



DOI 10.22363/2312-8143-2020-21-4-281-289  
УДК 629.78:620(035.3)

Научная статья

## Многоразовые межорбитальные буксиры мегаваттного класса: проблемы и перспективы

В.М. Мельников, Ю.Н. Разумный

Российский университет дружбы народов, Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6

### История статьи:

Поступила в редакцию: 4 ноября 2020 г.  
Доработана: 10 декабря 2020 г.  
Принята к публикации: 15 декабря 2020 г.

### Ключевые слова:

многоразовый буксир, ядерная и солнечная энергоустановки, электролиз воды в космосе, электроплазменные двигатели, электромагнитные ускорители

*Аннотация.* Проводится анализ возможностей создания солнечных многоразовых межорбитальных буксиров мегаваттного класса. Дается сравнение солнечных и ядерных энергоустановок, рассматриваются преимущества использования солнечных систем. На основании сравнительного анализа аналогов – солнечных парусов, отражателей солнечного света для освещения с орбиты районов Земли, солнечных батарей космических электростанций – обосновываются преимущества использования бескаркасных центробежных солнечных батарей по сравнению с каркасными аналогами. Отмечается достаточность проектно-конструкторского, а также производственно-технологического задела и испытательной базы для создания солнечной энергетической установки в РФ. Указывается на перспективу использования кислородно-водородных топлив, получаемых электролизом воды в космосе, многократно увеличивающих скорость транспортных операций, и необходимость создания электромагнитных ускорителей для старта с Земли при больших грузопотоках. Производится проектная оценка параметров центробежных солнечных батарей мощностью 1 и 5 МВт. Рассчитывается необходимое для проведения работ финансирование.

### Введение

Многоразовые межорбитальные буксиры (ММБ) для полетов к Луне, Марсу и другим телам солнечной системы прорабатываются с начала космической эры. Принципиальным является наличие в составе космического буксира энергоустановки на базе ядерных реакторов или солнечных

батарей электроплазменных двигателей, питаемых энергоустановкой, и полезной нагрузки, включающей научную аппаратуру и системы обеспечения жизнедеятельности космонавтов. Газо- и паротурбинные ядерные реакторы имеют вращающиеся элементы большой размерности на борту космического корабля (турбины и генераторы) при длительном ресурсе без возможности технического обслуживания и ремонта, а также связаны с необходимостью компенсации кинетического момента вращающихся систем. Использование солнечной энергии носит статический характер, солнечные батареи (СБ) просты по конструкции и надежны. Имеется богатый опыт их использования на космических аппаратах начиная с третьего искусственного спутника Земли (ИСЗ).

ММБ предназначены для решения следующих основных задач:

*Мельников Виталий Михайлович*, профессор департамента механики и мехатроники Института космических технологий Инженерной академии РУДН, академик Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского и Международной академии информатизации, доктор технических наук, профессор; vitalymelnikov45@yandex.ru.

*Разумный Юрий Николаевич*, директор Инженерной академии РУДН, директор департамента механики и мехатроники Института космических технологий Инженерной академии РУДН, академик Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского и Международной академии космонавтики, доктор технических наук, профессор.

© Мельников В.М., Разумный Ю.Н., 2020

This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License  
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

- доставки космических аппаратов (КА) на геостационарную орбиту (ГСО) или другие высокие околоземные орбиты;
- доставки КА в точки либрации системы «Земля – Луна»;
- доставки КА на окололунную орбиту;
- энергоснабжения аппаратуры КА в точках доставки;
- выполнения работ по очистке околоземных орбит, включая ГСО, от неработающих спутников и космического мусора;
- транспортно-энергетического обеспечения экспедиции на Марс и др.

### 1. Ядерные энергетические установки (ЯЭУ)

После значительного снижения темпов работ в период перестройки и последующего времени Центр Келдыша в 2009–2010 годах инициировал так называемый Президентский проект с целью создания транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) на основе ядерных энергетических установок мегаваттного класса с реактором по газотурбинной схеме (схеме Брайтона) [1]. Открытие направления газотурбинной схемы многими специалистами в отечественной космической энергетике воспринимается неоднозначно. В советский период был осуществлен широкий фронт работ по проектным, конструкторским, материаловедческим вопросам, а также большой комплекс экспериментальных исследований и отработки ключевых элементов термоэмиссионной схемы ЯЭУ, показавших ее преимущества по отношению к газотурбинной и выведших нашу страну в лидеры по разработкам космических ЯЭУ [1–3]. Был создан большой научно-технический задел по ЯЭУ и электроракетным двигательным установкам (ЭРДУ) для ММБ «Геркулес», включая создание высокотемпературных конструкционных, электродных, магнитных и электроизоляционных материалов, разработку технологии изготовления из них узлов и агрегатов, испытания модуля и полномасштабного нейтронно-физического макета термоэмиссионного реактора. Сложилась мощная научно-техническая кооперация, в том числе с институтами и предприятиями, находившимися в союзных республиках. В настоящее время многие возможности утеряны и создание столь сложной системы, как ЯЭУ, в значительной мере осложнено. В США ЯЭУ для ММБ мегаваттного класса не разрабатывались.

### 2. Сравнение солнечных энергетических установок (СЭУ) и ЯЭУ

Важнейшие недостатки ЯЭУ, в случае недооценки методов и средств обеспечения их безопасности, могут многократно перекрыть их потенциальные преимущества. Прежде всего, это:

- катастрофические последствия при возможных авариях в космосе, при создании и отработке в наземной инфраструктуре, а также при запусках с Земли и возвращении на Землю;
- сложности с техническим обслуживанием и ремонтом на орбите в процессе эксплуатации (привлечение космонавтов невозможно, а робототехника значительно усложняет систему и снижает в целом ее надежность);
- невозможность использования на околоземных орбитах высотой менее 800–900 км в силу принятых ООН ограничений;
- необходимость специфической утилизации или захоронения после окончания срока эксплуатации как самих реакторов, так и создающей их наземной инфраструктуры.

За последние годы в СЭУ космического назначения был достигнут значительный прогресс:

- показана возможность увеличения удельной мощности на небольшой СБ летавшего космического аппарата до 5000 Вт/кг (удельная масса 0,2 кг/кВт по сравнению с 12,6 кг/кВт на ЯЭУ «Геркулес»);
- КПД фотоэлектронных преобразователей на многопереходных гетероструктурах доведен до 40 %, в перспективе – до 58 %; в США в лабораторных условиях с применением нанотехнологий получен КПД кремниевых ФЭП, равный 42 % и более.

Разрабатываемые в США и Японии проекты космических солнечных электростанций (КСЭС) предполагают использование солнечных батарей мощностью до 10 ГВт [4]. Достижения в области солнечных батарей базируются на интенсивно развивающихся во всем мире нанотехнологиях и аналогично достижениям в радиоэлектронике в перспективе могут быть разнообразны и чрезвычайно эффективны. Технология СБ зависит от масштаба производства и при промышленном масштабном производстве может стать относительно дешевой.

По сравнению с ЯЭУ во всем диапазоне мощностей, в том числе при высоком уровне мощности (МВт – ГВт), солнечные энергоустановки имеют следующие преимущества:

– простота конструкции – не имеют высоко-температурных контуров, холодильников-излучателей, вращающихся турбин, делящегося урана, радиационной защиты и т. п.;

– экологическая чистота – не несут катастрофических последствий при авариях в космосе, при создании и обработке на Земле, а также при запусках с Земли и возвращении на Землю;

– возможность технического обслуживания и ремонта на орбите в процессе эксплуатации;

– отсутствие проблем с утилизацией или захоронением;

– уменьшение стоимости при крупномасштабном производстве;

– удельные (Вт/кг) характеристики лучше в 10 и более раз;

– многолетний (начиная с третьего ИСЗ) успешный опыт создания и эксплуатации на подавляющем большинстве КА (более 1000) отечественного и зарубежного производства;

– большие перспективы к совершенствованию в плане развития нанотехнологий;

– относительная простота в наземной отработке;

– бескаркасное центробежное исполнение и автоматизированные раскрытие и сворачивание на орбите, отсутствие в таком исполнении геометрических ограничений для любых, просматриваемых даже в дальней перспективе задач;

– возможность относительно простого увеличения масштаба СЭУ;

– огромные финансовые, организационные и научно-технические ресурсы не требуются;

– быстрая окупаемость в силу большой коммерческой эффективности и спектра приложений;

– широкое поле наземного использования;

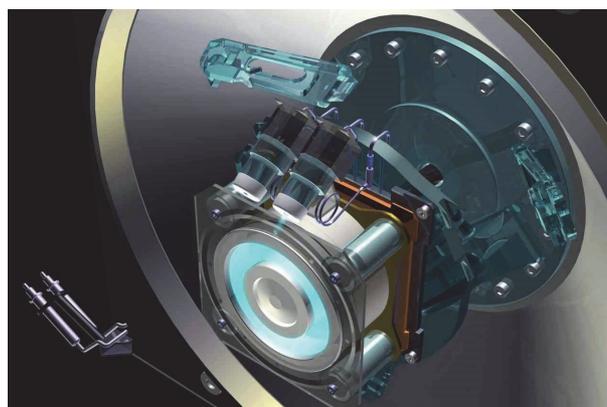
– наличие для СЭУ (по причине большей простоты) сохраненной и даже развитой производственной и испытательной базы, по сравнению с ЯЭУ, для которых необходима более сложная производственная и испытательная база, а также кооперация с институтами и предприятиями союзных республик СССР, связь с которыми в значительной мере утрачена.

Следует также считаться с мнением международного сообщества и правительств ведущих стран мира, в целом отрицательно относящихся к выносу в космос ядерной энергии после аварий в Чернобыле и особенно в Фукусиме. Сегодняшнее ее использование связано с безальтернативностью в энергетических ресурсах для су-

ществования и развития многих стран. Ситуация кардинально меняется при создании космических солнечных электростанций, транслирующих СВЧ или лазерную энергию на Землю, имеющих одинаковую с солнечными буксирами проектно-конструкторскую базу. В Японии, Китае, США, Канаде, Индии, Англии, Израиле и Евросоюзе проводится в настоящее время интенсивная разработка КСЭС [4].

### 3. Электроплазменные двигатели

Удельная тяга двигательных установок на базе электроплазменных двигателей значительно превосходит тягу жидкостных ракетных двигателей (ЖРД): 100 000–70 000 и 2500–4500 м/сек соответственно, а их электропитание может быть обеспечено ядерным реактором или солнечной батареей. Разработки электроплазменных двигателей проводятся с начала космической эры. Среди многочисленных схем электроплазменных двигателей наибольшее распространение получили две – холловских двигателей с внешним магнитным полем, в которых замкнутый дрейф электронов играет ключевую роль, создавая в плазме сильное внутреннее электрическое поле, отвечающее за работу двигателя [5]. Это стационарный плазменный двигатель (СПД) и двигатель с анодным слоем (ДАС). Двигатели типа СПД производства ФГУП КБ «Факел» используются в качестве двигателей коррекции орбиты и ориентации относительно центра масс на многих отечественных и зарубежных КА (рис. 1).



**Рис. 1.** СПД на испытательном стенде  
[Figure 1. Stationary plasma engine at the test bench]

Источник: Военный обзор. URL: <https://militaryarms.ru/novye-texnologii/plazmennye-dvigateli/> (дата обращения: 17.09.2020).

Source: Voennyi obzor. Available from: <https://militaryarms.ru/novye-texnologii/plazmennye-dvigateli/> (accessed: 17.09.2020).

Создание ионных двигателей большой мощности столкнулось с проблемой охлаждения секций большой размерности.

Для целей коррекции орбиты и ориентации современных КА относительно центра масс достаточна размерность двигателя по мощности от 300 Вт до 4 кВт. Имеются проекты на мощность 25 и 50 кВт. Однако для будущих транспортных буксиров мощностью порядка мегаватта сегодняшние разработки недостаточны по размерности. Предлагаемый набор требуемой мощности большим количеством малых двигателей возможен в весьма широких пределах, однако в целом нецелесообразен по следующим соображениям. Во-первых, как известно из электротехники, эффективность большой электрической машины выше, чем малой. Во-вторых, каждый малый двигатель имеет достаточно сложные системы подачи рабочего тела и подвода электроэнергии для обеспечения собственных систем (анодного тока, катода-компенсатора, магнитной системы и т. д., до 7 систем). Тиражирование таких систем нецелесообразно. По этим причинам встает проблема создания одного или нескольких электроплазменных двигателей мощностью порядка мегаватта [6]. Увеличение мощности единичного модуля приводит к эффективному повышению компактности двигательной установки в целом.

НИЦ «Курчатовский институт» выходит с предложением создать такой инновационный двигатель, который будет обладать возможностью регулирования тяги и удельной тяги ( $N = P \cdot P_{уд}$ , где  $N$  – мощность,  $P$  – тяга,  $P_{уд}$  – удельная тяга) при заданной мощности, большим ресурсом работы и надежностью, универсальностью по отношению к рабочему веществу, высокой энергетической эффективностью.

Аналогичный двигатель создан и испытан в США по программе VASIMR в июле 2008 года на аргоне мощностью 30 кВт со сверхпроводящим магнитом и полупроводниковыми радиочастотными генераторами для раздельного нагрева за счет циклотронного резонанса электронной и ионной компонент плазмы [7] и является прототипом мегаваттных систем. Электромагнитные силы используются для удержания и разгона плазмы в магнитном сопле, образованном открытой магнитной ловушкой «бутылочного» типа. За ускорение плазмы ответственен «адиабатический инвариант», когда в меняющейся конфигурации магнитного поля поперечное оси системы вращение

заряженных частиц переходит в продольное ускорение. Явление хорошо изучено в термоядерной проблеме.

В НИЦ «Курчатовский институт» имеется большой научно-технический задел и экспериментальная база, созданные в результате многолетних экспериментальных и теоретических исследований в области физики плазмы и управляемого термоядерного синтеза, необходимые для создания подобного двигателя.

#### 4. Конструктивный облик центробежной СЭУ ММБ

**Преимущества использования центробежных конструкций.** Сравнительный анализ по ряду проектов крупногабаритных космических конструкций солнечных парусов, отражателей солнечного излучения для освещения районов Земли отраженным с орбиты солнечным светом, КЭС, а также разработанных проектов солнечных батарей связанных систем, которые могут рассматриваться как аналоги СЭУ ММБ, указывает на существенные преимущества использования бескаркасных формируемых центробежными силами конструкций солнечных батарей. Основными преимуществами являются:

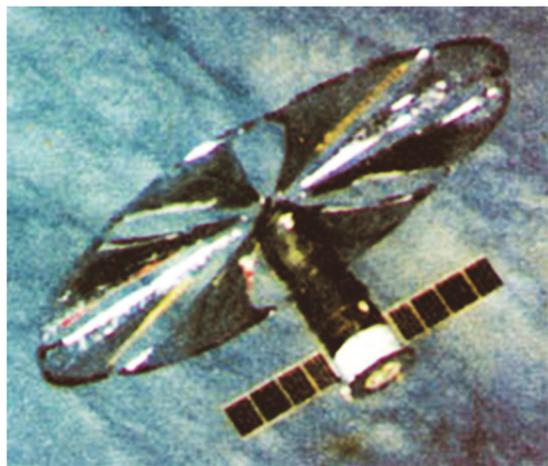
- значительно меньшая масса конструкции из-за отсутствия жесткого каркаса, который составляет до 90 % общей массы каркасных конструкций;
- меньшая стоимость технологии изготовления;
- простота конструкции, ее высокая надежность;
- большая возможность наземной модельной и поэлементной отработки;
- управление ориентацией в пространстве на гироскопическом принципе без расхода рабочего тела (за счет излома оси двух противорвращающихся конструкций в шарнире на базе пьезокристаллов).

В рамках темы Министерства общего машиностроения «Знамя» был запланирован и осуществлен 4 февраля 1993 года уникальный космический эксперимент на транспортно-грузовом корабле (ТГК) «Прогресс» вблизи орбитальной станции (ОС) «Мир» (рис. 2) [8–11].

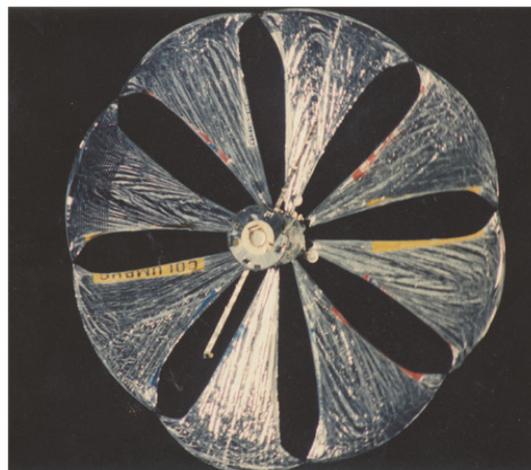
Центробежная конструкция из пленки майлар была диаметром 20 м и весила 4 кг. В космическом эксперименте, носившем название «Знамя-2», было осуществлено раскрытие конструкции из уло-

женного состояния и переориентация раскрытой конструкции в пространстве с демпфированием возникающих при этом колебаний. Эксперимент

подтвердил перспективность направления разработки центробежных бескаркасных конструкций, в том числе для создания ММБ.



а



б

**Рис. 2.** Космический эксперимент «Знамя-2», съемка с борта ОС «Мир»:

а – центробежная конструкция на ТГК «Прогресс» в полете над океаном; б – фото отражателя на фоне космического пространства [8]

**[Figure 2.** Space experiment “Znamya-2”, filming from the orbital station “Mir”:

а – centrifugal structure onboard “Progress” spacecraft in flight over the ocean; б – photo of the reflector against the background of outer space [8]

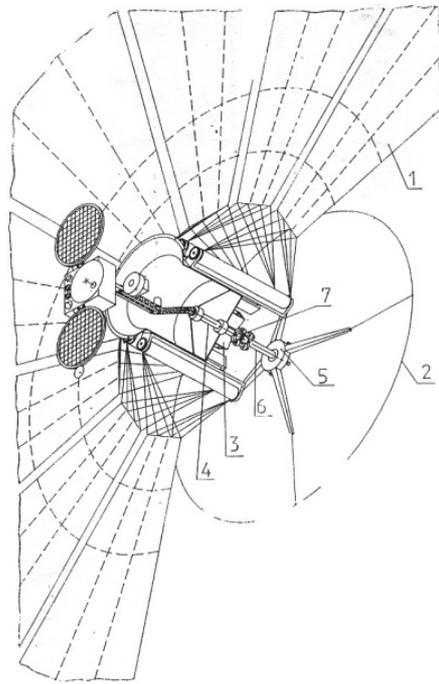
Отверждаемые конструкции относятся к каркасным конструкциями, переориентация которых в пространстве осуществляется за счет использования рабочего тела. При большом масштабе конструкции (сотни метров) и длительном ресурсе работы количество требуемого для переориентации рабочего тела составляет недопустимо большую величину. Тяжелые гироскопы также не справляются с этой задачей при большой размерности. Орбитальный эксперимент указал на невозможность получения достаточной для СБ плоской поверхности. Из-за допусков на раскрой в космическом эксперименте даже всего на 10 м конструкции, аналогичной приведенной на рис. 2, наблюдался выход из плоскости, равный нескольким метрам. Форма секторов была различна и непредсказуема. Что было бы с отверждаемой конструкцией при размерности в несколько сотен метров?

Требования к точности поверхности солнечных батарей значительно ниже требований к поверхности отражателей для освещения с орбиты отраженным солнечным светом районов Земли, подразумевающих максимальную зеркальность. Солнечная батарея функционирует при отклонении от нормали к поверхности солнечного луча до 10–12°. Это достаточно большая величина, и при использовании неразрезной конструкции полот-

на солнечной круговой центробежной батарее такое отклонение может быть обеспечено.

**Принципиальная конструктивно-технологическая схема СЭУ ММБ.** На ближайшем этапе создания солнечного буксира целесообразно использовать схему с центробежными солнечными батареями и электроплазменными двигателями, так как ее элементы отработывались в течение многих десятилетий и имеется большая технологическая и научная база. На основании сравнительного анализа проектов возможных прототипов солнечного буксира может быть предложен конструктивный облик центробежной СЭУ ММБ, приведенный на рис. 3.

Аналогично принятой в Японии модульной концепции построения КСЭС [4] перспективна возможность модульного построения ММБ, приводящая к концепции осуществления миссии многими однотипными аппаратами, что принципиально эффективнее использования одного аппарата. Создав базовый модуль относительно небольшой размерности, что технологически проще создания одного крупномасштабного объекта, будет создана база для обеспечения миссий любой размерности путем суммирования стандартных модулей меньшей размерности (поезд из отдельных вагонов).



**Рис. 3.** ММБ с центробежной солнечной батареей:

- 1 – пленочная поверхность солнечной батареи;
  - 2 – маховик противовращения; 3 – электропривод СБ;
  - 4 – ось вращения; 5 – электропривод маховика;
  - 6 – ось вращения маховика; 7 – шарнир излома осей вращения [8]
- [Figure 3.** Reusable interorbital tugs with a centrifugal solar battery:  
 1 – the film surface of the solar battery; 2 – counter-rotating flywheel;  
 3 – solar battery electric drive; 4 – axis of rotation;  
 5 – electrical flywheel drive; 6 – the axis of rotation of the flywheel;  
 7 – hinge of the fracture of the axes of rotation [8]

### 5. Оценка проектных параметров центробежной солнечной батареи ММБ на мощность 1 и 5кВт

Представим оценку основных проектных параметров пленочных центробежных аморфно-кремниевых СБ для ММБ размерностью 1 (табл. 1) и 5 (табл. 2) кВт, сделанную по приведенной в [8] методике. В качестве основного варьируемого параметра используется удельная масса площади поверхности  $\beta$ , кг/м<sup>2</sup> ( $\beta = \rho h$ , где  $\rho$  – удельная масса,  $h$  – толщина материала), поскольку этот параметр интегрально учитывает все технологические особенности СБ, с одной стороны, а с другой стороны – определяет все важнейшие проектные параметры СБ, приведенные в табл. 1 и 2:  $R_k$  – радиус СБ;  $M$  – массу СБ;  $\gamma$  – удельную мощность, Вт/кг;  $E_{кин}$  – энергию на раскрытие;  $T_0$  – время раскрытия;  $J$  – момент инерции СБ;  $J\omega$  – кинетический момент;  $\omega$  – угловую скорость вращения СБ, выбранную из условий прочности материала подложки СБ и усиливающих элементов.

Еще одним удельным параметром является удельный энергосъем  $\lambda$ , Вт/м<sup>2</sup>, связанный с другими удельными параметрами соотношением  $\gamma = \lambda / \beta$ . Через  $h_{ст}$  и  $h_{пол}$  обозначены толщина подложки СБ из стали и полимера, через  $m$  – количество топлива при возможном раскрытии системы химическими двигателями.

Таблица 1

**Проектные характеристики СБ мощностью  $N = 1$  МВт,  $R_k = 60$  м**  
 [Table 1. Design characteristics of a solar battery with a capacity of  $N = 1$  MW,  $R_k = 60$  m]

$\beta$ , кг/м <sup>2</sup> [kg/m <sup>2</sup> ]	$M$ , 10 <sup>3</sup> кг [kg]	$\gamma$ , Вт/кг [W/kg]	$h_{ст}$ , м [h <sub>steel</sub> , m]	$h_{пол}$ , м [h <sub>polymer</sub> , m]	$J$ , 10 <sup>7</sup> кг м <sup>2</sup> [kg m <sup>2</sup> ]	$J\omega$ , 10 <sup>6</sup> кг м <sup>2</sup> /с [kg m <sup>2</sup> /s]	$m$ , 10 <sup>3</sup> кг [kg]	$E_{кин}$ , 10 <sup>6</sup> Дж [E <sub>kinetic energy</sub> , 10 <sup>6</sup> J]	$T_0$ , ч [h]
0,01	0,11	9091	1,2 · 10 <sup>-6</sup>	7,143 · 10 <sup>-6</sup>	0,02	0,008	0,011	0,064	0,05
0,03	0,33	3030	3,75 · 10 <sup>-6</sup>	2,25 · 10 <sup>-5</sup>	0,067	0,028	0,045	0,21	0,16
0,1	1,1	909,09	1,25 · 10 <sup>-5</sup>	7,143 · 10 <sup>-5</sup>	0,2	0,8	0,11	0,64	0,55
0,3	3,3	303,03	3,75 · 10 <sup>-5</sup>	2,25 · 10 <sup>-5</sup>	0,67	2,8	0,345	2,1	1,6
1	11	90,909	1,25 · 10 <sup>-4</sup>	7,143 · 10 <sup>-4</sup>	2	8	1,1	6,4	5,5

Таблица 2

**Проектные характеристики СБ мощностью  $N = 5$  МВт,  $R_k = 140$  м**  
 [Table 2. Design characteristics of a solar battery with a capacity of  $N = 5$  MW,  $R_k = 140$  m]

$\beta$ , кг/м <sup>2</sup> [kg/m <sup>2</sup> ]	$M$ , 10 <sup>3</sup> кг [kg]	$\gamma$ , Вт/кг [W/kg]	$h_{ст}$ , м [h <sub>steel</sub> , m]	$h_{пол}$ , м [h <sub>polymer</sub> , m]	$J$ , 10 <sup>7</sup> кг м <sup>2</sup> [kg m <sup>2</sup> ]	$J\omega$ , 10 <sup>6</sup> кг м <sup>2</sup> /с [kg m <sup>2</sup> /s]	$m$ , 10 <sup>3</sup> кг [kg]	$E_{кин}$ , 10 <sup>6</sup> Дж [E <sub>kinetic energy</sub> , 10 <sup>6</sup> J]	$T_0$ , ч [h]
0,01	0,55	9091	1,25 · 10 <sup>-6</sup>	7,143 · 10 <sup>-6</sup>	0,11	0,44	0,074	0,09	0,07
0,03	1,45	3030	3,75 · 10 <sup>-6</sup>	2,25 · 10 <sup>-5</sup>	0,38	1,46	0,245	0,3	0,23
0,1	5,5	909,09	1,25 · 10 <sup>-5</sup>	7,143 · 10 <sup>-5</sup>	1,1	4,4	0,74	0,9	0,7
0,3	14,5	303,03	3,75 · 10 <sup>-5</sup>	2,25 · 10 <sup>-4</sup>	3,8	14,6	2,45	3	2,3
1	55	90,909	1,25 · 10 <sup>-4</sup>	7,143 · 10 <sup>-4</sup>	11	44	7,4	9	7

## **6. Использование электромагнитных ускорителей для вывода на опорную орбиту**

В перспективе создания большого числа солнечных ММБ и КСЭС в течение 30–50 лет для выведения их в космос многообещающим видится использование электромагнитного ускорителя с полосой разгона порядка 10 км, геометрически подобной лыжному трамплину [12]. Ускоритель должен строиться рядом с крупной электростанцией и использовать горный рельеф местности (например, около Саяно-Шушенской ГЭС). Подобный проект разработан в Центральном аэрогидродинамическом институте имени Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), где один килограмм выводимого на опорную орбиту груза по стоимости оценивается в 30 долл. по сравнению с 10–20 тыс. долл. при использовании системы «Спейс Шаттл». Направление электромагнитных ускорителей интенсивно разрабатывается в США.

Основное преимущество подобных ускорителей в отсутствии необходимости использования ракетных топлив, учитывая возможность их подорожания, и отрицательного влияния на экологию окружающей среды при сжигании топлива в атмосфере.

## **7. Транспортные буксиры с использованием воды для производства ракетных топлив в космосе**

Альтернативные варианты солнечных и ядерных энергоустановок мегаваттного класса для межорбитальных и межпланетных многоразовых буксиров с мощной электроракетной двигательной установкой должны рассматриваться в неразрывной связи с общим научно-техническим прогрессом и перспективными направлениями развития космической техники в целом. Среди наиболее масштабных из перспективных направлений – проекты по получению кислородно-водородных топлив в космосе и созданию КСЭС для беспроводной передачи электроэнергии на Землю.

Наличие в космосе громадных запасов льда (хвосты и ядра комет, полюсные шапки Марса, выход льда из разломов на Луне шириной до 60 км, возможность накопления запасов воды запусками ракет) открывает широкую перспективу электролизного получения кислородно-водородных ракетных топлив непосредственно в космосе для

стартов с космических тел и транспортных операций. Прорабатываемые в этом направлении концепции открывают новые подходы к созданию транспортных космических систем, а именно не требующих тяжелых носителей и транспортных буксиров на малой тяге.

Освоение околоземного космического пространства, Луны и Марса и неизбежное подорожание традиционных топлив, связанное с истощением углеводородов, делает создание технологий выработки ракетных топлив в космосе для старта с космических тел и транспортных операций весьма актуальным. При этом может быть многократно увеличена скорость транспортных операций, необходимая для уменьшения воздействия на космонавтов галактического и солнечного излучения.

Академик В.П. Глушко, будучи руководителем РКК «Энергия» имени С.П. Королева, в конце 80-х годов прошлого века говорил, что очень много думал на эту тему и все космические полеты надо осуществлять на химических двигателях. В применении к ММБ, как в то время, так и сейчас, концепция ЯЭУ или СЭУ и плазменных двигателей малой тяги с высокой удельной тягой считается оптимальной. Концепция кислородно-водородного топлива, производимого в космосе, значительно более эффективна и отвечает предвидению В.П. Глушко. Конечно, требуется создание новой элементной базы, но это и есть развитие космонавтики.

## **8. Оценка стоимости работ по ММБ**

Оценка стоимости создания ММБ мощностью 1 МВт может быть дана на основе стоимости СБ, которая для наиболее применимой для СЭУ тонкопленочной аморфнокремниевой ( $\alpha$ -Si) СБ составляет 80 долл./Вт. Тогда, умножая эту цифру на мощность 1 МВт =  $10^6$  Вт, имеем 80 долл./Вт ·  $10^6$  Вт = 80 млн долл.

В состав работ входят разработка проектно-конструкторской документации на конструкцию СБ и агрегат ее раскрытия, а также КА с традиционными системами, изготовление, наземная модельная и поэлементная отработка и орбитальная отработка, а также изготовление двигательных систем. Эти этапы минимум вдвое повысят стоимость работ по сравнению со стоимостью электрогенерирующей основы СБ.

## Заключение

Создание солнечного ММБ является реальной научно обоснованной задачей, имеющей достаточные научный, проектно-конструкторский и производственно-технологический заделы, а также испытательную базу в РФ. К разработке могут быть привлечены ведущие предприятия ракетно-космической и других отраслей, имеющие богатый опыт создания аналогичных систем и обладающие достаточным для солнечного ММБ научно-техническим потенциалом.

## Список литературы

1. *Ярыгин В.И.* Ядерная энергетика прямого преобразования в космических миссиях XXI в. // *Известия вузов. Ядерная энергетика*. 2013. № 2. С. 5–20.
2. *Ярыгин В.И., Ружников В.А., Синявский В.В.* Космические и наземные ядерные энергетические установки прямого преобразования энергии: монография. М.: НИЯУ МИФИ, 2015. 364 с.
3. *Синявский В.В.* Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // *Космическая техника и технологии*. 2013. № 3. С. 25–45.
4. *Райкунов Г.Г., Комков В.А., Сыроев В.К., Мельников В.М.* Космические солнечные электростанции – проблемы и перспективы. М.: Изд-во РУДН, 2017. 283 с.
5. *Горшков В.А., Муравлев А.А., Шагайда О.А.* Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / под ред. А.С. Коротева. М.: Машиностроение, 2008. 280 с.
6. *Мельников В.М., Елкин К.С., Матюшенко И.Н., Русаков А.В.* Мегаваттный безэлектродный плазменный двигатель – новое направление в российской космонавтике // *Космонавтика и ракетостроение*. 2015. Вып. 2 (81). С. 47–53.

7. *Squire J.P., Olsen C.S., Díaz F.C., Cassady L., Longmier B., Ballenger M.G., Carter M., Glover T.W., McCaskill G., & Bering E.* VASIMR VX-200 operation at 200 kW and plume measurements: future plans and an ISS EP test platform // *The 32<sup>nd</sup> International Electric Propulsion Conference (IEPC-2011-154)* (Wiesbaden, 11–15 September 2011). URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-154.pdf> (accessed: 10.10.2020).

8. *Райкунов Г.Г., Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н.* Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. М.: Физматлит, 2009. 447 с.

9. *Семенов Ю.П., Бранец В.Н., Григорьев Ю.И., Зеленищikov Н.И., Кошелев В.А., Мельников В.М., Платонов В.Н., Севастьянов Н.Н., Сыромятников В.С.* Космический эксперимент по разворачиванию пленочного бескаркасного отражателя  $D = 20$  м («Знамя-2») // *Космические исследования*. 1994. Т. 32. № 4–5. С. 186–193.

10. *Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н.* Формируемые центробежными силами солнечные батареи. М.: Черос, 2007. 188 с.

11. *Melnikov V.M., Koshelev V.A.* Large space structures formed by centrifugal forces. Amsterdam: Gordon and Breach Science Publishers, 1998. 157 p.

12. *Плохих В.П., Бузулук В.И.* Сравнительный анализ различных типов старта многоразового воздушно-космического самолета (МВКС) // *IV Международный конгресс IAC-2003: сборник докладов*. М., 2003. С. 246–251.

## Для цитирования

*Мельников В.М., Разумный Ю.Н.* Многоразовые межорбитальные буксиры мегаваттного класса: проблемы и перспективы // *Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования*. 2020. Т. 21. № 4. С. 281–289. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2020-21-4-281-289>

DOI 10.22363/2312-8143-2020-21-4-281-289

Research article

## Reusable interorbital tugs of megawatt class: problems and prospects

Vitaly M. Melnikov, Yury N. Razoumny

Peoples' Friendship University of Russia (RUDN University), 6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation

### Article history:

Received: November 4, 2020

Revised: December 10, 2020

Accepted: December 15, 2020

*Abstract.* The possibilities of creating solar reusable megawatt-class interorbital tugs are analyzing. A comparison of solar and nuclear power plants is given, and the advantages of using solar systems are justified. On the basis of a comparative analysis of analogues, such as solar sails, solar reflectors for illumination from Earth's orbit, solar panels of space power

*Vitaly M. Melnikov*, Professor of the Department of Mechanics and Mechatronics of the Institute of Space Technologies of the Academy of Engineering of the RUDN University, Academician of the K.E. Tsiolkovsky Russian Academy of Cosmonautics and International Academy of Informatization, Doctor of Sciences (Techn.), Professor; [vitalymelnikov45@yandex.ru](mailto:vitalymelnikov45@yandex.ru).  
*Yury N. Razoumny*, Director of the Academy of Engineering of the RUDN University, Director of the Department of Mechanics and Mechatronics of the Institute of Space Technologies of the Academy of Engineering of the RUDN University, Academician of the K.E. Tsiolkovsky Russian Academy of Cosmonautics and International Academy of Astronautics, Doctor of Sciences (Techn.), Professor.

**Keywords:**

reusable tug, nuclear and solar power plants, electrolysis of water in space, electroplasma engines, electromagnetic accelerators

plants, the advantages of using frameless centrifugal solar panels in comparison with frame analogues are justified. It is indicated that the design and development, as well as the production and technological reserve and test base are sufficient for the creation of a solar power plant in the Russian Federation. The authors point out the prospect of using oxygen-hydrogen fuels obtained by electrolysis of water in space, which greatly increase the speed of transport operations, and the need to create electro-magnetic accelerators for launching from Earth with large cargo flows. The design evaluation of the parameters of centrifugal solar panels with a capacity of 1 and 5 MW is given. The necessary funding for the work was estimated.

**References**

1. Yarygin VI. Nuclear power of direct conversion in space missions of the 21st century. *Izvestiya Vuzov. Yadernaya Energetika*. 2013;(2):5–20. (In Russ.)
2. Yarygin VI, Ruzhnikov VA, Sinyavsky VV. *Kosmicheskie i nazemnye yadernye energeticheskie ustanovki pryamogo preobrazovaniya energii [Space and ground-based nuclear power plants for direct energy conversion]*. Moscow: National Research Nuclear University MEPhI, 2015. (In Russ.)
3. Sinyavsky VV. Advanced technology for nuclear electric propulsion orbital transfer vehicle Hercules. *Space Technique and Technologies*. 2013;(3):25–45. (In Russ.)
4. Rajkunov GG, Komkov VA, Sysoev VK, Melnikov VM. *Kosmicheskie solnechnye elektrostancii – problemy i perspektivy [Space solar power plants-problems and prospects]*. Moscow: RUDN University; 2017. (In Russ.)
5. Gorshkov VA, Muravlev AA, Shagajda OA. *Hollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov [Hall and ion plasma engines for spacecraft]*. Moscow: Mashinostroenie Publ.; 2008. (In Russ.)
6. Melnikov VM, Elkin KS, Matyushenko IN, Rusakov AV. A megawatt electrodeless plasma engine as a new direction of the Russian cosmonautics. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2015;2(81):47–53. (In Russ.)
7. Squire JP, Olsen CS, Diaz FC, Cassidy L, Longmire B, Ballenger MG, Carter M, Glover TW, McCaskill G, Bering E. VASIMR VX-200 operation at 200 kW and plume measurements: future plans and an ISS EP test platform. *The 32nd International Electric Propulsion Conference (IEPC-2011-154) (Wiesbaden, 11–15 September*

2011). Available from: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-154.pdf> (accessed: 10.10.2020).

8. Rajkunov GG, Komkov VA, Melnikov VM, Harlov BN. *Centrobezhnye beskarkasnye krupnogabaritnye kosmicheskie konstrukcii [Centrifugal frameless large-size space structures]*. Moscow: FIZMATLIT Publ.; 2009. (In Russ.)

9. Semenov YuP, Branets VN, Grigoriev YuI, Zelenshchikov NI, Koshelev VA, Melnikov VM, Platonov VN, Sevastyanov NN, Syromyatnikov VS. Space experiment on the deployment of a film frameless reflector  $D = 20$  m (“Znamya-2”). *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1994;32(4–5):186–193. (In Russ.)

10. Komkov VA, Melnikov VM, Harlov BN. *Formiruemye centrobezhnymi silami solnechnye batarei [Solar batteries formed by centrifugal forces]*. Moscow: Cheros Publ.; 2007. (In Russ.)

11. Melnikov VM, Koshelev VA. *Large space structures formed by centrifugal forces*. Amsterdam: Gordon and Breach Science Publishers; 1998.

12. Plokhikh VP, Buzuluk VI. A comparative analysis of different types of launching a reusable liquid-propellant spaceplane. Proceedings of the Fourth International Aerospace Congress IAC-2003. Moscow; 2003. p. 246–251. (In Russ.)

**For citation**

Melnikov VM, Razoumny YuN. Reusable interorbital tugs of megawatt class: problems and prospects *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2020;21(4):281–289. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2020-21-4-281-289>