

УДК 629.78-61/-67

## АНАЛИЗ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОСТАВНЫХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ ДЛЯ КИСЛОРОДНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ СТУПЕНЕЙ

© 2017 г. Аверьков И.С.<sup>1</sup>, Демская И.А.<sup>1</sup>, Катков Р.Э.<sup>2</sup>, Разносчиков В.В.<sup>1</sup>,

Самсонов Д.А.<sup>2</sup>, Тупицын Н.Н.<sup>2</sup>, Яновский Л.С.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ)  
Ул. Авиамоторная, 2, г. Москва, Российская Федерация, 111116, e-mail: avim@ciam.ru

<sup>2</sup>Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)  
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

*От используемых в настоящее время верхних ракетных ступеней космического назначения и разгонных блоков, работающих на компонентах жидкий кислород – керосин требуется обеспечение максимальной массы полезной нагрузки космических аппаратов, выводимой как на геопереходные, так и на геостационарные орбиты.*

*Одним из возможных путей решения данной задачи мог бы явиться переход на синтетическое углеводородное горючее или углеводородное горючее двухкомпонентного состава, которое могло бы позволить поднять пустотный удельный импульс тяги маршевого ракетного двигателя и увеличить выводимую массу космических аппаратов.*

*В данной статье проанализированы энергетические возможности различных углеводородных горючих, в т. ч. и энергоёмких, для жидкостных космических ракетных ступеней и разгонных блоков, и описаны результаты исследования формирования оптимальных двухкомпонентных составов углеводородных горючих по критерию «удельный импульс тяги двигателя». Для проведения расширенного поиска также была проведена оценка использования авиационных горючих в ракетной технике.*

**Ключевые слова:** синтетические энергоёмкие углеводородные горючие однокомпонентного состава, углеводородные энергоёмкие горючие двухкомпонентного состава, ракетный двигатель, удельный импульс тяги двигателя, масса полезной нагрузки космических аппаратов.

## ANALYSIS OF ENERGY PERFORMANCE OF COMPOSITE HYDROCARBON FUELS FOR OXYGEN ENGINES OF SPACE ROCKET STAGES

Averkov I.S.<sup>1</sup>, Demskaya I.A.<sup>1</sup>, Katkov R.E.<sup>2</sup>, Raznoschikov V.V.<sup>1</sup>,

Samsonov D.A.<sup>2</sup>, Tupitsyn N.N.<sup>2</sup>, Yanovskiy L.S.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>P.I. Baranov Central Institute of Aviation Motors (CIAM)

2 Aviamotornaya, Moscow, 111116, Russian Federation, e-mail: avim@ciam.ru

<sup>2</sup>S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)

4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

*The currently used integrated rocket upper stages and transfer orbit stages operating on liquid oxygen – kerosene components are supposed to provide a maximum mass of spacecraft payload injected both into geo-transfer and geostationary orbits.*

*One of the possible ways of solving this problem could be a transition to a synthetic hydrocarbon fuel or hydrocarbon dual-fuel, which could make it possible to build up a specific main engine pulse in space and increase the spacecraft upmass capabilities.*

*The article analyzes the energy performance of various hydrocarbon fuels, including energy-intensive ones for liquid space rocket stages and upper stages, and describes the optimization*

*study results for defining optimal hydrocarbon dual-fuels based on «specific engine pulse» criterion. For advanced searching, the use of aviation fuels in rocket technology was assessed.*

**Key words:** *synthetic energy-intensive hydrocarbon mono-fuels, energy-intensive hydrocarbon dual-fuels, rocket engine, specific engine pulse, spacecraft payload mass.*



АВЕРЬКОВ И.С.



ДЕМСКАЯ И.А.



КАТКОВ Р.Э.



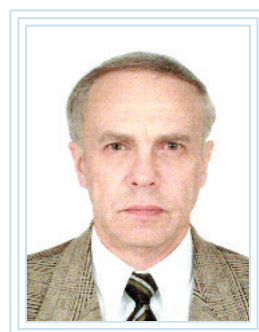
РАЗНОСЧИКОВ В.В.



САМСОНОВ Д.А.



ТУПИЦЫН Н.Н.



ЯНОВСКИЙ Л.С.

АВЕРЬКОВ Игорь Сергеевич — научный сотрудник ЦИАМ, e-mail: [averkov@ciam.ru](mailto:averkov@ciam.ru)  
 AVERKOV Igor Sergeevich — Research scientist at CIAM, e-mail: [averkov@ciam.ru](mailto:averkov@ciam.ru)

ДЕМСКАЯ Ильяна Анатольевна — инженер ЦИАМ, e-mail: [demskaya.ilyana@mail.ru](mailto:demskaya.ilyana@mail.ru)  
 DEMSKAYA Ilyana Anatolyevna — Engineer at CIAM, e-mail: [demskaya.ilyana@mail.ru](mailto:demskaya.ilyana@mail.ru)

КАТКОВ Руслан Эдуардович — главный специалист по системному проектированию РКК «Энергия», e-mail: [ruslan.katkov@rsce.ru](mailto:ruslan.katkov@rsce.ru)  
 KATKOV Ruslan Eduardovich — Chief Specialist for systems engineering at RSC Energia, e-mail: [ruslan.katkov@rsce.ru](mailto:ruslan.katkov@rsce.ru)

РАЗНОСЧИКОВ Владимир Валентинович — кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник ЦИАМ, e-mail: [raznoschikov@ciam.ru](mailto:raznoschikov@ciam.ru)  
 RAZNOSCHIKOV Vladimir Valentinovich — Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Senior research scientist at CIAM, e-mail: [raznoschikov@ciam.ru](mailto:raznoschikov@ciam.ru)

САМСОНОВ Дмитрий Анатольевич — ведущий инженер-испытатель РКК «Энергия», e-mail: [dmitriy.samsonov1@rsce.ru](mailto:dmitriy.samsonov1@rsce.ru)  
 SAMSONOV Dmitry Anatolyevich — Lead testing engineer at RSC Energia, e-mail: [dmitriy.samsonov1@rsce.ru](mailto:dmitriy.samsonov1@rsce.ru)

ТУПИЦЫН Николай Николаевич — заместитель начальника отделения РКК «Энергия», e-mail: [post2@rsce.ru](mailto:post2@rsce.ru)  
 TUPITSYN Nikolay Nikolaevich — Deputy Head of Division at RSC Energia, e-mail: [post2@rsce.ru](mailto:post2@rsce.ru)

ЯНОВСКИЙ Леонид Самойлович — доктор технических наук, профессор, начальник отдела ЦИАМ, e-mail: [yanovskiy@ciam.ru](mailto:yanovskiy@ciam.ru)  
 YANOVSKIY Leonid Samoylovich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Department at CIAM, e-mail: [yanovskiy@ciam.ru](mailto:yanovskiy@ciam.ru)

## Введение

В настоящее время актуальной является проблема замены традиционного горючего Нафтил, используемого на жидкостных ракетах-носителях (РН), на новые горючие, позволяющие поднять удельный импульс тяги двигателей и, таким образом, увеличить эффективность средств выведения. В настоящей статье приведены результаты исследований по поиску альтернативы Нафтилу. В химмотологическом отделении ЦИАМ был разработан программный комплекс, в состав которого включен программный модуль расчета термодинамических свойств продуктов сгорания *Terra* [1], и проведено оптимизационное исследование по формированию двухкомпонентного углеводородного горючего.

## Постановка задачи

Как известно [2], выбор кислородно-углеводородных ракетных топлив целесообразно проводить, прежде всего, по максимуму критерия «удельный импульс тяги двигателя» (в нашем случае только пустотный удельный импульс тяги двигателя). Последний определяется энергоемкостью применяемого топлива, молекулярной массой продуктов сгорания, полнотой сгорания топлива, а также степенью геометрического расширения сопла двигателя. Кроме этого критерия важно учитывать плотность компонентов и их стоимость, а также соответствие свойств компонентов и их производства современным экологическим нормам.

Модель расчета удельного импульса основана на расчете тяги и расхода топлива, т. е. выполняется термогазодинамический расчет двигателя. Инженерная математическая модель расчета первого уровня имеет ряд допущений. Основным допущением является то, что горение реагентов и расширение продуктов сгорания происходит в равновесном приближении. В камере сгорания ввиду высоких температур это допущение является достаточно обоснованным. В реактивном сопле из-за высоких скоростей потока состав может отличаться от равновесного. Свойства продуктов сгорания в реактивном сопле, как правило, характеризуются средними параметрами относительно равновесного и замороженного состояний и зачастую ближе к равновесным параметрам.

Расчеты проводились для двигателя, близкого по параметрам к серийному

отечественному жидкостному ракетному двигателю (ЖРД) 11Д58М [3] (рис. 1) с давлением в камере сгорания 8 МПа и геометрической степенью расширения сопла 400. В исследовании не ставилась задача имитировать работу двигателя 11Д58М. Задачей исследования являлось сравнение различных топливных композиций при одинаковых условиях, отвечающих типовым условиям работы, характерным для двигателя 11Д58М.

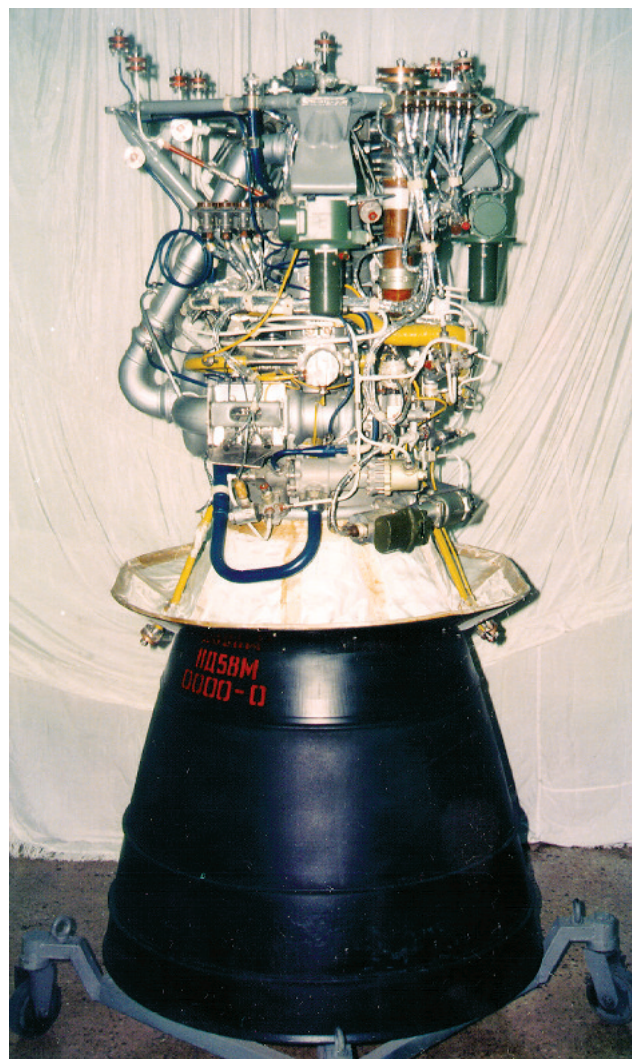


Рис. 1. Жидкостный ракетный двигатель 11Д58М

Исследование состояло из трех этапов.

На первом этапе была произведена оценка оптимального удельного импульса тяги на основе известных углеводородных горючих, включая авиационные (керосин ТС-1, бензин Б-95/130, бензин Б-70, бензин Б-91/115, Синтин, Боктан, изопропилметакрборан (ИПМК), а также этиловый спирт) [4] путем варьирования коэффициента избытка окислителя. Эти горючие сопоставлялись с Нафтилом по удельному пустотному импульсу (табл. 1).

Таблица 1

Данные для существующих горючих

Горючее	$J_{уд}$ , М/с		$\rho_{20}$ , КГ/М <sup>3</sup>
Синтин	3 914,2	0,86	851,2
Боктан	3 904,4	0,87	828,0
<b>Нафтил</b>	<b>3 855,3</b>	<b>0,90</b>	<b>833,0</b>
ИПМК	3 845,5	0,80	918,8
Керосин ТС-1	3 845,5	0,90	755,0
Этиловый спирт	3 698,4	0,99	789,0
Бензин Б-95/130	3 423,7	0,92	736,0
Бензин Б-70	3 413,9	0,92	751,0
Бензин Б-91/115	3 413,9	0,92	729,0

Примечание.  $J_{уд}$  – пустотный удельный импульс тяги; – коэффициент избытка окислителя;  $\rho_{20}$  – плотность горючего при 20 °С.

При расчете использовались брутто-формула [4] горючего и окислителя (жидкий кислород), а также их энтальпии образования. Для каждого топлива находился оптимальный коэффициент избытка окислителя. Энтальпия смеси двух компонентов выполнялась по аддитивному принципу в связи с тем, что все горючие – углеводородные и не являются полярными жидкостями.

На втором этапе исследовался эффект применения в ЖРД перспективных высокоплотных углеводородных горючих, разработанных для авиационных систем: Ц-ДЦОТ (циклопропанированный димер циклооктатетраена), Пенталан, Спиран, ДЦП ДЦПД (дициклопропанированный дициклопентадиен), ЦП ДЦПД (циклопропанированный дициклопентадиен), ДЦП НБД (дициклопропанированный норборнадиен), Децилин, ЦП-ИБС (циклопропанированный изомер бинора-S), ЦДН (циклопропанированный димер норборнадиена), ГДН (гидрированный димер норборнадиена) и ТГ ДЦПД (тетрагидрированный дициклопентадиен) [5]. Эти горючие также сравнивались с горючим Нафтил. В табл. 2 представлены результаты расчета ( $J_{уд}$  и  $\rho_{20}$ ).

На рис. 2 представлены зависимости пустотного удельного импульса тяги от коэффициента избытка окислителя для различных горючих (Синтин, Боктан, Ц-ДЦОТ, ЦП-ИБС, Нафтил и Децилин).

На третьем этапе рассматривалась задача поиска оптимальной комбинации двухкомпонентного горючего. Данные композиции сопоставлялись с горючим Нафтил.

В качестве критерия для оптимизационного исследования выбран пустотный удельный импульс тяги.

Таблица 2

Данные для перспективных горючих

Горючее	$J_{уд}$ , М/с		$\rho_{20}$ , КГ/М <sup>3</sup>
ДЦП НБД	3 878,3	0,855	990,0
Ц-ДЦОТ	3 864,1	0,843	969,0
ЦП-ИБС	3 861,2	0,855	1 124,0
Пенталан	3 858,2	0,843	1 034,0
ДЦП ДЦПД	3 858,2	0,855	1 033,0
Спиран	3 856,6	0,880	921,0
<b>Нафтил</b>	<b>3 856,0</b>	<b>0,904</b>	<b>833,0</b>
ЦП ДЦПД	3 855,3	0,867	1 000,0
Децилин	3 840,4	0,892	938,0
ТГ ДЦПД	3 838,3	0,892	932,0
ЦДН	3 834,6	0,855	1 110,0
ГДН	3 790,8	0,880	1 077,0

Примечание. См. табл. 1.

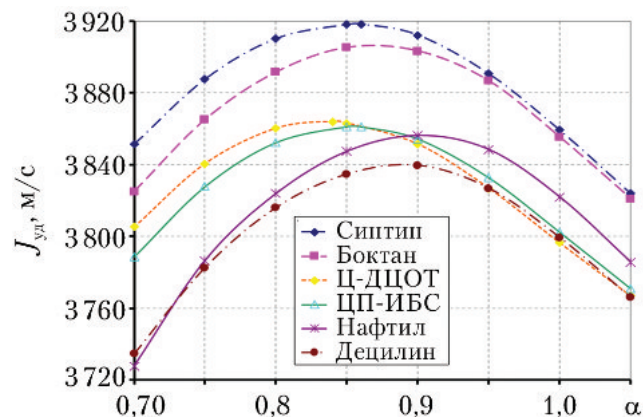


Рис. 2. Зависимость пустотного удельного импульса тяги от коэффициента избытка окислителя для разных горючих

Вектор варьируемых переменных включал: коэффициент избытка окислителя (соотношение окислителя и горючего) в диапазоне 0,75...1,00 и массовые доли компонентов составного горючего (0,001...1,000). В качестве компонентов составного горючего рассматривались как существующие горючие (Нафтил, Децилин, этиловый спирт, синтетические углеводородные горючие (Синтин и Боктан)), ИПМК, так и перспективные горючие (Ц-ДЦОТ, Пенталан, Спиран, ДЦП ДЦПД, ЦП ДЦПД, ДЦП НБД, ЦДН, ГДН, ЦП-ИБС и ТГ ДЦПД). Таким образом, для каждой исследованной композиции горючего определялось оптимальное значение коэффициента избытка окислителя.

Идея использования составных горючих состоит в том, чтобы обеспечить увеличение удельного импульса не только за счет энергоёмкости, но и путем снижения молекулярной массы продуктов сгорания.

В табл. 3 представлены состав оптимальных композиций составных горючих, оптимальный коэффициент избытка окислителя, удельный импульс тяги и прирост удельного импульса тяги по сравнению с Нафтилом.

Таблица 3

**Результаты оптимизационного исследования двухкомпонентных горючих**

Горючее	Доля второго компонента	$J_{уд}$ , м/с	Прирост импульса тяги, м/с
Синтин	—	0,855	3 918,4
Боктан	—	0,867	3 906,5
ИПМК + ДЦП НБД	0,918	0,843	3 878,4
ДЦП НБД	—	0,855	3 878,3
Ц-ДЦОТ + ИПМК	0,408	0,806	3 866,6
Нафтил + ИПМК	0,633	0,818	3 866,2
ИПМК + Спиран	0,429	0,818	3 864,6
ИПМК + ДЦП ДЦПД	0,429	0,806	3 864,5
Ц-ДЦОТ	—	0,843	3 864,1
ИПМК + Пенталан	0,469	0,806	3 863,8
ИПМК + ЦП ДЦПД	0,388	0,806	3 863,7
Керосин ТС-1+ + ИПМК	0,694	0,818	3 862,9
ЦП-ИБС	—	0,855	3 861,2
Децилин + ИПМК	0,735	0,806	3 859,2
ИПМК + ТГ ДЦПД	0,245	0,806	3 858,6
ЦП-ИБС + ИПМК	0,714	0,794	3 858,5
Пенталан + ДЦП ДЦПД	0,551	0,855	3 858,3
Пенталан	—	0,843	3 858,2
ДЦП ДЦПД	—	0,855	3 858,2
Нафтил + Спиран	0,898	0,88	3 856,7
Спиран	—	0,88	3 856,6
<b>Нафтил</b>	—	<b>0,904</b>	<b>3 856,0</b>
ИПМК + ЦДН	0,204	0,794	3 855,9
ЦП ДЦПД	—	0,867	3 855,3
ИПМК	—	0,794	3 852,0
Керосин ТС-1 + + ЦП-ИБС	0,061	0,904	3 846,8
Керосин ТС-1	—	0,904	3 846,7
Децилин	—	0,892	3 840,4
ТГ ДЦПД	—	0,892	3 838,3
ЦДН	—	0,855	3 834,6
ГДН	—	0,88	3 790,8
Спирт этиловый	—	0,99	3 694,7

Примечание. См. табл. 1.

На рис. 3 представлена гистограмма пустотных удельных импульсов тяги для сформированных оптимальных композиций составных горючих и жидкого кислорода космических ракетных ступеней.

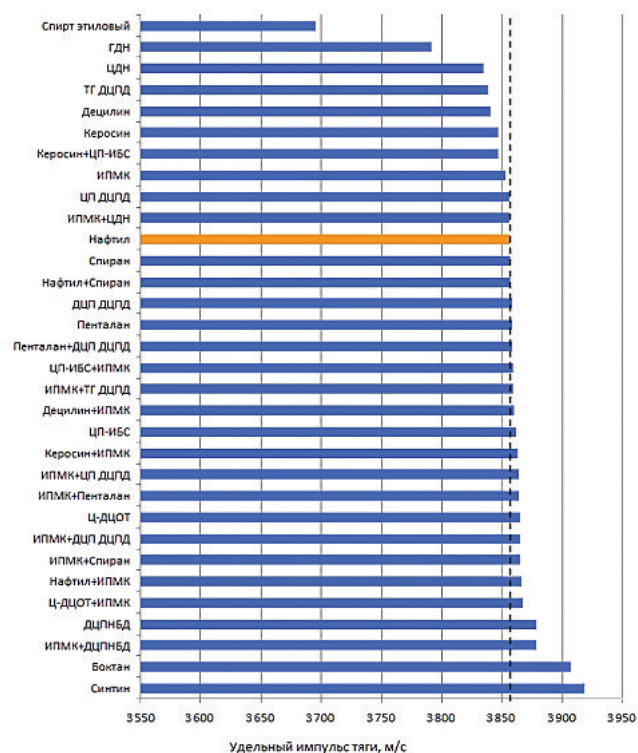


Рис. 3. Сравнение удельных импульсов тяги для различных топливных композиций (вертикальная пунктирная линия показывает уровень удельного импульса горючего Нафтил)

**Выводы**

Среди известных углеводородных горючих Синтин и Боктан остаются для кислородных ракетных двигателей вне конкуренции: для давления в камере сгорания 8 МПа и геометрической степени расширения сопла 400 Синтин обеспечивает прирост удельного импульса тяги на 62 м/с по сравнению с Нафтилом, а Боктан — на 50 м/с.

Из перспективных энергоемких авиационных горючих интерес представляет горючее ДЦП НБД, которое обеспечивает прирост удельного импульса тяги на 22 м/с по сравнению с горючим Нафтил при существенном повышении плотности.

Проведенный анализ исследованных композиций двухкомпонентных горючих показал их неперспективность, так как максимальный прирост удельного импульса тяги по сравнению с горючим Нафтил составляет 0,5% (20 м/с), а сама величина удельного импульса тяги оказалась меньше, чем у Синтина и Боктана.

Результаты анализа приводят к выводу о правомочности постановки вопроса о необходимости производства Синтина и Боктана.

Принимая во внимание возрастающие в последнее время экологические требования, следует отметить, что Боктан имеет преимущество, поскольку относится

к 3-му классу опасности (умеренно опасные вещества), а Синтин — ко 2-му (опасные вещества). Кроме того, необходимо также отметить, что производство последнего было прекращено по причине несоответствия технологии производства этого горючего современным экологическим нормам. Следовательно, если будет поднят вопрос о производстве Синтина, необходимо будет решить и эту проблему. Процесс промышленного производства Боктана по сравнению с процессом производства Синтина, согласно проведенным оценкам, должен быть более экологичным и дешевым.

Из перспективных энергоемких авиационных однокомпонентных и двухкомпонентных горючих может быть выделен ряд с относительно небольшим приростом удельного импульса тяги, но с относительно высокой плотностью, который может представлять в будущем интерес для космических ракетных ступеней, и в то же время будет перспективен для ракет-носителей.

#### Список литературы

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

2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. Учеб. пособие / Под ред. Глушко В.П. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.

3. Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н. Особенности построения, экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL комплекса «Морской старт» и пути ее дальнейшего совершенствования // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 62–73.

4. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Харин А.А., Шевченко И.В., Верховоломов В.К., Суриков Е.В. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. М.: МАТИ – Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского, 2001. 443 с.

5. Бакулин В.Н., Дубовкин Н.Ф., Котова В.Н., Сорокин В.А., Францкевич В.П., Яновский Л.С. Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей / Под ред. Яновского Л.С. М.: Физматлит, 2009. 400 с.

6. Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. Свойства газов и жидкостей. Л.: Химия, 1982. 592 с.

Статья поступила в редакцию 18.07.2017 г.

#### Reference

1. Trusov B.G. *Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesii pri vysokikh temperaturakh «Astra 4»* [Simulation of chemical and phase equilibria at high temperatures «Astra 4»]. Moscow, MGTU im. N.E. Bauman publ., 1991. 40 p.

2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigatelei. Ucheb. posobie* [Rocket engine theory. Textbook]. Ed. Glushko V.P. Moscow, Mashinostroenie publ., 1989. 464 p.

3. Averin I.N., Egorov A.M., Tupitsyn N.N. *Osobennosti postroeniya, eksperimental'noi otrabotki i ekspluatatsii dvigatel'noi ustanovki razgonnogo bloka DM-SL kompleksa «Morskoi start» i puti ee dal'neishogo sovershenstvovaniya* [Special features of architecture, developmental testing and operation of the propulsion system for the upper stage block DM-SL used in the Sea Launch complex and avenues to its further improvement]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 2(5), pp. 62–73.

4. Dubovkin N.F., Yanovskii L.S., Kharin A.A., Shevchenko I.V., Verkholomov V.K., Surikov E.V. *Topliva dlya vozdushno-reaktivnykh dvigatelei* [Propellants for air-breathing jet engines]. Moscow, MATI – Rossiiskii gosudarstvennyi tekhnologicheskii universitet im. K.E. Tsiolkovskogo publ., 2001. 443 p.

5. Bakulin V.N., Dubovkin N.F., Kotova V.N., Sorokin V.A., Frantskevich V.P., Yanovskii L.S. *Energoemkie goryuchie dlya aviatsionnykh i raketnykh dvigatelei* [Energy-rich fuels for aviation and rocket engines]. Ed. Yanovskiy L.S. Moscow, Fizmatlit publ., 2009. 400 p.

6. Rid R., Prausnits G., Shervud T. *Svoistva gazov i zhidkosti* [Properties of gases and liquids]. Leningrad, Khimiya publ., 1982. 592 p.