

ПРЕДПОСЫЛКИ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ ПОЛНОСТЬЮ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ РАБОТЫ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

А. А. Внуков, Е. И. Рвачёва

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: VnukovAlx@yandex.ru

В связи с увеличением спроса на космические аппараты, способные при сравнительно малой стартовой массе выводиться на геостационарную орбиту с помощью ракет-носителей, не оборудованных разгонными блоками, а также тенденцией использования ракет среднего класса для группового запуска геостационарных спутников, мировые разработчики космических аппаратов стремятся сократить запасы топлива для апогейного манёвра, заменяя привычные двухкомпонентные химические двигатели электрореактивными либо комбинируя их. Однако предлагаемые схемы полностью электрореактивных систем реактивного движения имеют явные недостатки, обусловленные необходимостью поиска компромисса между высоким электропотреблением электростатических или электромагнитных двигателей и низким удельным импульсом электронагревных двигателей, а также сложностями, связанными с длительным нахождением космического аппарата в зоне радиационных поясов Земли при его переводе с переходной на рабочую орбиту с помощью электрореактивных двигателей, что отрицательно сказывается на его надёжности и ухудшает массовую эффективность аппаратуры космического аппарата. Рассмотрены различные концепции полностью электрореактивных платформ для космических аппаратов на геостационарной орбите и проведён сравнительный анализ этих концепций с существующей комбинированной схемой, применяемой для космических аппаратов разработки ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва. Обосновано конкурентное преимущество комбинированной системы реактивного движения производства ОАО «ИСС» перед перспективными полностью электрореактивными системами реактивного движения. Однако в связи с невозможностью использовать для запуска спутников, оборудованных комбинированной системой реактивного движения разработки ОАО «ИСС», на геостационарную орбиту с помощью зарубежных ракет-носителей, не оснащённых разгонными блоками, возникает необходимость применять в составе космического аппарата апогейную установку, способную обеспечить подъём перигея переходной орбиты до высоты, исключающей попадание космического аппарата в зону радиационных поясов Земли. Приведены возможные массовые характеристики космического аппарата среднего класса, использующего электрореактивную схему довыведения и совместимого с зарубежными ракетами-носителями. Определены основные направления развития систем полностью электрореактивного движения, связанные, в первую очередь, с используемыми схемами перевода космических аппаратов с переходной орбиты на геостационарную орбиту.

Ключевые слова: космический аппарат, система коррекции, система ориентации, электрореактивный двигатель, двигатель ориентации на ксеноне, двигатель ориентации на гидразине.

Vestnik SibGAU
2014, No. 4(56), P. 140–146**BACKGROUNDS AND TRENDS OF ALL-ELECTRIC PROPULSION GEOSTATIONARY SATELLITES CREATION**

A. A. Vnukov, E. I. Rvacheva

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev
52, Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: VnukovAlx@yandex.ru

Due to the increasing of demand for spacecrafts, capable, at a relatively low launch mass, being injected into geostationary orbit by the launch vehicles is not equipped with apogee upper stage, as well as due to the trend of using middle class launch vehicles for the group launch of geostationary satellites, spacecraft manufacturers worldwide seek capabilities for reducing of fuel reserves for apogee maneuver, replacing the usual two-component chemical engines by the electric thrusters or combining them. However, the proposed schemes of all-electric propulsion systems have obvious disadvantages, due to the need of finding a compromise between the high power consumption of electrostatic or electromagnetic thrusters and low specific impulse resistojets, as well as the difficulties associated with the long-term presence in the area of Van-Allen radiation belts during his transfer to the operational orbit using electric thrusters,

which negatively affects its reliability and degrades the mass efficiency of spacecraft equipment. In this paper the authors consider a different concept of all-electric propulsion platforms for spacecraft in geostationary orbit and provides a comparative analysis of these concepts with the existing combination schemes used for spacecrafts of JSC "Academician M.F. Reshetnev "Information Satellite Systems". Competitive advantage of the combined system of jet propulsion produced by JSC «ISS» over the prospective all-electric propulsion systems is justified. However, due to the impossibility to use for launching satellites with a JSC «ISS»'s combined propulsion system into geostationary orbit using foreign launch vehicles not equipped with apogee upper stage, there is a need to apply as part of the spacecraft apogee engine that capable of providing increase of the transfer orbit perigee to an altitude preventing from the spacecraft presence in the area of Van-Allen radiation belts. The feasible mass performances of a middle-class satellite with hybrid orbit transfer propulsion system and compatible with foreign launchers are assigned. The main trends of all-electric propulsion systems development, associated primarily with the transfer scheme, used by different spacecrafts for injection in geostationary orbit are specified.

Keywords: spacecraft, propulsion system, attitude control system, electric thruster, xenon attitude control thruster, hydrazine attitude control thruster.

Введение. В настоящее время, когда масса запускаемых космических аппаратов неуклонно растет, а возможности средств выведения остаются на прежнем уровне и даже имеют тенденцию к ухудшению (Falcon-9, Ariane-6), вопрос повышения массовой эффективности платформы для космических аппаратов на геостационарной орбите приобретают особую актуальность.

13 марта 2012 года корпорация «Боинг» сообщила о заключении контракта со спутниковыми операторами Asia Broadcast Satellite, Гонконг, и Satmex, Мексика (в 2013 году Satmex был куплен спутниковым оператором Eutelsat), на изготовление и запуск на PH Falcon-9v1.1 четырех спутников на базе новой, полностью электрореактивной платформы Boeing-702SP [1]. 15 октября 2013 года Европейское космическое агентство заключило в рамках программы ARTES 33 партнёрское соглашение со спутниковым оператором SES (Люксембург) о совместном финансировании разработки полностью электрореактивного КА Electra [2]. Основным подрядчиком выбрана компания OHB System AG (Германия). Первоначально предполагалось разработать под КА Electra собственную платформу, однако в связи с возникшими техническими трудностями решено отказаться от разработки новой платформы в пользу модернизации платформы SmallGEO, работа над которой ведётся с 2009 года [3].

Впоследствии о намерении изготовить полностью электрореактивные космические аппараты заявили фирмы Dauria Aerospace [4] и Airbus Defense and Space [5; 6], а 8 сентября 2014 года компания Lockheed Martin опубликовала пресс-релиз [7] о проведении модернизации спутниковой платформы A2100, где в числе прочих нововведений указана возможность создания полностью электрореактивного КА на базе этой платформы.

Под термином «полностью электрореактивный космический аппарат» (all-electric propulsion spacecraft) понимается такой космический аппарат, в системе реактивного движения которого отсутствуют химические двигатели, использующие для генерации реактивной тяги внутреннюю химическую энергию топлива.

Сводные данные о контрактах на полностью электрореактивные платформы приведены в табл. 1.

В данной работе авторами проведён сравнительный анализ существующих концепций полностью электрореактивных космических аппаратов с квалифицированной комбинированной схемой системы реактивного движения, используемой в космических аппаратах разработки ОАО «ИСС».

1. Предпосылки создания полностью электрореактивных космических аппаратов. В связи с дороговизной зарубежных ракет-носителей тяжёлого класса, широкое распространение получила схема запуска геостационарных космических аппаратов американского и европейского производства с помощью ракет-носителей среднего класса на переходную орбиту с перигеем порядка 200 км, апогеем от 36000 до 90000 км, с последующим переводом на геостационарную орбиту с помощью апогейного химического двухкомпонентного двигателя, являющегося составной частью системы коррекции космического аппарата [8]. В качестве топлива для апогейного двигателя используется топливная пара монометилгидразин – смесь оксидов азота. После завершения этапа выведения космического аппарата на геостационарную орбиту эта же топливная пара используется для работы двигателей ориентации. В связи с тем, что двухкомпонентные химические двигатели обладают низким удельным импульсом, масса топлива для них составляет от 30 до 50 % от стартовой массы космического аппарата [9; 10]. Поскольку стоимость запуска одного килограмма полезного груза на геопереходную орбиту в настоящее время варьируется от 12500 до 26500 долл., а также учитывая возросшую конкуренцию между разработчиками космических аппаратов (чему способствует в том числе активное продвижение на международный рынок российских и китайских компаний), лидеры космической промышленности активно работают над снижением стартовой массы геостационарных спутников, в первую очередь, за счёт уменьшения доли топлива в стартовой массе КА. Однако концепция построения системы коррекции остаётся прежней: для двигателя довыведения и для двигателей ориентации предполагается использовать единую топливную систему, при этом в качестве рабочего тела для двигателей коррекции рассматривается хорошо изученное и имеющее большой опыт летного применения вещество – ксенон.

Таблица 1

Контракты на создание полностью электрореактивных КА

КА	ABS-3A, Satmex-7	Electra	NexStar	SES-12	Eutelsat 172B
Стартовая масса, кг	2000	3000	1250	5300	3500
Мощность СЭП, Вт	10000	12000	3000	19000	13000
Дата заключения контракта	13.03.12	15.10.13	15.07.14	04.09.14	31.07.14
Дата предполагаемого запуска на орбиту	конец 2015 г.	2018 г.	конец 2017 г.	2017 г.	

Российские разработчики для выведения геостационарных космических аппаратов используют ракеты-носители, оборудованные разгонным блоком, способным осуществить необходимые манёвры для перевода КА с геопереходной на геостационарную орбиту. Поэтому в системе реактивного движения КА разработки ОАО «ИСС» отсутствует апогейный химический двигатель, а задачи начальной ориентации решаются с помощью однокомпонентных электротермокаталитических двигателей, использующих в качестве топлива гидразин. Однако возросшая за последнее время конкуренция между производителями ракет-носителей, в частности, успешная лётная квалификация сравнительно недорогой РН Falcon-9 и планы по созданию РН Ariane-6, также обладающей низкой стоимостью, ведёт к «перекося» рынка средств выведения в пользу ракет, выводящих полезную нагрузку на геопереходную орбиту с низким перигеем. Это, в свою очередь, не позволяет космическим аппаратам, не имеющим собственного апогейного двигателя, успешно конкурировать на мировом рынке. Поэтому перед отечественными разработчиками геостационарных космических аппаратов стоит задача обеспечить переход с орбиты с низким перигеем на геостационарную орбиту силами собственных двигателей космического аппарата.

2. Полностью электрореактивная система реактивного движения на ксеноне. Перспектива использования ксенона в качестве рабочего тела для двигателей системы коррекции и системы ориентации, впервые опробованная в составе унифицированной космической платформы на спутнике связи «Ямал-100» [11; 12], является лейтмотивом разработки новейших спутниковых платформ. В первую очередь, это связано с высоким интересом и имеющимся опытом [13] по использованию электрореактивных двигателей на ксеноне для довыведения космических аппаратов на геостационарную орбиту. В сложившейся практике для довыведения и для ориентации зарубежных космических аппаратов используются двигатели, работающие на одном виде топлива и, соответственно, топливная система с общим баком.

Фирма Boeing предлагает комбинацию из четырёх двигателей XIPS-25 (Xenon Ion Propulsion System, двигатели диаметром 25 см) собственной разработки, установленных в карданном подвесе. Такая компоновка позволяет минимизировать массу двигательной установки системы реактивного движения за счёт использования двигателей XIPS-25 как для задач довыведения и коррекции орбиты, так и для задач разгрузки маховиков системы ориентации. Это даёт существенную экономию рабочего тела – масса ксенона,

требуемого для решения задач системы ориентации измеряется единицами килограммов. Однако большая электрическая мощность, требуемая для работы ионных электростатических двигателей XIPS (от 2 до 4,5 кВт, в зависимости от величины требуемой тяги) [14] приводит к тому, что доля энергии, генерируемой солнечными батареями, которая направляется на работу полезной нагрузки, существенно снижается. Так, для платформы B-702SP из 12 кВт, генерируемых солнечными батареями, на непрерывную работу полезной нагрузки выделяется только 3,5 кВт, что составляет примерно 30 %, в то время как в аппаратах разработки ОАО «ИСС» эта доля может достигать 80 %. Кроме того, данная схема полностью электрореактивной системы реактивного движения накладывает ограничения на организацию режима живучести, что требует использования высоконадёжного функционирования бортового комплекса управления и в целом снижает надёжность функционирования всего космического аппарата.

Европейское космическое агентство в качестве концепции полностью электрореактивного космического аппарата рассматривает комбинацию плазменного или ионного двигателя довыведения и коррекции и электронагревных двигателей ориентации, работающих на ксеноне. Характеристики электронагревных двигателей [15] на примере двигателя XR-150 разработки компании Alta SpA (Италия) представлены в табл. 2.

Таблица 2

Основные характеристики двигателя XR-150

Масса, кг	0,22
Потребляемая мощность, Вт	≤ 95
Тяга, мН	250
Удельный импульс, с	65
Суммарный импульс, Н·с	≤ 180000

Для обеспечения требуемых точностей ориентации космического аппарата массой до 2000 кг в течение 15 лет функционирования на орбите требуется суммарный импульс порядка 60500 Н·с. Масса $m_{\text{рт}}$ рабочего тела, необходимого для генерации требуемого суммарного импульса, определяется выражением:

$$m_{\text{рт}} = I_{\Sigma} / I_{\text{уд}}, \quad (1)$$

где I_{Σ} – суммарный импульс, Н·с; $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс, м/с.

Из уравнения (1) определяем, что для работы системы ориентации и стабилизации на двигателях

XR-150 требуется ≈ 95 кг рабочего тела. При восьми-двигательной схеме обеспечения ориентации затраты массы на оборудование космического аппарата двигателями XR-150 составят $8 \cdot 1 = 8$ кг (принимая массу одного двигательного блока, состоящего из двух двигателей и радиатора, равной 1 кг). Массой бака рабочего тела пренебрегаем, полагая, что рабочее тело для системы ориентации будет храниться в баке рабочего тела системы коррекции. Суммарные затраты массы на оборудование космического аппарата системой ориентации с двигательной установкой на базе двигателей XR-150 составляют около 103 кг.

3. Комбинированная система реактивного движения на ксеноне и гидразине. С 1982 года на аппаратах разработки ОАО «ИСС» в качестве штатной системы ориентации используется система ориентации с электротермокаталитическими двигателями, использующими в качестве рабочего тела гидразин [12; 16]. В качестве двигателей ориентации на спутниках разработки ОАО «ИСС» применяются электротермокаталитические двигатели К50-10.1 [17] разработки ОКБ «Факел», г. Калининград. Их характеристики приведены в табл. 3.

Таблица 3
Основные характеристики двигателя К50-10.1

Масса, кг	0,3
Потребляемая мощность, Вт	4
Тяга, мН	540–96
Удельный импульс, с	220
Суммарный импульс, Н·с	≤ 112500

Для обеспечения срока активного существования 15 лет для КА массой 2000 кг, согласно уравнению (1) потребуется ≈ 28 кг гидразина. При этом система ориентации построена по восьмидвигательной схеме, соответственно, требуется восемь резервированных двигательных блоков, по два двигателя в каждом. Масса одного блока составляет 1,55 кг, масса бака для хранения и подачи гидразина (с учётом массы теплоизоляции и нагревателей) – 13,5 кг, масса азота для наддува – 0,2 кг. Затраты массы на оборудование КА системой ориентации на термокаталитических двигателях составят 54,1 кг.

Таким образом, система реактивного движения существующих платформ ОАО «ИСС», использующая в качестве рабочего тела для генерации реактивной тяги как ксенон, так и гидразин, обладает лучшими удельными массовыми и энергетическими характеристиками по сравнению с системой реактивного движения полностью электрореактивных зарубежных КА, использующих в качестве двигателей ориентации электронагревные двигатели на ксеноне. Кроме того, проигрывая по массе системе реактивного движения, использующей в качестве двигателей ориентации электростатические двигатели, комбинированная система разработки ОАО «ИСС» выигрывает у неё по критерию минимизации потребляемой мощности.

4. Схема выведения на геостационарную орбиту полностью электрореактивного КА. При разработке полностью электрореактивного космического аппарата ключевой проблемой является выведение его на геостационарную орбиту. Современные коммерческие ракеты-носители не имеют в своём составе разгонных блоков или двигателей многократного включения, способных вывести КА напрямую на ГСО или на геопереходную орбиту с высоким перигеем. Стандартная геопереходная орбита характеризуется высотой перигея, равной 250 км, высотой апогея, равной 36000 км, и наклоном, равным широте точки старта. При этом с точки зрения надёжности функционирования космического аппарата критичным является время его нахождения в зоне радиационных поясов Земли, располагающихся на высотах от 1000 до 10000 км. Высокий удельный импульс стационарных плазменных (холловских) или ионных электрореактивных двигателей позволяет значительно уменьшить количество рабочего тела, необходимого для перевода КА с промежуточной на геостационарную орбиту [18], однако малая тяга таких двигателей ведёт к увеличению времени нахождения спутника в зоне радиационных поясов Земли, что может негативно сказаться на надёжности функционирования систем космического аппарата и в общем случае привести к сокращению гарантийного срока активного существования.

Эта проблема может быть решена за счёт использования комбинированной схемы довыведения, заключающейся в выведении КА на промежуточную орбиту с низким перигеем, увеличении высоты перигея промежуточной орбиты до значения, превышающего высоту зон радиационных поясов Земли, и дальнейшем довыведении на ГСО с использованием электромагнитных или электростатических двигателей. В патенте компании SSL [19] для такой схемы довыведения предлагается использовать комбинацию из двухкомпонентной химической двигательной установки и электрореактивной двигательной установки. В целом такая схема может быть названа оптимальной, и по этой схеме ведут работы компании OHV System (Германия), Airbus Defense & Space (Европа) и SSL (США).

Необходимым условием для успешного перевода КА на геостационарную орбиту с помощью электрореактивных двигателей малой тяги является равенство суткам периода обращения промежуточной орбиты. В соответствии с третьим законом Кеплера это условие выполняется в случае равенства большой полуоси промежуточной орбиты большой полуоси геостационарной орбиты (42164 км). Задаваясь значением перигея промежуточной орбиты, равным 10000 км (верхняя граница радиационных поясов Земли), получаем апогей промежуточной орбиты, равный 61584 км. Таким образом, выведение на ГСО полностью электрореактивного космического аппарата заключается в последовательной реализации трёх этапов работы КА:

– выведение КА с помощью РН на промежуточную орбиту с высотой перигея 200–250 км и высотой апогея 61584 км;

– подъём высоты перигея промежуточной орбиты до уровня 10000 км с помощью химических двигателей большой тяги;

– перевод КА на ГСО с помощью стационарных плазменных или ионных ЭРД.

Результаты предварительных расчётов показывают, что для успешного выведения на ГСО космического аппарата среднего класса (массой на рабочей орбите до 2200 кг) с помощью комбинации двухкомпонентного химического и стационарных плазменных электрореактивных двигателей достаточно не более 1100 кг топлива для химического двигателя и не более 200 кг ксенона. При этом стартовая масса КА составит не более 3700 кг, что позволяет использовать для выведения полезной нагрузки такие зарубежные коммерческие ракеты-носители, как Ariane-5, Falcon-9, Long March-3BE и H2A202.

Заключение. Возможности реализации полностью электрореактивной системы реактивного движения в основном ограничиваются необходимостью минимизации времени довыведения КА с геопереходной на геостационарную орбиту. Использование для этих задач электростатических или электромагнитных реактивных двигателей требует дополнительной радиационной защиты приборов космического аппарата, при этом длительность довыведения составляет от шести до восьми месяцев.

Поэтому наиболее вероятным направлением развития перспективных космических платформ будет являться комбинированная система реактивного движения, позволяющая выводить КА на геопереходную орбиту с перигеем, исключаяющим длительное нахождение аппарата в зоне радиационных поясов, с последующим довыведением с помощью электрореактивных двигателей.

В настоящее время ОАО «ИСС» обладает технологиями изготовления и опытом эксплуатации современных платформ для спутников связи и телевидения на ГСО, оборудованных комбинированной системой реактивного движения. Используемая на аппаратах ОАО «ИСС» комбинация двигателей (ксеноновых стационарных плазменных – для задач коррекции орбиты и гидразиновых электротермокаталитических – для задач ориентации КА) превосходит разрабатываемую сейчас за рубежом схему полностью электрореактивных космических аппаратов, в которой для двигателей коррекции и ориентации используется один вид рабочего тела – ксенон, как по критерию массовой эффективности, так и по критерию минимизации энергопотребления. Однако отсутствие в составе космических аппаратов разработки ОАО «ИСС» апогейного двигателя понижает их конкурентоспособность на мировом рынке, что связано с невозможностью выведения таких спутников на зарубежных ракетах-носителях, не оборудованных разгонными блоками.

Проведённые расчёты также показали теоретическую возможность модернизации существующей системы реактивного движения спутниковых платформ ОАО «ИСС», путём установки двухкомпонентного

химического апогейного двигателя, для задачи довыведения космических аппаратов с геопереходной орбиты с низким перигеем, обеспечиваемой различными коммерческими ракетами-носителями, на геостационарную орбиту.

Библиографические ссылки

1. Peter B. de Selding. New Boeing Satellite Platform Drawing Lots of Customer Interest [Электронный ресурс]. URL: <http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/34454new-boeing-satellite-platform-drawing-lots-of-customer-interest> (дата обращения: 19.06.2014).
2. Peter B. de Selding. SES Partners with European Space Agency, OHB To Build All-electric Satellite [Электронный ресурс]. URL: <http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/37714ses-partners-with-european-space-agency-ohb-to-build-all-electric> (дата обращения: 19.06.2014).
3. SmallGEO FLEX Platform. Highly efficient all electric geostationary platform for telecommunication [Электронный ресурс]. URL: https://www.ohb-system.de/tl_files/system/pdf/OHB_Plattformbrochure_SmallGEO_Electra.pdf (дата обращения: 19.06.2014).
4. Peter B. de Selding. News from the Farnborough International Airshow. Dauria Aerospace To Build Two Lightweight Telecom Satellites for Indo-U.S. Venture [Электронный ресурс]. URL: <http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/41295news-from-the-farnborough-international-airshow-dauria-aerospace-to> (дата обращения: 20.08.2014).
5. Airbus Defence and Space to build EUTELSAT 172B, first European satellite to perform electric orbit raising [Электронный ресурс]. URL: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/airbus-defence-and-space-to-build-eutelsat-172b-first-european-satellite-to.html (дата обращения: 12.09.2014).
6. Airbus Defence and Space to build new telecommunications satellite for US operator EchoStar [Электронный ресурс]. URL: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/airbus-defence-and-space-to-build-new-telecommunications-satellite-for-us.html (дата обращения: 12.09.2014).
7. Lockheed Martin Unveils Major Capability Upgrades to Proven A2100 Satellite Platform [Электронный ресурс]. URL: <http://www.lockheedmartin.com/us/news/press-releases/2014/september/0908-ss-a2100.html> (дата обращения: 12.09.2014).
8. Spacecraft transfer orbit techniques : пат. 8763957 США : МПК В 64 G 1/10 / Higham John, Scott Tilley ; заявитель Space Systems/Loral, Inc., патенто-обладатель Space Systems/Loral, LLC. № 13/647207 ; заявл. 08.10.12 ; опубл. 01.07.14. 9 с. : ил.
9. Inmarsat-5 specifications [Электронный ресурс]. URL: <http://www.boeing.com/space/bss/factsheets/702/Inmarsat-5/Inmarsat-5.page> (дата обращения: 19.06.2014).
10. Alphasheet factsheet [Электронный ресурс]. URL: <http://esamultimedia.esa.int/docs/technology/Alphasheet.pdf> (дата обращения: 19.06.2014).

11. Универсальная космическая платформа [Электронный ресурс]. URL: <http://www.energia.ru/ru/automatic/usp.html> (дата обращения: 19.06.2014).
12. Testodov N. A., Yakimov E. N., Ermoshkin Yu. M. [et al.] Overview of electric propulsion activity in Russia // In 30th International Electric Propulsion Conference (September 17–20, 2007, Florence).
13. Busek's Hall Effect Thruster Technology saves Air Force AEHF satellite [Электронный ресурс]. URL: http://busek.com/news__201203__aehf.htm (дата обращения: 19.06.2014).
14. Goebel D. [et al.] Evaluation of 25-cm XIPS® Thruster Life for Deep Space Mission Application // материалы 31-й Междунар. конф. по электрореактивному движению. США, 2009.
15. Resistojet Propulsion System [Электронный ресурс]. URL: http://www.alta-space.com/uploads/file/brochures/Brochure_XR.pdf (дата обращения: 19.06.2014).
16. Якимов Е. Н., Ермошкин Ю. М., Волков Д. В. Применение двигательных установок ОКБ «Факел» в составе космических аппаратов ОАО «ИСС» // Электрореактивные системы ОКБ «Факел». Калининград, 2010. С. 113–119.
17. Продукция ОКБ «Факел». Двигатель K50-10.1 (летная модель) [Электронный ресурс]. URL: <http://www.fakel-russia.com/k50-10.html> (дата обращения: 19.06.2014).
18. Feuerborn S. A., Neary D. A., Perkins J. M. Finding a way: Boeing's "All Electric Propulsion Satellite" // материалы 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (14–17 июля 2013, г. Сан Хосе).
19. Practical orbit raising system and method for geosynchronous satellites : пат. 7113851 США : МПК В 64/Г 1/10, G 06 F 19/00, G 06 F 169/00, G 01 N 15/08 / Walter Gelon, Ahmed Kamel, Darren Strate-meier, Sun Hur-Diaz. № 09/328911 ; заявл. 09.06.99 ; опубл. 26.09.06. 16 с. : ил.
- telecom/41295news-from-the-farnborough-international-airshow-dauria-aerospace-to (accessed 19.06.2014).
5. Airbus Defence and Space to build EUTELSAT 172B, first European satellite to perform electric orbit raising. Available at: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/airbus-defence-and-space-to-build-eutelsat-172b-first-european-satellite-to.html (accessed 12.09.2014).
6. Airbus Defence and Space to build new telecommunications satellite for US operator EchoStar. Available at: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/airbus-defence-and-space-to-build-new-telecommunications-satellite-for-us.html (accessed 12.09.2014).
7. Lockheed Martin Unveils Major Capability Upgrades to Proven A2100 Satellite Platform. Available at: <http://www.lockheedmartin.com/us/news/press-releases/2014/september/0908-ss-a2100.html> (accessed 12.09.2014).
8. Higham J., Tilley S. Spacecraft transfer orbit techniques. Patent 8763957 USA, IPC B64G 1/10, applicant: Space Systems/Loral, Inc., assignee: Space Systems/Loral, LLC – appl. no. 13/647207, filed 08.10.12 date of patent 01.07.14 – 9 p.
9. Inmarsat-5 specifications. Available at: <http://www.boeing.com/boeing/defense-space/space/bss/factsheets/702/Inmarsat-5/Inmarsat-5.page> (accessed 19.06.2014).
10. Alphabus factsheet. Available at: http://esamultimedia.esa.int/docs/technology/Alphabus_factsheet.pdf (accessed 19.06.2014).
11. *Universal'naja kosmicheskaja platforma* [Multipurpose space bus]. Available at: <http://www.energia.ru/ru/automatic/usp.html> (accessed 19.06.2014).
12. Testodov N. A., Yakimov E. N., Ermoshkin Yu. M. [et al.] Overview of electric propulsion activity in Russia // In 30th International Electric Propulsion Conference (September 17–20, 2007, Florence).
13. Busek's Hall Effect Thruster Technology saves Air Force AEHF satellite. Available at: http://busek.com/news__201203__aehf.htm (accessed 19.06.2014).

References

1. Peter B. de Selding. New Boeing Satellite Platform Drawing Lots of Customer Interest. Available at: <http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/34454-new-boeing-satellite-platform-drawing-lots-of-customer-interest> (accessed 19.06.2014).
2. Peter B. de Selding. SES Partners with European Space Agency, OHB To Build All-electric Satellite. Available at: <http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/37714ses-partners-with-european-space-agency-ohb-to-build-all-electric> (дата обращения: 19.06.2014).
3. SmallGEO FLEX Platform. Highly efficient all electric geostationary platform for telecommunication. Available at: https://www.ohb-system.de/tl_files/system/pdf/OHB_Plattformbroschuere_SmallGEO_Electra.pdf (accessed 19.06.2014).
4. Peter B. de Selding. News from the Farnborough International Airshow. Dauria Aerospace To Build Two Lightweight Telecom Satellites for Indo-U.S. Venture. Available at: <http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/41295news-from-the-farnborough-international-airshow-dauria-aerospace-to> (accessed 19.06.2014).
5. Airbus Defence and Space to build EUTELSAT 172B, first European satellite to perform electric orbit raising. Available at: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/airbus-defence-and-space-to-build-eutelsat-172b-first-european-satellite-to.html (accessed 12.09.2014).
6. Airbus Defence and Space to build new telecommunications satellite for US operator EchoStar. Available at: http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/airbus-defence-and-space-to-build-new-telecommunications-satellite-for-us.html (accessed 12.09.2014).
7. Lockheed Martin Unveils Major Capability Upgrades to Proven A2100 Satellite Platform. Available at: <http://www.lockheedmartin.com/us/news/press-releases/2014/september/0908-ss-a2100.html> (accessed 12.09.2014).
8. Higham J., Tilley S. Spacecraft transfer orbit techniques. Patent 8763957 USA, IPC B64G 1/10, applicant: Space Systems/Loral, Inc., assignee: Space Systems/Loral, LLC – appl. no. 13/647207, filed 08.10.12 date of patent 01.07.14 – 9 p.
9. Inmarsat-5 specifications. Available at: <http://www.boeing.com/boeing/defense-space/space/bss/factsheets/702/Inmarsat-5/Inmarsat-5.page> (accessed 19.06.2014).
10. Alphabus factsheet. Available at: http://esamultimedia.esa.int/docs/technology/Alphabus_factsheet.pdf (accessed 19.06.2014).
11. *Universal'naja kosmicheskaja platforma* [Multipurpose space bus]. Available at: <http://www.energia.ru/ru/automatic/usp.html> (accessed 19.06.2014).
12. Testodov N. A., Yakimov E. N., Ermoshkin Yu. M. [et al.] Overview of electric propulsion activity in Russia // In 30th International Electric Propulsion Conference (September 17–20, 2007, Florence).
13. Busek's Hall Effect Thruster Technology saves Air Force AEHF satellite. Available at: http://busek.com/news__201203__aehf.htm (accessed 19.06.2014).
14. Goebel, D., Polk, J., Sandler, I., Mikellides, I., Brophy, J., Tighe, W. and Chien, K., "Evaluation of 25-cm XIPS® Thruster Life for Deep Space Mission Application", In *31th International Electric Propulsion Conference*, USA, 2009.
15. Resistojet Propulsion System. Available at: http://www.alta-space.com/uploads/file/brochures/Brochure_XR.pdf (accessed 19.06.2014).
16. Jakimov E. N., Ermoshkin Ju. M., Volkov D. V. [The application of EBD "Fakel" 's thrusters in the spacecraft bus of JSC "ISS"]. *Jelektroreaktivnye sistemy OKB "Fakel"*. Kaliningrad, 2010, p. 113–119.
17. *Produktsiya OKB "Fakel". Dvigatel' K50-10.1 (letnaya model')* [OKB "Fakel" 's production. Thruster K50-10.1 (flying model)] Available at: <http://www.fakel-russia.com/k50-10.html> (accessed 19.06.2014).
18. Feuerborn S. A., Neary D. A., Perkins J. M. Finding a way: Boeing's "All Electric Propulsion Satellite". In 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 14-17 July 2013, San Jose, USA.

19. Gelon, W., Kamel, A., Stratemeier, D., Hur-Diaz, S. Practical orbit raising system and method for geosynchronous satellites. Patent 7113851 USA: IPC

B64/G 1/10, G06F 19/00, G06F 169/00, G01N 15/08 – appl. no. 09/328911, filed 09.06.99, date of patent 26.09.06, 16 p.

© Внуков А. А., Рвачёва Е. И., 2014