

УДК 621.454.2

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГАЗОГЕНЕРИРУЮЩИХ СОСТАВОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ

В. И. Трушляков¹, Д. Б. Лемперт², М. Е. Белькова¹

¹Омский государственный технический университет, 644050 Омск, vatrushlyakov@yandex.ru

²Институт проблем химической физики РАН, 142432 Черноголовка

Исследуется возможность повышения баллистической эффективности ракет космического назначения с маршевыми жидкостными ракетными двигателями путем создания системы газификации невыработанных остатков топлива в баках ступеней с использованием самогорящих газогенерирующих составов. В качестве критерия выбора газогенерирующих составов рассмотрено приращение характеристической скорости ступени ракеты, приобретаемое за счет сжигания газифицированных остатков топлива. Результаты проведенных исследований показали, что предложенный способ газификации невыработанных остатков жидкого ракетного топлива повышает энергетические характеристики ракеты.

Ключевые слова: жидкое ракетное топливо, невыработанные остатки, газификация, газогенерирующие составы, энергетические характеристики ракет.

DOI 10.15372/FGV20150307

ВВЕДЕНИЕ

Техногенное воздействие ракетно-космической деятельности на окружающую среду является одной из актуальных проблем практической космонавтики. Это касается как загрязнения околоземного космического пространства крупногабаритным космическим мусором в виде отработанных верхних ступеней ракет космического назначения (РКН), так и отчуждения значительных по площади районов падения нижних отработанных ступеней на поверхности Земли.

Проблема увеличения объема крупногабаритного космического мусора в околоземном космическом пространстве за счет отработанных верхних ступеней РКН носит интернациональный характер, рекомендации по снижению орбитального загрязнения сформулированы в [1, 2]. Проблема отчуждения районов падения отработанных нижних ступеней имеет локальный характер и касается в основном эксплуатантов РКН и собственников тех территорий, где располагаются районы падения.

Использование в РКН маршевых жидкост-

ных ракетных двигателей (ЖРД) усугубляет проблему техногенного воздействия дополнительными факторами:

— наличие жидких остатков топлива в топливных баках верхних ступеней РКН, что может приводить к взрывам на орбитах;

— увеличение площади районов падения нижних ступеней РКН вследствие наличия в баках остатков топлива (дополнительное возмущение на угловое движение ступени со стороны остатков топлива в баках), возможность взрыва ступеней при движении в плотных слоях атмосферы;

— пролив остатков топлива в районах падения, что кроме механического разрушения приводит к химическому загрязнению почвы и водной среды, а также к пожарам.

В качестве одного из возможных направлений снижения уровня орбитального загрязнения ранее за рубежом была предложена и реализована схема повторного запуска маршевого ЖРД для управляемого спуска отработанных вторых ступеней с использованием невыработанных запасов жидкого кислорода и жидкого водорода [3–5]. Повторный запуск маршевого ЖРД представляет собой достаточно сложную научно-техническую задачу, принципиально решаемую в настоящее время. Однако ее практическая реализация на уже разрабо-

Исследования выполнены при поддержке Министерства образования и науки РФ (универсальный идентификатор RFMEFI57714X0157).

© Трушляков В. И., Лемперт Д. Б., Белькова М. Е., 2015.

таных и сданных в эксплуатацию ЖРД приводит к усложнению схемы двигателя. В результате снижается достигнутая надежность и требуется вложение значительных дополнительных средств на проведение большого объема наземной экспериментальной отработки.

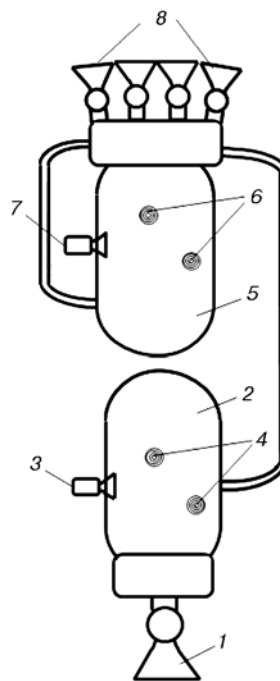
В качестве альтернативного варианта реализации энергетических ресурсов, находящихся в невыработанных остатках топлива, предлагается использовать две вспомогательные бортовые системы [6]:

— газификации невыработанных остатков топлива, находящихся в нефиксированном фазовом состоянии и граничном положении в топливных баках после выключения маршевого ЖРД, путем подачи горячих газов в топливные баки;

— реализации газифицированных продуктов путем их подачи из каждого бака в специальный газовый ракетный двигатель для последующего химического взаимодействия и создания импульса тяги.

Известно, что производство горячих газов с помощью газогенераторов на борту ступеней РКН с ЖРД широко применяется для обеспечения работы турбонасосных агрегатов, служащих для подачи компонентов жидкого топлива из баков в ЖРД (использование кинетической энергии газа) и для наддува топливных баков (использование потенциальной энергии газа). Как правило, эти газогенераторы работают на тех же компонентах топлива, что и маршевый ЖРД.

В рассматриваемом случае горячий газ используется как теплоноситель. Для получения теплоносителя, пригодного для каждого компонента топлива, проводится анализ вариантов твердотопливных или жидкостных газогенерирующих составов (ГГС), химический состав и теплофизические свойства которых могут существенно различаться. После испарения невыработанных остатков компонентов жидкого топлива за счет тепловой энергии горячих газообразных продуктов сгорания ГГС образовавшаяся газовая смесь, состоящая из паров компонентов топлива, газа наддува (имеющийся на борту для этой цели гелий) и теплоносителя, подается в газовый ракетный двигатель (ГЗРД) или газореактивную систему стабилизации движения. Предлагаемая технологическая схема газификации остатков топлива в баке в условиях невесомости и их последующего использования приведена на рисунке на при-



Принципиальная схема системы газификации:

1 — маршевый жидкостный ракетный двигатель, 2 — бак горючего (керосин), 3 — газогенератор, подающий газы в бак горючего, 4 — жидкие остатки керосина, 5 — бак окислителя с жидким кислородом, 6 — остатки жидкого кислорода, 7 — газогенератор, подающий газы в бак окислителя, 8 — камеры газового ракетного двигателя

мере второй ступени РКН «Союз-2.1.в» с компонентами топлива жидкий кислород — керосин.

ВЫБОР КРИТЕРИЯ И ОГРАНИЧЕНИЙ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ГГС

Ниже рассмотрена задача о движении РКН, в которой в качестве вспомогательного двигателя, реализующего остатки невыработанного ракетного топлива, используется ГЗРД. На первом участке движение по траектории выведения на орбиту происходит за счет работы маршевого ЖРД со стандартным рабочим запасом топливных компонентов. На втором участке движение модернизированной РКН продолжается за счет работы ГЗРД с применением в качестве ракетного топлива смеси продуктов газификации (испаренные остатки жидкого топлива + продукты сгорания ГГС для каждого бака + гелий, оставшийся в баках).

В качестве критерия достижения максимальной эффективности при использова-

Таблица 1

Массовые характеристики второй ступени РКН «Союз-2.1.в»

Характеристика	Значение
m_0 — начальная заправка топливом (керосин + жидкий кислород = 1 : 2.2), кг	20 000
m_1 — рабочие запасы жидких компонентов топлива (≈ 97 % от начальной заправки топливом) при работе маршевого ЖРД, кг	19 400
m_2 — масса полезного груза, кг	2 000
m_3 — «сухая» масса конструкции ступени, кг	2 600
m_4 — масса невыработанных остатков топлива в баках ступени (≈ 3 % от начальной заправки топливом), кг	600
m_5 — суммарная масса ГГС (горючего и окислителя) для получения теплоносителей, кг	Рассчитывается отдельно для каждого варианта ГГС
m_6 — масса системы газификации, кг	104
m_7 — масса возможного огарка от ГГС, кг	Зависит от вида ГГС
m_8 — масса гелия (кг), используемая при работе ГзРД, при работе маршевого ЖРД включена в значение сухой массы конструкции ступени m_3	43

нии ГГС предлагается рассматривать суммарное приращение характеристической скорости РКН на двух участках ее движения. Массовые характеристики конструкции ступени, принятые для иллюстрации предлагаемой технологии, представлены в табл. 1.

На первом участке движения для базового варианта РКН (без системы газификации, т. е. при $m_5 = m_6 = m_7 = m_8 = 0$) достигается приращение скорости (по формуле Циолковского):

$$\Delta V_0 = W_1 \ln \frac{m_1 + m_2 + m_3 + m_4}{m_2 + m_3 + m_4}. \quad (1)$$

Для модернизированного варианта РКН с системой газификации приращение скорости на первом участке работы маршевого ЖРД, когда жидкое топливо, кроме резервных остатков, уже выработано, а вторая стадия движения с использованием ГГС еще не начата, равно

$$\begin{aligned} \Delta V_1 = \\ = W_1 \ln \frac{m_1 + m_2 + m_3 + m_4 + m_5 + m_6}{m_2 + m_3 + m_4 + m_5 + m_6}, \quad (2) \end{aligned}$$

где W_1 — скорость истечения продуктов сгорания основных компонентов топлива из сопла маршевого ЖРД.

На втором участке движения модернизированной РКН характеристическая скорость, приобретаемая ступенью РКН (когда ступень продолжает движение без отделения полезного груза), определяется по формуле

$$\Delta V_2 = W_2 \ln \frac{m_2 + m_3 + m_4 + m_5 + m_6}{m_2 + m_3 + m_6 + m_7 - m_8}, \quad (3)$$

где m_8 — масса гелия, которая в результате движения на втором этапе покинет ступень вместе с другими газообразными продуктами сгорания, W_2 — скорость истечения продуктов сгорания из сопла ГзРД.

В качестве критерия эффективности конкретного схемного решения (выбранный тип ГГС, конструкция системы газификации, ГзРД и т. д.) при выведении полезной нагрузки с учетом двух этапов движения ступени предлагается величина

$$dV = \Delta V_1 + \Delta V_2 - \Delta V_0 \quad (4)$$

— изменение суммарной скорости модернизированной РКН с ГГС по сравнению с исходным вариантом РКН.

Задача по выбору ГГС формулируется следующим образом: необходимо найти такие составы для газификации горючего и окислителя, которые обеспечат максимум dV при удовлетворении следующих условий:

Таблица 2

Параметры остатков компонентов ракетного топлива в баках второй ступени после выключения маршевого ЖРД для штатной второй ступени «Союз-2.1.в»

№ п/п	Параметры	Горючее (керосин)	Окислитель (жидкий кислород)
1	Элементный состав	$C_{7.2}H_{13.2}$	O_2
2	Масса остатков m_i , кг	210	460
3	Давление наддува в момент остановки маршевого ЖРД, МПа	0.475	0.25
4	Исходная температура компонента T_{1i} , К	280	92
5	Удельная теплоемкость жидкого компонента c_i , кДж/(кг·К)	2.155	1.723
6	Температура кипения T_{2i} , К [8, 9]	623	108
7	Удельная теплота парообразования L_i , кДж/кг [10]	302	195

— отсутствие химического взаимодействия продуктов сгорания ГГС с остатками компонентов жидкого топлива в баках;

— экологическая безопасность ГГС и соответствие эксплуатационным требованиям при проведении работ на техническом и стартовом комплексах во время подготовки РКН к пуску.

Для достижения максимальной эффективности модернизированной РКН следует насколько возможно минимизировать массу конденсированных шлаков, образующихся в результате горения некоторых видов ГГС (например, содержащих соли или пероксиды металлов), обеспечить максимальные удельные газопроизводительность и теплоту сгорания ГГС и, с другой стороны, получить минимально возможную молекулярную массу газообразных продуктов их сгорания.

ОЦЕНКА НЕОБХОДИМОЙ МАССЫ ГГС

Предварительно требуется провести оценку количества тепла, которое следует подать в баки для полной газификации жидких остатков компонентов ракетного топлива. Его определяют из условия обеспечения их нагрева до температуры кипения (с учетом 10 % потерь тепла на нагрев баков и излучение во внешнюю среду):

$$Q_i = 1.1m_i(c_i\Delta T + L_i), \quad (5)$$

где m_i — масса остатков компонентов ракетного топлива ($i = 1$ — керосин, $i = 2$ — кислород); c_i — удельная теплоемкость компонентов; $\Delta T = T_{2i} - T_{1i}$ (T_{2i} — температура кипения компонентов топлива, T_{1i} — их исход-

ная температура на начало процесса газификации); L_i — удельная теплота парообразования для каждого компонента. Все данные по компонентам ракетного топлива с учетом начального давления в баках с остатками компонентов представлены в табл. 2. На данном этапе исследования не учитываются теплопритоки от Солнца и Земли, аэродинамический нагрев от поверхности баков, а также затраты тепла на нагрев газа наддува гелия в баках.

Согласно уравнению (5) и в соответствии с данными табл. 2, для газификации всего имеющегося количества керосина Q_{ker} необходимо 214.7 МДж, а для всего имеющегося количества жидкого кислорода $Q_{IO} = 104.1$ МДж.

Количество ГГС, необходимого для газификации заданного компонента (керосин или жидкий кислород), рассчитывали по следующему алгоритму. Высокотемпературные продукты сгорания ГГС, попав в соответствующий топливный бак, должны передать газифицируемым компонентам вышеуказанное количество тепла. При этом продукты сгорания ГГС охлаждаются до температуры кипения газифицируемого компонента (108 К для жидкого кислорода, 623 К для керосина). Зная элементный состав ГГС и его энтальпию образования ΔH_f^0 , можно рассчитать температуру продуктов сгорания при заданном давлении с помощью программы термодинамического равновесия TERRA [7]. Но если в таком же расчете постоянно понижать величину ΔH_f^0 от ее реального значения, то при достижении определенного значения $\Delta H_f^0(2)$ температура продуктов сгорания снизится до температуры кипения соответствующего компонента T_{2i} и количество

Таблица 3

Рассмотренные типы ГГС

№ п/п	ГГС	Элементный состав. Энтальпия образования
1	Пироксилиновый порошок	80 % пироксилина $C_6H_{7.3642}N_{2.6358}O_{10.2715}$ ($\Delta H_f^0 = -587$ кДж/кг) + + 20 % нитроглицерина $C_3H_5N_3O_9$ ($\Delta H_f^0 = -1630$ кДж/кг)
2	Перекись водорода	H_2O_2 , $\Delta H_f^0 = -5520$ кДж/кг
3	Двухкомпонентная система керосин + жидкий кислород с разным содержанием керосина	Керосин $C_{11.7}H_{22.8}$, $\Delta H_f^0 = -1750$ кДж/кг; $O_{2(ж)}$, $\Delta H_f^0 = -353$ кДж/кг
4	Пиротехнический состав, выделяющий кислород	$CaO_2 + Mg + NaClO_3$ (молярные доли 1:1:1), $\Delta H_f^0 = -2573$ кДж/кг

тепла Q , которое передают продукты сгорания 1 кг данного ГГС газифицируемому компоненту, будет равно $Q = \Delta H_f^0 - \Delta H_f^0(2)$. Отсюда легко рассчитать, что для газификации имеющегося остатка керосина требуется Q_{ker}/Q кг данного типа ГГС, а для газификации остатка жидкого кислорода нужно Q_{lO}/Q кг. Значение $\Delta H_f^0(2)$ можно найти по программе TERRA, как методом постепенного приближения, так и интерполяцией результатов нескольких расчетов. После вычисления Q_j рассчитывается требуемая масса соответствующего ГГС для газификации керосина или жидкого кислорода: $m_1 = Q_{ker}/Q_j$, $m_2 = Q_{lO}/Q_j$. В настоящем исследовании принимали необходимость обеспечения 10%-го избытка ГГС (уравнение (5)) для компенсации различных теплопотерь при теплопередаче от горячих продуктов сгорания к жидким компонентам ракетного топлива. В реальности, возможно, нужно будет увеличить запас ГГС для обеспечения более высокой скорости газификации жидких компонентов (например, поднять величину ΔT относительно той, что представлена в уравнении (5)) или вследствие других причин. Этот вопрос следует изучать отдельно, но ниже будет показано, что повышение массы ГГС вплоть до 30%-го избытка практически не влияет на достигаемую суммарную скорость ступени.

Значения скоростей истечения продуктов сгорания W_1 и W_2 рассчитаны с помощью программы TERRA при условии, что известны элементный состав горючих составов и энтальпия образования суммарного состава, обеспечивающего работу двигателя на данном участке: — значение W_1 всегда постоянно, так как сгорает исходный состав керосин — жидкий кис-

лород (режим маршевого ЖРД) в постоянном соотношении ($W_1 = 3367.5$ м/с при соотношении давлений (в атмосферах) в камере сгорания и на срезе сопла 50:0.05);

— при расчете W_2 (режим работы ГЗРД) в элементном составе ГГС учитывается, с одной стороны, массовое соотношение остатков компонентов топлива, оставшегося гелия и обоих ГГС, а с другой — суммарная энтальпия образования (скорость W_2 рассчитывается при соотношении давлений в камере сгорания и на срезе сопла 5.0:0.05).

В табл. 3 перечислены исследуемые в работе ГГС (жидкостные и твердотопливные). В случае, когда в результате сгорания ГГС образуется шлак (например, № 4 в табл. 3), который не покидает ступень, массу шлака учитывали в формуле Циолковского.

Выше уже упоминалось о проблеме безопасности использования ГГС для поставленной цели. На начальном этапе исследования в качестве ГГС для керосина решено было рассмотреть обычный пироксилиновый порошок. Продукты его сгорания не содержат веществ, способных активно взаимодействовать с керосином. С газификацией жидкого кислорода появляются определенные опасности, например, если продукты сгорания пороха содержат высокую концентрацию CO, это может привести к взрыву в баке с кислородом. Поэтому для газификации кислорода следует применять другие композиции, практически не образующие в продуктах сгорания горючих газов, например перекись водорода, самогорящий состав керосин — жидкий кислород в стехиометрическом соотношении (около 27 % керосина) или с избытком кислорода, самогорящие составы, выделяющие кислород, например смесь $CaO_2 +$

Таблица 4

Необходимое количество ГГС для газификации жидкого кислорода, баллистические характеристики модифицированной ступени и их сравнение с исходной ($dV = \Delta V_1 + \Delta V_2 - \Delta V_0$)

№ п/п	Состав	m_5 , кг	m_7 , кг	W_2 , м/с	ΔV_1 , м/с	ΔV_2 , м/с	dV , м/с
1*	Порох пироксилиновый	14.2	0	3052.7	5158.0	421.1	346.0
2	18 % К + ЖК	11.09	0	3080.8	5155.4	427.9	349.9
3	22.7 % К + ЖК	8.45	0	3076.3	5159.5	422.5	348.6
4*	25 % К + ЖК	8.2	0	3075.0	5159.5	422.3	348.4
5	H ₂ O ₂	56.5	0	3068.4	5137.2	447.4	351.2
6	CaO ₂ + Mg + NaClO ₃	24	18.3	3059.0	5153.1	415.6	335.3

Примечание. К — керосин, ЖК — жидкий кислород.

Mg + NaClO₃.

В табл. 4 приведены результаты расчета масс ГГС, необходимых для газификации невыработанных остатков жидкого кислорода, а также величин W_2 , ΔV_1 , ΔV_2 , dV (везде $W_1 = 3367.5$ м/с и $V_0 = 5233.4$ м/с). Для газификации жидкого кислорода взяты различные композиции, в том числе классифицированные как опасные (помечены звездочкой в табл. 4, указаны для теоретического осмысления). Для газификации керосина использовано 32.2 кг пироксилинового пороха.

Видно, что необходимые количества ГГС для газификации жидкого кислорода существенно разнятся для разных составов ГГС (примерно 8 ÷ 37 кг). Однако это не очень сильно отражается на дополнительном приращении характеристической скорости dV .

Интересно, что даже резкое увеличение эффективности ГГС как самостоятельного твердого ракетного топлива очень мало влияет на величину dV . Например, если в примере 1 (см. табл. 4) для бака с керосином в качестве ГГС взять не пироксилиновый порошок (весьма посредственный состав, если его использовать в качестве твердого ракетного топлива), а один из мощнейших составов 10 % бериллия + 11 % углеводородного связующего + аммониевая соль динитрамина (для бака с керосином этого ГГС нужно только 23.7 кг, тогда как пороха требовалось 32.2 кг), то $dV = 347.4$ м/с, что всего лишь на 1.4 м/с выше, чем в случае пороха. Этот результат свидетельствует о том, что в рамках поставленной задачи состав ГГС оказывает незначительное влияние на энергетику системы в силу невысокой массовой доли ГГС в суммарном запасе

топлива (менее 7 ÷ 8 %), основная же его задача — газифицировать невыработанные остатки жидкого ракетного топлива и транспортировать их в камеру сгорания ГЗРД.

Исследовано влияние избыточного количества ГГС на величину dV . Для этого, кроме варианта, где и для керосина, и для жидкого кислорода в качестве ГГС взят порошок с избытком 10 % (№ 1 в табл. 4), рассмотрен вариант с избытком пороха 20 и 30 % для обоих баков. Изменение dV не превысило несколько десятых долей метра в секунду. Здесь объяснение аналогично тому, что приведено выше.

Исследовано, как влияет масса системы газификации на характеристическую скорость dV . Для этого в расчетах, где и для керосина, и для жидкого кислорода в качестве ГГС взят порошок с избытком 10 % (№ 1 в табл. 4), а масса системы газификации принята равной 104 кг, варьировали последнюю величину. Полученные данные (табл. 5) показывают, что существует линейная зависимость, изменение массы систе-

Таблица 5
Зависимость прироста скорости dV
от массы системы газификации

Масса, кг	dV , м/с
30	389
50	377
70	365
104	346
150	319
250	263

мы газификации на каждый 1 кг изменяет dV на ≈ 0.57 м/с.

Интересно, что если при горении ГГС образуется огарок, не покидающий ступень, то это не отражается существенно на величине dV при рассмотренных массовых характеристиках ступени РКН. Например, если бы при сгорании состава $\text{CaO}_2 + \text{Mg} + \text{NaClO}_3$ твердофазные продукты ($\text{CaO} + \text{MgO} + \text{NaCl}$, а их по массе $\approx 75\%$ от массы ГГС) покинули ступень, то скорость dV составила бы 347 м/с вместо 335.3 м/с для случая, когда весь огарок остается внутри ступени. Это следствие того, что для данной рассматриваемой ступени соотношение начальной и конечной масс (коэффициент Циолковского) очень мало (≈ 1.15) и при массе полезной нагрузки 2000 кг и массе сухой конструкции 2600 кг лишние $20 \div 25$ кг оставшегося шлака незначительно влияют на dV .

Таким образом, энергетические характеристики ГГС оказываются не столь важны для газификации невыработанных остатков керосина и жидкого кислорода. В дальнейших разработках предложенного метода следует уделить больше внимания другим эксплуатационным характеристикам, в первую очередь тем, что обеспечивают безопасность применения конкретного ГГС для газификации конкретного жидкого компонента, возможность управления законом горения ГГС и др.

Следует признать, что сделанные оценки имеют приближенный характер, так как получены при допущениях мгновенного сгорания ГГС, постоянства теплофизических параметров топлива, соответствующих номинальным значениям, отсутствия внешних теплопритоков и т. д.

ВЫВОДЫ

Применение самогорящих составов, генерирующих горячие газы, для испарения невыработанных остатков жидкого топлива в баках РКН с последующим использованием продуктов газификации в качестве топливной смеси для автономного газового ракетного двигателя

может повысить энергетические характеристики РКН, а для конкретного рассмотренного примера (вторая ступень РКН «Союз-2.1.в») — поднять на $\approx 5\%$ значение суммарной характеристической развиваемой скорости.

ЛИТЕРАТУРА

1. **ГОСТ Р 52925-2008.** Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. Введ. 2009–01–01. — М.: Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии, 2008.
2. **Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC),** Support to the IADC Space Debris Mitigation Guidelines. 2012-06-04. — <http://www.iadc-online.org/>.
3. **Patera R. P. et al.** Controlled deorbit of the «Delta-4» upper stage for the DMSP-17 mission // Proc. of the 2nd IAASS Conf. «Space Safety in a Global World», 14–16 May, 2007, Chicago, USA. — (ESA SP-645, July 2007).
4. **Ariane-5.** Data Relating to Flight VA205 by Hugues Lanteri. Kourou, March, 2012. — www.astrium.eads.net/.
5. **Takase K. et al.** Demonstration for upper stage controlled re-entry experiment by H-II/B launch vehicle // Mitsubishi Heavy Ind. Tech. Rev. — V. 48, N 4.
6. **Куденцов В. Ю., Одинцов П. В., Трушляков В. И., Шалай В. В.** Разработка активной бортовой системы увода средств выведения с орбит // Космонавтика и ракетостроение. — 2009. — Т. 57, № 4. — С. 122–128.
7. **Trusov V. G.** Program system TERRA for simulation phase and thermal chemical equilibrium // Proc. of the XIV Intern. Symp. on Chemical Thermodynamics. — St-Petersburg, 2002. — P. 483–484.
8. **Дубовкин Н. Ф., Маланичева В. Г., Массур Ю. П., Федоров Е. П.** Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: справочник. — М.: Химия, 1985.
9. **Краткий справочник физико-химических величин** / под ред. К. П. Мищенко и А. А. Равделя. — Л.: Химия, 1974.
10. **Кутателадзе С. С., Боришанский В. М.** Справочник по теплопередаче. — М.: Госэнергоиздат, 1958.

*Поступила в редакцию 28/XII 2013 г.,
в окончательном варианте — 21/V 2014 г.*