

УДК 629.785:[621.039.578+621.455]

КОНЦЕПЦИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ СОЛНЕЧНОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО БУКСИРА

© 2017 г. Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурьлов Л.С., Тененбаум С.М.,
Перфильев А.В., Гусак Д.И.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

В статье представлены результаты проектно-исследовательских работ по определению технического облика и основных характеристик транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира. Анализируются преимущества использования солнечных межорбитальных буксиров при создании эффективных космических транспортных систем. Рассмотрены проектный облик солнечного буксира мощностью 400 кВт (СМБ-400) и параметры транспортной системы на его основе. Рассмотрены возможные варианты элементов энергодвигательного комплекса (солнечные и аккумуляторные батареи, электроракетные двигатели). Приведены результаты расчетов параметров транспортной системы для обеспечения грузопотока на геостационарную и окололунную орбиты. Показана привлекательность использования солнечных межорбитальных буксиров для решения коммерческих задач и освоения ближнего космического пространства в интересах перспективных пилотируемых программ.

Ключевые слова: космическая транспортно-энергетическая система, солнечный межорбитальный буксир, солнечная энергодвигательная установка, космический электроракетный буксир, электроракетная двигательная установка.

A CONCEPT OF SPACE TRANSPORTATION AND POWER GENERATING SYSTEM BASED ON A SOLAR ELECTRIC PROPULSION ORBITAL TRANSFER VEHICLE

Khamits I.I., Filippov I.M., Burylov L.S., Tenenbaum S.M., Perfilyev A.V., Gusak D.I.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, 141070, e-mail: post@rsce.ru

The paper presents results of design studies to determine configuration and key parameters of a transportation and power generation system based on a solar electric propulsion orbital transfer vehicle. It provides an analysis of advantages of using solar-powered orbital transfer vehicles when setting up efficient space transportation systems. It discusses the configuration of a 400 kW solar-powered space tug (SMB-400) and parameters of a transportation system built around it. The paper discusses different options for elements of the power and propulsion system (solar and storage batteries, electric propulsion). It provides calculation results for the transportation system parameters needed to support cargo traffic to geostationary and circumlunar orbits. The paper makes a case for using solar-powered orbital transfer vehicles to carry out commercial and near-space exploration tasks in the interests of future manned programs.

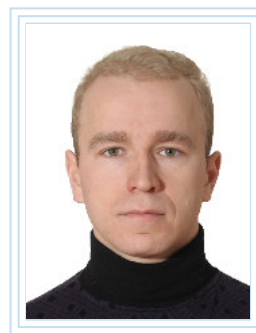
Key words: space transportation and power-generation system, solar-powered orbital transfer vehicle, solar electric propulsion system, space electric propulsion tug, electric propulsion system.



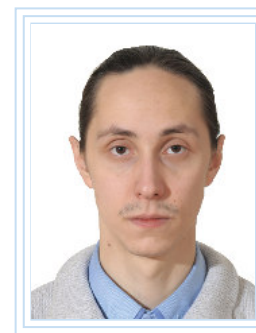
ХАМИЦ И.И.



ФИЛИППОВ И.М.



БУРЫЛОВ Л.С.



ТЕНЕНБАУМ С.М.



ПЕРФИЛЬЕВ А.В.



ГУСАК Д.И.

ХАМИЦ Игорь Игоревич — руководитель НТЦ РКК «Энергия», e-mail: igor.khamits@rsce.ru
 KHAMITS Igor Igorevich — Head of STC at RSC Energia, e-mail: igor.khamits@rsce.ru

ФИЛИППОВ Илья Михайлович — начальник отделения РКК «Энергия», e-mail: ilia.filippov@rsce.ru
 FILIPPOV Ilya Mikhailovich — Head of Division at RSC Energia, e-mail: ilia.filippov@rsce.ru

БУРЫЛОВ Леонид Сергеевич — начальник лаборатории РКК «Энергия», e-mail: leonid.burylov@rsce.ru
 BURILOV Leonid Sergeevich — Head of Laboratory at RSC Energia, e-mail: leonid.burylov@rsce.ru

ТЕНЕНБАУМ Степан Михайлович — ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: stepan.tenenbaum@rsce.ru
 TENENBAUM Stepan Mikhailovich — Lead engineer at RSC Energia, e-mail: stepan.tenenbaum@rsce.ru

ПЕРФИЛЬЕВ Алексей Викторович — ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: aleksey.perfilev1@rsce.ru
 PERFILYEV Aleksey Viktorovich — Lead engineer at RSC Energia, e-mail: aleksey.perfilev1@rsce.ru

ГУСАК Дмитрий Игоревич — инженер 1 категории РКК «Энергии», e-mail: dmitriy.gusak@rsce.ru
 GUSAK Dmitry Igorevich — Engineer 1 category at RSC Energia, e-mail: dmitriy.gusak@rsce.ru

Введение

Проблема создания эффективных космических транспортных систем является одним из основных факторов, ограничивающих реализацию масштабных проектов по исследованию и освоению околоземного космического пространства и Солнечной системы, в т. ч., в части выведения тяжелых телекоммуникационных платформ на высокие околоземные орбиты, доставки полезных грузов к Луне и Марсу, реализации пилотируемой марсианской экспедиции.

Одним из наиболее перспективных направлений создания эффективных космических

транспортных систем является использование энергодвигательных комплексов с малой тягой, обеспечивающих реализацию транспортных операций с минимальными затратами рабочего тела, а также длительное энергоснабжение мощных полезных нагрузок. В них используются электроракетные двигательные установки (ЭРДУ), которые в настоящее время получают все более широкое применение для довыведения космических аппаратов (КА) различного назначения на рабочие орбиты и их последующей коррекции. Использование маршевой ЭРДУ позволяет существенно уменьшить массовые затраты на межорбитальные перелеты

за счет значительно большего удельного импульса и добиться увеличения доли полезной нагрузки в стартовой массе КА.

Применение ЭРДУ выдвигает ряд требований к системам космических аппаратов, в первую очередь, к наличию системы энергоснабжения с высокой выходной мощностью. Необходимость использования мощной энергоустановки в составе КА (по сравнению с двигательной установкой большой тяги), как и большая длительность перелета, ограничивают область использования ЭРДУ.

Эффективным решением может стать создание космических транспортно-энергетических систем на основе специализированных межорбитальных буксиров с ЭРДУ — электроракетных буксиров, осуществляющих транспортные операции по доставке КА на рабочие орбиты, а также решающих ряд дополнительных задач, в т. ч., по электроснабжению полезных нагрузок. По сравнению с традиционными разгонными блоками с жидкостной ракетной двигательной установкой использование межорбитальных электроракетных буксиров позволит увеличить массу полезных нагрузок на целевых орбитах практически вдвое при аналогичном грузопотоке на низкую орбиту.

Кроме того, применение электроракетных буксиров принципиально даст возможность реализовать эффективный двусторонний грузопоток, позволяя уводить завершившие активное существование КА с их рабочих орбит, освобождая космическое пространство от потенциально опасных объектов.

Научно-технический задел

В результате многолетних плодотворных работ, проводимых РКК «Энергия» в кооперации с ведущими организациями ракетно-космической отрасли, создан обширный научно-технический задел в области проектирования межорбитальных электроракетных буксиров большой мощности.

С середины 70-х до начала 90-х гг. прошлого столетия по Госзаказу Роскосмоса в РКК «Энергия» в широкой кооперации организаций интенсивно велись работы по разработке космической ядерной энергетической установки с использованием литий-ниобиевой технологии электрической мощностью 500-600 кВт и, на ее основе, — межорбитального электроракетного буксира «Геркулес» применительно к решению задач транспортировки на ГСО тяжелых полезных грузов и обеспечения их маневрирования в космическом пространстве [1–3].

В 2009–2012 гг. РКК «Энергия» совместно с ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (организатор

работ), АО «НИКИЭТ» и другими ведущими организациями ракетно-космической отрасли приняла участие в проекте «Создание транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса» [4]. Транспортно-энергетический модуль предназначался для доставки грузов на высокие околоземные орбиты (включая геостационарную орбиту — ГСО), к Луне, в точки либрации системы «Земля–Луна», а также для решения ряда других задач в околоземном и околосолнечном космическом пространстве. При транспортировании обеспечивалось электроснабжение полезных нагрузок.

Первые разработки РКК «Энергия» в области солнечных электроракетных буксиров большой мощности появились в 1988 г. В 2001–2005 гг. РКК «Энергия» в кооперации с ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», ЦНИИмаш, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ИКИ РАН, ИМБП РАН и другими организациями участвовала в проектно-конструкторской разработке ключевых элементов энергодвигательного комплекса и космической платформы в обеспечение реализации пилотируемой экспедиции на Марс [5]. В проекте, наряду с ядерным, также был рассмотрен солнечный межорбитальный буксир (СМБ) мощностью 15 МВт с тонкопленочными солнечными батареями и электроракетной двигательной установкой.

Преимущества и перспективы использования солнечных межорбитальных буксиров

Основные преимущества электроракетных буксиров с солнечной энергоустановкой:

- высокая надежность и отказоустойчивость за счет многократного резервирования;
- возможность создания энергоустановок в широком диапазоне мощности по идентичной технологии;
- полная экологическая безопасность системы электроснабжения;
- наличие развитых производственных баз по ключевым элементам;
- огромный опыт успешной эксплуатации солнечной энергетике в космосе;
- устойчивый прогресс основных характеристик фотоэлектрических преобразователей.

Основные целевые задачи, решаемые СМБ:

- создание комплексов с повышенной энерговооруженностью и широкими возможностями по маневрированию для обеспечения функционирования перспективных полезных нагрузок;
- удвоение массы полезной нагрузки, доставляемой на ГСО, средние и высокие

околоземные орбиты, при использовании тех же ракет-носителей (РН);

- доставка грузов к Луне, в т. ч., обеспечение пилотируемой лунной программы (использование СМБ позволяет снизить требования к грузоподъемности РН);
- поддержка пилотируемых программ и автоматических миссий в околосолнечном пространстве, энергодвигательное обеспечение пилотируемого полета на Марс.

За рубежом в последние годы наблюдается рост интереса к тематике СМБ и интенсификация работ в этом направлении. Появляются проекты создания СМБ, предназначенных для функционирования в интересах Международной космической станции, доставки тяжелых грузов к Луне и в точки либрации системы «Земля–Луна», поддержки пилотируемых миссий на Марс и астероиды [6–10]. Степень проработки этих проектов в части навигационно-баллистического обеспечения, технического облика основных систем и конструктивно-компоновочных схем неуклонно растет, что говорит о постепенном переходе от поисковых работ к стадиям проектирования и практической реализации.

Можно сделать вывод, что в настоящее время ведущими космическими державами, в первую очередь США, уже начаты широкомасштабные проектно-исследовательские работы по созданию перспективных СМБ и космических средств на их основе. Ожидается, что в период до 2020 г. появятся первые экспериментальные образцы подобных средств.

Облик транспортной системы на основе СМБ

В состав типовой транспортной системы на основе СМБ входят:

- орбитальные средства (солнечный межорбитальный буксир и модули полезной нагрузки (МПН));
- средства выведения буксира и МПН;
- наземные средства подготовки, обеспечения запуска и управления полетом буксира и МПН.

Типовой схемой функционирования СМБ является:

- стыковка с объектом транспортировки на низкой орбите;
- совместный перелет на целевую орбиту;
- отделение полезной нагрузки;
- обратный перелет (возвращение) на низкую орбиту для выполнения нового цикла.

Объектом транспортировки СМБ является не сама полезная нагрузка, а МПН. В его состав помимо полезной нагрузки входят также конструкции и служебные системы, необходимые

для обеспечения автономного функционирования модуля и его стыковки с СМБ, а также — система хранения и подачи рабочего тела. В случае недостаточности грузоподъемности используемой ракеты-носителя рабочее тело ЭРДУ выводится в составе блока расходных компонентов (БРК).

Проектный облик и структура СМБ

Проведенные в 2013–2014 гг. проектно-исследовательские работы показали, что для создания эффективной транспортной системы, обеспечивающей коммерчески привлекательную доставку грузов на ГСО, уровень мощности СМБ должен составлять ~400 кВт. Данный уровень мощности обеспечивает возможность использовать СМБ также для доставки грузов к Луне в интересах пилотируемой лунной программы.

Предлагается конструктивное и структурное разделение СМБ на два основных блока:

- приборный блок (ПрБ);
- энергодвигательный блок (ЭДБ).

В состав ПрБ входят системы, технический облик которых не зависит (или мало зависит) от типоразмера буксира и мощности его энергоустановки. При этом становится возможной отработка как основных систем ПрБ в комплексе (включая логические и информационно-электрические связи), так и блока в целом (включая конструкцию) в составе экспериментального изделия и их дальнейшее прямое заимствование при переходе к СМБ большей мощности.

В состав ЭДБ включаются системы, определяющие энергодвигательный потенциал буксира и напрямую зависящие от его типоразмера, а также системы и средства, обеспечивающие их функционирование. Для ключевых систем ЭДБ, к которым относятся система электропитания и ЭРДУ, предлагается модульное исполнение.

На рис. 1 и 2 представлен проектный облик солнечного межорбитального буксира мощностью 400 кВт (СМБ-400).

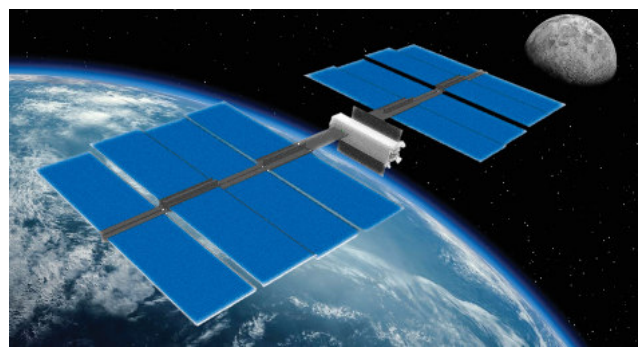


Рис. 1. Внешний вид СМБ-400 в рабочей конфигурации

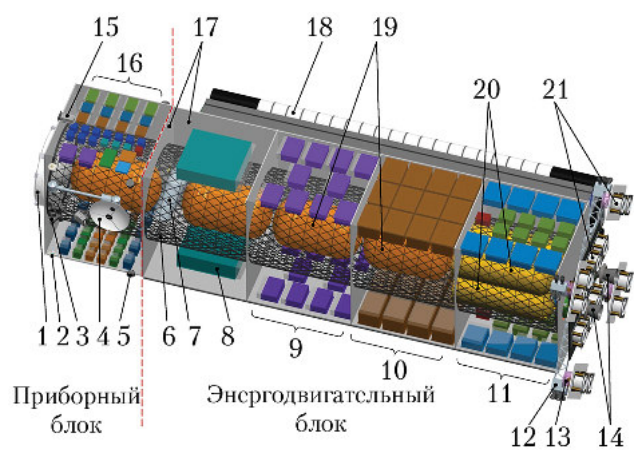


Рис. 2. Внутренняя компоновка СМБ-400: 1 – стыковочный агрегат; 2 – всенаправленная антенна; 3 – звездный датчик; 4 – остонаправленная антенна; 5 – антенна спутниковой навигации; 6 – изогридная углепластиковая колонна; 7 – система ориентации солнечных батарей; 8 – зона размещения аккумуляторных батарей; 9 – блоки системы электроснабжения; 10, 11 – блоки ЭРДУ; 12 – ЖРД ориентации; 13 – поворотная платформа ЭРД; 14 – маршевые ЖРД; 15 – телекамера; 16 – блоки бортовых систем; 17 – соплопаны; 18 – солнечная батарея; 19 – баки рабочего тела ЭРДУ; 20 – баки горючего и окислителя ЖРД; 21 – двигательный модуль ЭРДУ

Основные технические характеристики СМБ-400:

мощность ЭРДУ	400 кВт;
удельный импульс ЭРДУ	~30 000 м/с;
тяга ЭРДУ	~16 Н;
сухая масса СМБ	~11 т;
масса рабочего тела (ксенон)	до 8 т;
масса топлива (АТ, НДМГ)*	до 1,8 т;
базовая околоземная орбита	51,6°, 370 км;
длина по корпусу	11,5 м;
максимальный диаметр описанной окружности в транспортном положении	4,57 м;
размах солнечных батарей	81,4 м;
орбиты функционирования	околоземная, окололунная;
ресурс СМБ	10 лет;
ресурс ЭРДУ	≥36 000 ч.

Массовая сводка СМБ-400 (масса приведена в кг):

приборный блок (ПрБ):	1 181;
система управления бортовым комплексом	156;
система бортовых измерений	30;
бортовая радиотехническая система	40;
система управления движением и навигации	54;
телевизионная система	30;
система обеспечения теплового режима ПрБ	67;

* АТ – азотный тетраоксид; НДМГ – несимметричный диметилгидразин.

система электроснабжения ПрБ	104;
корпус с установкой составных частей	250;
система стыковки	300;
бортовая кабельная сеть	150;
энергодвигательный блок (ЭДБ):	9 445;
система электроснабжения ЭДБ	3 300;
система обеспечения теплового режима ЭДБ	700;
электроракетная двигательная установка	3 000;
автономная двигательная установка (ЖРДУ)	1 100;
корпус с установкой составных частей	1 000;
система ориентации солнечных батарей	45;
бортовая кабельная сеть	300;
суммарная сухая масса буксира	10 626;
система заправки ЭРДУ и ЖРДУ:	9 772;
ксенон	8 000;
АТ	1 143;
НДМГ	617;
гелий	12;
суммарная масса буксира с заправками	20 398.

Система электроснабжения. В качестве одного из вариантов солнечной батареи (СБ) была рассмотрена перспективная СБ рулонного типа по технологии *ROSA (Roll-Out Solar Array)* и *Mega-ROSA* американской компании *Deployable Space Systems (DSS)*. Данная технология позволяет достичь высокой удельной мощности (200...500 Вт/кг) и наименьшего объема СБ в сложенном состоянии (более 40 кВт/м³) [11]. Таким образом, при использовании технологии *ROSA* масса солнечной батареи в наихудшем случае (200 Вт/кг) должна составить 2 000 кг. Аналогичная по мощности СБ, выполненная по традиционной технологии с жестким каркасом, имела бы массу около 10 800 кг.

Раскрытие солнечной батареи *ROSA* происходит за счет упругих сил входящих в ее структуру силовых элементов – гибких балок, сворачиваемых в рулон (*Elastic Roll-Out Boom Deployers*) [12].

Для СБ *ROSA (Mega-ROSA)* уже проведен большой объем наземной экспериментальной отработки, и в ближайшее время можно ожидать проведения испытаний в условиях космического пространства.

Оценка характеристик СБ проводилась при применении фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) на основе арсенида галлия фирмы *Azur Space* с тремя переходами и КПД, равным 30% [13].

Деградация по мощности батареи фотоэлектрической (БФ), производящей электроэнергию части СБ, на конец десяти лет эксплуатации по типовой программе полета составит 21,4%

при толщине защитного стекла 170 мкм и 14% — при толщине 300 мкм.

Удельная мощность БФ на квадратный метр панели в точке летнего солнцестояния при коэффициенте заполнения ФЭП на панели, близком к оптимальному и равному 0,865, составит около 260 Вт/м². Таким образом, площадь панелей СБ будет составлять 1 538 м² или — с учетом деградации 14% — 1 789 м².

Для обеспечения электропитания буксира на этапе выведения и теневых участках орбиты было предложено использовать аккумуляторные батареи (АБ) разработки ПАО «Сатурн» (г. Краснодар), построенные на основе литий-ионной электрохимической системы. В соответствии с требуемыми мощностными и емкостными характеристиками были выбраны АБ типа 23ЛИ-20 (2 шт.) и 7ЛИ-20 (2 шт.). Масса АБ 23ЛИ-20 составляет ~60 кг, а 7ЛИ-20 — ~40 кг.

Электроракетная двигательная установка. Исходя из баллистических расчетов, ЭРДУ должна иметь удельный импульс 30 000 м/с и суммарную тягу не менее 16 Н.

По предварительным оценкам, тяговый модуль (единичный ЭРД с блоком газораспределения) должен обладать следующими характеристиками:

потребляемая мощность ≥25 кВт;
 удельный импульс 30 000...40 000 м/с;
 тяга ≥1 Н;
 ресурс ≥36 000 ч;
 возможность работы на альтернативном рабочем теле (иод, ртуть).

На сегодняшний день в России существует всего несколько двигателей, чьи характеристики приближаются к требуемым:

- СПД-290;
- ТМ-50;
- ИД-500;
- перспективный ДАС на иоде.

Основные характеристики двигателей приведены в таблице.

Из приведенной таблицы видно, что только ионный двигатель ИД-500 не обладает достаточной тягой для выполнения СМБ транспортных операций в установленные сроки.

Основные характеристики ЭРД большой мощности

Разработчик	Наименование	Мощность, кВт	Тяга, Н	Удельный импульс, м/с
ОКБ «Факел»	СПД-290 [14]	5...30	1,5	33 000
ЦНИИмаш	ТМ-50 [14]	10...50	1,0–1,5	30 000...70 000
ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»	ИД-500 [15]	35	0,725	70 000
РКК «Энергия»	ДАС на иоде [16]	25	1,27–2,04	15 000...30 000

Холловские двигатели СПД-290 и ТМ-50 отвечают заданным требованиям и на сегодняшний день носят статус инженерной модели. После проведения достаточного объема испытаний, в т. ч. ресурсных, можно будет сделать вывод о степени их пригодности для использования в СМБ.

По предварительным оценкам, перспективный двухступенчатый двигатель с анодным слоем на иоде разработки РКК «Энергия» обладает лучшими характеристиками и большим потенциалом для увеличения мощности. Принимая во внимание тот факт, что РКК «Энергия» может стать потенциальным разработчиком и изготовителем солнечных буксиров в нашей стране, представляется целесообразным использовать существующий задел для создания собственного ЭРД большой мощности на базе двигателя ДАС-200.

В работе [16] показано, что дорогостоящий ксенон, традиционно используемый в ЭРД, может быть успешно заменен дешевым иодом. Годовой объем добычи иода (~25 000 т) позволит, не прибегая к закупкам ксенона за рубежом, полностью обеспечить рабочим телом целую группировку СМБ различного назначения.

Жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ). Помимо ЭРДУ в состав СМБ входит ЖРДУ, предназначенная для довыведения СМБ на орбиту функционирования, а также для построения и поддержания ориентации на тех этапах полета, на которых не используется ЭРДУ. Для дальнейших проработок был выбран вариант ЖРДУ на высококипящих компонентах топлива (АТ, НДМГ) с вытеснительной системой подачи.

Параметры транспортной системы для типовых миссий СМБ

В качестве типовых миссий СМБ рассматривались следующие:

- доставка грузов на ГСО;
- доставка грузов к Луне по однопусковой схеме;

- доставка грузов к Луне по двухпусковой схеме.

Предлагаемые для выведения полезных нагрузок ракеты-носители:

- РН тяжелого класса грузоподъемностью 24,5 т;
- перспективная РН тяжелого класса грузоподъемностью 40 т;
- перспективная РН сверхтяжелого класса (СТК) грузоподъемностью 65–70 т.

Результаты расчетов параметров транспортной системы для доставки грузов на ГСО приведены ниже:

масса полезной нагрузки	~8 т;
масса МПН при выведении	~24,5 т;
масса рабочего тела ЭРДУ (ксенон)	~11,4 т;
длительность доставки	~6,5 мес;
длительность цикла	~9,5 мес;
тип РН	РН тяж. кл. 24,5 т.

Результаты расчетов параметров транспортной системы для доставки грузов к Луне по однопусковой схеме (совместное выведение полезной нагрузки и БРК в составе МПН):

масса полезной нагрузки	~32 т;
масса МПН при выведении	~63 т;
масса рабочего тела ЭРДУ (ксенон)	~21,6 т;
длительность доставки	~13 мес;
длительность цикла	~16 мес;
тип РН	РН СТК 65–70 т.

Результаты расчетов параметров транспортной системы для доставки грузов к Луне по двухпусковой схеме (раздельное выведение полезной нагрузки и БРК):

оптимизированные параметры ЭРДУ:

удельный импульс	35 000 м/с;
тяга ЭРДУ	13,5 Н;
длительность доставки	~15 мес;
длительность цикла	~18 мес;

первый пуск (блок расходных компонентов):

масса рабочего тела ЭРДУ (ксенон)	~18,5 т;
масса БРК при выведении	~24,5 т;
тип РН	РН тяж. кл. 24,5 т;

второй пуск (модуль полезной нагрузки):

масса полезной нагрузки	~32 т;
масса МПН при выведении	~37 т;
тип РН	РН тяж. кл. 40 т.

Схема доставки грузов к Луне по двухпусковой схеме представлена на рис. 3.

Выводы

Результаты работ в области солнечных электроракетных буксиров в нашей стране и за рубежом наглядно демонстрируют конкурентные преимущества этого класса средств межорбитальной транспортировки для задач транспортирования грузов в околоземном космическом пространстве, в особенности, если сроки доставки не имеют решающего

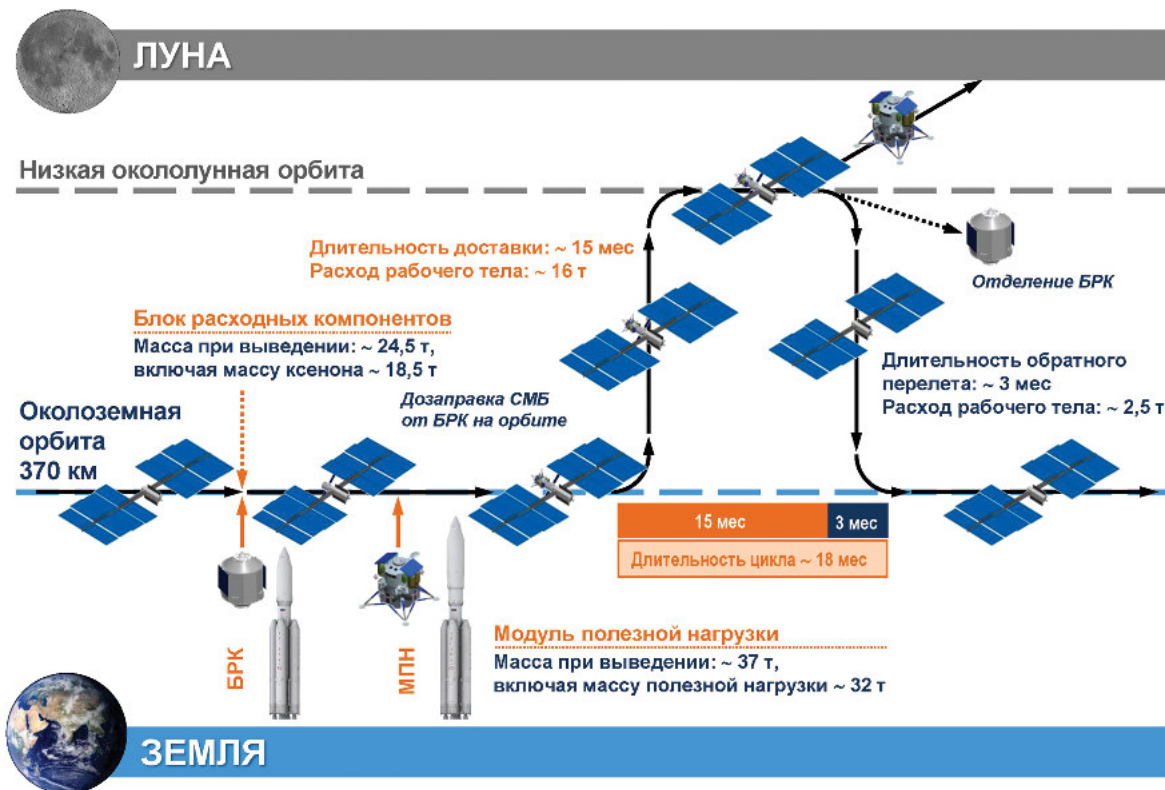


Рис. 3. Схема доставки грузов к Луне по двухпусковой схеме при использовании ракет-носителей грузоподъемностью 24,5 и 40 т

Примечание. БРК – блок расходных материалов; СМБ – солнечный межорбитальный буксир; МПН – модуль полезной нагрузки.

значения. Устойчивый прогресс в развитии технологий, относящихся к энергодвигательному комплексу, постепенно позволит использовать солнечные межорбитальные буксиры в масштабных пилотируемых программах по освоению Луны, Марса и других объектов Солнечной системы.

Для построения к 2030 г. эффективной транспортной системы на основе солнечных межорбитальных буксиров в обеспечение пилотируемой лунной программы уже в ближайшее время необходимо развернуть полномасштабные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы в этой области.

Список литературы

1. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под науч. ред. Легостаева В.П. и Лопоты В.А. М.: РКК «Энергия», 2011. 584 с.

2. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 4–15.

3. Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 25–45.

4. Афанасьев И.Б. Разработка ядерного буксира продолжается // Новости космонавтики. 2013. № 12. С. 37–39.

5. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. Коротеева А.С. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 с.

6. Mercer C.R., McGuire M.L., Oleson S.R., Barrett M.J. *Solar electric propulsion for human space exploration*, NASA/TM-2016-218921. Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160003683.pdf> (дата обращения 10.10.2016 г.).

7. Hoffman D.J., Kerslake T.W., Hojnicki J.S., Manzella D.H., Falck R.D., Cikanek III H.A., Klem M.D., Free J.M. *Concept design of high power solar electric propulsion vehicles for human exploration*, NASA/TM-2011-217281. Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120000068.pdf> (дата обращения 10.10.2016 г.).

8. Myers R., Carpenter C. *High power solar electric propulsion for human space exploration architectures* // 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011. IEPC-2011-261. Режим доступа: [http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-](http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2011index/IEPC-2011-261.pdf)

[2007/2011index/IEPC-2011-261.pdf](http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2011index/IEPC-2011-261.pdf) (дата обращения 05.10.2016 г.).

9. Moore C. *Technology development for NASA's asteroid redirect mission*, IAC-14-D2.8-A5.4.1. Режим доступа: https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/IAC-14-D2_8-A5_4_1-Moore.pdf (дата обращения 10.10.2016 г.).

10. Spores R., Monheiser J., Dempsey B.P., Darren W., Creel K., Jacobson D., Drummond G. *A solar electric propulsion cargo vehicle to support NASA lunar exploration program* // 29th International Electric Propulsion Conference, 2005. IEPC-2005-320. Режим доступа: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2005index/320.pdf (дата обращения 10.10.2016 г.).

11. Spence B.R. *NASA SBIR/STTR technologies. Modular ultra-high power solar array architecture*. Режим доступа: <http://techport.nasa.gov/file/14526> (дата обращения 10.10.2016 г.).

12. Sickinger C., Herbeck L., Ströhlein T., Torrez-Torres J. *Lightweight deployable booms: design, manufacture, verification, and smart materials application* // 55th International Astronautical Congress, 2004. IAC-04-I.4.10. Режим доступа: http://www.dlr.de/fa/Portaldata/17/Resources/dokumente/institut/2004/2004_04.pdf (дата обращения 10.10.2016 г.).

13. Bett A.W., Dimroth F., Guter W., et al. *Highest efficiency multi-junction solar cell for terrestrial and space applications* // 24th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition, 2009. Режим доступа: https://www.ise.fraunhofer.de/de/veroeffentlichungen/konferenzbeitraege/2009/24th-european-photovoltaic-solar-energy-conference-and-exhibition-hamburg-germany/bett_1ap.1.1.pdf (дата обращения 10.10.2016 г.).

14. Гусев Ю.Г., Пильников А.В. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. Выпуск № 60. Режим доступа: <https://www.mai.ru/upload/iblock/1c5/rol-i-mesto-elektoraketnykh-dvigatelay-v-rossiyskoy-kosmicheskoy-programme.pdf> (дата обращения 10.10.2016 г.).

15. Ловцов А.С., Селиванов М.Ю. Огневые испытания ионного двигателя высокой мощности для перспективных транспортных модулей // Известия РАН. Энергетика. 2014. № 6. С. 3–9.

16. Островский В.Г., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Черашев Д.В. Электроракетная двигательная установка на основе двигателей с замкнутым дрейфом электронов на иоде // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 42–52.

Статья поступила в редакцию 05.12.2016 г.

Reference

1. Luna – shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoi sistemy [The Moon – a step towards the development of technologies of the solar system exploration]. *Sci. ed. Legostaev V.P., Lopota V.A. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2011. 584 p.*
2. Legostaev V.P., Lopota V.A., Sinyavskiy V.V. *Perspektivy i effektivnost' primeneniya kosmicheskikh yaderno-energeticheskikh ustanovok i yadernykh elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok* [Prospects for and efficiency in application of space nuclear power plants and nuclear electrorocket propulsion systems]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 1, pp. 4–15.*
3. Sinyavskiy V.V. *Nauchno-tekhnicheskii zadel po yadernomu elektroraketnomu mezhorbital'nomu buksiru «Gerkules»* [Advanced technology for nuclear electric propulsion orbital transfer vehicle Hercules]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 3, pp. 25–45.*
4. Afanas'ev I.B. *Razrabotka yadernogo buksira prodolzhaetsya* [The nuclear tug development is in progress]. *Novosti kosmonavtiki, 2013, no. 12, pp. 37–39.*
5. *Pilotiruemaya ekspeditsiya na Mars* [The manned expedition to Mars]. *Ed. Koroteev A.S. Moscow, Rossiiskaya akademiya kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo publ., 2006. 320 p.*
6. Mercer C.R., McGuire M.L., Oleson S.R., Barrett M.J. *Solar electric propulsion for human space exploration, NASA/TM-2016-218921. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160003683.pdf> (accessed 10.10.2016).*
7. Hoffman D.J., Kerslake T.W., Hojnicky J.S., Manzella D.H., Falck R.D., Cikanek III H.A., Klem M.D., Free J.M. *Concept design of high power solar electric propulsion vehicles for human exploration, NASA/TM-2011-217281. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120000068.pdf> (accessed 10.10.2016).*
8. Myers R., Carpenter C. *High power solar electric propulsion for human space exploration architectures. 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011. IEPC-2011-261. Available at: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2011index/IEPC-2011-261.pdf (accessed 05.10.2016).*
9. Moore C. *Technology development for NASA's asteroid redirect mission, IAC-14-D2.8-A5.4.1. Available at: https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/IAC-14-D2_8-A5_4_1-Moore.pdf (accessed 10.10.2016).*
10. Spores R., Monheiser J., Dempsey B.P., Darren W., Creel K., Jacobson D., Drummond G. *A solar electric propulsion cargo vehicle to support NASA lunar exploration program. 29th International Electric Propulsion Conference, 2005. IEPC-2005-320. Available at: http://erps.spacegrant.org/uploads/images/images/iepc_articledownload_1988-2007/2005index/320.pdf (accessed 10.10.2016).*
11. Spence B.R. *NASA SBIR/STTR technologies. Modular ultra-high power solar array architecture. Available at: <http://techport.nasa.gov/file/14526> (accessed 10.10.2016).*
12. Sickinger C., Herbeck L., Ströhlein T., Torrez-Torres J. *Lightweight deployable booms: design, manufacture, verification, and smart materials application. 55th International Astronautical Congress, 2004. IAC-04-I.4.10. Available at: http://www.dlr.de/fa/Portaldata/17/Resources/dokumente/institut/2004/2004_04.pdf (accessed 10.10.2016).*
13. Bett A.W., Dimroth F., Guter W., et al. *Highest efficiency multi-junction solar cell for terrestrial and space applications. 24th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition, 2009. Available at: https://www.ise.fraunhofer.de/de/veroeffentlichungen/konferenzbeitraege/2009/24th-european-photovoltaic-solar-energy-conference-and-exhibition-hamburg-germany/bett_1ap.1.1.pdf (accessed 10.10.2016).*
14. Gusev Yu.G., Pil'nikov A.V. *Rol' i mesto elektroraketnykh dvigatelei v Rossiiskoi kosmicheskoi programme* [The role and the place of electrorocket engines in the Russian space program]. *Elektronnyi zhurnal «Trudy MAI»*, 2012, issue 60. Available at: <https://www.mai.ru/upload/iblock/1c5/rol-i-mesto-elektoraketnykh-dvigatelay-v-rossiyskoy-kosmicheskoy-programme.pdf> (accessed 10.10.2016).
15. Loutsov A.S., Selivanov M.Yu. *Ognevye ispytaniya ionnogo dvigatelya vysokoi moshchnosti dlya perspektivnykh transportnykh modulei* [Firing tests of the high-power ion engine for the advanced transportation modules]. *Izvestiya RAN. Energetika, 2014, no. 6, pp. 3–9.*
16. Ostrovskii V.G., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Cherashev D.V. *Elektroraketnaya dvigatel'naya ustanovka na osnove dvigatelei s zamknutym dreifom elektronov na iode* [The electric rocket propulsion system based on iodine thrusters with closed drift of electrons]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2013, no. 2, pp. 42–52.*