

Научная статья  
УДК 623.462.4  
DOI: 10.34759/vst-2022-3-56-64

## О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГЕЛЕВЫХ НАПОЛНИТЕЛЕЙ В ДВИГАТЕЛЯХ УПРАВЛЯЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Дмитрий Евгеньевич Кабанов<sup>1</sup>, Наталья Всеволодовна Майкова<sup>2</sup> ✉, Владислав Петрович Махров<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» им. И.И. Картукова,  
Москва, Россия

<sup>1,2,3</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,  
Москва, Россия

<sup>1</sup>saydaret@gmail.com

<sup>2</sup>mayvik@yandex.ru ✉

<sup>3</sup>v\_machrov@rambler.ru

**Аннотация.** На основе анализа существующих гелевых наполнителей (ГН) показана эффективность их использования для двигателей перспективных образцов управляемых летательных аппаратов (УЛА). Рассматривается методика выбора состава ГН с учётом особенностей их энергетических свойств, влияющих на характеристики двигателей УЛА. Особое внимание уделено выбору компонентов топлива, влияющих на технические характеристики двигателя и, соответственно, на тактические параметры УЛА. Приводятся известные данные о составе ГН, применяемых в различных образцах ракетной техники. Даются практические рекомендации по повышению эффективности топлива и его применения в качестве топливных зарядов в двигателях УЛА.

**Ключевые слова:** гелевые наполнители (ГН), ракетный двигатель с ГН, теплопроводный элемент

**Для цитирования:** Кабанов Д.Е., Майкова Н.В., Махров В.П. О возможности использования гелевых наполнителей в двигателях управляемых летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 56-64. DOI: 10.34759/vst-2022-3-56-64

Original article

## ON THE POSSIBILITY OF GEL-LIKE FUELS APPLICATION FOR THE ENGINES OF GUIDED AIRCRAFT

Dmitrii E. Kabanov<sup>1</sup>, Natalia V. Maikova<sup>2</sup> ✉, Vladislav P. Makhrov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Machinebuilding Design Bureau "Iskra" named after I.I. Kartukov,  
Moscow, Russia

<sup>1,2,3</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI,  
Moscow, Russia

<sup>1</sup>saydaret@gmail.com

<sup>2</sup>mayvik@yandex.ru ✉

<sup>3</sup>v\_machrov@rambler.ru

### Abstract

The article tackles with the problem associated with the possibilities of rocket engineering development based of innovative fuel charges for rocket engines of the guided aircraft (GA) in accordance with the conventional set of requirements to the fuel, which selection is being defined as one of the most crucial stages of creating the state-of-the-art samples of the rocket engineering.

On the assumption of the set problem, the authors conducted analysis of the existing developments and types of the gel-like rocket fuel to define the effectiveness of such fuels application as a prospective type of the fuel charge for the engines of GA.

Special attention was paid to the rocket fuel selection technique for application in the engine of the GA, based on the relative indicators of the fuel itself. The article presents the basic dependencies, which associate the rocket fuel parameters with tactical and technical characteristics of the aircraft itself. Being guided by the method of the rocket maximum ideal flight velocity, the authors define the basic parameters of the prospective fuel charge of a rocket engine, which enhancing will allow developing the sample of rocket engineering capable of surpassing the existing analogs by the set of important characteristics. Thus, the article confirms the effectiveness of the gel-like fuel application, which possesses high specific energy indicators and capable of ensuring increase of the tactical and technical characteristics of the missile itself, for the engines of the GA.

In this connection, the article describes the basic features of the gel-like rocket fuels uncovering the possibilities of the rocket fuel of this type application to solve the problems facing modern rocket building. The generalized technique for forming the gel-like rocket fuel composition employing equivalent formula for possible realization of maximum energy characteristics with the required operational parameters preserving of this type of rocket fuel was considered. The authors present herewith characteristic of the well-known gel-like rocket fuels contents, and define the possibilities of their improving by application of high-energy additives or well-defined relationship of the basic components.

The article regards the basic problems while creating the pilot sample of the rocket engine with the gel-like fuel charge stipulated by the specifics of this kind of the rocket fuel, which allow ensuring characteristics surpassing conventional analogs. In this connection, the article presents the description of the important design-engineering solutions, which are developed for the innovative sample of the rocket engine with the gel-like fuel charge realization. These solutions ensure also this engine effectiveness as a part of the missile due to the stressed state of the gel-like fuel charge, as well as the possibility of changing geometrical configuration of the combustion surface to achieve the appropriate values of the required thrust.

In conclusion, the authors give a brief characteristic of the possibilities of the gel-like rocket fuels application and adduce recommendations on their further upgrading for employing in the prospective rocket engines developments.

**Keywords:** gel-like rocket fuel, rocket engine with gel-like fuel, heat-conducting element

**For citation:** Kabanov D.E., Maikova N.V., Makhrov V.P. On the Possibility of Gel-Like Fuels Application for the Engines of Guided Aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 56-64. DOI: 10.34759/vst-2022-3-56-64

## Введение

Выбор топлива для УЛА любого класса и назначения всегда является важнейшим этапом её создания, начиная с технических предложений и заканчивая государственными испытаниями. При этом принято руководствоваться комплексом требований, соответствующих использованию топлива в составе УЛА. Опубликованные обширные материалы, как отечественные, так и зарубежные, по состоянию современных твёрдотопливных зарядов для ракетной техники (РТ) различных видов и назначений, в том числе УЛА класса «воздух—воздух» и «воздух—поверхность», например [1—7], свидетельствуют, что для такого класса УЛА возможности повышения удельного импульса и эксплуатационной безопасности твёрдого топлива (ТТ) практически исчерпаны. При этом развитие РТ требует непрерывного поиска путей улучшения указанных характеристик топлива или создания новых ТТ с показателями, существенно превосходящими показатели современных ТТ.

Как отмечалось в [10], одним из перспективных путей повышения тактико-технических характеристик (ТТХ) образцов УЛА является разработка для них новых однокамерных, двухрежимных ракетных двигателей (РД) с ГН — РДГН. Основной привлекательной особенностью ГН в двигателях УЛА по сравнению с традиционным твёрдым топливом являются, прежде всего, высокие показатели удельного импульса и коэффициента заполнения топливом камеры двигателя. Важными характеристиками ГН являются также нечувствительность к перегрузкам и эксплуатационная безопасность.

Как показывает анализ опубликованных материалов [3, 10—14], разработку высокоэнергетических ГН и их внедрение в практику создания современного ракетостроения относят к прорывным, инновационным технологиям.

## Методика выбора ГН для двигателя УЛА

Рассмотрим вкратце методику выбора и оценку эффективности ГН, используемого в двигателе УЛА. В отличие от рассмотренных в [8, 9] подходов, в данной работе в качестве критерия оценки принята условная «баллистическая эффективность» топлива (БЭТ).

Для УЛА класса «воздух—воздух» и «воздух—поверхность» со сравнительно малой дальностью и коротким временем полёта основными критериями БЭТ двигателя таких УЛА могут быть следующие относительные показатели:

— увеличение скорости и дальности полёта при постоянных габаритах и массе УЛА;

— увеличение полезной нагрузки при сохранении стартовой массы и достигнутой дальности полёта;

— снижение стартовой массы двигателя и, соответственно, габаритов и массы УЛА при достигнутой дальности.

Как показано в [8—10], из формулы К.Э. Циолковского следует, что наибольшее влияние на показатель БЭТ оказывает удельный импульс тяги РД, откуда следует, что ещё больший удельный импульс должен быть собственно у топлива.

При выборе топлива с оптимальным энергетическим составом, отвечающим его максимальной баллистической эффективности, на практике приняты три расчётных методических подхода [2]:

— решение прямой задачи внешней баллистики, основанной на решении уравнений движения УЛА под действием всех возникающих сил;

— использование метода определения максимальной идеальной скорости полёта УЛА;

— использование метода частных производных показателя баллистической эффективности по основным характеристикам двигателя.

В данной статье при оценке выбранного ГН с требуемым химическим составом будем руководствоваться методом определения максимальной идеальной скорости полёта УЛА. Воспользуемся для этого формулой К.Э. Циолковского, записанной в виде [1, 3]

$$dV_i = \ln \mu_k dJ_{уд} + J_{уд} d \ln \mu_k, \quad (1)$$

где  $V_i$  — идеальная скорость УЛА;  $\mu_k = m_0 / m_k$  — отношение стартовой массы к массе конструкции УЛА;  $J_{уд}$  — удельный импульс.

Из условия  $dV_i = 0$  получаем максимальное значение скорости  $V_{i \max}$ .

Можно рассматривать два варианта решения: неизменность объёма или неизменность массы УЛА, т.е.  $w_0 = \text{const}$  или  $m_0 = \text{const}$ . С учётом условия  $dV_i = 0$  приведём уравнение (1) к виду

$$\frac{dV_{i \max}}{V_{i \max}} = \left( \frac{dJ_{уд}}{J_{уд}} \right) + \epsilon \left( \frac{d\rho_T}{\rho_T} \right), \quad (2)$$

где  $\epsilon$  — логарифмический коэффициент отношения  $m_T / m_0$ ,

$$\varepsilon = \frac{\mu_T}{\ln\left(\frac{1}{1-\mu_T}\right)} \quad (3)$$

Записывая (2) в логарифмической форме и учитывая, что величина  $\varepsilon$  слабо зависит от  $\rho_T$ , получаем:

$$V_{i\max} = J_{уд} \rho_T^\varepsilon \quad (4)$$

Используя формулу (3), по аналогии с работой [1] можно представить зависимость  $\varepsilon = f(\mu_T)$  в обобщённом виде. Из неё следует важный вывод: **при значении  $\mu_T$ , стремящемся к единице, топливо с высоким значением  $J_{уд}$  предпочтительнее по сравнению с топливом, имеющим более высокую плотность.**

Удельный импульс топлива  $J_{удт}$  определяется его энергетическими характеристиками. Она представляется следующей зависимостью (при стандартном давлении в камере сгорания  $p = 4$  МПа) [1–3]:

$$J_{удт} = C_p T^* = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left(\frac{R_{ун}}{\mu_\Sigma}\right) T \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}, \quad (5)$$

где  $C_p$  – полное теплосодержание продуктов сгорания топлива (энтальпия);  $T_r$  – температура горения топлива;  $R_{ун}$  – универсальная газовая постоянная;  $p_c, p_k$  – давление на срезе сопла и в камере сгорания соответственно;  $k$  – показатель адиабаты;  $\mu_\Sigma$  – кажущийся молекулярный вес смеси,

$$\mu_\Sigma = \sum \mu_i r_i,$$

где  $\mu_i$  – молекулярный вес газа, составляющего смесь;  $r_i$  – его объёмная доля – отношение парциального давления  $p_i$  данного газа к общему давлению  $p_\Sigma$ , при котором находится смесь,  $r_i = \frac{p_i}{p_\Sigma}$ .

Из формулы (5) следует, что топливо будет обладать высоким значением удельного импульса при высокой температуре горения  $T_r$  и при малой молекулярной массе газообразных продуктов сгорания  $\mu_\Sigma$ .

Повышение величины газовой постоянной  $R = R_{ун} / \mu_\Sigma$  связано со снижением среднего мо-

лекулярного веса продуктов сгорания. Этого можно достигнуть, повышая в продуктах сгорания содержание вещества с наименьшим молекулярным весом или легких элементов. Следовательно, чтобы получить топливо с высокой энергетической эффективностью, необходимо выявить комбинации составов, обеспечивающих наибольшее тепловыделение в процессе горения.

С удельным импульсом топлива связана ещё одна из основных его энергетических характеристик – *приведенная сила топлива* [1–3]. Удельный импульс связан с приведенной силой топлива зависимостью

$$J_{удт} \sim \sqrt{\beta_T}, \quad (6)$$

где в первом приближении  $\beta_T \approx \sqrt{RT}$ .

### Особенности состава и свойств ГН

Для разработки перспективных топлив прежде всего необходимо найти вещества с высокими удельными энергетическими показателями [15–17]. Из теории и практики известно, что удельная тяга определяется долей полного теплосодержания топлива (рабочего тела), превращенного в сопле РД в кинетическую энергию. А полное теплосодержание зависит практически только от теплотворной способности смеси топлива [1, 7].

Использование в РД гелевых наполнителей основано на возможности реализации целого комплекса высоких энергетических и эксплуатационных характеристик таких топлив. Прежде всего, это относится к разработке рецептуры ГН с использованием высокоэнергоёмких топливных смесей и горящего жидко-вязкого связующего (ЖВС).

Гелевые наполнители являются топливом гетерогенного типа и представляют собой композицию трёх основных компонентов (в различных пропорциях) с высокими энергетическими характеристиками:

- основного органического желеобразного ЖВС;
- горючего металлического мелкодисперсного порошка;
- окислителя.

Подбирая компоненты для оптимального состава топлива, используют эквивалентную формулу, записываемую для условного молекулярного веса, равного 1000 г/моль или 1 кг/моль. Формула топлива, состоящего из  $n$  химических элементов, записывается в виде [1]

$$A_{b_{1e}}^1 A_{b_{2e}}^2 A_{b_{3e}}^3 \dots A_{b_{ne}}^n, \quad (7)$$

где  $A_i$  — символ  $i$ -го химического элемента;  $b_{ie}$  — количество атомов  $i$ -го химического элемента в условной формуле топлива.

Для компонентов смеси, состоящей из нескольких индивидуальных веществ, задаваемых весовыми долями  $g_j$ , формула (7) записывается сначала для каждого из веществ. Количество атомов в эквивалентной формуле определяют для  $n$  различных веществ как

$$b_{ie} = \sum b_{ik} g_k. \quad (8)$$

Номенклатура компонентов, используемых при разработке и создании рецептур ГН, несущественно отличается от компонентной базы смесевых твёрдых топлив. Входящие в состав ГН компоненты также разделяются в определённых соотношениях на *горючее* и *окислитель*. Для полного сгорания одного моля горючего требуется  $K_0$  молей окислителя. Величина  $K_0$  определяется как *молярный стехиометрический коэффициент* соотношения компонентов топлива, в том числе и гелеобразного. Главной отличительной особенностью в ГН является ЖВС [3]. За счёт ЖВС композиция сохраняется в неотверждённом, желеобразном состоянии.

Разработки рецептур ЖВС базируются на использовании растворов перхлоратов или нитратов полиэтиленполиаминов в этиленгликоле (получившем индекс ХПЭПА) и эвтектических смесей динитроазотатов алкиламинов с катализирующими добавками [3, 18]. Выбор оптимального ЖВС и соответствующей технологии загущения является определяющим фактором при составлении рецептуры ГН с требуемыми свойствами.

В работе [3] приводятся « типовые » характеристики ЖВС и дан в обобщённом виде « типовой » примерный состав ГН для использования в качестве основного заряда РДГН. В состав включаются следующие компоненты:

- высокоэнергетическое горючее (до 25%);
- порошкообразный окислитель (50...70%);
- жидко-вязкий загуститель;
- катализатор и присадки поверхностно-активных веществ, до 5% каждого из них, в зависимости от требуемого состава топлива.

Разработанные к настоящему времени ГН с различными составами [12, 15, 19, 20 и др.] обладают оригинальными свойствами, делающими их перспективным энергетическим компонентом

конструкции двигателя для УЛА. Как показывают результаты анализа зарубежных и отечественных исследований, только на гелеобразных составах, обладающих высокой теплотворной способностью, можно получить  $J_{уд} \geq 300$  с [11—14, 20].

Действительно, как отмечалось в [15—18], для достижения высоких значений  $J_{уд}$  в настоящее время существует большое многообразие энергоёмких компонентов основного горючего для ГН в виде различных металлов и неметаллов в мелкодисперсном состоянии: Al, В, Ве, Са, Со, Mg, Ti, Zr и др., а также их сплавов и окислов в сочетании с различными связующими и загустителями. Работоспособность создаваемого ГН и его энергетическая эффективность во многом определяются (по аналогии с ТТ) степенью мелкодисперсности порошков из указанных металлов.

В табл. 1 в качестве примера приведены основные энергетические характеристики материалов, используемых в известных составах отечественных гелевых наполнителей.

Из металлов Ве и В обладают самой высокой теплотой сгорания. Al, Mg, Li и Со имеют средний показатель теплоты сгорания. По тепловой производительности устанавливается такая последовательность компонентов горючего при возможном использовании: Li, Ве, Al, В, Mg.

Государственный НИИ химии и технологии элементоорганических соединений разработал композицию гелевых наполнителей для газогенератора прямоточного воздушного РД, содержащую нанодисперсные порошки бора или смеси порошков боридов алюминия с содержанием 34—62% алюминия [19]. В качестве дисперсионной (жидкой) фазы используется растворитель децилин ( $C_{10}H_{16}$ ), обладающий высокой плотностью и высокой объёмной теплотой сгорания, загущенный полиэтиленом в количестве 2—10%.

Представленная композиция ГН соответствует следующему соотношению компонентов по массе в процентах:

- нанодисперсный порошок бора или смесь боридов алюминия, содержащая 34—62 % Al, в количестве 15—35%;
- децилин 30—40%; перхлорат аммония 15—35%;
- полиэтилен 2,5—10 %.

Композиция такого ГН обладает высокой скоростью сгорания, высокой теплотой и полной теплотой сгорания, но при достаточно высоком требуемом расходе воздуха [19].

В табл. 2 показаны в качестве примера характеристики разработанного ГН.

Таблица 1

## Основные энергетические характеристики материалов, используемых в составе современных ГН

Вещество	Температура плавления, К	Плотность, кг/дм <sup>3</sup>	Теплопроизводительность		Стехиометрический коэффициент, $L_c$
			$H_u$ , МДж /кг	$H_w$ , МДж /дм <sup>3</sup>	
Mg	923	1,74	25,08	43,64	2,74
Al	932	2,70	31,07	83,88	3,84
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	2318	3,96 твёрд.	-	-	-
AlB <sub>2</sub>	1300	3,0	41,87	125,6	6,4
B	2348	2,33	58,62	137,2	9,56
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	700	1,8	-	-	-
Be	1556	1,85	35,5	65,5	2,22
BeO	2800	3,0	-	-	-
Li	453	0,534	22,4	12,0	2,59
Co	1768	8,9	-	-	-

Имеются сведения о применении в космической технике унитарного ГН, содержащего до 95% окислителя и лишь 5% твёрдого или жидкого горючего с необходимыми ЖВС-добавками [13, 14].

В табл. 3 приведены в качестве примера значения удельного импульса ГН на основе окислителя NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub> и топлива – смеси порошка алюминия с триметилгексаном (ТМГ). Такой ГН был создан в ОКБ «Южмаш» для третьей ступени ракеты лёгкого класса «Вега» [13, 14].

Работы по созданию ГН для ракетно-космических и артиллерийских систем активно осуществляются в США. Например, в разработках ГН, описанных в [20], используются в качестве высокоэнергетического компонента горючего тонкодисперсные смеси порошков бора, алюминия,

боридов алюминия, титана и циркония с размером частиц 0,1–10 мкм. Гелевым смесителем-загустителем в этом ГН служит гипроксипропилцеллюлоза, а в качестве окислителя используется до 60% перхлората аммония (NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub>) и только до 15% высокоэнергетического горючего в виде смеси указанных мелкодисперсных порошков. Такие композиции позволили получить термостабильное гелеобразное горючее, устойчивое при длительном хранении и воздействии эксплуатационных нагрузок до 100 г.

Все приведенные выше примеры ГН характеризуются, прежде всего, высокой скоростью горения заряда такого топлива, а при его достаточной плотности и отсутствии требований к прочности и взрывобезопасности *предоставляют возможность* обеспечить для УЛА высокие стартовые

Таблица 2

## Характеристики составов некоторых отечественных ГН

Композиция	Количество ТП, %	Содержание компонентов, %				Скорость сгорания, мм/с
		Децилин	Полиэтилен	Борид Al	ПХА	
ПТ -1	42,5	40	2,5	30	27,5	4,9
ПТ -2	45	40	5	28	27	5,2
ПТ-3	48	40	8	26	26	5,4
ПТ - 4	40	30	10	35	25	5,2
ПТ - 5	50	40	10	25	25	5,7

Таблица 3

**Значения удельного импульса, достигнутые при различных соотношениях компонентов ГН при соответствующих степенях расширения сопла**

Степень расширения в сопле	Отношение $\text{NH}_4\text{ClO}_4/\text{Al}/\text{ТМГ}$		
	75/10/15	70/15/15	66/22/12
10 : 1	277	280	288
20 : 1	283	296	304
40 : 1	298	307	318
60 : 1	304	312	324
80 : 1	306	316	329

перегрузки с ускорением более  $100 \text{ м/с}^2$ , что требуется для выхода их на заданную скорость полета.

Одни из главных свойств ГН – текучесть (за счёт ЖВС) и вязкость, вызывающая температурные усадки (температурную деформацию), — вносят определённые трудности в реализацию конструкторско-технологических решений использования ГН в двигателях УЛА. Рассмотрим далее этот вопрос подробнее.

#### **Особенность использования ГН в двигателях УЛА**

Текучесть ГН влечёт за собой изменение формы (растекание) топливного заряда под действием массовых сил, т.е. «необходимость» приобретения зарядом любой подвижной формы. Эта особенность ГН при его использовании в качестве топливного заряда РД требует заключения топливного состава в некоторую изолированную оболочку – капсулу, которая должна сохраняться в целостно-напряжённом состоянии перед началом воспламенения заряда. Поэтому такое конструктивно-технологическое исполнение заряда приводит при цилиндрической форме РД, свойственной большинству типов УЛА, к условию лишь торцевого горения заряда. Последнее создает определённые трудности при разработке, например, двухрежимного заряда РД при реализации тяги для условий старт–марш.

Вязкость ГН при низких температурах эксплуатации может достигать значений, при которых сохранение сплошности заряда не представляется возможным без применения специальных устройств – компенсаторов температурных усадок (КТУ). Поэтому необходимо также постоянно обеспечивать в заряде напряжённо-деформи-

рованное состояние при изменении температуры в эксплуатационных пределах  $\pm 50^\circ\text{C}$ .

Эти особенности ГН не позволяют обеспечить требуемый уровень характеристик РДГН без применения определённых конструкторско-технологических решений. Прежде всего, отметим, что существенное изменение тяги двигателя может быть достигнуто путём изменения геометрической конфигурации поверхности горения топливного заряда, например за счёт армирования заряда инициаторами горения – теплопроводными элементами (ТПЭ) или тепловыми ножами. Их можно разместить в необходимом количестве и в определённых местах заряда. Выбор таких элементов с требуемыми теплофизическими характеристиками позволяет обеспечить регулирование тяги РД при торцевом горении заряда РДГН [3, 6]. Можно, например, применять ТПЭ в виде набора цилиндрических коаксиальных вставок из тонкого ( $0,2\text{—}0,4 \text{ мм}$ ) листового материала с высоким значением коэффициента теплопроводности. В табл. 4 приводятся теплофизические характеристики различных материалов, из которых могут изготавливаться ТПЭ. Выбор материала должен быть обусловлен требуемой площадью горения.

Резкое увеличение поверхности горения за счет большего коэффициента теплопроводности материалов, из которых изготавливаются ТПЭ, по сравнению с этим же показателем у состава ГН, позволяет развить поверхность горения топлива и, соответственно, обеспечить потребные тяги для стартового и маршевого режимов РДГН.

Таблица 4  
Основные характеристики материалов,  
рекомендуемых для использования в ТПЭ

Материал	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$\lambda$ , Вт/(м·К)	$c$ , кДж/(кг·К)	$a \cdot 10^3$ , м <sup>2</sup> /с
Алюминий	2700	209,3	0,896	86,7
Бронза	8660	83,0	0,410	23,3
Латунь	8520	110,7	0,385	33,8
Медь	8930	389,6	0,388	112,5
Нержавеющая сталь	7900	16,0	0,502	4,04

## Выводы

Гелевые наполнители могут успешно применяться для повышения ТТХ управляемых летательных аппаратов при использовании ТПЭ в качестве средств регулирования поверхности горения и соответствующей величины потребной тяги, в том числе на режимах старта и марша. Однако необходимо отметить, что существующие отечественные ГН требуют дальнейшего совершенствования и развития в направлении поиска новых химических составов ЖВС с пониженными коэффициентами деформации топливного заряда РД при экстремально низких эксплуатационных температурах.

## Список источников

1. Соломонов Ю.С., Липанов А.М., Алиев А.В. и др. Твёрдотопливные регулируемые двигательные установки. — М.: Машиностроение, 2011. — 416 с.
2. Цуцуран В.И., Петрухин Н.В., Гусев С.А. Военно-технический анализ состояния и перспективы развития ракетных топлив: Учебник. — М.: Изд-во МО РФ, 1999. — 332 с.
3. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. — М.: Физматлит, 2010. — 320 с.
4. Дубенец С.А., Кузин А.И. Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2008. — 400 с.
5. Макеев В.И., Пушкарев Ю.И. К задаче выбора параметров реактивного двигателя на твёрдом топливе неуправляемых летательных аппаратов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2013. № 4. С. 19-25.
6. Lyon M. Advanced Propulsion For Tactical Missiles // NDIA Conference on Armaments for the Army Transformation. 2001. — 28 p.
7. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе / Пер. с англ. В.А. Вебера и С.М. Фролова. — М.: Мир, 1990. — 294 с.
8. Фокин Д.Б., Исянов А.М. Исследования по формированию оптимального облика силовой установки перспективного ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 4. С. 132-143.
9. Абашев В.М. Оптимальное проектирование конструкций ракетных двигателей твёрдого топлива // Вестник Московского авиационного института. 1998. Т. 5. №1. С. 27-32.
10. Кабанов Д.Е., Махров В.П. Концепция малогабаритной управляемой ракеты класса “воздух — поверхность” с ракетным двигателем на пастообразном топливе // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 4. С. 47-52.
11. Бондаренко С.Г., Хорольский П.Г., Адамчик Л.В. К оценке энергетической эффективности ракетного двигателя на пастообразном топливе с глубоким дросселированием // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 7(54). С. 148-150.
12. Бондаренко С.Г., Габринцев В.А. Эффективность применения гибрида алюминия для ракетно-космических двигателей на пастообразном топливе // Авиационно-космическая техника и технология. 2015. №4. С. 96-103.
13. Майданюк Д.В., Бондаренко С.Г., Иванченко А.Н., Павленко Д.В. Анализ эффективности применения маршевой двигательной установки на унитарном пастообразном топливе на верхних ступенях ракет-носителей лёгкого класса // Авиационно-космическая техника и технология. 2009. № 9(66). С. 95-99.
14. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Иванов В.Ф. и др. Энергоёмкие горючие. — Казань: АБАК, 2009. — 131 с.
15. Shai R., Arie P., Benveniste N. Rheological Matching of Gel Propellants // Journal of Propulsion and Power. 2010. Vol. 26. No. 2, pp. 376-378. DOI: 10.2514/1.42904
16. Шелудяк Ю.Е., Кашипов Л.Я., Малинин Л.А., Цакоев В.Н. Теплофизические свойства компонентов горючих систем: Справочник. — М.: НПО Информ ТЭИ, 1992. — 142 с.
17. Малинин В.И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих. — Екатеринбург; Пермь: УрО РАН, 2006. — 261 с.
18. Lengelle G., Duterque J., Trubert J.F. Physico-Chemical Mechanism of Solid Propellant Combustion // Yang V., Brill T., Ren W. Solid Propellant Chemistry, Combustion, and Motor Interior Ballistics. 2012, pp. 287-334. DOI: 10.2514/5.9781600866562.0287.0334
19. Гусейнов Ш.Л., Фёдоров С.Г., Тузов А.Г. и др. Композиция пастообразного ракетного горючего для



прямоточных воздушно-реактивных двигателей с камерой дожигания. Патент RU 2485081 С1. Бюл. № 17, 20.06.2013.

20. Fields J.L., Martin J.D. Combustible compositions for air-augmented rocket engines. Patent US 6736912 B1, 18.05.2004.

## References

- Solomonov Yu.S., Lipanov A.M., Aliev A.V. et al. *Tverdotoplivnye reguliruemye dvigatel'nye ustanovki* (Solid-propellant regulated rocket engines), Moscow, Mashinostroyeniye, 2011, 416 p.
- Tsutsuran V.I., Petrukhin N.V., Gusev S.A. *Voenno-tehnicheskii analiz sostoyaniya i perspektivy razvitiya raketnykh topliv* (Military-technical analysis of rocket fuels development state and prospects), Moscow, MO RF, 1999, 332 p.
- Sorokin V.A., Yanovskii L.S., Kozlov V.A. et al. *Raketno-pryamotchnye dvigateli na tverdykh i pastoobraznykh toplivakh. Osnovy proektirovaniya i eksperimental'noi otrabotki* (Rocket-ramjet engines on solid and paste-like fuels. Fundamentals of design and experimental development), Moscow, Fizmatlit, 2010, 320 p.
- Dubenets S.A., Kuzin A.I. *Dvigateli i energoustanovki letatel'nykh apparatov* (Aircraft engines and power installations), Moscow, MAI, 2008, 400 p.
- Makeev V.I., Pushkarev Y.I. Choice of working parameters of a solid-fuel jet engine of unguided aircraft. *Russian Aeronautics*, 2013, vol. 56, no. 4, pp. 344-353. DOI: 10.3103/S1068799813040041
- Lyon M. Advanced Propulsion For Tactical Missiles. *NDIA Conference on Armaments for the Army Transformation*, 2001, 28 p.
- Timnat Y.M. *Advanced Chemical Rocket Propulsion*, Academic Press, Haifa, Israel, 1987 – 286 p.
- Fokin D.B., Isyanov A.M. Optimal shape of power plant for perspective attack unmanned aerial vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 132-143.
- Abashev V.M. *Aerospace MAI Journal*, 1998, vol. 5, no. 1, pp. 27-32.
- Kabanov D.E., Makhrov V.P. The concept of a small-size guided air-to-surface missile with paste-like propellant rocket engine. *Russian Aeronautics*, 2018, vol. 61, no. 4, pp. 555-560. DOI: 10.3103/S1068799818040086
- Bondarenko S.G., Khorol'skii P.G., Adamchik L.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2008, no. 7(54), pp. 148-150.
- Bondarenko S.G., Gabrinets V.A. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2015, no. 4, pp. 96-103.
- Maidanyuk D.V., Bondarenko S.G., Ivanchenko A.N., Pavlenko D.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2009, no. 9(66), pp. 95-99.
- Yanovskii L.S., Dubovkin N.F., Ivanov V.F. et al. *Energoemkie goryuchie* (Energy-intensive fuels), Kazan, ABAK, 2009, 131 p.
- Shai R., Arie P., Benveniste N. Rheological Matching of Gel Propellants. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26, no. 2, pp. 376-378. DOI: 10.2514/1.42904
- Sheludyak Yu.E., Kashporov L.Ya., Malinin L.A., Tsaakov V.N. *Teplofizicheskie svoystva komponentov goryuchikh sistem. Spravochnik* (Thermo-physical properties of combustible systems components. Handbook), Moscow, NPO Inform TEI, 1992, 142 p.
- Malinin V.I. *Vnutrikamernye protsessy v ustanovkakh na poroshkoobraznykh metallicheskiykh goryuchikh* (In-chamber processes in installations on powdered metallic fuels), Ekaterinburg; Perm, UrO RAN, 2006, 261 p.
- Lengelle G., Duterque J., Trubert J.F. Physico-Chemical Mechanism of Solid Propellant Combustion. In: Yang V., Brill T., Ren W. *Solid Propellant Chemistry, Combustion, and Motor Interior Ballistics*, 2012, pp. 287-334. DOI: 10.2514/5.9781600866562.0287.0334
- Guseinov Sh.L., Fedorov S.G., Tuzov A.G. et al. *Patent RU 2485081 S1*, 20.06.2013.
- Fields J.L., Martin J.D. Combustible compositions for air-augmented rocket engines. *Patent US 6736912 B1*, 18.05.2004.
- Vityazev A.V., Kabanov D.E., Loginov A.N. et al. *Patent RU 187258 U1*, 26.02.2019.

Статья поступила в редакцию 19.04.2022; одобрена после рецензирования 04.07.2022; принята к публикации 07.07.2022.

The article was submitted on 19.04.2022; approved after reviewing on 04.07.2022; accepted for publication on 07.07.2022.