DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.04

УДК 621.45.042

П.А. Митрович, В.И. Малинин

Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия

АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К ТВЕРДОТОПЛИВНЫМ ГАЗОГЕНЕРАТОРАМ ДЛЯ СИСТЕМ ПОДАЧИ ПОРОШКООБРАЗНОГО ТОПЛИВА РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Проанализированы существующие источники рабочего тела, применяемые в авиационной и ракетно-космической технике. Рассмотрены недостатки баллонов с инертным газом, применяемых в качестве источника рабочего тела системы подачи компонентов в реактивных двигателях. Альтернативой газобаллонной системы является низкотемпературный твердотопливный газогенератор с охладителем. Предложена схема регулируемой подачи порошкообразных компонентов прямооточного воздушно-реактивного двигателя. Описан принцип работы такой схемы подачи. Для обеспечения стабильности выходных характеристик НТГГ используется система клапанов. Определены требования, предъявляемые к источнику газа и продуктам сгорания, участвующим в рабочем процессе. Проведен анализ существующих способов охлаждения ПС. Выявлено, что наиболее полно приведенным требованиям отвечает низкотемпературный твердотопливный газогенератор с порошкообразным емкостным охладителем, принцип работы которого основан на эффекте волновой локализации теплообмена. Подобрано топливо со следующим составом: 38 % ПХА + 38 % октогена + 24 % СКИ-НЛ. Температура ПС при давлении в камере сгорания 6 МПа – 1545 К, газовая постоянная ПС – 459,4 Дж/(кг·К), конденсированная фаза отсутствует, а содержание паров воды в рабочем теле не превышает 1,6 %. При сгорании предложенного топлива образуется значительное количество горючих компонентов – 60 % CO, 4 % H₂, >1 % CH₄. Использование клапанов на холодном газе обеспечивает надежность работы регулируемой системы подачи порошкообразных компонентов, а соответственно, и всего двигателя в целом. По результатам работы сделаны выводы о соответствии полученных параметров твердого топлива и НТГГ всем поставленным требованиям.

Ключевые слова: генератор рабочего тела, твердое топливо, температурные и эксплуатационные требования, термодинамические параметры, порошкообразный емкостный охладитель, низкотемпературный газогенератор, прямооточный воздушно-реактивный двигатель, гранулированное твердое топливо, регулируемая система подачи, система клапанов.

P.A. Mitrovich, V.I. Malinin

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

SOLID PROPELLANT REQUIREMENT ANALYSIS FOR JET MOTOR POWDERED FUEL SUPPLY SYSTEMS

The existing sources of the operating fluid used in aviation and rocket-space technology are analyzed. The disadvantages of inert gas cylinders used as a source of the operating fluid of the component supply system in jet engines are considered. An alternative to the gas pressure system is a low temperature solid propellant gas generator (LTGG) with a coolant. Controllable powdery components supply scheme of an air-breathing engine (ramjet) is proposed. The principle of operation of such a feeding scheme is described. To ensure the stability of the output characteristics of the LTGG, a valve system is used. The requirements for the gas source and combustion products (CP) involved in the operating process have been determined. The analysis of the existing methods of cooling the CP is carried out. It was revealed that the low-temperature solid-propellant gas generator with a powdery capacitance coolant meets the most fully the above requirements, the principle of operation, which is based on the heat transfer wave localization effect. Solid propellant with the following composition: 38 % AP + 38 % Octogen + 24 % SKI-NL is selected. The CP temperature, at a pressure in the combustion chamber of 6 MPa, is 1545 K, and the CP gas constant is 459.4 J / kg·K, the condensed phase is absent, and the water vapor content in the operating fluid does not exceed 1.6 %. The combustion of the proposed propellant produces a significant amount of combustible components – 60 % CO, 4 % H₂, > 1 % CH₄. The use of valves on cold gas ensures the reliability of the controlled supply system of powder components, and, accordingly, the entire engine. Based on the results of the work, conclusions were made about the correspondence of the obtained parameters of solid propellant and LTGG to all the requirements set.

Keywords: operating fluid generator, solid propellant, temperature and operational requirements, thermodynamic parameters, powdery capacitance coolant, low-temperature gas generator, ramjet engine, granular solid fuel, controllable feed system, valve system.

Введение

Газогенераторные установки нашли широкое применение в современной авиационной и ракетно-космической технике, в системах гражданского назначения. Требования к газогенераторам (ГГ) разнообразны и зависят от их конкретного назначения. Например, для подачи порошкообразных компонентов (ПК) необходим источник газа с низкими ($T \leq 600$ K) и сверхнизкими ($T \leq 400$ K) температурами. В качестве ПК может быть использовано как порошкообразное металлическое горючее (ПМГ) [1, 2], так и гранулированное твердое топливо (ГТТ) – рис. 1. В прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД) на ПМГ для системы подачи бора предлагается использовать низкотемпературный твердотопливный газогенератор (НТГГ) с порошкообразным емкостным охладителем (ПЕО) [3].

Тогда как в работе [4] для обеспечения работоспособности системы подачи ГТТ авторы предлагают использовать баллон с инертным газом. Такой подход имеет ряд недостатков, а именно:

- при равном суммарном расходе масса баллона намного больше массы НТГГ, а при одинаковых габаритах газобаллонная система существенно уступает НТГГ по суммарному расходу;
- инертный газ имеет более низкую газовую постоянную по сравнению с продуктами сгорания (ПС) НТГГ – 200–300 Дж/(кг·K) против 380–460 Дж/(кг·K);
- резкое падение эффективности баллонов с инертным газом в условиях низких температур.

В связи с этим целесообразно использовать НТГГ с ПЕО в качестве альтернативы газобаллонной системе. Далее рассмотрена схема ПВРД на ПК (рис. 2).

Рис. 1. Схема ракетного двигателя на ГТТ [4]: 1 – баллон с инертным газом; 2 – газопроницаемый поршень; 3 – запорно-регулирующий клапан; 4 – воспламенительное устройство; 5 – камера сгорания; 6 – привод клапана; 7 – бак с топливом; 8 – редуктор

Рис. 2. Компоновочная схема ПВРД на ГТТ: ВУ – воспламенительное устройство, ДД – датчик давления, Охл – охладитель порошкообразный емкостной, СУ – система управления, БПК – бак с порошкообразным компонентом, РП – руль-привод, ЗРК – запорно-регулирующий клапан, ФК – форкамера ПВРД, КД – камера дожигания ПВРД, ВЗУ – воздухозаборное устройство

По команде системы управления подается электрический импульс на электровоспламенитель, расположенный в отсеке ВУ ГГ, пиротехнический состав воспламеняется и зажигает заряд из твердого топлива (ТТ). Ввиду особенности воспламенения на переднем торце ГГ выполнена разделка, увеличивающая начальную поверхность горения. Вследствие этого возрастает начальное давление в ГГ. Для обеспечения постоянного давления на входе в БПК в конструкции предусмотрен клапан 1, который на этапе выхода на стационарный режим стравливает излишние ПС в атмосферу. Горячий газ фильтруется через охладитель, охлаждаясь до температуры 400 К (при использовании ГТТ) и до 600 К (для ПВРД на ПМГ). Охлажденные ПС заполняют БПК. В зависимости от текущего расхода ПК часть охлажденных ПС поступает в ФК через импульсный клапан 2. Поскольку через клапан 2 поступает холодный газ, он обеспечит более надежную работу системы подачи по сравнению с клапаном на горячем газе. Регулирование расхода ПК происходит за счет изменения проходного сечения выпускного отверстия ЗРК руль-приводом. Вследствие регулирования расход газа из НТГГ будет на порядок больше, чем для нерегулируемого двигателя, так как сам ГГ является нерегулируемым. Однако изменение расхода ПК позволит получить большую дальность и маневренность летательного аппарата. Порошкообразные компоненты (ГТТ или ПМГ) вместе с ПС ГГ воспламеняются в ФК, смешиваются с воздухом из атмосферы, поступающим в коллектор через ВЗУ, дожигаются в КД и истекают через сопло в окружающую среду, создавая тягу.

Требования, предъявляемые к источнику газа

Для схемы, рассмотренной выше, необходим источник газа, удовлетворяющий следующим требованиям:

- 1) низкая ($T \leq 600$ К) и сверхнизкая ($T \leq 400$ К) температура ПС;
- 2) малое содержание (< 1 %) конденсированной фазы в ПС и содержание паров воды не более 10 мас. %;

3) продолжительное время работы (> 100 с);

4) стабильность выходных характеристик (температура, расход газа, давление) за все время работы и их слабая зависимость от температуры эксплуатации;

5) длительное время хранения (более 10 лет) автономно и в составе летательного аппарата;

6) обеспечение работоспособности при и после воздействия внешних факторов (перегрузки, перепады температур, вибрации);

7) температурный диапазон эксплуатации от $+50$ до -50 °С;

8) высокое значение газовой постоянной ПС;

9) значительное содержание горючих компонентов (H_2 , CO , CH_4) в ПС.

Температурные ограничения обусловлены предельно допустимыми температурами эксплуатации ГТТ и ПМГ, а также других элементов ПВРД (газоходы, уплотнения, клапаны). Конденсированная фаза негативно влияет на истечение ПС, так как возможно забивание проходных сечений клапанов и пор охладителя. Время работы ГГ определяется временем работы ПВРД и на сегодняшний день составляет не менее 100 с [5]. Требования 4–7 предъявляются к современным ракетным двигателям на твердом топливе (РДТТ), выполнение этих требований позволяет добиться высокой надежности двигателя [5]. Высокое значение газовой постоянной и горючих компонентов повышает энергетические характеристики двигателя в целом вследствие дожигания ПС вместе с ПК. Пары воды, содержащиеся в рабочем теле, при охлаждении конденсируются, а следовательно, снижают значение газовой постоянной ПС и препятствуют нормальной работе клапанов и охладителя.

Анализ существующих газогенераторных систем

Большинство генераторов рабочего тела имеют ограничение по температуре ПС. Жидкостные ГГ имеют температуру рабочего тела ≥ 800 К, твердотопливные чуть выше – 1100 К, что неприемлемо исходя из требования 1. Таким образом, горячий газ необходимо охлаждать до рабочих температур материалов, применяемых в конкретных установках.

Существует несколько способов охлаждения генераторного газа:

1) охлаждение в трубчатых и других видах теплообменников (температура охлажденного газа $T_{\text{охл}} = 300 \div 800 \text{ К}$) [6, 7];

2) разработка специальных топлив на основе азидов – $T_{\text{охл}} = 500 \div 700 \text{ К}$ [8];

3) введение в рецептуру топлива специальных добавок, понижающих температуру сгорания ($T_{\text{охл}} = 700 \div 900 \text{ К}$) [9, 10];

4) пропускание горячего газа через разлагающийся сублимирующий охладитель (карбонат аммония, углекислый аммоний, щавелевая кислота, оксалат аммония и др.) – $T_{\text{охл}} = 300 \div 500 \text{ К}$ [11];

5) использование разлагающихся охладителей на основе полиметилметакрилата (канальные заряды, сферические гранулы образующие пористые элементы) – $T_{\text{охл}} = 400 \div 700 \text{ К}$ [12];

6) разработка специальных топлив на аммониевой соли нитромочевины – $T_{\text{охл}} = 900 \div 1100 \text{ К}$ [13, 14];

7) эжекция холодного воздуха / газа с ПС, эжекция жидкого топлива / компонента топлива – $T_{\text{охл}} = 400 \div 650 \text{ К}$ [15, 16];

8) применение ПЕО, работающего на эффекте волновой локализации – $T_{\text{охл}} = 300 \div 800 \text{ К}$ [1, 17].

Способы 1–7 в той или иной мере не удовлетворяют требованиям, предъявляемым к источнику газа. Способ 1 имеет серьезный недостаток – высокое значение пассивной массы и увеличение габаритов конструкции. Так, например, при охлаждении ПС до 400 К масса теплообменника на порядок больше массы ТГ [17].

Применение специальных добавок (п. 3) ухудшает физико-механические характеристики топлива, к тому же, как и при использовании топлив на аммониевой соли нитромочевины, не позволяет достичь требуемых значений температуры. Использование рецептур на основе азидов

также не обеспечивает приемлемого значения температуры (для двигателя на ГТТ), вдобавок такие топлива имеют плохие эксплуатационные характеристики [8, 18]. Способы 4 и 5 не могут охлаждать ПС продолжительное время (более 10 с) и не всегда могут обеспечить стабильность выходных характеристик.

Существуют генераторы, в которых используют топлива на основе азидов и разлагающийся охладитель. Такие системы позволяют достичь сверхнизких температур газа на выходе, однако время работы таких систем все равно не превышает нескольких секунд [19].

Наиболее полно приведенным требованиям отвечает НТГГ с ПЕО, работа которого основана на эффекте волнового теплообмена, возникающего при фильтрации ПС через ПК [1, 17, 20–22]. Для такого ГГ необходимо выбрать топливо, удовлетворяющее всем вышеописанным критериям.

Термодинамические параметры газогенераторного топлива

Выбрано топливо на основе перхлората аммония (ПХА) – 38 % и октогена (38 %), где горючим-связующим выступает СКИ-НЛ (24 %). Похожее топливо, только с другим процентным содержанием компонентов, предложено в работе [23]. В состав 1 не включены различные добавки и присадки, но, как правило, их содержание не превышает 1–3 % [24], а значит, полученные результаты термодинамического расчета позволят с достаточной точностью провести оценку предложенного топлива. Расчеты проводились в программе термодинамического расчета состава фаз произвольных гетерогенных систем, а также их термодинамических и транспортных свойств Terra [25]. В таблице сведены основные термодинамические параметры ПС. На рис. 3 представлена диаграмма содержания ПС в ГГ.

Термодинамические и теплофизические параметры ПС

Параметр	Размерность	Значение	Требование
Температура в ГГ	К	1545	≤ 1650
Газовая постоянная ПС	Дж/(кг·К)	459,4	≥ 380
Удельная теплоемкость	кДж/(кг·К)	1,946	–
Молярная масса смеси	г/моль	18,10	–
Массовое содержание к-фазы	%	0	< 1
Массовое содержание паров воды	%	1,6	≤ 10

Рис. 3. Диаграмма содержания ПС;
давление в ГГ – 6 МПа

Из анализа данных таблицы и рис. 3 следует, что:

а) предложенное топливо является низкотемпературным – максимальная температура сгорания не превышает 1545 К;

б) в ПС отсутствует конденсированная фаза, а массовое содержание паров воды минимально (1,6 %), газовая постоянная ПС в 1,6 раз больше, чем у воздуха, а при учете конденсации воды в процессе охлаждения – в 1,58 раз;

в) рабочее тело имеет достаточно высокое значение удельной теплоемкости при постоянном давлении (1,946 кДж/(кг·К)), по сравнению с ПС других газогенераторных топлив [17];

г) низкотемпературный газ имеет значительное содержание горючих компонентов – 60 % CO; 4,4 % H₂, 1,2 % CH₄.

С одной стороны, для охлаждения газа с более низкой теплоемкостью компонентов требуется меньше охладителя (по массе), с другой стороны, чем больше теплоемкость ПС, тем больше энергии содержится в газе и тем больше будет его вклад в удельный импульс всего двигателя.

Заключение

1. Сформулированы ключевые требования к источнику рабочего тела системы подачи порошкообразного топлива реактивного двигателя. Принцип работы такого двигателя описан на примере схемы ПВРД на порошкообразных компонентах.

2. Проанализированы основные способы охлаждения ПС с точки зрения соответствия требованиям, предъявляемым к генераторам рабочего тела системы подачи порошкообразного топлива. Выявлено, что низкотемпературный твердотопливный газогенератор с порошкообразным емкостным охладителем наиболее полно отвечает сформулированным требованиям.

3. Температура охлажденных продуктов сгорания лежит в диапазоне от 300 до 800 К. По эксплуатационным и внутрибаллистическим характеристикам (надежность, срок автономного хранения, температура эксплуатации, время работы и выхода на режим, требуемый массовый расход) такой газогенератор не уступает современным РДТГ, а специально подобранное топливо совместно с реализуемым эффектом волновой локализации теплообмена позволяет получить чистый холодный газ на выходе из охладителя со значительным содержанием горючих компонентов и газовой постоянной продуктов сгорания в 1,58 раз больше, чем у воздуха.

4. Применение системы клапанов на холодном газе обеспечит надежную работу регулируемой системы подачи порошкообразных компонентов, а следовательно, позволит существенно повысить дальность и маневренность летательного аппарата.

5. Поставленные требования, по сути, являются методологией по выбору оптимального состава твердого топлива для низкотемпературных газогенераторов систем подачи порошкообразного топлива.

Библиографический список

1. Малинин В.И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих. – Екатеринбург; Пермь: Изд-во УрО РАН, 2006. – 262 с.
2. Бербек А.М. Теоретическое обоснование создания ракетного двигателя на порошкообразном металлическом горючем и воде в качестве окислителя: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05. – Пермь, 2012. – 21 с.
3. Митрович П.А., Малинин В.И. Проектирование маршевой ступени комбинированного прямоточного воздушно-реактивного двигателя на порошкообразном боре // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. – 2019. – Т. 2. – С. 139–142.

4. Елькин А.В., Митрович П.А. Малогабаритная двигательная установка на гранулированном твердом топливе // «ОРБИТА МОЛОДЕЖИ» И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ: материалы VI Всерос. молод. науч.-практ. конф., г. Пермь, 28–30 сентября 2020 г. – Пермь, 2020. – С. 105–109.
5. Сорокин В.А. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе: учеб. для вузов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 303 с.
6. Ключева О.Г. Цилиндрический теплообменник двигателя РД180 ракеты-носителя семейства «Атлас» // Труды НПО «Энергомаш» имени академика В.П. Глушко. – Февраль 2018. – № 35. – С. 155–172.
7. Holmgren J., Stephanou S., Ward T. Application of heat-pipe technology to rocket- engine cooling // 5th Propulsion Joint Specialist. – 1969. – Vol.7. – P.748–750. DOI:10.2514/6.1969-582
8. Азотогенерирующий пиротехнический состав: пат. 2410291 Рос. Федерация / Тартынов И.В., Вагонов С.Н., Вареных Н.М. [и др.]; патентообладатель ОАО «ФНПЦ “НИИПХ”». – № 2013144652/05; заявл. 07.11.2013; опубл. 20.02.2015, Бюл. № 5.
9. Шабунин А.И., Сарабьев В.И., Емельянов В.Н. Исследование пиротехнических систем для твердотопливных низкотемпературных газогенераторов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. – 2004. – С. 130–137. – (Спец. вып. Теория и практика современного ракетного двигателестроения.)
10. Patel A., Frederick R.A. Gas cooling generator technologies for aerospace applications // AIAA Propulsion and Energy Forum, Dallas, Texas, 19–22 August 2019. – Dallas, Texas, 2019. – 20 p. DOI: 10.2514/6.2019-4068
11. Kirillov V.V., Shelkhovskoi R.D. Heat and mass transfer in low-temperature gas generation // Procedia Engineering. – 2017. – No. 206. – P. 242–247. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.10.468
12. Patel A., Frederick R.A. Experimental investigation of PMMA cooling beds for warm gas generator applications // AIAA Propulsion and Energy Forum 17 / The University of Alabama in Huntsville, Huntsville, AL. – August 2020. – 22 p. DOI: 10.2514/6.2020-3974
13. Аммониевая соль нитромочевина – компонент невзрывчатых газогенерирующих составов / С.Г. Ильясов [и др.] // Вестник научного центра по безопасности работ в угольной промышленности – 2012. – № 1. – С. 65–73.
14. Исследование и разработка компонентов газогенерирующих составов на основе нитропроизводных мочевины / Г.В. Сакович [и др.] // Ползуновский вестник. – 2010. – № 4-1. – С. 47–52.
15. Combustor wall coolant discharge effects on turbine vane endwall curtain cooling / X. Yang, Z. Liu, Z. Liu, Z. Feng, T.W. Simon // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. – 2018. – Vol. 32, no. 4. – P. 1–13. DOI: 10.2514/1.t5339
16. An experimental study on the heat transfer characteristics of impingement-reversed convection-film cooling / Y. Liu, X. Jiang, H. Yang, F. Ma // 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. – 2007. – Vol. 1. – 10 p. DOI: 10.2514/6.2007-5005
17. Коломин А.Е. Теоретическое обоснование создания газогенераторов на твердом топливе с порошкообразными емкостными охладителями: дис. ... канд. техн. наук. – Пермь, 2006. – 130 с.
18. Алешин В.В., Широкова Г.Н. Пиротехнические составы для получения азота на основе азидов // Химическая физика. – 1999. – Т. 18, № 2. – С. 72–79.
19. Генератор холодного чистого газа: пат. 2410291 Рос. Федерация / Тартынов И.В., Вагонов С.Н., Вареных Н.М. [и др.]; патентообладатель ОАО «ФНПЦ “НИИПХ”». – № 2010138962/06; заявл. 22.09.2010; опубл. 27.03.2012, Бюл. № 9.
20. Охлаждение продуктов сгорания газогенераторных топлив в порошкообразных емкостных охладителях / В.И. Малинин, Е.И. Коломин, С.Ю. Серебренников, И.С. Антипин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2002. – № 13. – С. 72–76.
21. Заболотский Д.А., Малинин В.И. Свойства продуктов сгорания твердого газогенераторного топлива, охлажденных до низких температур // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2019. – № 59. – С. 29–37.
22. Газогенератор: пат. 2410291 Рос. Федерация / Коломин Е.И., Малинин В.И., Серебренников С.Ю., Коломин А.Е. – № 2005109108/15; заявл. 10.09.2006; опубл. 27.01.2007, Бюл. № 3.
23. 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.

24. Рогов Н.Г., Ищенко М.А. Смесевые ракетные твердые топлива: Компоненты. Требования. Свойства: учеб. пособие / СПбГТИ (ТУ). – СПб., 2005. – 195 с.

25. Белов Г.В., Трусов Б.Г. Термодинамическое моделирование химически реагирующих систем. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. – 96 с.

References

1. Malinin V.I. Vnutrikamernye processy v ustanovkah na poroshkoobraznykh metallicheskih goryuchih [Intra-chamber processes in installations using powdered metal fuels]. Ekaterinburg-Perm: UrO RAN, 2006, 262 p.

2. Berbek A.M. Teoreticheskoe obosnovanie sozdaniya raketnogo dvigatelya na poroshkoobraznom metallicheskom goryuchem i vode v kachestve oksislitelya: Avtoref. dis. kand. tekhn. Nauk [Theoretical substantiation of the creation of a rocket engine on powdered metal fuel and water as an oxidizer: Abstract of the dissertation of the candidate of technical sciences]: 05.07.05. Perm, 2012, 21 s.

3. Mitrovich P.A., Malinin V.I. Proektirovanie marshevoj stupeni kombinirovannogo pryamotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya na poroshkoobraznom bore [Design of the sustainer stage of a combined ramjet engine based on powdered boron]. *Aerokosmicheskaya tekhnika, vysokie tekhnologii i innovacii*. Perm. 2019, pp. 139-142.

4. Elkin A.V., Mitrovich P.A. Malogabaritnaya dvigatel'naya ustanovka na granulirovannom tverdom toplive [Small-sized propulsion system on granular solid fuel]. *"ORBITA MOLODEZHI" I PERSPEKTIVY RAZVITIYA ROSSIJSKOJ KOSMONAVTIKI*. Materials of the VI All-Russian Youth Scientific and Practical Conference. Perm, 2020, pp. 105-109.

5. Sorokin V.A. Konstrukciya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigatelej na tverdom toplive: uchebnik dlya vuzov [Design and design of combined solid propellant rocket engines: textbook for universities]. Moscow: MGTU named by N.E. Bauman, 2014, 303 p.

6. Klyueva O.G. Cilindricheskij teploobmennik dvigatelya RD180 rakety-nositelya semeystva «Atlas» [Cylindrical heat exchanger of the RD180 engine of the "Atlas" launch vehicle]. *Trudy NPO Energomash*, no. 35, 2018, pp. 155-172.

7. Holmgren J., Stephanou S., Ward T. Application of heat-pipe technology to rocket- engine cooling. *5th Propulsion Joint Specialist*. 1969, vol. 7, pp. 748-750. DOI:10.2514/6.1969-582

8. Pat. 2410291 Rossijskaya Federaciya. Azotogeneriruyushchij pirotekhnicheskij sostav [Patent 2410291 Russian Federation. Nitrogen-generating pyrotechnic composition]. Tartynov I.V., Vagonov S.N., Varyonyh N.M. [et al.]; patentoobladatel' OAO "FNPC "NIIPH". № 2013144652/05; zayavl. 07.11.2013; opubl. 20.02.2015, Byul. no. 5.

9. SHabunin A.I., Sarabev V.I., Emel'yanov V.N. Issledovanie pirotekhnicheskikh sistem dlya tverdotoplivnykh nizkotemperaturnykh gazogeneratorov [Study of pyrotechnic systems for solid-fuel low-temperature gas generators Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering. Special issue. *Teoriya i praktika sovremennogo raketnogo dvigatelestroeniya*. Moscow, 2004, pp. 130-137.

10. Patel A., Frederick R.A. (2019). Gas Cooling Generator Technologies for Aerospace Applications. AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. DOI:10.2514/6.2019-4068

11. Kirillov, V. V., & Shelkhovskoi, R. D. (2017). Heat and Mass Transfer in Low-Temperature Gas Generation. *Procedia Engineering*, 206, pp. 242-247. DOI:10.1016/j.proeng.2017.10.468

12. Patel, A., & Frederick, R. A. (2020). Experimental Investigation of PMMA Cooling Beds for Warm Gas Generator Applications. AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. DOI:10.2514/6.2020-3974

13. Ilyasov S.G., Sakovich G.V. Ammonievaya sol' nitromocheviny – komponent nevzryvchatykh gazogeneriruyushchih sostavov [Nitro-urea ammonium salt – a component of non-explosive gas-generating compositions]. *Vestnik nauchnogo centra po bezopasnosti rabot v ugo'noj promyshlennosti*, 2012, no. 1, pp. 65-73.

14. G.V. Sakovich. Issledovanie i razrabotka komponentov gazogeneriruyushchih sostavov na osnove nitroproduktov mocheviny [Research and development of components of gas-generating compositions based on urea nitro derivatives]. *Polzunovskiy vestnik*, 2010, no. 4-1, pp. 47-52.

15. Yang, X., Liu, Z., Liu, Z., Feng, Z., & Simon, T. W. (2018). Combustor Wall Coolant Discharge Effects on Turbine Vane Endwall Curtain Cooling. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, pp. 1–13. DOI:10.2514/1.t5339

16. Liu Y., Jiang, X., Yang, H., & Ma, F. (2007). An Experimental Study on the Heat Transfer Characteristics of Impingement-Reversed Convection-Film Cooling. 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, vol. 1, 10 p. doi:10.2514/6.2007-5005
17. Kolomin A.E. Teoreticheskoe obosnovanie sozdaniya gazogeneratorov na tverdom toplive s poroshkoobraznymi emkostnymi ohladitelyami: dis.... kand. tekhn. nauk [Theoretical substantiation of the creation of solid fuel gas generators with powdery capacitive coolers: dissertation of the candidate of technical sciences]. Perm, 2006, 130 p.
18. Aleshin V.V., SHirokova G. N. Pirotekhnicheskie sostavy dlya polucheniya azota na osnove azidov [Pyrotechnic compositions for nitrogen production based on azides]. *Russian Journal of Physical Chemistry*, 1999, vol. 18, no. 2, pp. 72-79.
19. Tartynov I.V., Vagonov S.N., Varyonyh N.M. Pat. 2410291 Rossijskaya Federaciya. Generator holodnogo chistogo gaza [Patent 2410291 Russian Federation. Cold clean gas generator]. Patentee of JSC "Federal Research and Production Center" NIIPH ". No. 2010138962/06; zayavl. 22.09.2010; opubl. 27.03.2012, Byul. no. 9.
20. V.I. Malinin, E.I. Kolomin, S.YU. Serebrennikov, I.S. Antipin. Ohlazhdenie produktov sgoraniya gazogeneratornykh topliv v poroshkoobraznykh emkostnykh ohladitelyakh [Cooling of combustion products of gas-generating fuels in powdery capacitive coolers]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2002, no.13, pp. 72-76.
21. Zabolotskiy D.A., Malinin V.I. Svoystva produktov sgoraniya tverdogo gazogeneratornogo topliva, ohlazhdennykh do nizkih temperatur [Properties of combustion products of solid gas generator fuel, cooled to low temperatures]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2019, no. 59, pp. 29-37.
22. Patent 2410291 Russian Federation. Gazogenerator [Gas generator]. Kolomin E.I., Malinin V.I., Serebrennikov S.YU., Kolomin A. E.; patentee: Kolomin E.I., Malinin V.I., Serebrennikov S.YU., Kolomin A.E. No. 2005109108/15; zayavl. 10.09.2006; opubl. 27.01.2007, Byul. no. 3.
23. Bazhukov A.S., Mitrovich P.A., Malinin V.I. Gazoturbinnye i raketno-turbinnye 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.
24. Rogov N.G., Ishchenko M.A. Smesevye raketnye tverdye topliva: Komponenty. Trebovaniya. Svoystva: uchebnoe posobie [Mixed Rocket Solid Propellants: Components. Requirements. Properties. / Tutorial]. SPb.: SPbGTI(TU), 2005, 195 p.
25. Belov G.V., Trusov B.G. Termodinamicheskoe modelirovanie himicheskii reagiruyushchih sistem [Thermodynamic modeling of chemically reacting systems]. Moscow: MSTU named by N.E. Bauman, 2013, 96 p.

Об авторах

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

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

About the authors

Petr A. Mitrovich (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: mitrovicpetr@gmail.com).

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).

Получено 24.06.2021