

Довыведение космических аппаратов на геостационарную орбиту с помощью электрореактивных двигателей

© А.В. Яковлев, А.А. Внуков, Т.Н. Баландина

АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва»,
662971, Железногорск, Красноярский край, Россия

Проанализированы схемы выведения космического аппарата (КА) на геостационарную орбиту (ГСО) с использованием электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ). Получены необходимые значения затрат массы рабочего тела и времени для довыведения КА на ГСО с переходной орбиты. Для определения эффективности довыведения проведено сравнение семейства переходных орбит. Обсуждаются проблемы, связанные с нахождением КА в радиационном поясе Земли. Показаны преимущества довыведения КА, оснащенного ЭРДУ, на ГСО.

Ключевые слова: космический аппарат, геостационарная орбита, переходная орбита, электрореактивная двигательная установка, эффективность довыведения.

Введение. Актуальность работы обусловлена тем, что довыведение космического аппарата (КА) на геостационарную орбиту (ГСО) с помощью электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) создаст преимущества по количеству затрачиваемого топлива по сравнению с применением для этой цели химических двухкомпонентных реактивных двигателей. Для выведения на орбиту геостационарных КА, разработанных в России, широко используют ракеты-носители (РН), которые эксплуатируют совместно с разгонным блоком, способным осуществить необходимые маневры для перевода КА с геопереходной орбиты на геостационарную.

Однако возросшая в последнее время конкуренция между производителями РН, в частности успешная эксплуатация сравнительно недорогой РН Falcon-9 и планы по созданию РН Ariane-6, которая также, предположительно, будет обладать низкой стоимостью, ведет к росту интереса потенциальных заказчиков к РН, выводящим полезную нагрузку на геопереходную орбиту с низким перигеем.

При такой схеме от КА требуется наличие собственной апогейной двигательной установки (АДУ), используемой для перевода (довыведения) спутника с геопереходной орбиты на рабочую. Это условие не позволяет КА, не имеющим собственной АДУ, успешно конкурировать на мировом рынке. В связи с этим перед отечественными разработчиками геостационарных спутников стоит задача обеспечить переход с орбиты с низким перигеем на ГСО с помощью собственных двигателей КА [1].

Традиционно для довыведения зарубежных КА используют АДУ с двухкомпонентным химическим двигателем на монометилгидразине и смеси оксидов азота. Это решение не является эффективным с точки зрения стартовой массы КА: в зависимости от применяемой РН и местоположения точки старта масса топлива для довыведения КА на ГСО может составлять до 50 % стартовой массы КА. Первое штатное довыведение отечественных спутников с помощью ЭРДУ, разработанных инженерами АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва», было осуществлено в 2014 г. («Экспресс-АМ5») [2] и в 2015 г. («Экспресс-АМ6») с переходной орбиты, характеризующейся высоким перигеем и малым эксцентриситетом.

Первые зарубежные спутники с электрореактивным довыведением на базе платформы 702SP [3], созданной фирмой Boeing для довыведения с переходной орбиты с низким перигеем, были успешно запущены на переходную орбиту $400 \times 63\,000$ км 2 марта 2015 г. Масса ксенона, применяемого для довыведения КА, составляет около 5 % их стартовой массы, что в 10 раз меньше, чем при использовании обычной химической АДУ.

Целью исследования является анализ схемы выведения КА на ГСО с использованием ЭРДУ. В ходе исследования были выполнены следующие работы:

рассмотрены особенности довыведения КА на ГСО с помощью ЭРДУ;

проведена оценка затрат массы рабочего тела и времени при довыведении КА на ГСО с помощью ЭРДУ.

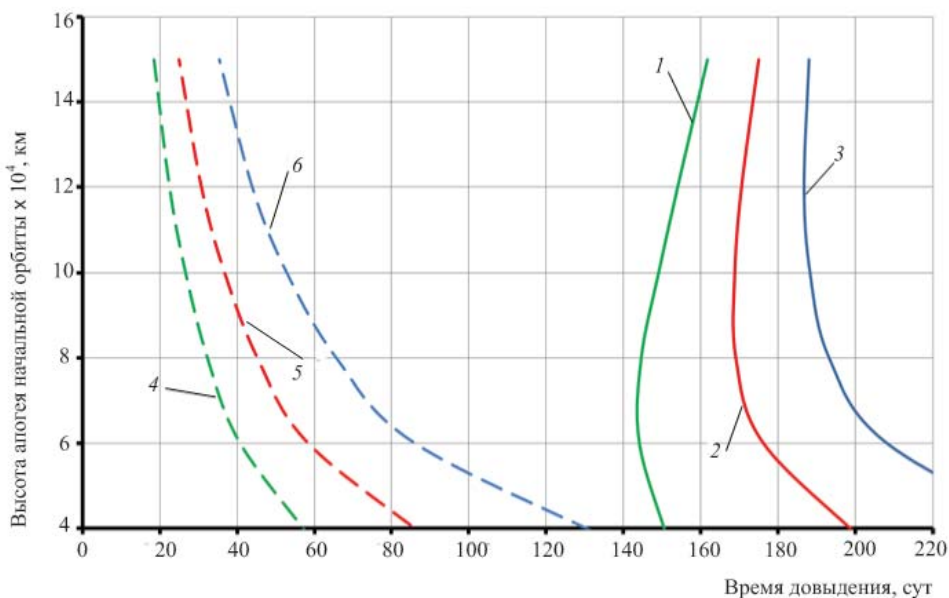
Особенности довыведения КА на ГСО с помощью ЭРДУ. Довыведение КА на ГСО с помощью реактивного двигателя малой тяги (к которым, в частности, относится ЭРДУ) характеризуется большой длительностью, обусловленной малым секундным расходом рабочего тела в двигателе. При этом в соответствии с законами баллистики максимальная эффективность изменения большой полуоси переходной орбиты достигается в точке апогея этой орбиты и минимальна в точке пересечения орбиты с ее малой полуосью. Таким образом, для сокращения времени довыведения КА на ГСО необходимо максимизировать время нахождения КА в околоапогейной зоне переходной орбиты. Это можно осуществить уменьшением скорости прохождения аппаратом апогея орбиты.

В соответствии со вторым законом Кеплера уменьшения скорости в апогее орбиты можно добиться, увеличив эксцентриситет переходной орбиты или, другими словами, увеличив высоту апогея при неизменной высоте перигея. Так, при высоте перигея стандартной геопереходной орбиты 200 км скорость КА в апогее с высотой 36 000 км будет равна

1,589 км/с, в апогее с высотой 60 000 км — 1,040 км/с, а в апогее с высотой 120 000 км — 0,558 км/с.

Необходимые затраты характеристической скорости на изменение наклона орбиты прямо пропорциональны скорости в узловых точках переходной орбиты. Следовательно, для минимизации затрат массы рабочего тела на изменение наклона орбиты необходимо, чтобы в одном из узлов переходной орбиты находился апогей. В этом случае можно совместить выдачу импульсов на изменение наклона орбиты и на увеличение ее большой полуоси.

Оценка затрат массы рабочего тела и времени при довыведении КА на ГСО с помощью ЭРДУ. В качестве исходных данных для оценки затрат массы рабочего тела (определяющих время довыведения КА на ГСО) были выбраны следующие средние значения массы КА на ГСО: 2000 кг для КА среднего класса; 3500 кг для КА тяжелого класса.



Зависимость времени довыведения КА на ГСО от высоты апогея начальной орбиты для КА массой на ГСО 2000 кг:

1–3 — общее время довыведения для начальных орбит с наклоном 6; 28,5; 51,5° соответственно; 4–6 — время достижения орбиты с перигеем 10 000 км и нулевым наклоном для начальных орбит с наклоном 6; 28,5; 51,5° соответственно

Анализ возможных переходных орбит КА массой на ГСО 2000 кг (кривые 1–3 на рисунке) показывает, что с точки зрения сокращения времени довыведения для орбит с наклоном более 28,5° необходимо использовать орбиты с высотой апогея не ниже 80 000 км. Для

орбит с наклонением менее $28,5^\circ$ для сокращения периода довыведения целесообразно формировать апогей на высоте 61 000 км.

Графики зависимости времени прохождения внутреннего радиационного пояса (кривые 4–6 на рисунке) свидетельствуют о том, что это время существенно зависит от высоты апогея начальной орбиты. Время нахождения КА в этом радиационном поясе оказывает определяющее воздействие на суммарную поглощенную дозу радиоактивного излучения, так как энергия заряженных частиц во внутреннем радиационном поясе приблизительно в 20 раз выше, чем на ГСО. Таким образом, вопрос выбора оптимальной орбиты в значительной мере сводится к сокращению срока пребывания КА в зоне внутреннего радиационного пояса Земли.

Предлагается в качестве начальной орбиты использовать орбиту с высотой апогея 120 000 км как обеспечивающую малое суммарное время довыведения на наклонениях переходной орбиты от $28,5$ до $51,5^\circ$ и при этом позволяющую минимизировать время нахождения КА в зоне внутреннего радиационного пояса Земли без существенных потерь по массе, выводимой на переходную орбиту с помощью РН.

Схема довыведения состоит из трех этапов:

- 1) изменение наклонения орбиты до нулевого значения;
- 2) подъем высоты перигея переходной орбиты до высоты ГСО;
- 3) опускание высоты апогея переходной орбиты до высоты ГСО.

Скорость в апогее замкнутой орбиты [4]

$$V_a = \sqrt{K \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}, \quad (1)$$

где K — гравитационный параметр Земли, $K = 398\,600 \text{ км}^3/\text{с}^2$; r — радиус-вектор апогея орбиты, км; a — большая полуось переходной орбиты, км.

Для орбиты $200 \times 120\,000$ км скорость в апогее составляет $0,558 \text{ км/с}$.

Затраты характеристической скорости на изменение наклонения орбиты [5]

$$\Delta V_\alpha = 2V_a \sin \frac{\alpha}{2}, \quad (2)$$

где V_a — скорость в апогее переходной орбиты, км/с; α — наклонение переходной орбиты.

В настоящее время запуски коммерческих КА на ГСО осуществляются с использованием переходных орбит с наклонением 6° (космодром Куру) [6], $28,5^\circ$ (космодромы Мыс Канаверал, Сичан, Танегасима) [7] и $51,5^\circ$ (космодром Байконур) [8]. Суммарные затраты характеристиче-

ской скорости на довыведение КА с орбиты $200 \times 120\,000$ км на ГСО равны соответственно 1,445; 1,662 и 1,872 км/с.

Дополнительным преимуществом предлагаемой схемы является тот факт, что затраты характеристической скорости при довыведении КА на ГСО с орбиты $200 \times 120\,000$ км меньше затрат скорости на довыведение со стандартной геопереходной орбиты (например, при запуске с космодрома Куру затраты на довыведение со стандартной геопереходной орбиты при последовательном изменении наклона и высоты перигея составляют 1,644 км/с, при запуске с Мыса Канаверал — 2,260 км/с).

Масса рабочего тела, необходимого для выработки суммарного импульса, соответствующего необходимому приращению характеристической скорости, может быть определена по формуле Циолковского [9]:

$$\Delta V = I_{\text{уд}} \ln \frac{M_{\text{н}}}{M_{\text{КА}}}, \quad (3)$$

где ΔV — необходимое приращение характеристической скорости, м/с; $I_{\text{уд}}$ — удельный импульс двигателя, м/с; $M_{\text{н}}$ — начальная масса КА после отделения от РН, кг; $M_{\text{КА}}$ — масса КА на ГСО, кг.

Преобразовав формулу (3), можно получить выражение для определения массы рабочего тела $M_{\text{р.т}}$ в зависимости от требуемой массы КА на ГСО:

$$M_{\text{р.т}} = M_{\text{КА}} \left(e^{\Delta V / I_{\text{уд}}} - 1 \right). \quad (4)$$

Поскольку значения ΔV получены для случая мгновенной выдачи импульса в точках максимальной эффективности, при расчетах массы рабочего тела необходимо использовать повышающий коэффициент, который позволяет моделировать реальные условия работы ЭРДУ. Согласно опыту АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва», на этапе проектных оценок значение этого коэффициента целесообразно принять равным 1,3. В ходе расчетов в качестве ЭРДУ рассматривался стационарный плазменный двигатель СПД-140 (производство ОКБ «Факел», г. Калининград) с удельным импульсом тяги 1680 с [10].

Результаты расчетов массы рабочего тела для различных масс КА на ГСО и различных наклонов переходной орбиты приведены в табл. 1.

Для определения длительности этапа довыведения КА на ГСО необходимо определить участок орбиты эффективной работы ЭРДУ. В качестве такого участка была принята дуга эллипса. При движении КА по этой дуге угол между вектором орбитальной скорости КА

Таблица 1

Значения массы рабочего тела, необходимой для довыведения КА на ГСО ($h_p = 200$ км, $h_a = 120\ 000$ км)

| Масса КА на ГСО, кг | Масса рабочего тела, кг, при различных наклонениях i переходной орбиты | | |
|---------------------|--|------------------|------------------|
| | $i = 6^\circ$ | $i = 28,5^\circ$ | $i = 51,5^\circ$ |
| 2000 | 239,9 | 278,5 | 316,3 |
| 3500 | 419,9 | 487,4 | 553,5 |

и вектором тяги апогейного ЭРДУ (при ориентации вектора тяги перпендикулярно линии апсид) будет изменяться в диапазоне $\pm 60^\circ$. Истинную аномалию начала и конца такого участка для каждого витка определяют по формулам, изложенным в [11]. Средней точкой участка является апогей переходной орбиты. В результате проведенных расчетов были получены значения общего времени довыведения КА на ГСО (табл. 2).

Таблица 2

Значения общего времени довыведения КА на ГСО ($h_p = 200$ км, $h_a = 120\ 000$ км)

| Масса КА на ГСО, кг | Общее время, сут, довыведения при различных наклонениях i переходной орбиты | | |
|---------------------|---|------------------|------------------|
| | $i = 6^\circ$ | $i = 28,5^\circ$ | $i = 51,5^\circ$ |
| 2000 | 154 | 170,6 | 186,8 |
| 3500 | 269,5 | 298,5 | 326,8 |

Результаты расчета времени достижения КА перигея 10 000 км для переходной орбиты 200×120 000 км представлены в табл. 3.

Таблица 3

Значения времени достижения КА перигея 10 000 км для переходной орбиты 200×120 000 км

| Масса КА на ГСО, кг | Время, сут, достижения КА перигея 10 000 км при различных наклонениях i орбиты | | |
|---------------------|--|------------------|------------------|
| | $i = 6^\circ$ | $i = 28,5^\circ$ | $i = 51,5^\circ$ |
| 2000 | 26,4 | 42,9 | 59,1 |
| 3500 | 46,2 | 75,1 | 103,5 |

Для сравнения в табл. 4 и 5 приведены результаты расчета массы рабочего тела, необходимой для довыведения КА на ГСО с переходной орбиты 200×61 000 км.

Таблица 4

Значения массы рабочего тела, необходимой для довыведения КА на ГСО ($h_p = 200$ км, $h_a = 61\ 000$ км)

| Масса КА на ГСО, кг | Масса, кг, рабочего тела при различных наклонениях i орбиты | | |
|---------------------|---|------------------|------------------|
| | $i = 6^\circ$ | $i = 28,5^\circ$ | $i = 51,5^\circ$ |
| 2000 | 260,3 | 332,8 | 405,2 |
| 3500 | 455,4 | 582,5 | 709,1 |

Таблица 5

Значения общего времени довыведения КА на ГСО ($h_p = 200$ км, $h_a = 61\ 000$ км)

| Масса КА на ГСО, кг | Общее время, сут, довыведения при различных наклонениях i переходной орбиты | | |
|---------------------|---|------------------|------------------|
| | $i = 6^\circ$ | $i = 28,5^\circ$ | $i = 51,5^\circ$ |
| 2000 | 144,1 | 176,2 | 208,2 |
| 3500 | 252,2 | 308,4 | 364,4 |

Результаты расчета времени достижения КА перигея 10 000 км для переходной орбиты 200×61 000 км представлены в табл. 6.

Таблица 6

Время достижения КА перигея 10 000 км для переходной орбиты 200 км×61 000 км

| Масса КА на ГСО, кг | Время, сут, достижения КА перигея 10 000 км при различных наклонениях i орбиты | | |
|---------------------|--|------------------|------------------|
| | $i = 6^\circ$ | $i = 28,5^\circ$ | $i = 51,5^\circ$ |
| 2000 | 49,1 | 80,2 | 112,2 |
| 3500 | 84,2 | 140,4 | 196,6 |

Заключение. Проведенный анализ подтвердил возможность выведения КА, оснащенных ЭРДУ, на ГСО с переходной орбиты 200×120 000 км. При наклонении орбиты более 28,5° довыведение КА на ГСО с этой переходной орбиты на 10,3 % меньше по длительности, чем довыведение с орбиты 200×61 000 км. Однако для орбит с наклонением менее 28,5° выигрыш по суммарному времени отсутствует. Это объясняется тем, что с увеличением наклонения вклад затрат массы топлива на изменение наклонения в суммарных затратах массы рабочего тела растет и общее время, требуемое для изменения наклонения орбиты до нуля, определяется скоростью в апогее переходной орбиты.

Главным преимуществом довыведения КА на ГСО с помощью ЭРДУ с переходной орбиты 200×120 000 км является существенное уменьшение времени нахождения КА во внутреннем радиационном поясе Земли, что позволяет отказаться от использования дополнительной радиационной защиты.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Яковлев А.В., Внуков А.А., Баландина Т.Н., Пац А.А. Оценка эффективности выведения космического аппарата на заданную орбиту комбинированным методом. *Космическое приборостроение. Сб. науч. тр.* Томск, 2015, с. 219–222.
- [2] Булынин Ю.Л., Попов В.В., Яковлев А.В. Результаты баллистического обеспечения запуска на геостационарную орбиту спутника «Экспресс-АМ5». *Тез. докл. 19-й Междунар. науч. конф. «Системный анализ, управление и навигация»*. Москва, Изд-во МАИ, 2014, с. 256–262.
- [3] Goebel D., Polk J., Sandler I., Mikellides I., Brophy J., Tighe W., Chien K. Evaluation of 25-cm XIPS Thruster Life for Deep Space Mission Application. *31th International Electric Propulsion Conference, USA, 2013*, p. 19. URL: http://www.researchgate.net/publication/245435753_Analytical_Ion_Thruster_Discharge_Performance_Model (дата обращения 07.05.2015).
- [4] Миреп С.А. *Механика космического полета. Орбитальное движение*. URL: <http://www.keldysh.ru/kur/move.pdf> (дата обращения 10.06.2015).
- [5] Бутиков Е.И. *Закономерности кеплеровых движений*. URL: <http://butikov.faculty.ifmo.ru/Planets/Background.pdf> (дата обращения 01.04.2015).
- [6] *Soyuz User's Manual*. URL: <http://www.arianespace.com> (дата обращения 18.10.2014).
- [7] *Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide*. URL: <http://spaceflightnow.com> (дата обращения 15.10.2014).
- [8] *Proton Launch System Mission Planner's Guide*. URL: <http://www.ilslaunch.com> (дата обращения 03.10.2014).
- [9] *Реактивное движение*. URL: <http://www.math24.ru> (дата обращения 18.02.2015).
- [10] *Продукция ОКБ «Факел». Двигатель СПД-140*. URL: <http://www.fakel-russia.com> (дата обращения 20.07.2015).
- [11] Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. *Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения*. Красноярск, Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2011, 488 с.

Статья поступила в редакцию 27.01.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Яковлев А.В., Внуков А.А., Баландина Т.Н. Довыведение космических аппаратов на геостационарную орбиту с помощью электрореактивных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 2.

URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/adb/1466.html>

DOI 10.18698/2308-6033-2016-02-1466

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Яковлев Андрей Викторович — начальник отдела общего проектирования космических аппаратов и систем АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва». Область научных интересов: проектирование космических аппаратов и систем. e-mail: yav@iss-reshetnev.ru

Внуков Алексей Анатольевич — инженер 1-й категории отдела общего проектирования космических аппаратов и систем АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва». Область научных интересов: проектирование космических аппаратов и систем.

Баландина Татьяна Николаевна — инженер отдела общего проектирования космических аппаратов и систем АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва». Область научных интересов: проектирование космических аппаратов и систем. e-mail: tan.balandina2015@yandex.ru

Final ascent to the geostationary orbit with the electric propulsion engine

© A.V. Yakovlev, A.A. Vnukov, T.N. Balandina

JSC Academician M.F. Reshetnev “Information Satellite Systems”, Zheleznogorsk,
662971, Krasnoyarsk Region, Russia

The article describes the analysis of the schemes of completing spacecraft launch into geostationary orbit (GSO) using the electric propulsion system, the assessment of propellant mass and time consumption, and the required values of these parameters for completing spacecraft launch into the geostationary orbit from a transfer orbit. The family of transfer orbits was compared to determine the effectiveness of completing spacecraft launch. The problems associated with spacecraft stay in Earth's radiation belt are discussed. The advantages of completing launch of the spacecraft equipped with electric propulsion systems into the GSO are demonstrated.

Keywords: spacecraft, geostationary orbit, transfer orbit, electric propulsion system, effectiveness of completing spacecraft launch.

REFERENCES

- [1] Yakovlev A.V., Vnukov A.A., Balandina T.N., Pats A.A. Otsenka effektivnosti vyvedeniya kosmicheskogo apparata na zadannuyu orbitu [Assessment of Effectiveness of the Spacecraft Injection into the Desired Orbit with the Combined Method]. *Kosmicheskoe priborostroenie. Sbornik nauchnykh trudov* [Space Device Engineering. Collection of Scientific Papers]. Tomsk, 2015, pp. 219–222.
- [2] Bulynin Yu.L., Popov V.V., Yakovlev A.V. Rezultaty ballisticheskogo obespecheniya zapuska na geostatsionarnuyu orbitu sputnik “Ekspress-AM5” [The Results of the Ballistic Support of the Satellite “Express-AM5” Launch into the Geostationary Orbit]. *Tezisy doklada 19-y mezhduнародnoy nauchnoy konferentsii “Sistemnyy analiz, upravlenie i navigatsiya”* [19th International Scientific Conference “System analysis, control and navigation”. Abstracts], Moscow, MAI Publ., 2014, pp. 256–262.
- [3] Goebel D., Polk J., Sandler I., Mikellides I., Brophy J., Tighe W., Chien. K. Evaluation of 25-cm XIPS[®] Thruster Life for Deep Space Mission Application. *31th International Electric Propulsion Conference, USA*, 2013, p. 19. Available at: http://www.researchgate.net/publication/245435753_Analytical_Ion_Thruster_Discharge_Performance_Model (accessed 07 May, 2015).
- [4] Mirer S.A. *Mekhanika kosmicheskogo poleta. Orbitalnoe dvizhenie* [Space Flight Mechanics. Orbital Motion]. Available at: <http://www.keldysh.ru/kur/move.pdf> (accessed 10 June, 2015).
- [5] Butikov E.I. *Zakonomernosti keplerovykh dvizheniy* [Laws of Keplerian motion]. Available at: <http://butikov.faculty.ifmo.ru/Planets/Background.pdf> (accessed 01 April, 2015).
- [6] *Soyuz User’s Manual*. Available at: <http://www.arianespace.com> (accessed 18 October, 2014).
- [7] *Falcon 9 Launch Vehicle Payload User’s Guide*. Available at: <http://spaceflightnow.com> (accessed 15 October, 2014).
- [8] *Proton Launch System Mission Planner’s Guide*. Available at: <http://www.ilslaunch.com> (accessed 03 October, 2014).

- [9] *Reaktivnoe dvizhenie* [Jet propulsion]. Available at: <http://www.math24.ru> (accessed 18 February, 2015).
- [10] *Produksiya OKB "Fakel". Dvigatel SPD-140* [Production of SDB "Fakel". Engine SPD-140]. Available at: <http://www.fakel-russia.com> (accessed 20 July, 2015).
- [11] Chebotarev V.E., Kosenko V.E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Basics of Designing Information Support Spacecrafts]. Krasnoyarsk, Siberian State Aerospace University Publ., 2011, 488 с.

Yakovlev A.V., Head of the Department of Spacecraft and System General Design, JSC Academician M.F. Reshetnev "Information Satellite Systems". Research interests: spacecraft and system design. e-mail: yav@iss-reshetnev.ru

Vnukov A.A., Engineer of the 1st category, Department of Spacecraft and System General Design, JSC Academician M.F. Reshetnev "Information Satellite Systems". Research interests: spacecraft and system design.

Balandina T.N., Engineer of the Department of Spacecraft and System General Design, JSC Academician M.F. Reshetnev "Information Satellite Systems". Research interests: spacecraft and system design. e-mail: tan.balandina2015@yandex.ru