библиографический список

1. Легконогих Д.С., Крылов А.А., Иванов М.С. Современное состояние и перспективы развития силовых установок беспилотных летательных аппаратов // Военная мысль. – 2019. – № 4. – С. 57–72.
2. Научно-технические проблемы создания и производства роторно-поршневых двигателей для БПЛА за рубежом / А.Н. Костюченков, В.П. Минин, С.А. Клементьев, А.В. Федин // Инноватика и экспертиза: науч. тр. – 2019. – № 3(28). – С. 143–156. DOI 10.35264/1996-2274-2019-3-143-156
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. 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.
5. 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.
6. Аязов А.А., Толубеев Д.Д., Дюнова Д.Н. Использование беспилотных летательных аппаратов для предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций // Актуальные проблемы обеспечения пожарной безопасности и защиты от чрезвычайных ситуаций: сб. материалов Всерос. науч.-практ. конф., Железногорск, 23 апреля 2021 г. – Железногорск, 2021. – С. 524–527.
7. 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.
8. Татарин 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.
9. Легконогих Д.С. Экспериментальные исследования характеристик электрических силовых установок для легких БПЛА // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2022. – Т. 26, № 1(95). – С. 81–91. DOI 10.54708/19926502_2022_2619581
10. The design of a rotary-wing unmanned aerial vehicles–payload drop mechanism for fire-fighting services using fire-extinguishing balls / Ali Magdi Sayed Soliman, Suleyman Cinar Cagan, Berat Baris Buldum // Applied Sciences. – 2019. – Vol. 1. – P. 1259.
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. Звягинцев Д.А., Федотов М.М., Зиненков Ю.В. Способ повышения эффективности силовой установки беспилотного летательного аппарата // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2022. – Т. 26, № 1(95). – С. 48–58. DOI 10.54708/19926502_2022_2619548
13. Елькин А.В. Ракетные двигатели для космических летательных аппаратов на псевдоожигенных твердых топливах // Тепловые процессы в технике. – 2021. – Т. 13, № 11. – С. 509–518. DOI 10.34759/tpt-2021-13-11-509-518
14. Ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе / А.В. Елькин, Е.С. Земеров, В.И. Малинин [и др.] // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2021. – № 64. – С. 16–24. DOI 10.15593/2224-9982/2021.64.02
15. Effect of Coating of Ammonium Perchlorate with Fluorocarbon on Ballistic and Sensitivity Properties of AP/Al/HTPB Propellant / S. Nandagopal, M. Mehilal, M.A. Tapaswi, S.N. Jawalkar, K.K. Radhakrishnan, V. Bhattacharya // High Energy Materials Research Laboratory. – 2008. – Vol. 34. – P. 526–531.
16. Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах: Инструкция пользователя Astra 4 / МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М., 1991. – 36 с.

References

1. D.S. Legkonogih, A.A. Krylov, M.S. Ivanov. Sovremennoe sostoyanie i perspektivy razvitiya silovykh ustanovok bespilotnykh letatelnykh apparatov [The current state and prospects for the development of power plants for unmanned aerial vehicles]. STRATEGIC OFFENSIVE FORCES, 2019, no. 4, pp. 57-72.
2. A.N. Kostyuchenkov, V.P. Minin, S.A. Klement'ev, A. V. Fedin. Nauchno-tekhnicheskie problemy sozdaniya i proizvodstva rotno-porshnevyyh dvigatelej dlya BPLA za rubezhom [Scientific and technical problems of

development and production of rotary piston engines for UAVs abroad]. *Innovatics and Expert Examination*, 2019, no. 3(28), pp. 143-156. – DOI 10.35264/1996-2274-2019-3-143-156.

3. Evtushenko E.V., Volodin A.V. Analiz sushchestvuyushchih tipov bespilotnyh letatel'nyh apparatov i perspektiv ih razvitiya [Analysis of existing types of unmanned aerial vehicles and prospects for their development]. Proceedings of the All-Russian (with international participation) scientific and practical conference “*Intellektualnye sistemy, upravlenie i mekhatronika*”, 18–20 September 2017, Sevastopol, pp. 299–305.

4. 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), P. 1800290.

5. Fire extinguishing system for high-rise buildings and rugged mountainous terrains utilizing quadrotor unmanned aerial vehicle. / Abdel Ilah N. Alshbatat // *International Journal of Image, Graphics and Signal Processing*, 2018, Vol. 1, pp. 23-29.

6. A. A. Azyazov, D. D. Tolubeev, D. N. Dyunova. Ispolzovanie bespilotnyh letatel'nyh apparatov dlya preduprezhdeniya i likvidatsii chrezvychajnyh situacij [the use of unmanned aerial vehicles for the prevention and elimination of emergency situations]. Collection of materials of the All-Russian Scientific and Practical Conference “Aktualnye problemy obespecheniya pozharnoj bezopasnosti i zashchity ot chrezvychajnyh situacij”, Zheleznogorsk, April 23, 2021, pp. 524-527.

7. Vinokurova V.V., Bobryshev A.A. Neobhodimost primeneniya i razvitiya bespilotnyh letatel'nyh apparatov v MCHS Rossii [The need for the use and development of unmanned aerial vehicles in the Russian Emergencies Ministry]. *Pozharnaya bezopasnost': problemy i perspektivy*, 2016, no. 1(7), pp. 14-16.

8. Tatarinov V.V., Kalajdov A.N., Mujkich E. Primenenie bespilotnyh letatel'nyh apparatov dlya polucheniya informacii o prirodnyh pozharah [The use of unmanned aerial vehicles to obtain information about wildfires]. *Technology of technosphere safety*, 2017, no. 1(71), pp. 160-168.

9. Legkonogih, D. S. Eksperimentalnye issledovaniya harakteristik elektricheskikh silovykh ustanovok dlya legkikh BLA [Experimental studies of the characteristics of electric power plants for light UAVs]. *Vestnik USATU*, 2022, vol. 26, no. 1(95), pp. 81-91. – DOI 10.54708/19926502_2022_2619581.

10. The design of a rotary-wing unmanned aerial vehicles–payload drop mechanism for fire-fighting services using fire-extinguishing balls / Ali Magdi Sayed Soliman, Suleyman Cinar Cagan, Berat Baris Buldum // *Applied Sciences*, 2019, Vol. 1, P. 1259.

11. D.V. Usov, M.A. Muraeva, N.S. Senyushkin, R.R. YAmaliev. Osobennosti klassifikacii BPLA samoletnogo tipa [Features of the classification of aircraft-type UAVs]. *Molodoy uchenyy*, 2010, no. 11(22), pp. 65-68.

12. D.A. Zvyagincev, M.M. Fedotov, Yu. V. Zinenkov. Sposob povysheniya effektivnosti silovoj ustanovki bespilotnogo letatel'nogo apparata [Method for increasing the efficiency of the power plant of an unmanned aerial vehicle]. *Vestnik USATU*, 2022, vol. 26, no. 1(95), pp. 48-58. DOI 10.54708/19926502_2022_2619548.

13. Elkin, A. V. Raketnye dvigateli dlya kosmicheskikh letatel'nyh apparatov na psevdoozhizhennykh tverdykh toplivah [Rocket engines for spacecraft on fluidized solid propellants]. *Thermal Processes in Engineering*, 2021, vol. 13, no. 11, pp. 509-518. – DOI 10.34759/tpt-2021-13-11-509-518.

14. A. V. Elkin, E. S. Zemerev, V. I. Malinin [i dr.]. Raketnyj dvigatel na granulirovannom tverdom toplive [Rocket engine on granular solid fuel]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2021, no. 64, pp. 16-24. – DOI 10.15593/2224-9982/2021.64.02.

15. Effect of Coating of Ammonium Perchlorate with Fluorocarbon on Ballistic and Sensitivity Properties of AP/Al/HTPB Propellant / S. Nandagopal, M. Mehilal, M. A. Tapaswi, S. N. Jawalkar, K. K. Radhakrishnan, B. Bhattacharya // *High Energy Materials Research Laboratory*, 2008, Vol. 34, pp. 526-531.

16. Trusov B.G. Modelirovanie himicheskikh i fazovykh ravnovesij pri vysokih temperaturah: Instrukciya polzovatelya Astra 4 [Modeling of chemical and phase equilibria at high temperatures: Astra 4 user manual]. Moscow: MSTU named after N.E. Bauman, 1991, 36 p.

Об авторах

Елькин Андрей Владимирович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетическая системы», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29, e-mail: elkinav237@gmail.com).

Губин Роман Дмитриевич (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетическая системы», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29, e-mail: qwerty.gubin@gmail.com).

Малинин Владимир Игнатьевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетическая системы», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29, e-mail: malininvi@mail.ru).

About the authors

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

Roman D. Gubin (Perm, Russian Federation) – PhD Student, Department “Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems”, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., 614990, Perm, e-mail: qwerty.gubin@gmail.com).

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

Финансирование. Исследование не имело спонсорской поддержки.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Вклад авторов. Все авторы сделали равный вклад в подготовку публикации.

Поступила: 03.10.2022

Одобрена: 07.10.2022

Принята к публикации: 10.11.2022

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом: Елькин, А.В. Двигательные установки беспилотного летательного аппарата на гранулированном твердом топливе / А.В. Елькин, Р.Д. Губин, В.И. Малинин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 70. – С. 112–121. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.11

Please cite this article in English as: Elkin A.V., Gubin R.D., Malinin V.I. Propulsion systems of unmanned aerial vehicles on granulated solid fuel. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2022, no. 70, pp. 112-121. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.11