

УДК 629.784

ПРИМЕНЕНИЕ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ВЫСОКОЙ ЭНЕРГОВООРУЖЁННОСТИ

© 2013 С. Н. Иванович

ФГУП «КБ «Арсенал»», г. Санкт-Петербург

Рассматриваются вопросы использования транспортных космических аппаратов на базе ядерной энергетической установки и электрических ракетных двигателей для доставки полезной нагрузки к околоземным орбитам и освоения Солнечной системы в ближайшей перспективе. Приведена методика расчёта параметров энергодвигательного комплекса транспортного космического аппарата. Обозначены проблемы использования космических аппаратов данного типа на современном уровне развития космической техники.

Транспортный космический аппарат, космическая энергоустановка, ядерный ракетный двигатель, малая тяга.

Введение

Масштабные научные исследования Луны, планет и тел Солнечной системы требуют наличия в составе космических аппаратов (КА) тяжёлой и крупногабаритной целевой аппаратуры, что, в свою очередь, усложняет задачу доставки КА к объекту исследования.

В настоящее время для выведения КА и транспортных операций в космосе используются химические ракетные двигатели, удельный импульс которых ограничен величиной порядка 460 секунд. Если для ракет-носителей альтернатив химическим двигателям в настоящее время не существует, то для орбитальных манёвров могут применяться (и уже применяются для коррекции орбиты) электрические ракетные двигатели (ЭРД) малой тяги. Выполнение более энергоёмких операций, таких как перелёт на геостационарную орбиту, к планетам и телам Солнечной системы, с использованием ЭРД потребует существенного роста мощности бортовой системы энергоснабжения КА – до сотен киловатт.

По оценке ведущих предприятий-разработчиков космической техники в России [1,2], существенное увеличение энерговооружённости КА с использованием солнечных энергоустановок практически невозможно из-за роста площади сол-

нечных батарей, а для межпланетных перелётов и в связи со снижением мощности солнечного излучения с удалением от Солнца. Поэтому в настоящее время существует тенденция возвращения к космической ядерной энергетике, не применявшейся с конца 1980-х годов. Разработаны новые стандарты [3], допускающие применение ядерных энергетических установок (ЯЭУ) в космосе при условии выполнения всех требований радиационной безопасности, выполнен большой объём научных исследований и проектных работ по созданию транспортных КА с ЯЭУ, ведётся создание транспортного энергетического модуля мощностью 1МВт.

При наличии мощного источника энергии целесообразно рассматривать ЭРД в качестве единственной маршевой двигательной установки (ДУ), что позволит существенно увеличить массу полезной нагрузки КА. Принципиальным остаётся вопрос технической реализуемости маршевой ЭРДУ, поскольку таких задач перед организациями-разработчиками до сегодняшнего времени не ставилось.

Расчёт массы энергодвигательного комплекса КА

Энергодвигательный комплекс КА (ЭДК) является сложной технической системой, которую условно можно разде-

лить на две большие подсистемы: двигательная и энергетическая установки. Поэтому выбор состава ЭДК целесообразно проводить по условию его минимальной массы по многоуровневой схеме при условии выполнения всех предъявляемых к нему требований. Наиболее важным параметром транспортного КА (ТКА) является масса полезной нагрузки, вторым важным критерием является длительность перелёта. Эти параметры обратно пропорциональны друг другу. Поэтому, как правило, задаётся ограничение по максимально допустимому времени перелёта и определяется соответствующая масса различных вариантов ЭДК (метод доминирующей компоненты).

Применение ЯЭУ накладывает ограничения по минимально допустимой высоте запуска реактора. Эта минимально допустимая круговая орбита называется радиационно безопасной. Для большинства возможных вариантов построения конструктивно-компоновочной схемы КА с ЯЭУ необходимое время существования достигается на орбитах высотой не менее 800 км. Использование ЭРД возможно

только после запуска ЯЭУ, поэтому выведение на радиационно безопасную орбиту осуществляется с помощью разгонного блока на основе жидкостной ДУ.

Основным параметром, определяющим требования к двигательной установке, является величина характеристической скорости, затрачиваемой на совершение транспортных операций. Конкретные значения затрат характеристической скорости для случаев перелёта к Луне и планетам Солнечной системы зависят от выбранной схемы перелёта и являются в том числе функцией относительного ускорения, создаваемого ДУ. Они могут быть определены после проведения оценочных расчётов параметров ЭДК. В литературе [4,5,6] подробно рассмотрены различные перелёты с малой и большой тягой, которые могут быть использованы для оценочных расчётов параметров ЭДК (табл. 1). В качестве опорной рассматривалась круговая орбита высотой 190 км. Стартовой орбитой для двигательной установки малой тяги являлась радиационно безопасная орбита.

Таблица 1. Затраты характеристической скорости на перелёт

Конечная цель перелета	Суммарные затраты характеристической скорости ΔV_{Σ} , м/с	
	большая тяга	малая тяга
радиационно безопасная орбита	340	-
круговая орбита Н=2000 км	890	560
геостационарная орбита	4800	5000-8000
перелет к Луне	5000	8500
разгон к Марсу	3600	10000

Массу топлива на начальных этапах проектирования можно определить по формуле Циолковского:

$$m_T = M_{КА} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\Sigma}}{J_{y0}}}\right), \quad (1)$$

где $M_{КА}$ – масса КА в начале манёвра; ΔV_{Σ} – суммарные затраты характеристической скорости; J_{y0} – удельный импульс двигателя.

Массу полезной нагрузки ЭДК (эффективную массу КА) можно выразить как:

$$M_{ПН} = M_0 - M_{ЭДК} - M_{РБ}, \quad (2)$$

где $M_{ЭДК} = M_{ЯЭУ} + M_{ЭРДУ}$; M_0 – стартовая масса КА; $M_{РБ}$ – масса разгонного блока, выводящего КА на радиационно безопасную орбиту.

Для одного и того же носителя массу разгонного блока можно считать постоянной величиной, а эффективная масса КА зависит от массы ЯЭУ и электроракетной двигательной установки (ЭРДУ).

На проектном этапе масса ЯЭУ определяется как:

$$M_{ЯЭУ} = g_{ЯЭУ} \cdot N_{ЯЭУ}, \quad (3)$$

где $N_{ЯЭУ}$ – мощность ЯЭУ из зависимости (9), кВт; $g_{ЯЭУ}$ – удельная мощность ЯЭУ, определяемая по эмпирической зависимости [6]:

$$g_{ЯЭУ} = 51,43 / (0,01 \cdot N_{ЯЭУ} + 0,35) + 4,85. \quad (4)$$

Время набора характеристической скорости можно определить как:

$$t_{пер} = \frac{m_T}{\dot{m}_\Sigma}, \quad (5)$$

где \dot{m}_Σ – суммарный расход рабочего тела ЭРДУ. Тогда суммарная тяга ЭРДУ:

$$P_\Sigma = \frac{m_T \cdot J_{уд}}{t_{пер}}. \quad (6)$$

Массу ЭРДУ малой тяги можно записать как:

$$M_{ЭРДУ} = M_{ДВ} \cdot n_{ДВ} + M_{СХП} + M_{СПУ} + m_T, \quad (7)$$

где $M_{ДВ}$ – масса одного двигателя; $M_{СХП}$ – масса системы хранения и подачи рабочего тела; m_T – масса топлива ЭРДУ; $M_{СПУ}$ – масса системы преобразования и управле-

ния ЭРДУ; $n_{ДВ}$ – количество двигателей, определяемое исходя из требуемой суммарной тяги:

$$n_{ДВ} \approx P_\Sigma / N_{ДВ}. \quad (8)$$

Тогда мощность ЯЭУ:

$$N_{ЯЭУ} = \frac{n_{ДВ} \cdot N_{ДВ}}{k_{ЭН}}, \quad (9)$$

где $k_{ЭН} = 0,9$ – коэффициент, учитывающий энергопотребление остальных систем КА при выполнении транспортной операции; $N_{ДВ}$ – энергопотребление одного двигателя.

На сегодняшний день известно большое количество ЭРД различных принципов действия: электротермические, электромагнитные и электростатические. Наиболее часто применяются ионные (ИД) и стационарные плазменные (СПД) двигатели, в основном в связи с максимально достигнутой скоростью истечения рабочего тела – десятки километров в секунду.

Применение ИД или СПД в разработках различных стран в основном носят исторический характер, в России первые лётные испытания СПД были проведены в 1971 г., штатная эксплуатация СПД началась в 1982 г. (КА «Поток»). В настоящее время СПД используются для коррекции орбиты геостационарных спутников.

Таблица 2. Характеристики электроракетных двигателей

Тип, наименование	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Мощность, кВт	Масса, кг	КПД, %
Ионный NEXТ (USA)	237	4190	0,6–6,9	12	До 71
Холловский СПД-140	190	2700	до 5	9	~50
	290	1770			
Холловский КМ-7М	230	2643	5	9	~60
	365	1968	6,2		
Холловский СПД-290	1500	3300	5–30	23	~65
ДАС-200	618	7677	36	-	63
VASIMR VX-50	1500	5000	50	60	~59
VASIMR VX-200	2000	5000	200	-	-

За рубежом для этой цели с 1997 г. (КА связи PAS-5 и Galaxy-8i) и по настоящее время наиболее активно применяются ионные двигатели. Кроме того, ИД и СПД применялись и в качестве маршевых двигателей небольших исследовательских аппаратов, но их применение ограничивалось имеющейся на борту КА мощностью.

В табл. 2 приведены основные характеристики ЭРД большой мощности.

В данной работе в качестве основного варианта для ТКА рассматривались СПД как имеющие наибольший опыт лётной эксплуатации в составе КА российской разработки.

Оценка мощности единичного двигателя

Массогабаритные характеристики ЭРД большой мощности при выполнении ограничений по зоне полезного груза головного обтекателя РН и по зоне теневой защиты ЯЭУ не позволяют размещать ЭРД на неподвижных элементах конструкции КА. Поэтому практически все

имеющиеся в открытой печати варианты построения ЭДК основаны на применении раскрывающихся панелей с ЭРД. При данной схеме существуют возмущающие моменты от работы двигателей относительно осей связанной системы координат КА, то есть количество и схема расположения ЭРД должны обеспечивать взаимную компенсацию данных возмущений. Исходя из возможности использования идентичных двигателей на КА различной мощности, от 100 кВт и выше, энергопотребление одного двигателя было ограничено величиной в 35 кВт.

В 2012 году по техническому заданию ФГУП «КБ «Арсенал» ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» проводились исследования возможности и сроков создания СПД мощностью до 35 кВт [7]. В таблице 3 приведены расходные характеристики и основные параметры СПД на ксеноне. Срок создания таких двигателей – 2,5-3 года с момента начала полномасштабных работ.

Таблица 3. Расходные характеристики СПД мощностью до 35 кВт

Тяга, Н	1,7	1,5	1,3	1,0
Мощность, кВт	35	35	35	27
Напряжение разряда, В	500	700	1000	1000
Удельный импульс на начало ресурса, с	2250	2750	3400	3400
Удельный импульс в среднем за ресурс, с	2050	2500	3100	3100
Ток разряда, А	70	50	35	27
Анодный расход, мг/с	77	56	39	30
Катодный расход, мг/с	3	2	1,5	1,2
Суммарный расход, мг/с	80	58	40,5	31,2

Из таблицы видно, что увеличение тяги СПД свыше 1,3 Н при выбранной мощности приведёт к существенному снижению удельного импульса. Масса СПД тягой 1,3 Н составит 35-40 кг [7].

Система хранения и подачи рабочего тела

Система хранения и подачи рабочего тела состоит из одного или нескольких блоков подачи и одного или нескольких блоков хранения:

$$M_{\text{СХЛ}} = M_{\text{БК}} + M_{\text{БПК}} \quad (10)$$

Максимальный объём используемых в настоящий момент баков (ЭРДУ платформы «Экспресс») не превышает 38 л. При рабочем давлении 13,2 МПа масса ксенона в баке при заправке составляет 71 кг.

Параметры конструкции топливных баков могут быть оценены коэффициентом массового совершенства бака, $K_B = M_B/m_T$, где M_B – масса бака, m_T – масса рабочего тела в баке. Анализ массовых характеристик баков для хранения ксенона различных изготовителей [7] показывает, что K_B лучших конструкций с объёмом от

70 до 300 дм³ находится в диапазоне от 0,08 до 0,14. С увеличением объёма бака K_B увеличивается.

В дальнейших расчётах принято $K_B = 0,1$. Масса блока хранения рабочего тела

$$M_{БХК} = K_B \cdot m_T. \quad (11)$$

Блок подачи (БПК) предназначен для редуцирования высокого давления ксенона от БХК и поддачи его к СПД. На данный момент в ЭРДУ КА используются БПК, разработанные в ФГУП ОКБ «Факел» и ОАО «ИСС». Параметры этих разработок и принцип работы близки друг к другу. Однако масса БПК, разработанного в ОАО «ИСС», имеет существенно меньшую величину – 2,7 кг, в то время как БПК ФГУП ОКБ «Факел» имеет массу 12,5 кг. БПК обеспечивает одновременную работу двух двигателей с суммарным расходом ксенона до 150 мг/с.

$$M_{БПК} = \frac{M_{БПК1} \cdot n_{ДВ}}{2}. \quad (12)$$

Система преобразования и управления ЭРДУ

Система преобразования и управления (СПУ) предназначена для решения следующих задач:

- преобразования бортового напряжения в напряжения, требуемые для питания анодных цепей, накала катодов, поджигных электродов, термодросселей, клапанов, питания магнитной системы;

- приёма и исполнения команд управления;

- автоматического ограничения тока разряда на заданном уровне при возникновении аварийной ситуации короткого замыкания (КЗ) в цепи разряда с последующим отключением источника разрядного напряжения и соответствующих клапанов;

- стабилизации тока разряда от всех дестабилизирующих факторов;

- управления регуляторами тока разряда (управление нагревом термодросселей);

- формирования и выдачи телеметрической информации.

При определении массы СПУ предполагалось, что основная доля мощности (~0,93), подводимой к двигателю разрядной цепью, только коммутируется, а остальная доля преобразуется и коммутируется для питания вспомогательных систем: магнитной системы, цепей катода, клапанов узла газораспределения, БПК [7]. При этом коэффициент массового совершенства конструкции преобразователя СПУ был выбран равным 0,25 кВт/кг. $M_{СПУ}$ – масса системы преобразования и управления ЭРДУ.

$$M_{СПУ} = 0,25 \cdot N_{ДВ} \cdot n_{ДВ}. \quad (13)$$

Однако существующие в настоящее время блоки СПУ разработки ОАО «АВЭКС» позволяют обеспечивать одновременно управление до двух ЭРД с помощью одного модуля АПУ-500М массой 20 кг [8].

Результаты расчёта

На рис. 1 приведена зависимость масс полезной нагрузки, энергодвигательного комплекса в целом, ЯЭУ и «сухой» массы ЭРДУ от времени перелёта КА массой 19 тонн с радиационно безопасной на геостационарную орбиту, полученная в результате расчёта по зависимостям (1)–(13). Масса КА получена исходя из выведения с помощью РН «Ангара-А5» и разгонного блока «Бриз-М» на орбиту запуска реактора.

В качестве примера расчёта параметров массы ЭДК рассмотрен вариант перелёта к Луне с возвращением на радиационно безопасную орбиту [6].

Исходные данные и результаты расчёта приведены в табл. 4.

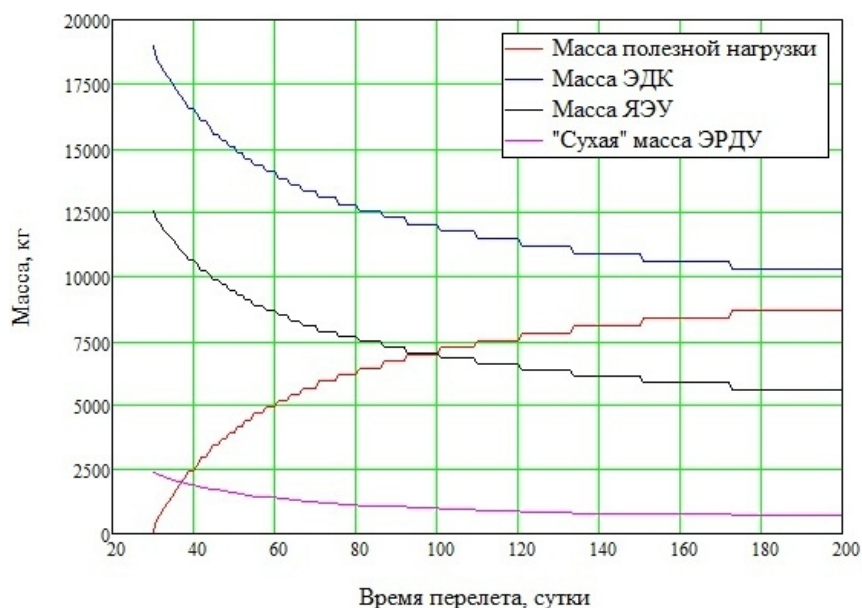


Рис.1. Зависимость параметров КА от времени перелета

Таблица 4. Исходные данные и результаты расчета транспортной операции

Параметр	Значение
Общее время экспедиции, сутки	180
Стартовая масса КА, тонны	60
Масса топлива, тонны	23,6
«Сухая» масса ЭРДУ, тонны	4,36
Масса ЯЭУ, тонны	12,8
Масса ЭДК с топливом, тонны	28
Масса полезной нагрузки, тонны	20

Заключение

Предложенная методика расчёта может использоваться для определения различных вариантов ЭДК в зависимости от заданных ограничений: время перелёта, масса полезного груза, грузоподъёмность РН, мощность ЯЭУ, удельный импульс и тяга ЭРД и других проектных параметров КА. При этом полученные массовые характеристики ТКА за счёт высокого удельного импульса ЭРД будут выше, чем у традиционных ТКА.

Таким образом, использование ЭРД позволит существенно увеличить массу полезной нагрузки КА. Но, несмотря на очевидные преимущества транспортно-энергетических модулей на базе ЭРД, существуют трудности, которые специфичны именно для КА подобного типа и за-

трудняют их создание в ближайшем будущем:

– опыт лётной эксплуатации ЯЭУ ограничен мощностью в 5 кВт (КА «Плазма-А»), лётные испытания которого были проведены 25 лет назад. То есть инфраструктура для подготовки к пуску КА с ЯЭУ и работе с реакторным блоком на космодроме запуска в настоящее время отсутствует;

– отсутствие ракеты-носителя сверхтяжёлого класса. Для достижения приемлемой длительности межпланетного перелёта потребуется КА стартовой массой, существенно превышающей возможности существующих носителей. Использование многопусковой схемы сопряжено с дополнительными трудностями, поэтому, в частности для перелётов на Луну, необхо-

дим носитель с массой полезной нагрузки не менее 60 тонн [6]. Данная проблема характерна не только для КА с ЯЭУ и ЭРДУ;

– несмотря на отсутствие правовых запретов на использование ядерной энергии в космосе, имеются жёсткие требования радиационной безопасности, в том числе и ограничение по минимальной высоте орбиты включения реактора. Это потребует доразгона с опорной орбиты с помощью дополнительной двигательной установки или разгонного блока;

– в настоящее время область применения ЭРД ограничена в основном задачами коррекции орбиты КА, не требующими большой тяги. В случае выполнения транспортных операций суммарная тяга ЭРДУ должна составлять десятки ньютонов, что приведёт к увеличению количества одновременно работающих двигателей и усложнению системы хранения и подачи рабочего тела и системы преобразования и управления. Таких задач перед организациями-разработчиками электроракетных двигателей ранее не ставилось;

– практически во всех существующих ЭРД в качестве рабочего тела используется ксенон, запасы которого на Земле невелики, а объём выработки составляет не более 60 тонн в год. Для выполнения перелётов тяжелых КА к планетам Солнечной системы потребуются тонны ксенона. Таким образом, необходимо проводить поиск новых высокоэффективных и легкодоступных рабочих тел ЭРД;

– использование ЯЭУ для пилотируемых полётов требует существенного усовершенствования радиационной защиты КА как от собственного излучения ЯЭУ,

так и от воздействия космической радиации в связи с увеличением времени перелёта;

– необходимость отвода большого количества тепла от ЯЭУ и защиты элементов КА от ионизирующего излучения реактора обуславливают сильно вытянутую относительно продольной оси компоновочную схему КА, что существенно усложняет управление его угловым положением.

В ФГУП «КБ «Арсенал» с 2004 года совместно с ОАО «Красная Звезда», ФГУП «ОКБ «Факел», ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», ОАО «АВЭКС» и другими предприятиями космической отрасли проводились научно-исследовательские работы по созданию КА с ЯЭУ различной мощности: от 25 до 500 кВт. Наиболее подробно разработан проектный облик КА с ЯЭУ мощностью 25 кВт (рис. 2), подобран состав служебных систем КА, реализуемый на имеющейся элементной базе и не требующий дополнительных длительных и дорогостоящих исследований для его адаптации к КА с ЯЭУ. Данный КА из-за низкой суммарной тяги ЭРДУ не может рассматриваться в качестве транспортно-энергетического модуля для исследования Солнечной системы, но его создание позволит отработать ключевые технологии как наземной, так и лётной эксплуатации КА с ЯЭУ. С учётом имеющегося опыта, кадрового потенциала и научно-технического задела данная платформа может быть создана в ближайшие 10 лет при оперативном развёртывании широко-масштабных опытно-конструкторских работ.

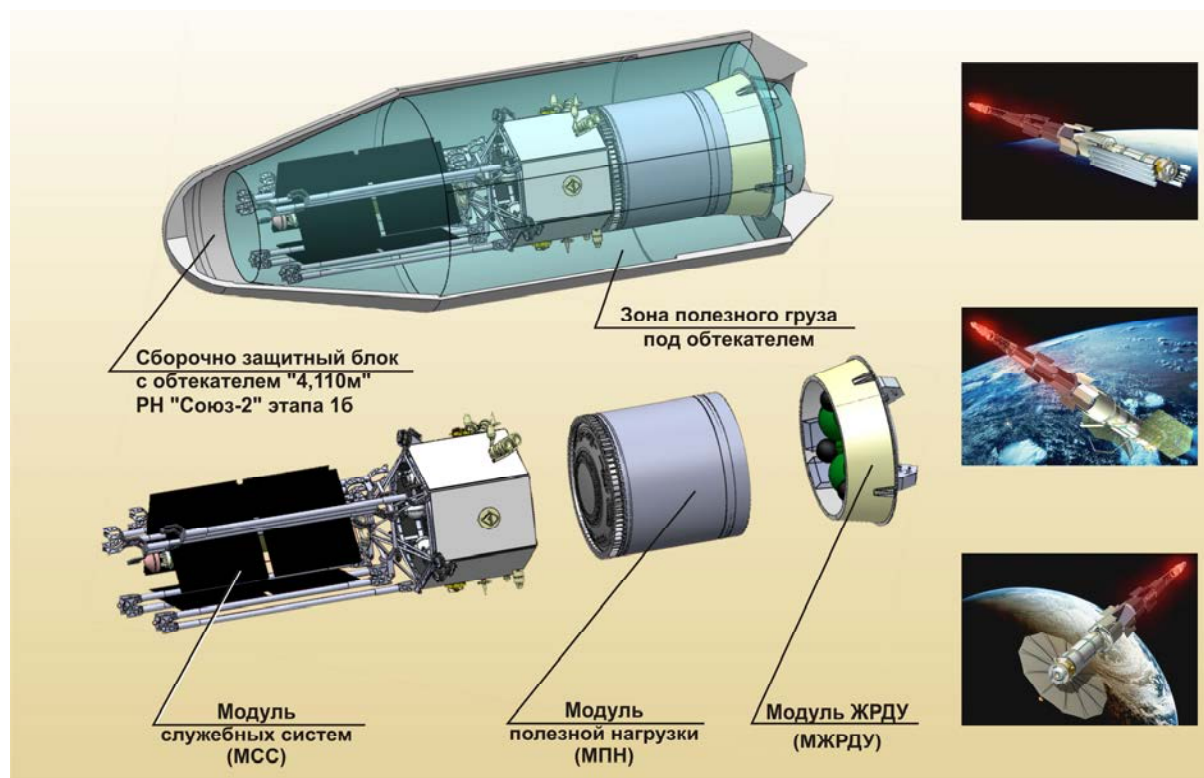


Рис. 2. Космическая платформа «Плазма-2010»

Библиографический список

1. Лопота, В.А. Космическая миссия поколений XXI века. // В.А. Лопота. Полёт. – 2010. – №7. – С.3-12.
2. История создания и перспективы развития отечественных космических средств с термоэмиссионными ядерными энергетическими установками // А.Ю. Журавлёв [и др.] Альтернативный киловатт. – 2012. – № 2.
3. Малков, С.П. Источники космического права: учеб. пособие / С.П. Малков. СПб: СПбГУАП, – 2002. – 362 с.
4. Гришин, С.Д. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов С.Д. Гришин, Л.В. Лесков. – М.: Машиностроение, 1989.
5. Пилотируемая экспедиция на Марс / под ред. А.С. Коротеева. – М: РАКЦ, 2006.
6. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. – М.: РКК «Энергия», 2011.
7. Оценка возможности реализации требований к типоразмерному ряду ключевых элементов перспективных ЭРДУ: отчёт о НИР / А.С. Ловцов. – М.: ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», 2012 – 41 с.
8. Проектно-поисковые исследования в обеспечение создания системы энергоснабжения и системы преобразования и управления электроракетными двигателями космической платформы повышенной энерговооруженности с ЯЭУ в качестве первичного источника тока / М.Ф. Гансбург. – М.: ОАО «АВЭКС», 2009. – 55 с.

THE USAGE OF HIGH POWER SUPPLY CAPACITY TRANSPORT SPACECRAFT

© 2013 S. N. Ivanovich

Design Bureau «KB "Arsenal"», Saint-Petersburg

The paper deals with the problems of using transport spacecraft based on a nuclear power supply system and electric rocket engines for the transportation of payload to the near-earth orbits and exploring the Solar system in the nearest perspective. A method of calculating the parameters of a transport spacecraft power supply complex is presented. The problems of using this type of transport spacecraft at the current stage of space engineering are identified.

Transport spacecraft, space supply system, nuclear, rocket engine, low thrust.

Информация об авторе

Иванович Сергей Николаевич, начальник группы, ФГУП «КБ "Арсенал"», г. Санкт-Петербург. E-mail: Ivanovivh_s@mail.ru. Область научных интересов: проектирование КА, ракетные двигатели, бортовые системы электроснабжения на базе ядерных ЭУ.

Ivanovich Sergey Nikolaevich, head of group, Design Bureau «KB "Arsenal"», Saint-Petersburg. E-mail: Ivanovivh_s@mail.ru. Area of research: spacecraft designing, rocket engines, onboard power supply systems based on nuclear power sources.