

Увеличение удельного импульса жидкостных ракетных двигателей, работающих на топливе кислород + керосин, методом добавки водорода в камеру сгорания

© С.А. Орлин¹, А.В. Орлов²

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

²АО «РЭМ Инжиниринг», Москва, 109147, Россия

Проведенные в МГТУ им. Н.Э. Баумана исследования направлены на выявление возможности увеличения удельного импульса жидкостных ракетных двигателей, использующих топливо кислород + керосин. Рассмотрены теоретические исследования по увеличению удельного импульса двигателей первой ступени методом добавления водорода в топливо и непосредственно в камеру сгорания. Проведен термодинамический анализ, согласно которому установлена зависимость увеличения удельного импульса от массы добавленного водорода. Следовательно, появляется возможность использования одного и того же двигателя для первой и второй ступеней ракеты-носителя, что значительно упрощает и удешевляет применение всей ракетной системы.

Ключевые слова: топливо, водород, кислород, керосин, удельный импульс, ракетный двигатель, пневмогидравлическая схема

Введение. Предназначенные для исследования космоса современные ракеты-носители представляют собой системы, собранные из отдельных блоков (ступеней) по схеме «тандем» или «пакет», с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД), работающими на химическом топливе [1–3]. Таковы, например, созданные в СССР ракеты Р-7 и УР-500. В настоящее время используются их модификации «Союз-2» и «Протон».

Перечислим требования, предъявляемые к ЖРД:

- 1) высокий удельный импульс на Земле — I_3 и в пустоте — $I_{уд.п.}$;
- 2) высокая плотность используемых компонентов, которая обуславливает объем топливного бака, а значит, размеры и массу ракеты-носителя;
- 3) обеспечение экологической безопасности для окружающей среды при старте с поверхности Земли, когда продукты сгорания, выходящие из сопла ЖРД, попадают в атмосферу.

Наиболее используемыми видами топлива в настоящее время являются кислород + керосин и кислород + водород (табл. 1). Удельный импульс ЖРД, работающих на топливе кислород + водород, примерно на 30 % выше, чем на топливе кислород + керосин. Вслед-

ствии низкой плотности водорода топливо кислород + водород используется для второй ступени, а топливо кислород + керосин — для первой ступени.

Таблица 1

Свойства химического топлива

Параметр	НДМГ* + N ₂ O ₄ **		Керосин* + O ₂ **		H ₂ * + O ₂ **		H ₂ * + F ₂ **		CH ₄ * + O ₂ **		
	РД-257	РД-270	РД-57	РД-0120	РД-350	РД-190					
Плотность ρ, г/см ³	0,9	1,44	0,83	1,44	0,07	1,44	0,07	1,5	0,43	1,44	
Температура жидкой фазы T _ж , °C	К	298	294	298	90	20	90	20	85	110	90
	°C	25	21	25	-183	-253	-183	-253	-188	-163	-183
Молярная масса μ, г/моль	24		22		13,7		16		22		
Удельная теплота сгорания топлива Q, кДж/кг	6000		9200		13 400		—		—		
Оптимальное соотношение компонентов k _{опт}	2,67		2,6		6,0		16,2		3,4		
Сила тяги в пустоте p _п , тс (1 тс = 9,8 кН)	15,7		740		44	204	10		100		
Давление в камере сгорания p _{к.с} , МПа	15,7		24,5		11,5	22	7,8		14,7		
Температура в камере сгорания T _{к.с} , К	3300		3800		3300		4600		3650		
Удельный импульс, с	на Земле I _з	287		309		461		464		309	
	в пустоте I _{уд.п}	316		337		446		—		351	
Плотность топлива ρ _т , г/см ³	1,2		1		0,37	0,34	0,66		0,85		

*Горючее; ** окислитель.

Цель проводимых расчетных исследований — выявить возможности увеличения удельного импульса ЖРД, использующего в качестве топлива керосин. Для увеличения удельного импульса непосредственно в камеру сгорания двигателя, работающего на топливе кислород + керосин, вводили разное количество водорода. По полученным результатам разработана принципиальная пневмогидравлическая схема ЖРД, использующего в качестве топлива водород + + кислород, кислород + керосин и водород.

Критерии оценки эффективности топлива. Одним из основных критериев оценки эффективности топлива ЖРД является удельный импульс I_{уд}, который определяется по уравнению

$$I_{уд} = \sqrt{2R_{г}T_{к.с} \frac{k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_{к.с}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

где R_г — газовая постоянная продуктов сгорания; T_{к.с} — температура продуктов сгорания в камере сгорания; k — показатель теплообменного процесса в камере сгорания; p_а — давление на срезе сопла; p_{к.с} — давление в камере сгорания.

В этой формуле величина $I_{уд}$ в основном определяется по параметрам использованного топлива: теплопроизводительности $T_{к.с}$ и молекулярной массе μ , которые влияют на величину газовой постоянной $R_r = \frac{R^*}{\mu_r}$, где R^* — универсальная газовая постоянная.

Теплопроизводительность топлива определяет температуру в камере сгорания. Температура для продуктов сгорания в камере двигателя для разных видов топлива изменяется в пределах 3300...3800 К, а значение молекулярной массы — от 14 до 24 г/моль. Значение R смеси продуктов сгорания обратно пропорционально значению μ смеси. Поэтому удельный импульс для топлива кислород + водород (см. табл. 1) на 30 % выше, чем для топлива кислород + керосин.

Продукты сгорания топлива кислород + водород — это экологически чистые газы, состоящие в основном из паров воды, чего нельзя сказать о топливе, содержащем фтор.

Работы по использованию фтора для ЖРД были закрыты, хотя по удельному импульсу топливо фтор + водород превосходило топливо кислород + водород. Однако в случае аварии ракетносителя, использующего такое топливо, произошла бы экологическая катастрофа.

С точки зрения массовых характеристик ракетной системы и, соответственно, размеров бака большое значение имеет плотность топлива, определяющая объем и размер бака. Поэтому введено понятие условной плотности топлива ρ_r , которая зависит от плотности окислителя ρ_o , плотности горючего ρ_r и соотношения компонентов по массе k_m :

$$\rho_r = \frac{1 + k_m}{\left(\frac{1}{\rho_r}\right) + \left(\frac{k_m}{\rho_o}\right)}.$$

Величина ρ_r дает возможность сравнить массовые характеристики различных видов топлива, используемых для работы ЖРД.

Низкая плотность водорода является основным недостатком топлива кислород + водород и ограничивает его применение.

Повышенные требования предъявляются к герметизации баков, трубопроводов и другого оборудования водородных систем, обеспечивающих абсолютную изоляцию от воздуха, с которым водород образует взрывоопасную смесь, в отличие от кислорода, воспламеняющегося от притока тепла или контакта с органическими веществами.

Недостатком водорода, как и кислорода, является низкая температура, необходимая для обеспечения пребывания обоих компонентов в жидкой фазе. Хотя существуют разные способы термоизоляции

криогенных систем, вопрос исключения притока тепла к криогенным системам не удастся решить без применения специальных мер.

Топливо, использующее в качестве окислителя кислород, относится к несамовоспламеняющимся компонентам, для воспламенения которых требуются запальные устройства, усложняющие процесс запуска, что снижает их надежность.

Имеется возможность разработки новых схем ЖРД: безгенераторной и трехкомпонентной.

Анализ результатов термодинамических расчетов. Влияние добавок, вводимых в разные виды ракетного топлива для повышения удельного импульса, исследовалось как на предприятиях, изготавливающих ЖРД [4, 5], так и в МГТУ им. Н.Э. Баумана на кафедре «Ракетные двигатели» [6]. Эти работы заключались в термодинамических расчетах продуктов сгорания и анализе полученных результатов.

В качестве исходного ЖРД был взят двигатель с $p_k = 10$ МПа (первая ступень ракеты-носителя), работающий на топливе кислород + керосин. Параметры двигателя были рассчитаны при разном количестве добавок водорода: 1...12 % массы секундного расхода топлива (табл. 2, рис. 1, 2).

Таблица 2

Свойства продуктов сгорания топлива кислород + керосин при добавлении водорода (расчет проведен по программе «Астра-4»¹)

Добавление водорода, % (мас.)	Удельный импульс в пустоте $I_{уд.п.}$, М/с	Молекулярная масса μ , г/моль	Удельная газовая постоянная R , Дж/(кг · К)	Температура в камере сгорания $T_{к.с.}$, К
1	3485	23,3	3565	3763
2	3580	21,9	3804	3729
3	3744	19,7	4222	3769
4	3814	18,8	4417	3659
5	3880	17,5	4594	3643
6	3940	17,0	4752	3629
7	3990	16,4	4912	3616
8	4043	16,0	5055	3605
9	4090	15,5	5192	3596
10	4133	15,3	5319	3587
11	4174	15,0	5439	3579
12	4247	14,7	5553	3572

¹ О программе см.: Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах «Астра-4». Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1991, 40 с.

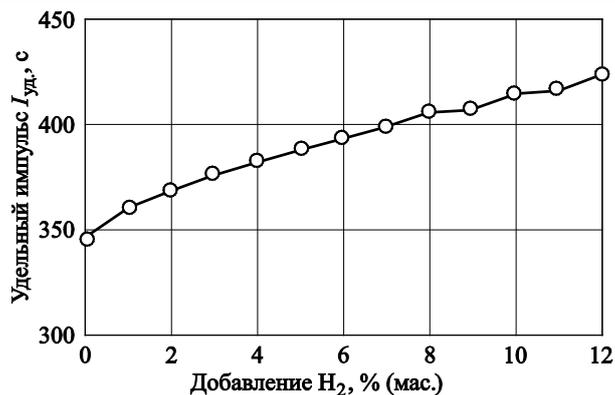


Рис. 1. Зависимость удельного импульса $I_{уд.п}$ ЖРД в пустоте от добавления водорода

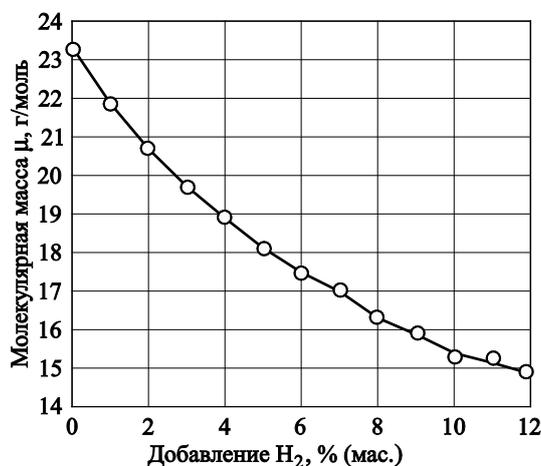


Рис. 2. Зависимость молекулярной массы μ топлива от добавления водорода

Анализ результатов показал, что добавление водорода не оказывает существенного влияния на температуру продуктов сгорания, но влияет на молекулярную массу μ и тем самым на значение газовой постоянной R . Это приводит к повышению удельного импульса с ~ 350 до ~ 450 с [7–10]. Он возрастает с увеличением массы водорода, используемого в качестве добавки к топливу. Сколько можно добавить водорода — зависит от ракеты-носителя, на которой будет установлен рассматриваемый ЖРД, а также от массовых характеристик всей ракетной системы. Предполагается, что оптимальным может быть добавление водорода в количестве 6 % относительно секундного расхода топлива.

На основании этого эффекта в конце XX в. был разработан трехкомпонентный двигатель, предназначенный для работы в двух режимах. Первый режим — использование для первой ступени ракеты-носителя (летательного аппарата) топлива кислород + керосин с добавлением водорода, второй режим — топлива кислород + водород.

Такая схема имеет следующие преимущества:

1) добавление водорода для первого режима повышает удельный импульс;

2) использование одного и того же двигателя для первой и второй ступеней приводит к уменьшению массовых характеристик всей ракетной системы и, как следствие, к уменьшению элементов двигательной установки и повышению надежности;

3) смена режимов ЖРД происходит при подъеме ракеты-носителя на высоту, т. е. в условиях изменения давления окружающей среды (величина p_a — давление на срезе сопла), что при истечении газов двигателя может привести к появлению нежелательных эффектов (как минимум к уменьшению удельного импульса), устраняемых с помощью выдвижного насадка (рис. 3), используемого в настоящее время для ракет-носителей Atlas V.

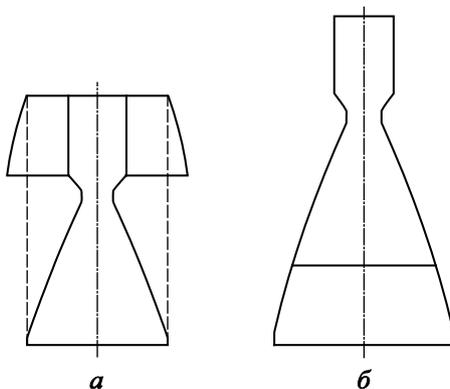


Рис. 3. Первая (а) и вторая (б) ступени ЖРД:

а — $p_a = 0,05$ МПа (первый режим); б — $p_a = 0,005$ МПа (второй режим)

Рассматриваемая схема ЖРД является замкнутой — с дожиганием генераторного газа после турбины в камере сгорания двигателя, поэтому в зависимости от типа генераторного газа, используемого для привода турбонасосного агрегата (ТНА) возможны три варианта схемы: окислительная, восстановительная и газ — газ. С точки зрения изученных процессов для разработки реального варианта наиболее приемлемой считается окислительная схема (для привода ТНА работает генераторный газ с избытком окислителя) (рис. 4).

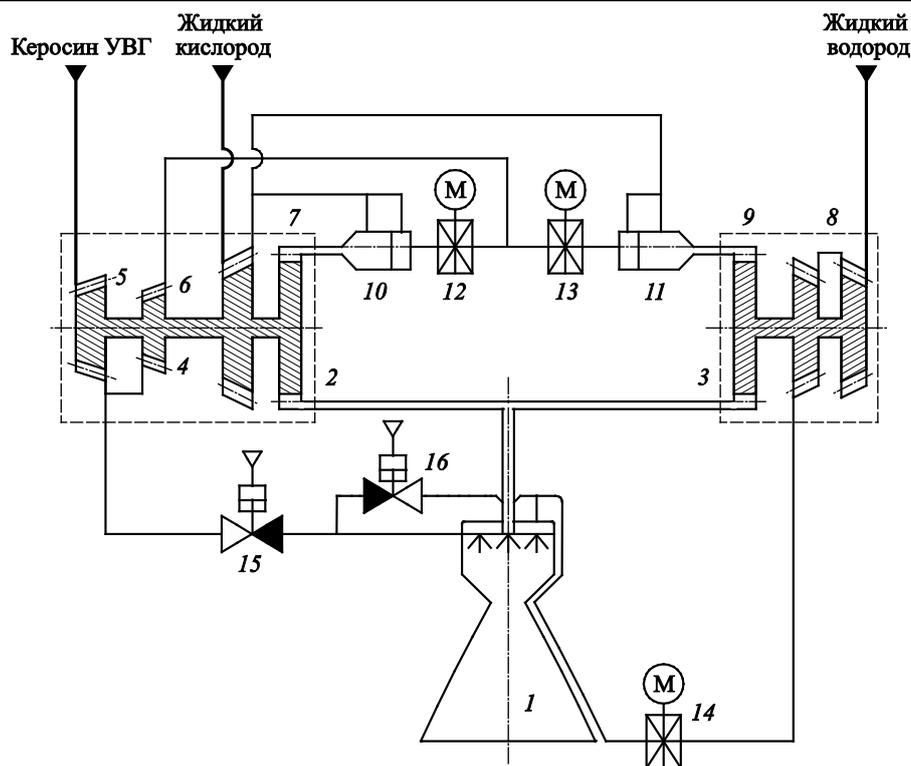


Рис. 4. Принципиальная пневмогидравлическая схема трехкомпонентного двухрежимного ЖРД (схема окислительная; топливо: окислитель на обоих режимах — жидкий кислород, горючее на первом режиме — керосин с добавлением водорода, на втором режиме — водород):

1 — камера двигателя; 2 — турбонасосный агрегат подачи кислорода и керосина в камеру двигателя; 3 — турбонасосный агрегат подачи водорода в камеру двигателя; 4 — насос кислорода; 5, 6 — насосы керосина (5 — основной, 6 — подкачивающий); 7 — турбина; 8 — двухступенчатый насос водорода; 9 — турбина; 10 — газогенератор для турбонасосного агрегата 2; 11 — газогенератор для турбонасосного агрегата 3; 12, 13 — регуляторы расхода керосина в газогенераторах 10, 11; 14 — регулятор расхода водорода в камере двигателя; 15, 16 — пускоотсечные нормальнозакрытые клапаны с пневмоприводами

Рассмотрим принцип работы схемы. Схема ЖРД — замкнутая, однокамерная 1, работает в двух режимах. На *первом режиме* топливо: окислитель — жидкий кислород, горючее — керосин с добавлением водорода. На *втором режиме* топливо: жидкие кислород и водород; ТНА конструктивно выполнен в виде двух отдельных агрегатов 2 и 3.

Для привода ТНА газ, идущий из газогенераторов 10 и 11 и дожигаемый в камере сгорания двигателя, имеет избыток кислорода.

Охлаждение камеры сгорания двигателя на первом и втором режимах осуществляется водородом, используемым на первом режиме в качестве добавки к керосину. Количество водорода, идущего в камеру сгорания двигателя, регулируется с помощью регулятора 14.

Количество керосина, попадающего в газогенераторы, регулируется с помощью регуляторов 12 и 13.

На втором режиме закрывается пускоотсечный клапан 15, прекращается доступ керосина в камеру сгорания двигателя. Керосин на втором режиме используется только для привода турбин ТНА. Одновременно срабатывает пускоотсечный клапан 16 и весь водород через регулятор 14 направляется в камеру сгорания двигателя.

Переход с одного режима на другой сопровождается изменением параметров ЖРД, в частности давления в камере сгорания двигателя. Возникает необходимость изменить мощность ТНА. Это достигается перераспределением потребляемой мощности ТНА и количества водорода, идущего в камеру сгорания двигателя, за счет использования регуляторов 12, 13 на линии питания керосином газогенераторов и регулятора 14, установленного на линии питания водородом камеры сгорания двигателя.

Выводы

1. Использование добавок водорода к топливу кислород + керосин повышает удельный импульс ЖРД в зависимости от массы добавляемого водорода.

2. На основании эффекта увеличения удельного импульса при использовании добавки водорода возможна разработка трехкомпонентного ЖРД, работающего на двух режимах в качестве первой и второй ступеней ракеты-носителя.

3. Реализация представленной схемы ЖРД дает возможность улучшить характеристики двигательной установки, упростить конструкцию двигателя и значительно уменьшить стоимость ракеты-носителя.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Шустов И.Г., сост. *Двигатели 1944–2000 гг.: авиационные, ракетные, морские, промышленные. Иллюстрированный справочник. Сер. Отечественная авиация и ракетно-космическая техника*. Москва, АКС «Корвенсат», 2000, с. 346–365.
- [2] Гахун Г.Г. *Конструкция и проектирование ЖРД*. Москва, Машиностроение, 1989, 424 с.
- [3] Уманский С. *Ракеты-носители. Космодромы*. Москва, Рестарт, 2001, с. 183–190.
- [4] Чванов В.К. Возможности совершенствования характеристик ЖРД при использовании гелия в качестве топливной добавки. *Тр. НПО «Энергомаш» № 21*. Москва, 2003, с. 26–33.
- [5] *Основные результаты исследований трехкомпонентного газогенератора для перспективных двигателей. Научно-технический сборник*. Москва, КБ Химвтоматика, 2011, с. 380–388.

- [6] Орлин С.А. Возможности совершенствования характеристик ЖРД при использовании нейтрального газа гелия в различные топлива. *Инженерный журнал: наука и инновация*, 2013, вып. 4 (16). DOI: 10.18698/2308-5033-2013-4-497
- [7] Каторгин Б.И., Чванов В.К., Васин А.А., Каменский С.Д. Двухрежимный двигатель на трехкомпонентном топливе для аэрокосмических систем и ракет-носителей нового поколения. *Тр. НПО «Энергия»*. Москва, 2015, с. 154–173.
- [8] Гусев В.И., Семенов В.И., Стороженко И.Г. Трехкомпонентный двухрежимный маршевый двигатель для ракет-носителей. *Международный научный журнал «Альтернативная энергия и экология»*, 2008, № 3, с. 36–41.
- [9] Рахманин В.Ф., Судаков В.С. Разработка трехкомпонентного двухрежимного двигателя. *История развития отечественных ракетно-космических двигателей*. Т. 5. Москва, Столичная энциклопедия, 2018, с. 310–312.
- [10] Орлов В.А. Схемы трехкомпонентного двухрежимного ЖРД, использующего топливо: окислитель O₂, горючее керосин и водород. *XXXI Академические чтения по космонавтике. Сб. тр.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, т. 2, с. 60–62.

Статья поступила в редакцию 05.10.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Орлин С.А., Орлов А.В. Увеличение удельного импульса жидкостных ракетных двигателей, работающих на топливе кислород + керосин, методом добавки водорода в камеру сгорания. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-11-1935>

Орлин Сергей Андреевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: Chpvos@yandex.ru

Орлов Александр Владимирович — ведущий инженер АО «РЭМ Инжиниринг». e-mail: trem@trem.ru

Increasing the specific impulse of liquid oxygen + kerosene rocket engines by introducing hydrogen into the combustion chamber

© S.A. Orlin¹, A.V. Orlov²

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

²REM Engineering JSC, Moscow, 109147, Russia

The investigation carried out at the Bauman Moscow State Technical University is aimed at establishing whether it may be possible to increase the specific impulse of liquid oxygen + kerosene rocket engines. It involved analytical studies of increasing specific impulse by introducing hydrogen into the oxygen/kerosene propellant. We confirm that, in the case of the oxygen/kerosene propellant used in the first stage engines, introducing hydrogen into the combustion chamber may increase its specific impulse. The results of our thermodynamic analysis show that the specific impulse increase is a function of the mass of hydrogen introduced. This enables the same engine type to be used for the first and second stages of a launch vehicle, which makes the whole system considerably less expensive and more reliable.

Keywords: fuel, hydrogen, oxygen, kerosene, specific impulse, rocket engine, pneumohydraulic design

REFERENCES

- [1] Shustov I.G., ed. *Dvigateli 1944–2000. Seriya Otechestvennaya aviatsiya i raketno-kosmicheskaya tekhnika* [Engines 1944–2000. Ser. Russian aviation and aerospace technology]. Moscow, AKS-Konversalt Publ., 2000, pp. 346–365.
- [2] Gakhun G.G. *Konstruktsiya i proektirovanie ZhRD* [Design and development of liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 424 p.
- [3] Umanskiy S. *Rakety-nositeli, kosmodromy. Rakety-nositeli evropeyskogo kosmicheskogo agentstva* [Launch vehicles, spaceports. Launch vehicles of the European Space Agency]. Moscow, Restart+ Publ., 2001, pp. 183–190.
- [4] Chvanov V.K. *Vozmozhnosti sovershenstvovaniya kharakteristik ZhRD pri ispolzovanii geliya v kachestve toplivnoy dobavki* [Potential improvement of liquid rocket engine characteristics when using helium as a fuel additive]. *Tr. NPO Energomash, no. 21* [Proc. of S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energomash]. Moscow, 2003, pp. 26–33.
- [5] *Osnovnye rezultaty issledovaniy trekhkomponentnogo gazogeneratora dlya perspektivnykh dvigateley. Nauchno-tekhnicheskiy sbornik* [Main results of investigating a three-component gas generator for promising engines. Proc.]. Moscow, JSC KBKhA Publ., 2011, pp. 380–388.
- [6] Orlin S.A. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, iss. 4 (16). DOI: 10.18698/2308-5033-2013-4-497
- [7] Katorgin B.I., Chvanov V.K., Vasin A.A., Kamenskiy S.D. *Dvukhrezhimnyy dvigatel na trekhkomponentnom toplive dlya aerokosmicheskikh sistem i raket-nositeley novogo pokoleniya* [A dual-mode tripropellant engine for aerospace system and next-generation launch vehicles]. *Tr. NPO Energiya* [Proc. of S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia]. Moscow, 2015, pp. 154–173.

- [8] Gusev V.I., Semenov V.I., Storozhenko I.G. *Mezhdunarodnyy nauchnyy zhurnal Alternativnaya energiya i ekologiya — International Scientific Journal for Alternative Energy and Ecology (ISJAE)*, 2008, no. 3, pp. 36–41.
- [9] Rakhmanin V.F., Sudakov V.S. Razrabotka trekhkomponentnogo dvukhrezhimnogo dvigatelya [Development of a dual-mode tripropellant engine]. *Istoriya razvitiya otechestvennykh raketno-kosmicheskikh dvigateley* [History of Russian aerospace engines]. Vol. 5. Moscow, Stolichnaya Entsiklopediya Publ., 2018, pp. 310–312.
- [10] Orlov V.A. Skhemy trekhkomponentnogo dvukhrezhimnogo ZhRD, ispolzuyushchego toplivo: okislitel O₂, goryuchee kerosin i vodorod [Schematics of a dual-mode tripropellant engine using propellant consisting of oxygen as oxidiser and kerosene and hydrogen as fuel]. *Sb. tr. XXXI Akademicheskije chteniya po kosmonavtike* [Proc. of 31st Academic Readings on Cosmonautics]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University, 2007, vol. 2, pp. 60–62.

Orlin S.A., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: Chpvos@yandex.ru

Orlov A.V., Leading Engineer, REM Engineering JSC. e-mail: trem@trem.ru