

**ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ /
THERMAL, ELECTRIC ROCKET ENGINES AND POWER PLANTS OF AIRCRAFT**DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2024.145.100>**ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТВЕРДОТОПЛИВНОЙ ГАЗОГЕНЕРАТОРНОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ**

Научная статья

Митрович П.А.^{1,*}, Малинин В.И.²¹ ORCID : 0009-0009-8468-4289;^{1,2} Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Российская Федерация

* Корреспондирующий автор (mitrovicpetr[at]gmail.com)

Аннотация

Разработана инженерная методика оценки массовой и объемной эффективности твердотопливной газогенераторной системы подачи компонентов ракетного топлива для двигательных установок летательных аппаратов. Расчеты показали, что предлагаемая система обладает лучшими массовыми и объемными характеристиками по сравнению с газобаллонной системой, обеспечивая гибкость управления расходом рабочего газа, высокую надежность и простоту конструкции. Разница массы предлагаемой установки составила 29-31% от массы газовых баллонов, а занимаемый объем в 2-2,5 раза меньше. Дальнейшие исследования направлены на разработку физической и математической модели, описывающей процессы теплообмена и вытеснения компонентов ракетного топлива с учетом неидеальности продуктов сгорания.

Ключевые слова: двигательная установка малой тяги, система подачи компонентов ракетного топлива, низкотемпературный твердотопливный газогенератор, пористый ёмкостный охладитель, массовая и объемная эффективность.

ENGINEERING METHODOLOGY FOR ASSESSING THE EFFICIENCY OF A SOLID FUEL GAS GENERATOR SUPPLY SYSTEM

Research article

Mitrovich P.A.^{1,*}, Malinin V.I.²¹ ORCID : 0009-0009-8468-4289;^{1,2} Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

* Corresponding author (mitrovicpetr[at]gmail.com)

Abstract

An engineering methodology for evaluating the mass and volumetric efficiency of a solid-fuel gas generator system for supplying rocket fuel components for aircraft propulsion systems has been developed. Calculations showed that the proposed system has better mass and volumetric characteristics compared to the gas-generator system, providing flexibility in controlling the working gas flow rate, high reliability and simplicity of design. The mass difference of the proposed system was 29-31% of the mass of gas cylinders, and the occupied volume was 2-2.5 times less. Further research is aimed at the development of physical and mathematical model describing the processes of heat and mass transfer and displacement of rocket fuel components, taking into account non-ideality of combustion products.

Keywords: low thrust propulsion system, rocket fuel component supply system, low-temperature solid fuel gas generator, porous capacitive cooler, mass and volumetric efficiency.

Введение

Актуальной задачей ракетно-космической техники является снижение массы и габаритов двигательных установок (ДУ), в частности системы подачи компонентов ракетного топлива (КРТ) ДУ малой тяги. Такие двигатели применяются на высотных ступенях и разгонных блоках (РБ) для ориентации, стабилизации и обеспечения запуска маршевой установки. Для вытеснения компонентов ракетного топлива в ДУ малой тяги чаще всего используют газобаллонную систему, где в качестве рабочего тела выступает сжатый азот или гелий [1], [2], [3]. При обеспечении высокой надежности и относительной простоте конструкции газобаллонная система имеет серьезный недостаток – значительная масса и занимаемый объем по сравнению с газогенераторной системой (ГГС) на твердом топливе [4], [5]. В работах [4], [6], [7] предложена ГГС для подачи КРТ, где источником рабочего тела является низкотемпературный твердотопливный газогенератор (НТГГ) с пористым ёмкостным охладителем (ПЕО) [8], [9].

В публикации [6] рассмотрена принципиальная схема пневмогидравлической системы подачи, работающей на НТГГ с ПЕО и характеристики массы и занимаемого объема ГГС. Однако предложенная схема является упрощенной и не учитывает некоторые агрегаты, обеспечивающие подачу КРТ в реальном изделии. Авторы [7] приводят описание принципа работы, конструкции и технических характеристик ГГС, включающей в себя несколько НТГГ с ПЕО, буферный ресивер, систему клапанов и горловин. Устройство предназначено для генерации и подачи рабочего тела, в первую очередь, к двигательной установке с вытеснительной системой подачи. При этом, оценка массы и занимаемого объема ГГС не приводится.

Продолжением исследований и целью данной статьи является разработка инженерной методики оценки массовой и объемной эффективности твердотопливной газогенераторной системы подачи.

Постановка задачи и исходные данные

Принципиальная схема твердотопливной газогенераторной системы [7] представлена на рисунке 1. В области, отмеченной красными прямоугольниками изображены агрегаты, заменяющие газовые баллоны в классической системе подачи. Соответственно, суммарная масса и занимаемый объем этих агрегатов будет определять массовую эффективность ГГС.

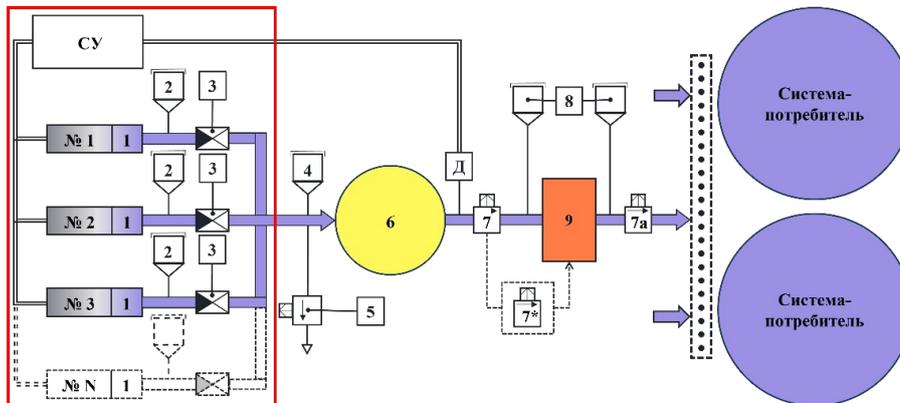


Рисунок 1 - Расширенная схема ГГС:

1 – НТГГ с ПЕО; 2, 4, 8 – горловины, 3 – обратный клапан; 5 – предохранительный клапан; 6 – ресивер (предварительно заполнен гелием); 7, 7а, 7* – пусковые пироклапаны; 9 – газовый редуктор; Д – сигнализатор давления

DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2024.145.100.1>

Рассматриваются две ДУ малой тяги на высококипящих компонентах – для малого разгонного блока (далее ДУ 1) и РБ тяжелого класса (далее ДУ 2). В качестве инертного газа, заправляемого в ресивер выбран гелий ввиду более высокого значения удельной газовой постоянной продуктов сгорания по сравнению с азотом. При расчете массовой эффективности в качестве исходных данных служат характеристики, представленные в табл. 1. Данные по топливным композициям (Состав 1 и 2) и их продуктам сгорания (ПС) взяты из [10]. Масса газобаллонной системы (исходный вариант) составляет 30,99 и 96,72 кг, а суммарный занимаемый объем – 77,5 и 232,5 л для ДУ 1 и ДУ 2 соответственно.

Таблица 1 - Исходные данные по газобаллонной системе

DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2024.145.100.2>

Параметр	Обозначение	Значение
Диапазон температур заправляемого гелия, К	$T_{\min} \dots T_{\max}$	278...308
Диапазон давление в баллоне, МПа	$P_{\min} \dots P_{\max}$	5...34
Давление в топливных баках (ТБ), МПа	$P_{ТБ}$	19
Суммарные объемы ТБ для ДУ 1 и ДУ 2, м ³	$V_{ТБ1}$ и $V_{ТБ2}$	0,6 и 1,8
Коэффициенты массового совершенства для двух составов	φ_1 и φ_2	0,6 и 0,62
Плотность топлива, кг/м ³	$\rho_{\text{топ}}$	1600
Удельная газовая постоянная гелия, Дж/кг·К	R_{He}	2077,2
Удельная газовая постоянная ПС для двух составов, Дж/кг·К	$R_{\text{ПС1}}$ и $R_{\text{ПС2}}$	438,5 и 433,3
Коэффициент массового совершенства НТГГ	$\alpha_{\text{констр}}$	0,25...0,3
Масса горловины заправочной/проверочной, кг	$M_{\text{горл}}$	0,190
Масса обратного клапана, кг	$M_{\text{ОК}}$	0,404
Плотность материала охладителя, кг/м ³	$\rho_{\text{охл}}$	2013

Коэффициент порозности ПЕО	ε	0,4
-------------------------------	---------------	-----

Алгоритм расчета

Алгоритм оценки массовой эффективности твердотопливной ГГС подачи выглядит следующим образом:

I. Выбрать количество и суммарный объем ресиверов $V_{\text{рес}}$. Рассчитать массу заправляемого гелия $M_{\text{рес}}^{\text{He}}$ (при максимальных значениях температуры и давления) по уравнению состояния с двумя вириальными коэффициентами

$$\frac{p \cdot v}{R \cdot T} = 1 + \frac{B(T)}{v} + \frac{C(T)}{v^2} \quad (1)$$

II. Определить суммарную требуемую массу твердого топлива и материала ПЕО с учетом массы остатков ПС в ГГС $M_{\text{ост}}$ после окончания работы по уравнениям

$$M_{\text{рес}}^{\text{He}} = \frac{V_{\text{рес}}}{v} \quad (2)$$

$$M_{\text{ГГ}}^{\text{сум}} = \left(M_{\text{ТБ}}^{\text{He}} - M_{\text{рес}}^{\text{He}} \right) \cdot \frac{R_{\text{He}}}{R_{\text{ПС}}} + M_{\text{ост}}^{\text{рес}} \quad (3)$$

$$M_{\text{ТБ}}^{\text{He}} = \frac{V_{\text{ТБ}}}{v} \quad (4)$$

$$M_{\text{ост}}^{\text{рес}} = \frac{p_{\text{мин}} \cdot V_{\text{рес}}}{R_{\text{ПС}} \cdot T_{\text{макс}}} \quad (5)$$

$$M_{\text{охл}} = M_{\text{ГГ}}^{\text{сум}} \cdot \varphi \quad (6)$$

где: v – удельный объем гелия при температуре $T_{\text{мин}}$ и давлении $p_{\text{ТБ}}$; $M_{\text{ТБ}}^{\text{He}}$ – масса гелия, необходимая для полного заполнения всех ТБ при заданных параметрах температуры и давления; $R_{\text{ПС}}$ – газовая постоянная продуктов сгорания для Составов № 1 и № 2; $M_{\text{ост}}^{\text{рес}}$ – масса остатков ПС в ресивере при окончании работы НТГГ.

(III) Определить массу ГГС по уравнениям (6) – (9). Количество газогенераторов выбирается из условия максимального давления в ресивере на момент окончания работы НТГГ, исходя из того, что расход рабочего тела из ресивера отсутствует

$$M_{\text{ГГС}}^{\text{сум}} = M_{\text{ГГ}}^{\text{сум}} + M_{\text{охл}} + M_{\text{ГГ}}^{\text{констр}} + M_{\text{рес}}^{\text{He}} + M_{\text{рес}}^{\text{констр}} + M_{\text{ГГС}}^{\text{ост}} + (M_{\text{горл}} + M_{\text{ОК}}) \cdot N_{\text{ГГ}} \quad (7)$$

$$M_{\text{ГГ}}^{\text{констр}} = (M_{\text{ГГ}}^{\text{сум}} + M_{\text{охл}}) \cdot \alpha_{\text{констр}} \quad (8)$$

$$M_{\text{ГГС}}^{\text{ост}} = \left(V_{\text{ГГ}}^{\text{ост}} + \frac{M_{\text{охл}}}{\rho_{\text{охл}}} \cdot \varepsilon \right) \cdot \rho_{\text{ПС}}^{\text{охл}} + M_{\text{рес}}^{\text{ост}} \quad (9)$$

где $M_{\text{ГГС}}^{\text{ост}}$ – масса оставшихся ПС в системе после окончания работы; $V_{\text{ГГ}}^{\text{ост}}$ – объем занимаемый ПС внутри газогенераторов и охладителей; $\rho_{\text{ПС}}^{\text{охл}}$ – плотность охлажденных продуктов сгорания при давлении $p_{\text{мин}}$ и температуре $T_{\text{мин}}$; $M_{\text{рес}}^{\text{ост}}$ – масса оставшихся ПС в ресивере после окончания работы системы; $M_{\text{горл}}$ – масса горловины; $M_{\text{ОК}}$ – масса обратного клапана. Параметры $M_{\text{рес}}^{\text{ост}}$, $\rho_{\text{ПС}}^{\text{охл}}$ определяются по уравнению состояния для идеального газа.

(IV) Повторить этапы I – III увеличив или уменьшив объем ресиверов (ресивера). Повторять до тех пор, пока не будет найдено минимальное значение массы ГГС. Рассчитать объем всех НТГГ с ПЕО и суммарный объем, занимаемый ГГС.

Для инженерной оценки объемной эффективности ГГС относительно газобаллонной системы необходимо определить суммарный объем, занимаемый всеми НТГГ с ПЕО, ресиверами, горловинами и клапанами. Объемом газоходов пренебрегаем ввиду его незначительности. Суммарный занимаемый объем ГГС равен

$$V_{\text{ГГС}}^{\Sigma} = V_{\text{ГГ}}^{\text{орг}} + V_{\text{ГГ}}^{\text{констр}} + V_{\text{рес}}^{\text{констр}} + V_{\text{охл}} + V_{\varepsilon} + V_{\text{рес}} + V_{\text{ГК}} \cdot N_{\text{ГГ}} \quad (10)$$

$$V_{\text{ГГ}}^{\text{констр}} = \frac{M_{\text{ГГ}}^{\text{констр}}}{\rho_{\text{констр}} \cdot \Delta_1} \quad (11)$$

$$V_{\text{рес}}^{\text{констр}} = \frac{M_{\text{рес}}^{\text{констр}}}{\rho_{\text{констррес}}} \quad (12)$$

$$V_{\text{охл}} = \frac{M_{\text{охл}}}{\rho_{\text{охл}} \cdot \Delta_2} \quad (13)$$

$$V_{\varepsilon} = \frac{M_{\text{охл}}}{\rho_{\text{охл}}} \cdot \varepsilon \quad (14)$$

где $V_{ГГ}^{констр}$ и $V_{рес}^{констр}$ – объем конструкции НТГГ с ПЕО и ресиверов (ресивера) соответственно; $V_{охл}$ – объем, занимаемый материалом ПЕО; V_{ϵ} – объем пор охладителя; $V_{ГК}$ – средний суммарный занимаемый объем одной горловины и обратного клапана; Δ_1 и Δ_2 – коэффициенты объемного заполнения камеры сгорания газогенератора и корпуса охладителя соответственно; $\rho_{констр}$ и $\rho_{констр,рес}$ – плотность материала конструкции корпуса НТГГ с ПЕО и ресивера соответственно.

Результаты и обсуждения

Результаты расчетов в соответствии с исходными данными и разработанным алгоритмом сведены в табл. 2.

Таблица 2 - Результаты расчетов

DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2024.145.100.3>

Параметр	ДУ 1		ДУ 2	
	Состав № 1	Состав № 2	Состав № 1	Состав № 2
Масса твердого газогенераторного топлива, кг	5,664	5,732	19,091	19,320
Масса охладителя, кг	3,421	3,554	11,531	11,978
Масса конструкции ГГ, кг	2,726	2,786	7,655	7,825
Масса гелия, заправляемого в ресивер, кг	0,924	0,924	3,465	3,465
Масса конструкции всех ресиверов, кг	5,72	5,72	20,46	20,46
Масса остатков в ГГС, кг	0,791	0,800	3,364	3,414
Масса горловин и клапанов, кг	1,188	1,188	2,970	2,970
Количество газогенераторов	2	2	5	5
Суммарная масса ГГС, кг	20,433	20,704	68,536	69,432

Подобрано оптимальное количество газогенераторов и ресиверов:

- для ДУ 1 использовано 2 НТГГ с суммарной массой твердого топлива 5,66...5,73 кг и 1 ресивер объемом 20 л;
- для ДУ 2 выбрано 5 НТГГ с суммарной массой топливной композиции 19,09...19,32 кг и 3 ресивера объемом 25 л каждый.

Из анализа результатов (табл. 2.) следует, что разница массы новых (добавляемых) элементов по отношению к массе старых (удаляемых) элементов для обоих ДУ составила 28...34 % (от 10 до 28 кг в зависимости от ДУ). Расчетами показано, что занимаемый объем ГГС по отношению к занимаемому объему газовых баллонов для двух ДУ меньше на 52...60%.

Заключение

1. Разработана инженерная методика оценки массовой и объемной эффективности твердотопливной газогенераторной системы для системы подачи топлива в двигательных установках летательных аппаратов.

2. Расчеты показали, что твердотопливная газогенераторная вытеснительная система подачи обладает лучшими массовыми и объемными характеристиками по сравнению с исходной газобаллонной системой. При этом обеспечивается гибкость управления расходом рабочего газа, высокая надежность и относительная простота конструкции, отличные эксплуатационные характеристики.

3. Разница массы предлагаемой установки по отношению к массе газовых баллонов составила 29...31% (от 10 до 29 кг в зависимости от ДУ). Занимаемый объем газогенераторной системы в 2-2,5 раза меньше по сравнению с газобаллонной системой.

4. Будущие исследования направлены на формирование физической и математической модели, описывающей процессы теплообмена и вытеснение рабочим телом КРТ с учетом неидеальности ПС.

Благодарности

Авторы выражают благодарность инженерам КБ «Салют» АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева».

Конфликт интересов

Не указан.

Рецензия

Все статьи проходят рецензирование. Но рецензент или автор статьи предпочли не публиковать рецензию к этой статье в открытом доступе. Рецензия может быть предоставлена компетентным органам по запросу.

Acknowledgement

The authors express gratitude to the engineers of the "Salyut" Design Bureau of Khrunichev State Research and Production Space Centre JSC.

Conflict of Interest

None declared.

Review

All articles are peer-reviewed. But the reviewer or the author of the article chose not to publish a review of this article in the public domain. The review can be provided to the competent authorities upon request.

Список литературы / References

1. Добровольский М.В. Жидкостный ракетные двигатели. Основы проектирования: учебное пособие / М.В. Добровольский. — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. — 461 с.
2. Caldas Pinto P. Green gelled propellant highly throtteable rocket motor and gas generator technology: status and application / P. Caldas Pinto, H.K. Ciezki, K.W. Naumann [et al.] // EUCASS Book Series — Advances in AeroSpace Sciences. — 2019. — Vol. 11. — P. 91-130. — DOI: 10.1051/eucass/201911091.
3. Lestrade J.-Y. Experimental Demonstration of the Vacuum Specific Impulse of a Hybrid Rocket Engine / J.-Y. Lestrade, J. Anthoine, O. Verberne [et al.] // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2017. — Vol. 54. — Iss. 1. — P. 101-108. — DOI: 10.2514/1.A33467.
4. Митрович П.А. Анализ требований к твердотопливным газогенераторам для систем подачи порошкообразного топлива реактивных двигателей / П.А. Митрович, В.И. Малинин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. — 2021. — № 66. — С. 39-46. — DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.04.
5. Hodge K. Gelled propellants for tactical missile applications / K. Hodge, T. Crofoot, S. Nelson // 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Los Angeles, California, 20-23 June 1999. — Los Angeles, California, 1999. — 8 p. — DOI: 10.2514/6.1999-2976
6. Митрович П.А. Низкотемпературный твердотопливный газогенератор для системы подачи жидкого ракетного топлива / П.А. Митрович, В.И. Малинин // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации — 2021: материалы XXI Всерос. науч.-техн. конф. — 2021. — Т. 2. — С. 116-119.
7. Пат. 2410291 Российская Федерация, МПК В01J 7/00 (2006.01). Газогенераторная система / Митрович П.А., Малинин В.И., Малютин А.А.; патентообладатель АО «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева». — № 2023102237; заявл. 01.02.2023; опублик. 08.11.2023, Бюл. № 31.
8. Пат. 2410291 Российская Федерация, МПК В01J 7/00, В01J 19/14. Газогенератор / Коломин Е.И., Малинин В.И., Серебренников С.Ю., Коломин А.Е. — № 2005109108/15; заявл. 29.03.2005; опублик. 27.01.2007, Бюл. № 3.
9. Коломин А.Е. Теоретическое обоснование создания газогенераторов на твёрдом топливе с порошкообразными ёмкостными охладителями / А.Е. Коломин. — Пермь: ПГТУ, 2006. — 130 с.
10. Митрович П.А. Низкотемпературный твердотопливный газогенератор для ракетно-космических и авиационных систем / П.А. Митрович, В.И. Малинин // Космонавтика и ракетостроение. — 2024. — № 2(135). — С. 74-86.

Список литературы на английском языке / References in English

1. Dobrovolskiy M.V. Zhidkostnyj raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya: uchebnoe posobie [Liquid rocket engines. Fundamentals of design: textbook] / M.V. Dobrovolskiy. — M.: Bauman Moscow State Technical University Publishing House, 2016. — 461 p. [in Russian]
2. Caldas Pinto P. Green gelled propellant highly throtteable rocket motor and gas generator technology: status and application / P. Caldas Pinto, H.K. Ciezki, K.W. Naumann [et al.] // EUCASS Book Series — Advances in AeroSpace Sciences. — 2019. — Vol. 11. — P. 91-130. — DOI: 10.1051/eucass/201911091.
3. Lestrade J.-Y. Experimental Demonstration of the Vacuum Specific Impulse of a Hybrid Rocket Engine / J.-Y. Lestrade, J. Anthoine, O. Verberne [et al.] // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2017. — Vol. 54. — Iss. 1. — P. 101-108. — DOI: 10.2514/1.A33467.
4. Mitrovich P.A. Analiz trebovanij k tverdotoplivnym gazogeneratoram dlja sistem podachi poroshkoobraznogo topliva reaktivnyh dvigatelej [Analysis of requirements to solid-fuel gas generators for powdered fuel supply systems of jet engines] / P.A. Mitrovich, V.I. Malinin // Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politehnicheskogo universiteta. Ajerokosmicheskaja tehnika [Bulletin of Perm National Research Polytechnic University. Aerospace Engineering]. — 2021. — № 66. — P. 39-46. — DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.04. [in Russian]
5. Hodge K. Gelled propellants for tactical missile applications / K. Hodge, T. Crofoot, S. Nelson // 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Los Angeles, California, 20-23 June 1999. — Los Angeles, California, 1999. — 8 p. — DOI: 10.2514/6.1999-2976
6. Mitrovich P.A. Nizkotemperaturnyj tverdotoplivnyj gazogenerator dlja sistemy podachi zhidkogo raketnogo topliva [Low-temperature solid-fuel gas generator for liquid rocket fuel supply system] / P.A. Mitrovich, V.I. Malinin // Ajerokosmicheskaja tehnika, vysokie tehnologii i innovacii — 2021: materialy XXI Vseros. nauch.-tehn. konf. [Aerospace

Engineering, High Technologies and Innovations – 2021: Proceedings of the XXI All-Russian Scientific and Technical Conf.] — 2021. — Vol. 2. — P. 116-119. [in Russian]

7. Pat. 2410291 Rossijskaja Federacija, MPK B01J 7/00 (2006.01). Gazogeneratornaja sistema [Pat. 2410291 Russian Federation, MPK B01J 7/00 (2006.01). Gas generator system] / Mitrovich P.A., Malinin V.I., Maljutin A.A.; patent holder JSC "Khrunichev State Research and Production Space Centre". – No. 2023102237; filed. 01.02.2023; published 08.11.2023, Bulletin No. 31. [in Russian]

8. Pat. 2410291 Rossijskaja Federacija, MPK B01J 7/00, B01J 19/14. Gazogenerator [Pat. 2410291 Russian Federation, MPK B01J 7/00, B01J 19/14. Gas generator] / Kolomin E.I., Malinin V.I., Serebrennikov S.Ju., Kolomin A.E. — No. 2005109108/15; filed. 29.03.2005; published 27.01.2007, Bulletin No. 3. [in Russian]

9. Kolomin A.E. Teoreticheskoe obosnovanie sozdanija gazogeneratorov na tvjordom toplive s poroshkoobraznymi jomkostnymi ohladiteljami [Theoretical substantiation of creation of gas generators on solid fuel with powdery tank coolers] / A.E. Kolomin. — Perm: PSTU, 2006. — 130 p. [in Russian]

10. Mitrovich P.A. Nizkotemperaturnyj tverdotoplivnyj gazogenerator dlja raketno-kosmicheskikh i aviacionnyh sistem [Low-temperature solid-fuel gas generator for rocket-space and aviation systems] / P.A. Mitrovich, V.I. Malinin // Kosmonavtika i raketostroenie [Cosmonautics and rocket construction]. — 2024. — № 2(135). — P. 74-86. [in Russian]