

## Повышение эффективности работы системы хранения и подачи газообразного рабочего тела при эксплуатации космического аппарата

© Д.А. Калинин<sup>1</sup>, В.С. Ковтун<sup>2</sup>, Д.В. Сысоев<sup>2</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

<sup>2</sup> ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева, Московская обл., г. Королёв, 141070, Россия

*Рассматриваются основные эксплуатационные требования к системе хранения и подачи газообразного рабочего тела двигательной установки автоматического космического аппарата с негерметичным корпусом. Приведен сравнительный анализ предложенных способов определения и контроля герметичности при длительной эксплуатации космического аппарата. На основе опыта эксплуатации геостационарного ретрансляционного космического аппарата типа «Ямал» дана оценка повышения срока его эксплуатации на период до нескольких лет за счет экономии энергии и топлива двигательной установки с газовыми ракетными двигателями. По результатам анализа предложенных способов определения и контроля герметичности и терморегулирования элементов конструкции даны рекомендации по проектированию и эксплуатации систем хранения и подачи газообразного рабочего тела. Предложенные способы запатентованы и в настоящее время используются при эксплуатации космических аппаратов.*

**Ключевые слова:** рабочее тело, двигательная установка космического аппарата, автоматический космический аппарат, геостационарный космический аппарат, газовые ракетные двигатели.

При обеспечении живучести космического аппарата (КА) в процессе работы одним из основных показателей является количество топлива, остающееся на борту. Эта величина непосредственно не контролируется датчиками, но ее приблизительная оценка возможна по косвенным измерениям расхода топлива в процессе работы двигателей.

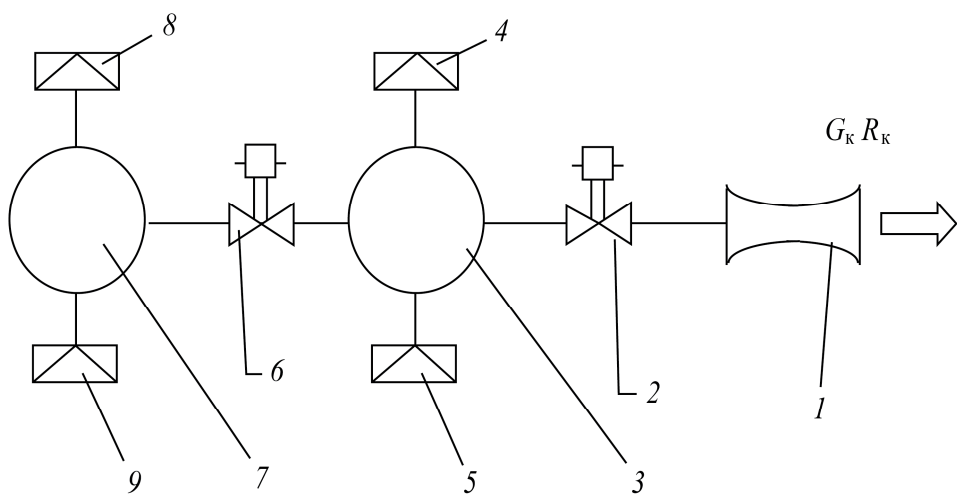
В результате появления негерметичности в полете возможны потери рабочего тела (топлива), что ведет к частичной потере управляемости, потере ориентации КА и досрочному прекращению работы КА, а также к возможному загрязнению солнечных батарей, ретрансляторов, электровводов и изоляции, что может привести к ухудшению энергобаланса и частичному сокращению функций КА. Контроль и определение герметичности в полете по опыту эксплуатации

КА «Ямал-100» позволяют учесть влияние дефектов, не выявленных в процессе наземных ресурсных испытаний КА.

Задача экономии топлива в полете становится особенно важной при возникновении нерасчетных нештатных ситуаций в работе элементов двигательной установки. Такая задача возникла при штатной эксплуатации геостационарного КА «Ямал-100».

В состав объединенной двигательной установки (ОДУ) КА «Ямал-100» входят два типа двигателей, стационарные плазменные двигатели (СПД), использующие для ускорения электромагнитное поле, и газовые ракетные двигатели (ГРД), в которых рабочее тело ускоряется газодинамическим способом. Газовые и электрореактивные двигатели функционируют на одном рабочем теле (ксеноне), запасенном в общей системе его хранения и подачи (СХП).

Принципиальная схема участков магистралей ГРД [1] представлена на рис. 1. Реактивный ГРД последовательно связан через отсечной клапан с изолируемым объемом, с присоединенными к нему датчиком давления типа МД-6С, МД-40С и датчиком температуры типа ТП-018, ТМ-168, и с другим изолируемым объемом, с присоединенными к нему аналогичными датчиками давления и температуры. Оборудование размещено в негерметичном корпусе КА, что позволило снизить его массу.



**Рис. 1.** Функциональная схема участков магистралей двигательной установки с газовыми двигателями:

1 — реактивный двигатель; 2, 6 — отсечной клапан; 3, 7 — изолируемый объем; 4, 8 — датчики давления; 5, 9 — датчики температуры

В космическом полете при определении и контроле герметичности систем КА возникают дополнительные сложности:

- длительности временных интервалов и количества вариантов использования систем и приборов ограничены программой полета;
- отсутствует контроль за уходом номинальных значений, увеличением разброса показаний, частичным отказом прибора.

Преодолеть их возможно на различных этапах жизненного цикла КА:

- на этапе разработки КА — применением новых приборов или способов резервирования;
- в ходе наземной экспериментальной отработки КА — проведением дополнительных испытаний;
- на этапе эксплуатации КА — совершенствованием программы полета и разработкой методик оценки герметичности по результатам косвенных измерений.

Целью разработки новых методик является повышение эффективности эксплуатации ОДУ КА, что включает экономию рабочего тела при его утечке в условиях полета, повышение управляемости КА; прогнозирование работы систем; увеличение срока службы; корректировку технических требований к разработке новых типов КА и их систем.

Опыт эксплуатации КА «Ямал-100» и «Ямал-200» показал, что контроль герметичности ОДУ КА на этапе эксплуатации целесообразно проводить по параметрам телеметрической информации (ТМИ) параллельно следующими способами:

1) контроль герметичности топливных баков ОДУ по изменению температуры и давления рабочего тела (РТ) на основе заправочных характеристик баков [2, 7];

2) контроль герметичности магистралей ОДУ по изменению температуры и скорости падения давления за периоды между двумя последующими включениями РД или СПД с аналитическим учетом теплофизических характеристик рабочего тела [3, 5, 6];

3) контроль герметичности и определение величины течи магистралей ОДУ по изменению скорости падения давления с использованием в качестве контрольной течи газодинамических параметров ОДУ [3] либо термоэлектрических параметров СПД ОДУ [4].

Терморегулированием элементов КА [8, 9] в ходе эксплуатации можно добиться существенной экономии РТ.

Оценка эффективности приведенных способов КА «Ямал-100» в течение 10 лет приведена ниже.

На участках СХП с известными геометрическими размерами и средней температурой при избыточном давлении газообразного РТ контроль герметичности ведется методом спада давления [5] с уче-

том изменения температуры в ходе измерений [3, 4, 8, 9]. В качестве контрольных течей принимаются рассчитанные по уравнению состояния расходы рабочего тела из изолируемых объемов [3], определяемый по косвенным параметрам ориентации КА расход газа через РД в ходе маневра [3], расходная характеристика [4] управляемого дроссельного элемента [10] системы ОДУ КА (например, СПД [1]).

На участках СХП с двухфазным РТ, например, в топливных баках, для контроля герметичности используются уравнение баланса массы в изолированном объеме, уравнение состояния газа или запрапочные характеристики — экспериментальные зависимости давления от массы РТ при различных его температурах в двухфазном состоянии [7].

Для повышения точности описания параметров газообразного топлива в магистралях ОДУ целесообразно воспользоваться уравнением состояния реального газа с проверкой его работы по имеющимся запрапочным характеристикам топливных баков. В ОДУ КА «Ямал-200» диапазоны рабочих температур (от 273 до 313 К) и давлений (от 0,13 МПа до допустимых 2,6 МПа) находятся за линией насыщения в области газа и перегретого пара [12]. Для изолированных объемов магистралей ОДУ с ксеноном в описанной области с учетом вычисления постоянных справедливо вириальное уравнение состояния газа в термодинамическом равновесии [3]:

$$\frac{0,013PV}{mT} = 1 + 9,26 \cdot 10^{-6} \frac{B(T)m}{V}, \quad (1)$$

где  $V$  — объем изолированного объема магистрали ОДУ, величина определяемая по данным проектно-конструкторской и эксплуатационной документации,  $\text{м}^3$ ;  $m$  — масса ксенона в изолированном объеме магистрали ОДУ, кг;  $P$  — давление газа, Па;  $T$  — температура газа, К,  $B(T)$  — второй вириальный коэффициент газа [13].

Давление ксенона массой  $m$  при температуре  $T$  в известном изолированном объеме  $V$  определяется из (1)

$$P = \frac{76,98mT}{V} \left( 1 + 9,26 \cdot 10^{-6} \frac{B(T)m}{V} \right). \quad (2)$$

Сравнение расчетных кривых по зависимости (2) с имеющимися данными по заправке топливных баков показывает их хорошее совпадение (расхождение составляет не более 5,5 % в области, соответствующей газообразному состоянию ксенона при массе газа не более 16 кг).

Значение величины утечек газа  $q$  из изолированного объема  $V$  за время  $\Delta\tau = \tau_2 - \tau_1$  при падении давления с  $P_1$  до  $P_2$  определяется по зависимости

$$q = \frac{(P_1 - P_2)V}{(\tau_2 - \tau_1)}. \quad (3)$$

Для определения герметичности изолированного объема космического аппарата в условиях космического полета предложены способы [3, 4], заключающиеся в сравнении текущей  $\Delta P_i / \Delta \tau_i$  и контрольной  $\Delta P_k / \Delta \tau_k$  скорости изменения давления в контролируемом объеме с учетом температуры и контрольной течи. Измерение давления и температуры в контролируемом объеме при отключении электрореактивного двигателя проводят через фиксированные промежутки времени, на каждом из которых определяют текущую скорость изменения давления.

Использование в качестве контрольной течи газодинамических параметров ОДУ позволяет проводить оценку массы топлива путем пересчета параметров, характеризующих тягу РД [3], в необходимый для нее расход топлива. Однако при работе в условиях невесомости возможна лишь приблизительная оценка оставшейся массы двухфазного РТ и момента инерции КА, поэтому погрешность в определении тяги и контрольного расхода топлива доходит до 40 %. Эта методика не позволяет контролировать герметичность в малых изолированных объемах топливных магистралей за интервалы времени между штатными включениями двигателей.

В случае определения величины тяги реактивных двигателей ориентации и стабилизации, связанной с погрешностью измерения угловой скорости КА, определением плеча силы тяги и моментов инерции аппарата, погрешность определения величины тяги составляет около 3 % от ее номинальной величины, что сопоставимо с точностью измерения физических величин датчиками температуры и давления [10]. По методике [4] дает снижение погрешность определения расхода в 4,4 раза по сравнению с [3].

Использование в качестве контрольной течи электрических параметров СПД [7] при определении герметичности изолированного объема системы подачи РТ позволяет повысить точность в определении места и величины течи в системе подачи рабочего тела к СПД за счет использования стабильных электрических параметров, характеризующих его работу.

Величина допустимой негерметичности определяется через допустимый массовый расход  $G_{i \max}$  РТ, находящегося в объеме  $V_i$  при давлении  $P_i$  и плотности  $\rho_i$ :

$$q_{i \max} = G_{i \max} \frac{P_i}{\rho_i}. \quad (4)$$

В качестве перепуска газа используют выход газа из изолированного объема при штатной работе СПД и за контрольное время принимают время его штатной работы. Производят измерение величины тока разряда  $I_i$  СПД, по которой, с учетом заранее снятой экспериментальной зависимости расхода топлива от тока разряда [10, 11], определяют фактический массовый расход газа из контролируемого объема:

$$G_k = kI_i, \quad (5)$$

где  $k$  — коэффициент пропорциональности линейной расходной характеристики СПД.

В результате изменения давления  $\Delta P_i$  в объеме  $V_i$  за время  $\Delta \tau_i$  при постоянной температуре  $T_1$  отношение величин текущей и контрольной течи

$$\frac{q_i}{q_{ik}} = \frac{\Delta P_i}{\Delta P_{ik}} \frac{\Delta \tau_{ik}}{\Delta \tau_i}, \quad (6)$$

откуда с учетом (18) величина негерметичности определяется

$$q_i = \frac{\Delta P_i}{\Delta P_{ik}} \frac{\Delta \tau_{ik}}{\Delta \tau_i} \left( \frac{P_{ik}}{\rho_{ik}} \right) kI_i. \quad (7)$$

Подтверждение герметичности осуществляется по выполнению условия

$$\frac{q_i}{q_{i \max}} = \frac{\Delta P_i}{\Delta P_{ik}} \frac{\Delta \tau_{ik}}{\Delta \tau_i} \left( \frac{k}{G_{i \max}} \right) I_i. \quad (8)$$

Поправка к расчетным параметрам на изменение температуры рабочего тела от  $T_1$  до  $T_2$  в процессе штатной работы осуществляется с учетом поправочного температурного коэффициента  $\beta(T_1, T_2)$ , который в диапазоне рабочих температур от 0 до 40°C практически не зависит от массы газа

$$\beta(T_1, T_2) = \frac{P_2'(T_2)}{P_2(T_1)} = \frac{\left( 1 + 9,26 \cdot 10^{-6} \frac{B(T_2)}{V} \right) T_2}{\left( 1 + 9,26 \cdot 10^{-6} \frac{B(T_1)}{V} \right) T_1}.$$

Рассмотрим пример определения герметичности изолированного объема для ОДУ КА «Ямал-100». По данным телеметрических измерений, для СПД М-70 при разрядном напряжении 300 В и токе разряда  $2,23 \pm 0,02$  А коэффициент пропорциональности  $k = 1,21$  мг/(с · А). За время работы СПД на маневре ( $\Delta \tau_k = 0,75$  ч) падение давления со-

ставило  $\Delta P_k = 1,01 \text{ кгс/см}^2$ , а за время перерыва в работе СПД ( $\Delta \tau_i = 36 \text{ ч}$ ) —  $\Delta P_i = 0,2 \text{ кгс/см}^2$  при постоянной температуре  $T_1 = 288 \text{ К}$ . При максимально допустимом массовом расходе для выделенного объема  $G_{i\text{max}} = 0,012 \text{ мг/с}$  и выполнении условия (7) с учетом (8)  $q_i/q_{\text{max}} = 0,93$ , т.е. выделенный объем считаем герметичным.

Увеличение тяги газового двигателя,  $P = \frac{dm}{dt} W$  при постоянном расходе рабочего тела возможно за счет повышения его температуры истечения,  $T$  [6]

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{W_2}{W_1} = \sqrt{\frac{T_2}{T_1}}. \quad (9)$$

Увеличив в процессе работы двигателей температуру РТ в камере в допустимых эксплуатационными требованиями пределах с 0 до  $40^\circ\text{C}$ , для создания такой же тяги, что и без подогрева рабочего тела, можно снизить расход рабочего тела на 7 %. Для КА «Ямал» с запасом рабочего тела 120 кг, рассчитанных на 11 лет, применение способа приведет к экономии топлива на 10 мес работы.

Аккумуляция в рабочем теле топливных баков тепловой энергии, подводимой за счет радиационного нагрева излучениями от Солнца и планет  $Q_{\text{РН}}$  и за счет электрических нагревателей  $Q_{\text{ЭН}}$ , расходуется на излучение в холодное абсолютно черное космическое пространство  $Q_{\text{РО}}$  и запас энергии в рабочем теле  $Q_{\text{аТ}}$ :  $Q_{\text{РН}} + Q_{\text{ЭН}} = Q_{\text{РО}} + Q_{\text{аТ}}$  [9]. Время вхождения КА в тень Земли и Луны, включения РД для ориентации и коррекции орбиты также известны и задаются в программе полета (см. [14]). Указанные интервалы предназначены для высвобождения тепловой энергии с рабочего тела.

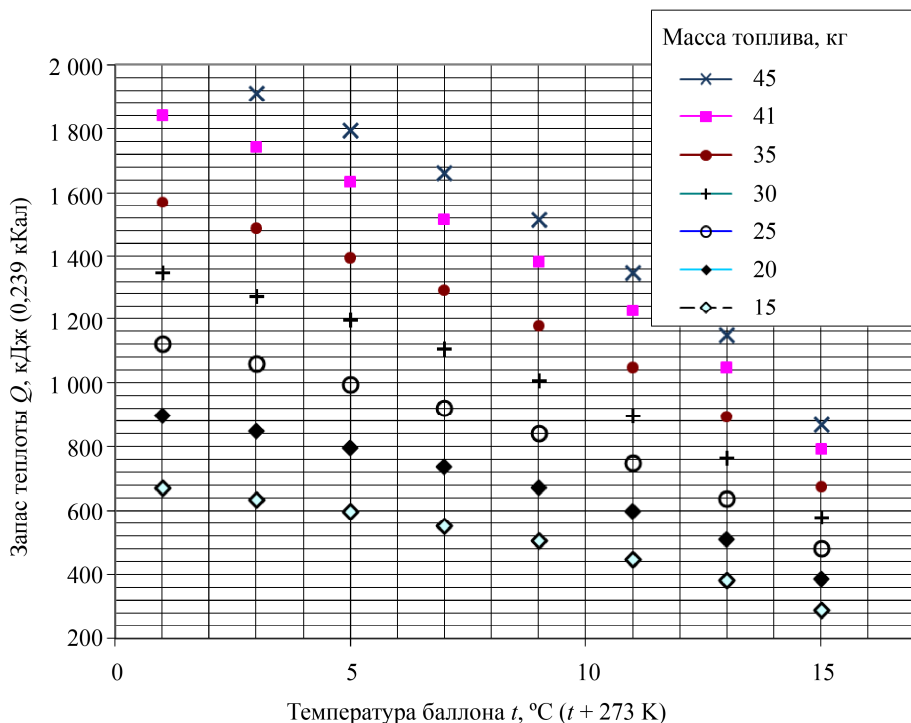
$$Q_{\text{аТ}} = \left[ i(P_2, T_2) - i(P_1, T_1) - \frac{V_{\text{БК}}}{m_{\text{Т}}} (P_2 - P_1) \right] m_{\text{Т}}, \quad (10)$$

где  $i(P_2, T_2)$ ,  $i(P_1, T_1)$  — энтальпия (теплосодержание) и соответствующие параметры (давление и температура) топлива в начале и конце процесса запаса тепла,  $V_{\text{БК}}$  — объем топливного бака,  $m_{\text{Т}}$  — масса топлива в баке.

В частном случае с учетом теплоты фазового перехода  $r(P, T)$  [6] получим

$$Q_{\text{аТ}} = r(P, T) m.$$

Количество запасенной тепловой энергии за счет фазового перехода топлива (ксенона) в баке 7 (рис. 1) в разрешенном диапазоне температур ( $0 \dots 17^\circ\text{C}$ ) для различных масс  $m_{\text{Т}}$  представлено на рис. 2.



**Рис. 2.** Зависимость максимального запаса тепла в баллоне при различных температурах в области насыщения

При массе топлива (ксенона)  $m_T = 40$  кг и изменении температуры топлива с  $17^\circ\text{C}$  (290 K) до  $35^\circ\text{C}$  (308 K) и, соответственно, давления с 60 до 80 бар получим, согласно (10), запас тепла

$$Q_{aT} = [i(80, 308) - i(60, 290)] m_T - V_{BK} (80 - 60) 10^2 = 560 \text{ кДж},$$

или при переводе в электрический эквивалент с КПД = 1,0 получим  $Q_a = 560000/3600 \approx 155 \text{ кВт} \cdot \text{ч}$ .

При мощности одного электронагревателя  $N_{ЭН} = 10$  Вт получаем продолжительность его работы  $\Delta\tau = Q_a/10 \approx 15,5$  ч для эквивалентного выделения тепловой энергии.

При среднем значении тока нагрузки 40 А и номинальном напряжении в СЭС 28 В запас электроэнергии  $155 \text{ Вт} \cdot \text{ч}$  позволяет обеспечить электроснабжение КА примерно 8 мин, т.е. на указанную величину увеличивается «резервное время» для существования КА. В случае аккумулярования в двух баках, как на КА «Ямал-100», указанное время составит примерно 16 мин, что дает существенную прибавку (более 10 %), так как номинальное «резервное время» при энергоснабжении от вторичных источников питания составляет от ~90 до 120 мин.



Рассмотренный пример показывает целесообразность использования рабочего тела для аккумуляции тепловой энергии и ее последующего высвобождения для терморегулирования геостационарного спутника, в котором в качестве РД используются СПД и газовые РД, работающие на ксеноне.

Разработанные методики определения величин утечек газа из изолированных объемов по показаниям датчиков в объеме телеметрической информации на примере их использования ОДУ КА «Ямал-200», позволяют:

- контролировать герметичность участков высокого, более 1,2 МПа, давления магистралей ОДУ при корректировке программы полета в части увеличения интервала времени работы СХП с 1 мес не менее чем до 2 мес;

- контролировать герметичность и определять негерметичность до величины  $10^{-8} \text{ м}^3 \cdot \text{Па/с}$  на участках низкого, менее 1,2 МПа, давления магистралей ОДУ без корректировки программы полета в ходе выдержки до 3 сут;

- контролировать и определять негерметичность топливных баков ОДУ до величины  $10^{-8} \text{ м}^3 \cdot \text{Па/с}$  без корректировки программы полета на заключительном участке полета;

- контролировать запас топлива с точностью не хуже 5,5 % на заключительном участке полета, когда остатки топлива в топливных баках по массе не превышают 16 кг.

Применение способов контроля герметичности и определения величины течи магистралей ОДУ с использованием в качестве контрольной течи газодинамических и термоэлектрических параметров СПД ОДУ позволяет уточнять измеренные параметры на основе статистической обработки данных телеметрической информации в ходе полета КА и дает возможность проводить перекрестный контроль показаний измерительных приборов. Терморегулирование элементов СХП ОДУ КА позволяет увеличить «резервное время» существования КА типа «Ямал-100» при энергоснабжении от вторичных источников питания на 10 % за счет аккумуляции тепла в РТ и сократить расход топлива на 7 %.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Калинин Д.А., Ковтун В.С. Определение герметичности и повышение эффективности работы системы хранения и подачи газообразного рабочего тела ракетных двигателей при эксплуатации космического аппарата. *Изв. РАН. Энергетика*, 2007, № 3, с. 132–141.
- [2] Агеев В.П., Милевский С.Я., Мурашко В.М. и др. Длительная эксплуатация электрореактивных двигателей в составе геостационарного информационного космического аппарата «Ямал». *Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Королёва*. Серия XII. Вып. 1–2. Расчет, проектирование,

- конструирование и испытания космических систем. Ч. 4. Космические термоэмиссионные ядерные энергетические установки и электрореактивные двигатели большой мощности. Соколов Б.А., Синявский В.В., ред. Королев, Изд. РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 2003, с. 7–10.
- [3] Ковтун В.С., Калинин Д.А. *Способ определения герметичности изолированного объема КА в условиях космического полета*. Пат. RU №2213943, Класс 7 G 01 M 3/00. Изобретения, 2003, № 28.
- [4] Калинин Д.А., Ковтун В.С., Сысоев Д.В. *Способ определения герметичности изолированного объема системы подачи рабочего тела с источником плазмы, преимущественно в условиях вакуума*. Пат. RU №2272265, Класс G 01 M 3/00. Изобретения, 2006, № 8.
- [5] *Вакуумная техника: справочник*. Демихов К.Е., Панфилов Ю.В., ред. Москва, Машиностроение, 2009, 590 с.
- [6] Кириллин В.А., Сычев В.В., Шейндлин А.Е. *Техническая термодинамика*. Москва, Энергоатомиздат, 1983, 416 с.
- [7] Ковтун В.С. *Способ терморегулирования радиационных поверхностей космических аппаратов*. Пат. RU 2 262 468 С2. МКИ В 64 G 1/50, F 28 D15/06. Изобретения, 2005, № 29.
- [8] Калинин Д.А., Ковтун В.С., Сысоев Д.В. *Способ терморегулирования элементов конструкции космического аппарата с расположенными на них элементами конструкции двигательной установки с газовыми ракетными двигателями*. Пат. RU 2 341 417 С2. МКИ В 64 G 1/00. Изобретения, 2008, № 35.
- [9] Ковтун В.С., Калинин Д.А. *Способ терморегулирования космического аппарата*. Пат. RU 2262469 С2. МКИ В 64 G 1/50. Изобретения, 2005, № 29.
- [10] Морозов А.И. Разработка идеологии стационарных плазменных двигателей. *Физика плазмы*, 2003, т. 29, № 3, с. 261–276.
- [11] Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П. и др. СПД работают в космосе. *Физика плазмы*, 2003, т. 29, № 3, с. 277–292.
- [12] ГОСТ 10219–77. *Газообразный ксенон (Xe)*.
- [13] Бабичев А.П., Бабушкина Н.А., Братковский А.М. и др. *Физические величины: Справочник*. Григорьев И.С., Мейлихов Е.З., ред. Москва, Энергоатомиздат, 1991, 1232 с.
- [14] Кравец В.Г., Любинский В.Е. *Основы управления космическими полетами*. Москва, Машиностроение, 1983.

Статья поступила в редакцию 31.05.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Калинин Д.А., Ковтун В.С., Сысоев Д.В. Повышение эффективности работы системы хранения и подачи газообразного рабочего тела при эксплуатации космического аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 5. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/vacuum/755.html>

**Калинин Дмитрий Анатольевич** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Вакуумная и компрессорная техника» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Начальник отдела ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Область научных интересов: вакуумные системы энергофизических установок, моделирование и испытания. e-mail: dmitry.kalinkin@rsce.ru

**Ковтун Владимир Семенович** — канд. техн. наук, начальник отделения ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Область научных интересов: системное проектирование автоматических космических комплексов и систем.

**Сысоев Денис Вячеславович** — канд. техн. наук, старший научный сотрудник  
ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Область научных интересов: ракетные  
двигатели и энергоустановки, моделирование и испытания.