

Секция 4

**Космическая энергетика и космические электроракетные
двигательные системы – актуальные проблемы
создания и обеспечения качества,
высокие технологии**

СЕРГЕЙ ДМИТРИЕВИЧ ГРИШИН – УЧЕНЫЙ И ПЕДАГОГ
М.К. Марахтанов
Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана

При первой встрече с С.Д. Гришиным бросались в глаза простота и мудрость этого человека.

Сергей Дмитриевич родился 21 января 1923 года в глубине России – в селе Озерицы на Оке в семье сельского фельдшера. В 1940 г. окончил с золотой медалью среднюю школу и поступил на артиллерийский факультет МВТУ или МММИ им. Баумана, как его тогда называли. В 1943 г. перешел во вновь образованный Московский Механический институт (в дальнейшем – МИФИ), который окончил с отличием в 1946 году по специальности «проектирование и производство реактивного вооружения». Затем учился в аспирантуре ММИ у академика Я.Б. Зельдовича, но перешел в аспирантуру МВТУ.

Ракетные двигатели – научное увлечение всей его жизни. С сентября 1951 г. – С.Д. Гришин начальник группы ГСНИИ (или НИИ-88, в дальнейшем ЦНИИМАШ) Министерства Вооружения СССР или ОКБ-3, (главный конструктор и начальник Д.Д. Севрук), затем зам. гл. конструктора. ОКБ-2 (главный конструктор и начальник А.М. Исаев). В 1975г. – один из руководителей советско-американской космической программы «Аполлон – Союз». Работая в ЦНИИМАШ, Сергей Дмитриевич занимал должности от старшего научного сотрудника до начальника – научного руководителя отделения «Космическая техника». В 1965 г.

защитил докторскую диссертацию на Ученом совете факультета «Энергомашиностроение» МВТУ; в 1966г. ему присвоено ученое звание профессора по кафедре «Двигатели летательных аппаратов». Профессор С.Д. Гришин – Заслуженный деятель науки Российской Федерации, лауреат Государственной премии СССР и премии Совета министров СССР, награжден тремя орденами Трудового Красного Знамени и медалями.

Сергей Дмитриевич был человеком «государственным». Он представлял нашу страну в международных организациях, делал постановочные доклады в правительственных учреждениях о перспективах развития ракетной техники.

Его педагогическая деятельность началась в 1950 г. с должности ассистента кафедры 34-3 МВТУ им. Баумана (теперь это кафедра СМ-1). С тех пор в течение 55 лет Сергей Дмитриевич преподавал в Московском высшем техническом училище. Здесь он 29 лет заведовал кафедрой «Двигатели летательных аппаратов» (Э-8), созданной в 1962 г. Студенты уважали и любили Сергея Дмитриевича за его знания, доброту и обстоятельность в суждениях, и он отвечал им тем же.

Профессор С.Д. Гришин опубликовал 19 монографий, 160 печатных работ и 124 авторских свидетельства. Им написаны такие книги, как «Плазменные ускорители», «Электрические ракетные двигатели» и др. Под его руководством десятки молодых ученых защитили кандидатские диссертации и 8 человек стали докторами технических наук, а сотни студентов стали отличными специалистами в области ЭРД.

Сергея Дмитриевича Гришина следует признать по праву одним из основоположников как науки об электроракетных двигателях, так и практики их использования в космосе.

**НУЖНО ЛИ КРЕАТИВНОЕ ОБРАЗОВАНИЕ В 21 ВЕКЕ?
(О РАЗВИТИИ ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМ
ДВИГАТЕЛЯМ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМ УСТАНОВКАМ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ)**

Л.А. Латышев

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

Бурное развитие науки, техники, культуры во второй половине 20 века стимулировало и помогло быстро встать на ноги ядерной науке, технике, кибернетике, биологии, общественным наукам, новым

направлениям в искусстве. Эта потребность общества во всем мире в значительной мере способствовала и высшая школа, которая готовила не только эрудированных студентов, но и людей, заинтересованных в быстром развитии различных сторон человеческой деятельности. В средних школах, а особенно в ВУЗах увеличилась доля реальных работ, в которых принимали участие школьники старших классов и студенты. На лекциях, практических, лабораторных и домашних занятиях стали иметь все большее значение малоизвестные, а в ряде случаев и новые вопросы. Конечно, не все студенты могли полностью включиться в этот трудный творческий процесс, но постепенно, начиная с младших курсов, они должны были в той или иной мере перестраивать свое мышление от прямого заимствования и использования известного к поискам новых решений. Такие методы образования позволяли приучать студентов не только знать и использовать уже известную информацию и навыки, а пытаться искать новые пути, неизвестные способы, реализовывать почти фантастические идеи. Развитие креативного мышления стало одной из важных сторон подготовки будущего специалиста.

Однако в конце 20 и начале 21 веков во всем мире и в высшей школе стали преобладать тенденции максимально автоматизировать мыслительные и производственные процессы, начался переход от креативного обучения к умению пользоваться уже известными сведениями и решениями. Этот процесс замедления творческих начал в обучении сказывается на поиске новых идей, на создании новых изделий, что в дальнейшем окажет влияние на развитие всего человечества.

Российской высшей школе с ее яркими примерами передовых идей в науке, производственных и культурных достижениях ни в коем случае нельзя отходить от традиций подготовки креативных творческих специалистов.

**ОПТИМИЗАЦИЯ ПЕРЕЛЁТОВ В СИСТЕМЕ ЗЕМЛЯ-ЛУНА
МНОГОРАЗОВОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО БУКСИРА С ЯДЕРНОЙ
ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ**

Е.Ю. Кувшинова, А.А. Синицын

ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша»

Представлены результаты оптимизации траектории межорбитального перелёта и исследования эффективности применения многоразо-

вого межорбитального буксира с электроракетными двигателями и ядерной энергетической установкой мегаваттного класса в транспортных операциях по доставке тяжёлых полезных грузов на орбиту искусственного спутника Луны.

Рассматривался перелет между радиационно безопасной околоземной и низкой окололунной орбитами. Расчеты траектории движения проводились в рамках ограниченной задачи трех тел без использования упрощений, предусматривающих разбиение траектории на сферы действия или какие-либо другие участки. Эфемериды Луны определялись по разложениям Брауна. Для моделирования траектории движения использовался набор орбитальных элементов, которые не имеют особенностей при значениях эксцентриситета и наклона равных нулю. На границе сферы действия Луны производился перевод селеноцентрических элементов и им сопряженных в геоцентрические элементы. Направление вектора тяги определялось по закону, полученному с использованием принципа максимума Понтрягина. Рассматривался непрерывный режим работы электроракетных двигателей. Получены величины затрат потребной на перелет характеристической скорости.

Выполнены оценки эффективности применения многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной энергетической установкой и проведено сравнение с вариантом использования разгонных блоков на основе кислород-водородных жидкостных ракетных двигателей. В качестве критерия эффективности выбрана масса полезного груза, доставляемого на целевую орбиту за заданный период времени.

О ПОЛЁТЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА К МАРСУ С ПОМОЩЬЮ ИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.П. Белоусов

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

В настоящее время одним из этапов дальнейшего исследования планет Солнечной системы является организация космических полетов к Марсу.

Для выполнения таких полетов могут быть использованы автоматические межпланетные космические аппараты (КА), стартующие с начальной (базовой) орбиты у Земли к базовой орбите около Марса.

Предполагается, что полет продолжается 1 год без возвращения к Земле, на борту КА находится источник энергии мощностью 1000кВт, а в составе двигательной установки (ДУ) применяются ионные двигатели (ИД), причем возможно использование разных способов получения ионов и разных рабочих тел.

В данной работе рассматриваются ИД с поверхностной ионизацией рабочего тела (ИДПИ), плазменно-ионные двигатели (ПИД) и разночастотные ионные двигатели (РИД).

В качестве рабочего тела для ИДПИ выбран цезий, для ПИД – цезий, ртуть и ксенон, для РИД – ртуть и аргон.

Эффективность применения каждого типа ИД для конкретно космического полета КА целесообразно оценить с помощью относительной полезной массы (\overline{Mn}), представляющей собой отношение полезной массы (M_n), доставляемой к орбите Марса, к начальной массе (M_0) КА на базовой орбите у Земли.

Для вычисления величины использовались зависимости, полученные в результате анализа конструктивных проработок и результатов экспериментальных и теоретических исследований рабочих процессов в ИД, причем для ИДПИ и ПИД на цезии и ртути были разработаны специальные математические модели, связывающие (\overline{Mn}), с параметрами, характеризующими рабочий процесс в ИД и выполняемый космический полёт.

Величина (\overline{Mn}) рассматривалась в зависимости от удельной массы источника энергии ($\gamma_{из}$) для ИДПИ и ПИД на цезии и ртути и удельной массы двигательной-энергетической установки (ДЭУ) совместно с рядом других подсистем КА (системы управления топливного отсека, элементов конструкции и т.д.) γ_z для ПИД на ксеноне и РИД.

Удельные массы $\gamma_{из}$ и γ_z представляли собой отношение соответствующей массы к мощности, подведенной к ДЭУ, и изменялись в пределах от 2 до 20 кг/кВт.

Проведенные расчеты позволяют оценить целесообразность выбора конкретного типа ИД и конкретного рабочего тела с учетом также других факторов экологической чистоты, доступности, сложности в эксплуатации и т.д.

**ПОВЫШЕНИЕ ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
ПРИ СОХРАНЕНИИ МАССО-ГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК**

А. А. Лизунов, Р. И. Журавлев, В. С. Тарасов

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

E-mail: vpk@nptomash.ru

Работа выполнена в рамках реализации Федеральной целевой программы “Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы” (Государственный контракт №П608 от 06.08.2009 г.).

Данная работа является решением фундаментальной задачи повышения энергетической эффективности и безопасности космических систем электропитания, работающих в течение длительного срока эксплуатации на низких орбитах (200-1000 км).

Актуальность задачи определяется необходимостью использования повышенной вырабатываемой мощности электрической энергии на уже созданном КА.

Система энергоснабжения автоматических КА представляет собой совокупность первичных и вторичных источников энергии, электронных и электротехнических устройств, предназначенных для обеспечения бортовых потребителей электрической энергией заданного качества с условием положительного энергобаланса за определенное время автономного или управляемого функционирования КА в штатных и аварийных режимах.

Разработка и создание новых СГЭ возможно при разработке и создании новых перспективных источников тока – фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) или использовании комбинированного состава ФЭП на одной СБ.

Отличительная особенность солнечных батарей – нелинейность вольтамперных и вольтваттовых характеристик – существенная их зависимость от эксплуатационных факторов ресурса: температуры, освещенности и т.д.

Поэтому задачей проектирования комбинированной СБ – является согласование вольтамперных и вольтваттовых характеристик различных ФЭП, входящих в состав СБ. Решение этой задачи – моделирование энергетических процессов в системе и нахождение точки максимальной отдачи мощности.

1. Данная работа является решением ранее (2006-2007 гг.) поставленной задачи о возможности применения СБ с комбинированным

составом ФЭП для увеличения мощности вырабатываемой энергии при сохранении ранее заданных габаритно-массовых характеристик на космических аппаратах.

2. В работе будут проведены исследования устойчивости и надежности комбинированной СБ при работе с импульсной нагрузкой.

3. В результате работы будет получено семейство нелинейных нагрузочных характеристик комбинированной СБ.

4. В рамках работы будет проведено моделирование системы с реальными параметрами.

5. На основании полученных результатов работы будут даны обоснования рекомендаций об использовании в дальнейшем комбинированных СБ для существующих систем энергоснабжения КА, требующих повышения вырабатываемой мощности.

МОДИФИКАЦИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В. С. Тарасов, А. А. Лизунов, Р. И. Журавлев

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

E-mail: vpk@nptomash.ru

Представляется результат НИР (Государственный контракт №П608 от 06.08.2009 г.) в рамках реализации Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы.

Проблема совершенствования технических характеристик системы электроснабжения (СЭС) имеет актуальное значение. Её решение позволяет значительно улучшить технико-экономические показатели на мобильных объектах, таких как беспилотные летательные аппараты (БПЛА), а также космические аппараты (КА).

Приоритетными тенденциями развития авиационно-космической энергетики становится соответствие ее продукции требованиям высокой экономической эффективности и КПД, сокращение эксплуатационных затрат, достижение минимально возможных по массогабаритным показателям мощных (более 1 кВт) источников и накопителей энергии с высокими, не менее 20 Вт·ч/кг, удельными энергетическими характеристиками.

До сих пор отсутствовали приемлемые решения по встраиванию солнечных элементов в свободнолежачие и плосковыгнутые конструк-

ции. В настоящее время практически решена технологическая проблема и разработан специальный процесс производства тонкого слоя фотогальванических элементов из аморфного кремния на тончайшей полимерной пленке.

Выводы:

1) Новая технология устраняет необходимость нанесения шаблона маски, который применяется в традиционных методах (моно- или поликристаллического кремния).

2) Новая технология требует существенно меньше самого кремния и энергии по сравнению со способами производства, связанными с применением моно- или поликристаллического кремния.

3) Срок окупаемости капиталовложений в энергосистему для рассматриваемых систем также относительно непродолжителен (около 1,2 года для обычных a-Si-модулей по сравнению с двумя годами для моно-Si-модулей).

4) Новый фотоэлектрический модуль из аморфного кремния на тончайшей полимерной пленке имеет высокую интеграцию в СЭС.

5) Высокая гибкость нового фотоэлектрического модуля из аморфного кремния на тончайшей полимерной пленке идеально подходит к применению на мобильных объектах, таких как БПЛА, а также на КА при установке на корпусе аппарата.

6) Использование под основой фотоэлектрического модуля из аморфного кремния недорогих материалов типа ЭТФЭ или ПТФЭ удовлетворяет требованиям по долговечности и устойчивости к УФ-лучам.

7) В настоящее время ОАО "ВПК" НПО машиностроения" ведет подготовку к экспериментальной отработке БПЛА оснащенного тонкопленочными СБ.

ТУРБОГЕНЕРАТОРНАЯ СОЛНЕЧНАЯ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЯ БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТНО-ЗАПРАВОЧНОЙ СТАНЦИИ

Г.А. Щеглов¹, Н.Е. Третьяков²

МГТУ им. Н.Э. Баумана – 1,

МГУ им. М.В. Ломоносова – 2.

С целью создания многократной транспортной системы ранее, в работах [1,2], Третьяковым Н.Е. была предложена концепция комплекса, состоящего из орбитальной транспортно - заправочной станции (ОТЗС), многократных носителей и межорбитальных автоматических

грузовых кораблей (АГК). Центральным элементом данного комплекса является ОТЗС. Как указывается в [2], циклограмма работы ОТЗС предполагает значительное энергопотребление для проведения основных операций, таких как электролиз воды с целью получения жидкого водорода и кислорода для заправки многоразовых носителей; такелажные работы с крупногабаритными конструкциями большой массы; испытания космических аппаратов перед выводом на рабочую орбиту; жизнеобеспечение экипажа; работа бортовых систем.

Таким образом, одной из основных проблем при проектировании ОТЗС является выбор источника электроэнергии мощностью не менее 2000 кВт. Наилучшим вариантом электростанции космического базирования, который в должной мере подходит для работы в составе ОТЗС, на данный момент является использование солнечной электростанции (СЭС) с концентратором и машинным преобразователем, так как фотоэлектрические солнечные электростанции не обладают достаточными мощностью и к.п.д., а ядерные источники энергии не применимы на околоземной орбите по экологическим причинам.

В настоящем докладе рассматривается возможность применения в составе ОТЗС СЭС на базе параболоцилиндрического солнечного концентратора (СЭСП), предложенного Щегловым Г.А и Поповым А.С. и защищенного патентом [3]. Данный тип СЭС, состоящей из концентратора в виде параболического цилиндра и турбогенераторного агрегата, в котором вместо турбины используется винтовая расширительная машина, обеспечивающая высокий к.п.д. проточной части в широком диапазоне параметров пара, в том числе и на влажном паре.

Для ОТЗС сформулированы следующие технические условия к СЭСП:

1) СЭСП должна иметь блочную конструкцию. Габариты концентратора для одного блока не должны превышать 10 м по ширине и 120 м по длине. Солнечный концентратор должен собираться на орбите из нескольких секций;

2) Турбогенератор и конденсатор пара должны располагаться в герметичном обитаемом модуле для возможности ремонтно-профилактического обслуживания.

3) Необходимо включение тепловых магистралей СЭСП в общий тепловой цикл модулей по производству компонентов топлива;

4) Конструкция концентратора должна быть интегрирована в общую конструкцию ОТЗС;

В докладе рассматривается концепция СЭСП, разработанная на основе указанных выше условий. Энергетический блок СЭСП, обладает следующими характеристиками:

1) Для заданных габаритов концентратора (10x120 м), расчётная максимальная электрическая мощность блока может составить 560 кВт при использовании в качестве теплоносителя воды и применении термодинамического цикла с двумя ступенями промежуточного перегрева пара. Таким образом, необходимая для работы ОТЗС мощность может быть получена с использованием четырех блоков СЭСП.

2) Для охлаждения генератора и конденсатора используется газообразный азот, охлаждаемый в теплообменнике ожижительного модуля испарившимся водородом.

3) Наличие в составе СЭСП машинного преобразователя позволит производить электроэнергию как постоянного, так и переменного тока, что может обеспечить большую живучесть и надежность ОТЗС.

В докладе приводятся возможные варианты компоновки СЭСП и конструктивных решений по ее размещению на ОТЗС. Показано, что данный тип энергоустановок в достаточной степени удовлетворяет всем требованиям по энергообеспечению ОТЗС и подобных ей пилотируемых орбитальных станций.

1. Третьяков Н. Е. Создание околоземной производственно-транспортной инфраструктуры - необходимый этап освоения космоса // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXV Академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2001/Под ред. А.К. Медведевой, М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2001. – С.216
2. Третьяков Н. Е. Состав и функции персонала орбитальной транспортно-заправочной станции// К. Э. Циолковский и современность: материалы XLII научных чтений памяти К. Э. Циолковского" - Калуга: "Эйдос", 2007, С. 204.
3. Попов А.С., Щеглов Г.А. Фокусирующий солнечный коллектор. Патент РФ на изобретение №2298738 от 27.12.2002 (зарегистрирован 10.05.2007)

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАДИАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ
КОНЦЕНТРАТОР-ПРИЁМНИК СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ**

В.В. Леонов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

E-mail: lv-05@mail.ru

В последние годы солнечная энергетика является одной из наиболее динамически развивающихся отраслей промышленности. Если на конец 2009 года она занимала в структуре мирового производства электроэнергии около 1%, то к середине XXI века, по прогнозам экспертов Международного энергетического агентства (IEA) при сохранении современной динамики развития может достигнуть 25%. В космосе более 98% космических аппаратов используют низкотемпературные солнечные энергоустановки (СЭУ), работающие с применением фотоэлектрических преобразователей. Разработка новых проектов по созданию космических солнечных электростанций, космических аппаратов с применением солнечных и электрореактивных ракетных двигателей, систем для освещения приполярных областей, энергосистем для космических станций требует разработки и создания СЭУ большей мощности [1, 2]. Как показывает опыт эксплуатации СЭУ [1] (в основном солнечных электростанций) для создания систем большой мощности наиболее эффективно использование высокотемпературных СЭУ (ВТСЭУ) с применением высокопотенциальных концентраторов солнечной энергии или зеркальных концентрирующих систем (ЗКС), позволяющих значительно повысить плотность солнечной энергии в рабочей зоне.

В задачах, связанных с проектированием ВТСЭУ, в первую очередь, интерес представляют энергетические характеристики сконцентрированного излучения (плотность потока, распределение температуры по поверхности концентратора и приёмника). Экспериментальное определение радиационных характеристик или определённых параметров в таких системах требует проведения сложных экспериментов [1, 3], имеющих значительные ограничения на интерпретацию результатов (зависимость от расстояния до Солнца, спектра излучения, точности поверхности зеркал). Поэтому особый интерес представляет разработка математической модели, позволяющей рассчитывать характеристики сложных зеркальных систем с учётом влияния условий эксплуатации, конструктивных особенностей, шероховатости поверхности.

Математическая модель для определения распределения излучения, отраженного от рабочей поверхности ЗКС, была построена на принципах статистического моделирования с использованием методов Монте-Карло [3, 4]. При статистическом моделировании радиационного теплообмена поток солнечного излучения удобно представить в виде набора дискретных порций (пучков) [4] определённой длины волны и энергии, суммарно реализующих спектр и плотность энергии солнечного излучения в данной области пространства. Проследив движение каждого из пучков (переотражение с потерей энергии) в зеркальной концентрирующей системе до момента либо его полного поглощения, либо вылета из системы, получаем распределение облучённости в рассматриваемой системе.

Такая модель позволила моделировать поведение луча (потерю энергии, направление отражения) в точке его контакта с отражающей поверхностью и избежать многих трудностей, присущих процессам осреднения зависимости радиационных свойств отражающей поверхности от длины волны, направления и температуры.

Возможность рассмотреть большое число вариантов при математическом моделировании позволит обеспечить значительное уменьшение материальных затрат, связанных с разработкой и проектированием ВТСЭУ, и приведёт к созданию рациональной конструкции при обеспечении максимальной энергетической и массовой эффективности ВТСЭУ, что очень актуально для космической техники.

1. Скребушевский Б.С. Космические энергетические установки с преобразованием солнечной энергии. М.: Машиностроение, 1992. 224 с.
2. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции Г.Г. Райкунов, В.А. Комков, В.М. Мельников, Б.Н. Харлов. М: Физматлит, 2009. 448 с.
3. Robert Siegel, John R. Howell, Thermal radiation heat transfer – 4th ed., Taylor & Francis, New York, 2002. 814 p.
4. James R. Mahan, Radiation heat transfer: a statistical approach, Wiley & Sons, New York, 2002. 504 p.

**ОСОБЕННОСТИ ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОВОЛЬТНЫХ СОЛНЕЧНЫХ
БАТАРЕЙ НА ПРОЦЕССЫ В ПЛАЗМЕННОМ ОКРУЖЕНИИ
ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ**

А.Г. Корсун, Г.Ф. Карабаджак, Е.М. Твердохлебова

ФГУП ЦНИИмаш

E-mail: ag_korsun@mail.ru

При эксплуатации МКС стало очевидным, что функционирование на низкой орбите крупногабаритных пилотируемых космических комплексов (ПКК) с мощной высоковольтной солнечной батареей (СБ) имеет ряд особенностей. Они связаны с возникновением электрических полей и токов в газоплазменном окружении станции и их негативным влиянием на работу бортовых систем. Поэтому исследования электрофизических процессов в газоплазменном окружении ПКК и их влияния на работу бортовых систем космического комплекса являются актуальной и практически важной задачей для решения проблемы эффективности и надежности долговременного функционирования ПКК.

Физическая сущность проблемы заключается в том, что разные элементы конструкции оказываются в разнородном плазменном окружении и при различных электрических потенциалах. Это может вызывать возникновение импульсных полей и токов вокруг комплекса и на его поверхности. Частота и интенсивность электроразрядных процессов (ЭРП) вокруг ПКК могут влиять на динамику полета, на деградацию поверхностей, на работу радио и навигационного оборудования.

При проведении исследований электродинамического взаимодействия ПКК, движущегося со сверхзвуковой скоростью, с плазменным окружением особое значение имеют следующие факторы:

- размеры комплекса, ориентация его элементов относительно набегающего потока и Солнца,
- возникновение плотной собственной внешней атмосферы при работе газовыделяющих систем (например, двигателей),
- величина и ориентация внешнего геомагнитного поля (особенно важно для низкоорбитальных комплексов),
- большая разность электрических потенциалов между элементами внешней поверхности и окружающей плазмой.

В результате исследований должны быть определены допустимые диапазоны изменения указанных факторов, разработаны методы прогноза и способы парирования негативного воздействия ЭРП на системы ПКК. Кроме того, необходимо сформулировать технические условия для

разработки штатной и научной аппаратуры, определить минимально достаточный комплекс бортовой аппаратуры для диагностики и контроля параметров окружающей среды, разработать руководство для конструкторов по учету электроразрядных особенностей функционирования ПКК.

В докладе приводятся результаты исследований электрофизических процессов вокруг МКС, их теоретическое объяснение и результаты прогнозирования электроразрядной ситуации на борту станции в зависимости от факторов орбитального полета. На основе анализа результатов эксперимента «Плазма-МКС» дано обоснование необходимости дальнейшего комплексного исследования электроразрядной обстановки на МКС и предложены методические подходы для организации ее регулярного мониторинга с помощью имеющейся в настоящее время на борту научной аппаратуры и с учетом планов приборного дооснащения станции.

УДАЛЕНИЕ РАДИОАКТИВНЫХ ОТХОДОВ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК В ДАЛЬНИЙ КОСМОС СРЕДСТВАМИ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

А.А. Козлов, М.А. Бек, Р.Б. Шарафутдинов

Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

Разработана концепция удаления радиоактивных отходов (РАО) АЭС и энергетических установок в дальний космос с помощью средств ракетно-космической техники (РКТ). Для ее реализации необходимо: обработать отходы путем выделения высокоактивных долгоживущих радионуклидов, локализовав не менее 99% их в небольшом объеме обогащенного продукта; транспортировать этот обогащенный продукт средствами РКТ на большое расстояние от Земли.

Концепция базируется на выполнении трех обязательных условий: обеспечение абсолютной безопасности удаления на всех этапах реализации проекта; экономическая целесообразность по суммарным затратам; реализуемость всех технологических и транспортных операций.

Вероятность катастрофы при удалении блока контейнеров с РАО оценивается величиной порядка 10^{-8} . Рассмотрены также экономические аспекты решения поставленной задачи, в том числе создание международной кооперации.

**К ВОПРОСУ ВЫБОРА РАБОЧЕЙ ТОЧКИ ВАХ ТЕРМОЭМИССИОННОГО
ВЕНТИЛЯ СИСТЕМЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ТОКА**

Е.В. Онуфриева, В.В. Онуфриев, А.Б. Ивашкин

МГТУ им. Н.Э. Баумана

E-mail: onufryev@bmstu.ru

Система преобразования тока (СПТ) космической энергодвигательной установки как один из вариантов может быть выполнена на основе термоэмиссионных вентилях плазменной электроэнергетики. Особенности функционирования СПТ в том, что в низковольтной части (инвертор) используются сильноточные вентили (на интегральные токи 500-1000 А при анодном напряжении 100-150 В), работающие в частотном режиме. Нагрузкой сильноточных вентилях является индуктивная – первичная обмотка трансформатора, повышающего напряжение для последующего выпрямления термоэмиссионными высоковольтными диодами.

Обеспечение устойчивости рабочего режима сильноточного вентиля во многом связано с выбором рабочей точки его ВАХ (при совместной работе с индуктивной нагрузкой).

В работе приведены результаты расчетного исследования работы сильноточного вентиля (при рабочих токах 200-350 А, падении напряжения на вентиле 2-4 В) с активно-индуктивной нагрузкой при различных формах питающего напряжения. В рамках принятых допущений сформулированы основные зависимости, описывающие цепь: источник, вентиль, нагрузка с учетом нелинейных эффектов. Получены уравнения, описывающие работу цепи, решение осуществлялось численными методами с использованием ЭВМ.

Проведенное расчетное исследование позволило сформулировать требования к электрическим характеристикам нагрузки (первичной обмотки трансформатора), параметрам источника тока и вентиля, которые обеспечивают устойчивость режима работы всей цепи.

**ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК КА С ЭРДУ ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВКИ
РАДИОАКТИВНЫХ ОТХОДОВ НА ОРБИТЫ ЗАХОРОНЕНИЯ
В РЕЖИМЕ САМОДОСТАВКИ**

А.В. Онуфриева, В.В. Онуфриев, С.Н. Дмитриев, И.Н. Алиев
МГТУ им. Н.Э. Баумана

E-mail: onufryev@bmstu.ru

Космический аппарат (КА) транспортировки радиоактивных отходов (РАО) на орбиты захоронения может быть представлен в виде совокупности следующих частей: полезной нагрузки, топлива, силовой конструкции и энергетической двигательной установки (ЭДУ), включающей энергоустановку и электроракетную двигательную установку.

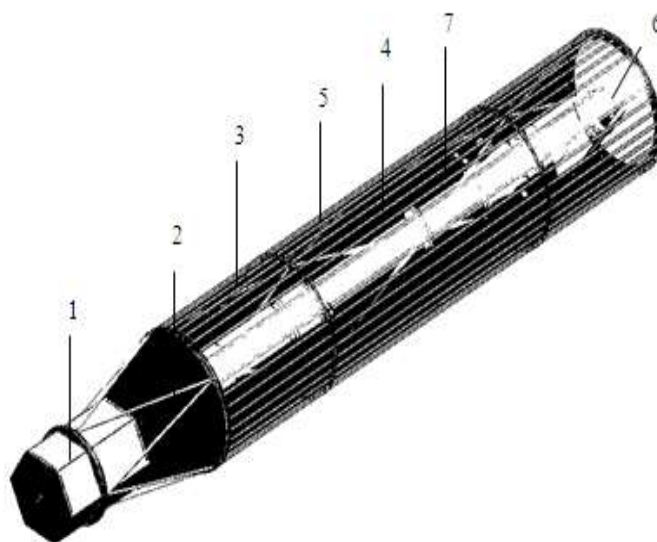


Рис. 1. Общая компоновка космического аппарата для транспортировки РАО:

1 – контейнер, 2 – радиационная защита, 3 – тепловой аккумулятор, 4 – ТЭГ, 5 – ХИ, 6 – блок ЭРД, 7 – ферменная конструкция

В этом случае масса КА может быть выражена следующим соотношением:

$$M_{КА} = M_{П} + M_{Т} + M_{КОНСТР} + M_{ЭДУ} \quad (1)$$

где $M_{КА}$ – начальная масса КА, M_T – масса топлива, $M_{КОНСТР}$ – масса силовой конструкции с топливным отсеком, $M_{ЭДУ}$ – масса ЭДУ (в которую входит масса источника электрической энергии, преобразователя тока и напряжения для согласования электрических параметров источника энергии и электроракетных двигателей и собственно ЭРД).

Свяжем массу топлива и начальную массу КА формулой Мещерского:

$$M_T = M_{КА} \left[1 - \exp(-\Delta V_{КА}/J_{УД}) \right] = M_{КА} F(J_{УД}, \Delta V_{КА}) \quad (2)$$

где $\Delta V_{КА}$ – характеристическая скорость КА (определяемая из условий баллистической задачи транспортировки), $J_{УД}$ – удельный импульс ЭРДУ, $F(J_{УД}, \Delta V_{КА}) = [1 - \exp(-\Delta V_{КА}/J_{УД})]$.

Для доставки РАО на орбиты захоронения с помощью КА, необходимым является подбор и расчет топлива, а также определения массо-габаритных характеристик баков КА с РАО.

На основе массы топлива определена геометрию баков при различных рабочих телах: висмут, аргон, ксенон и ртуть, рис. 2.

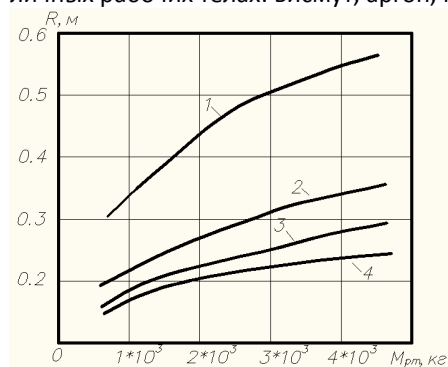


Рис. 2. Зависимость радиуса бака от массы рабочего тела

1- аргон, $t_p = 2$ года, $\Delta V_{КА} = 10$ км/с, $I_{УД} = 20$ км/с; 2- ксенон, $t_p = 2$ года, $\Delta V_{КА} = 10$ км/с, $I_{УД} = 20$ км/с; 3- висмут, $t_p = 2$ года, $\Delta V_{КА} = 10$ км/с, $I_{УД} = 20$ км/с; 4- ртуть, $t_p = 2$ года, $\Delta V_{КА} = 10$ км/с, $I_{УД} = 20$ км/с;

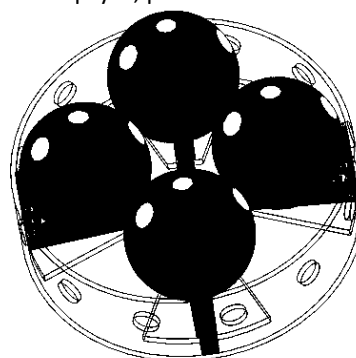


Рис. 3. Связка баков для КА для удаления РАО

Рабочее тело - ртуть

Полученные результаты показали, что наиболее оптимальным топливом для КА с РАО является ртуть, масса ртути для перелета составляет 2754 кг, радиус бака 0,23 м.

В зависимости от использования разных рабочих тел определены габаритные размеры КА в транспортном и рабочем положении, показаны особенности его компоновки.

1. Гришин С.Д., Захаров Ю.А., Оделевский В.К. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. М.: Машиностроение, 1990, 224 с.
2. Семенов Ю.П., Филин В.М., Соколов Б.А. и др. О космическом захоронении особо опасных радиоактивных отходов атомной энергетики // Известия Академии Наук. Серия «Энергетика». 2003. № 3. С. 6-14.

**К ВОПРОСУ ВЫБОРА РАБОЧИХ ПАРАМЕТРОВ ТЕРМОЭМИССИОННЫХ
ВЕНТИЛЕЙ ПЛАЗМЕННОЙ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИКИ, РАБОТАЮЩИХ
В СОСТАВЕ МОЩНОЙ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ**

Е.В. Онуфриева, В.В. Онуфриев, А.Б. Ивашкин

МГТУ им. Н.Э. Баумана

E-mail: onufryev@bmstu.ru

Согласование параметров мощной энергодвигательной установки (ЭДУ) (источника энергии и ЭРДУ мощностью 150-500 кВт) может осуществляться с помощью системы преобразования тока (СПТ), построенной на высокотемпературных термоэмиссионных вентилях плазменной электроэнергетики, так как обеспечивает приемлемые энергомассовые характеристики применительно к космическим аппаратам (5-10% от массы энергодвигательной установки).

В этой связи выбор определяющих рабочих характеристик как всего СПТ, так и его элементов – вентилях является важной задачей при проектировании мощных энергодвигательных установок.

Авторами работы представлены результаты расчетно-теоретического и экспериментального исследования рабочих характеристик и параметров как СПТ в целом, так и его элементов: рабочего напряжения, удельной электрической мощности, КПД, геометрических характеристик вентилях, температурного режима работы. Определены предельные характеристики вентилях по удельной мощности, их удельная масса, оптимальное давление пара рабочего тела и геометрия в зависимости от мощности СПТ ЭДУ.

Как показали исследования, использование цезиевых вентиляей наиболее эффективно при рабочих температурах не более 600...720 К, так как в дальнейшем ухудшаются электропрочностные характеристики и тепловой режим работы. Использование вентиляей с бинарным или бариевым наполнением наиболее эффективно при температурах анода 800...950 К. Исследования показали, что величина удельной массы вентиляей в достаточно широком диапазоне температур и их мощностей не превышает 0,05...0,25 кг/кВт с учетом системы терморегулирования и термостата с рабочим телом.

Показано, что температурный режим вентиляей существенным образом сказывается на КПД всего СПТ (определена верхняя граница температуры, обеспечивающая КПД не менее 0,9).

Получена зависимость оптимального рабочего напряжения СПТ от мощности энергодвигательной установки, которая позволяет определить количественный состав СПТ и его параметры с учетом оптимизации характеристик вентиляей.

Результаты исследования свидетельствуют о возможности создания СПТ для ЭДУ электрической мощностью 150 кВт и более на основе термоэмиссионных вентиляей плазменной электроэнергетики.

ЭНЕРГООБМЕН ВОДОРОДНОЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ДУГИ СО СТЕНКАМИ СТАБИЛИЗИРУЮЩЕГО КАНАЛА

И.П. Назаренко

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

Расчетные исследования характеристик электродугового двигателя связано с определением основных механизмов энергообмена в дуговом разряде. В работе рассматривается модель асимптотического участка электрической дуги, горящей в водороде. Учитывается различие температур электронов и тяжелых частиц, неравномерная ионизация атомов и неравновесная диссоциация молекул водорода. Система дифференциальных уравнений, описывающая процессы в плазме дугового разряда, решалась численно для диаметров канала 1...3 мм и различных значений температуры на оси дуги. Давление водорода в канале принималось равным 10^5 Па.

Отвод энергии, выделяющейся в разряде вследствие джоулевой диссипации, осуществляется за счет теплопроводности электронов и

тяжелых частиц, а также вследствие переноса химической энергии ионизации и диссоциации диффузионными потоками электронов, ионов и атомов. Вклад излучения при малых диаметрах канала невелик.

Анализ полученных расчетных данных показывает, что в приосевых областях разряда передача энергии путем теплопроводности частиц плазмы и вследствие диффузии электронов и атомов близки по величине. В пристеночных областях дуги вследствие уменьшения концентрации электронов поток диффузии заряженных частиц уменьшается и возрастает поток энергии, связанный с диффузией атомов к стенкам и рекомбинацией их в молекулы. Величина теплового потока в стенку канала вследствие теплопроводности частиц для дуг диаметром 2...3 мм не превышает 30...40 % от общего тепловыделения, с уменьшением диаметра канала вклад этой составляющей возрастает.

**МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ ПРИ ИСПЫТАНИИ
МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ЭНЕРГОСИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ СТЕНДАХ**

Н.А. Андреев, Б.М. Григорович, И.П. Назаренко,

П.В. Никитин, Е.В. Сотник

Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

На вакуумных плазматронных стендах МАИ проводились испытания материалов в условиях, моделирующих их работу на реальных энергосиловых установках.

Определение величины теплового воздействия осуществлялось помощью неохлаждаемого таблеточного калориметра регулярного режима.

Регистрация и обработка данных по температуре датчика осуществлялась с помощью ЭВМ.

Методика обработки состояла в подборе коэффициентов А и В в уравнении, описывающем изменение температуры датчика при регулярном режиме $T=A*(1-EXP(-t/B))$, (где t – время), исходя из минимизации суммы среднеквадратичных отклонений интерполирующей зависимости от всего объема экспериментальных данных. Достоверность интерполяции определялась по величине критерия Пирсона и суммы среднеквадратичных отклонений.

**ОЦЕНКА РЕАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ИСТОЧНИКОВ ПИТАНИЯ
РАКЕТОНОСИТЕЛЯ «ПРОТОН-М» В УСЛОВИЯХ НЕДОСТАТКА
ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ**

***В.М. Алашкин, С.Д. Севрук, Б.И. Туманов, В.Г. Удальцов
Федеральное государственное унитарное предприятие “Научно-
производственный комплекс “Альтернативная энергетика” –
ФГУП “НПК “АльтЭн”***

Ранее были представлены результаты опытно-конструкторской работы по созданию облегчённых бортовых источников питания на основе литий-ионных аккумуляторов для ракетносителя (РН) “Протон-М” [1]. Разработанные батареи 8Lion-15СУ и 8Lion-10Т прошли полный цикл наземных испытаний и были допущены к установке в составе бортовых источников питания (БИП) 1-й, 2-й, 3-й ступеней, БИП автономной насосной системы (АНС) 2-ой ступени и БИП системы телеметрического контроля (СТК) РН. К настоящему времени осуществлено несколько успешных лётных испытаний.

О работе бортового оборудования в полёте РН можно судить только по телеметрической информации, которая предоставляет объективные количественные данные. Особенно важна эта информация при отработке такой жизненно важной системы как БИП.

В силу разных причин получаемая информация бывает неполной, что делает актуальным разработку методик оценки характеристик в условиях недостатка телеметрической информации. Применительно к БИП РН “Протон-М” (за исключением БИП АНС) телеметрия предоставляет данные только по величине напряжения источников. Для БИП АНС измеряются ещё и токи разряда каждой из батарей источника питания.

Разработана методика воссоздания реальных разрядных характеристик БИП РН (напряжение – время, ток – время, отданная ёмкость – время) по данным телеметрии с использованием данных получаемых при стендовых испытаниях входящих в состав БИП батарей аккумуляторов. Более полная информация по БИП АНС 2-й ступени позволяет оценить степень достоверности реконструируемых характеристик.

Лётные испытания, для которых производилась обработка полётной информации, состоялись 11.02.2009 г., 20.03.2010 г. и 08.07.2010 г. Анализ полученной в ходе испытаний телеметрической информации подтвердил выполнение требований ТЗ по всем параметрам БИП, контролируемым в ходе подготовки к пуску и в полёте.

1. Алашкин В.М., Кукушкин А.Н., Николенко П.И., Севрук С.Д., Туманов Б.И., Удальцов В.Г. Бортовые источники питания ракетносителя "Протон-М" с литий-ионными аккумуляторами // Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. XXXIV академических чтений по космонавтике (Москва, 26-29 января 2010 г.). – М.: комиссия РАН, 2010. – с. 91-92.

РАЗРАБОТКА ЛИТИЙ ИОННОГО ИСТОЧНИКА ПИТАНИЯ ДЛЯ НОВОГО РАЗГОННОГО БЛОКА

***В.М. Алашкин, Ю.А. Батраков, Б.И. Туманов, В.Г. Удальцов
Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-
производственный комплекс "Альтернативная энергетика" –
ФГУП "НПК "АльтЭн"***

Разгонный блок (РБ) предназначен для выведения полезной нагрузки с опорной на геоцентрическую орбиту, по сути он выполняет роль четвёртой ступени ракеты-носителя хотя и входит в состав головной части. Таким образом, чем легче РБ, тем больше допустимая масса самого космического аппарата.

Техническое задание на новый РБ предусматривает изготовление его в виде единого герметичного отсека без системы терморегулирования. Время полёта составляет 1,5-4,5 часа.

При небольших временах работы ранее использовались аккумуляторные батареи системы серебро-цинк. К недостаткам таких батарей следует отнести сложность процесса подготовки перед установкой на борт, требующая наличия специальной зарядной станции, непродолжительный ресурс после заливки электролита, требование определённой пространственной ориентации.

Поскольку основная часть запаса энергии источника питания (ИП) расходуется на участках длительной работы при сравнительно небольшом постоянном токе нагрузки, это позволяет эффективно использовать ИП на основе первичных литиевых фтор-углеродных (ФУЛ) химических источников тока (ХИТ). Однако в силу относительно высокого тепловыделения, обусловленного термодинамикой электрохимической системы, ФУЛ не может работать без активной системы термостатирования.

Отмеченных недостатков лишён вновь разработанный ИП на основе литий-ионных аккумуляторов. ИП может устанавливаться в гермоотсек РБ непосредственно на заводе-изготовителе, способен работать в

любом пространственном положении, может заряжаться без демонтажа с РБ, поэтому все проверки систем РБ на технической позиции и стартовом комплексе могут проводиться от бортового источника питания.

В результате оптимизации и предварительных испытаний был спроектирован ИП состоящий из двух батарей 8Lion-55 с рабочим напряжением 33-27В и ёмкостью 110 А·ч.

Ожидается, что применение нового ИП существенно увеличит надёжность, упростит алгоритм работы и повысит достоверность результатов наземных испытаний РБ.

**ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ЭЛЕКТРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ
ГИДРОННОГО ИСТОЧНИКА ТОКА КАК ГЕНЕРАТОРА ВОДОРОДА ДЛЯ
КИСЛОРОДНО - ВОДОРОДНОГО ТОПЛИВНОГО ЭЛЕМЕНТА**

Л.Л. Кравченко, Н.С. Окорокова, К.В. Пушкин,

С.Д. Севрук, А.А. Фармаковская

Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

Гидронный химический источник тока (ХИТ) используемый в качестве генератора водорода для O_2/H_2 топливных элементов (ТЭ) позволяет превратить в электроэнергию химическую энергию, теряемую в виде тепла в генераторе водорода, работающем только на саморастворении металла. Нами в качестве генератора водорода рассматривается гидронный ХИТ с алюминиевым анодом [1].

Ранее [2, 3] на основании имевшихся экспериментальных данных по поведению алюминиевых анодов в воздушно – алюминиевых (ВА) ХИТ были построены физико-химические и математические модели, позволившие осуществить проектные расчёты систем генерирования водорода и проанализированы возможные структурные схемы системы генерирования электроэнергии на основе комбинации гидронного ХИТ и батареи O_2/H_2 ТЭ.

В качестве исходных рабочих тел для гидронного источника нами были использованы композиции, разработанные для ВА ХИТ: анодный сплав алюминия с индием, щелочной электролит 4М NaOH с добавкой 0,06 М станната натрия $Na_2SnO_3 \cdot 3H_2O$ в качестве ингибитора коррозии или нейтральный солевой электролит - 4М NaCl.

В отличие от ВА ХИТ в гидронном источнике применяются не газодиффузионные, а инертные катоды, которые имеют довольно высокое перенапряжение выделения водорода. В результате энергетические характеристики гидронного ХИТ оказываются примерно в три раза ниже теоретических. Для снижения поляризационных потерь в качестве катода необходимо применять материалы каталитически активные в реакции катодного выделения водорода.

Содержащиеся в электролите добавки, в частности олово, при работе гидронного ХИТ могут выделяться на поверхности катода, часто полностью изменяя его свойства. Например, олово выделяется в виде более или менее сплошного покрытия. Другие добавки могут отравить катализатор.

Таким образом, необходим подбор новых комбинаций анодный сплав – электролит – катод, обеспечивающих наиболее эффективную работу гидронного ХИТ. Основным требованием к электролиту является отсутствие добавок способных отравить катализатор на катоде. При разработке катода следует подбирать наиболее каталитически активный материал электрода и, по возможности, всемерно развивать электродную поверхность. Анодный сплав должен обладать высокой активностью в токообразующей реакции при незначительной скорости коррозии.

Представлены результаты экспериментального исследования электрических и эксплуатационных характеристик алюминий – индиевых анодных сплавов в электролитах различного состава.

1. Кравченко Л.Л., Муравьев А.В., Севрук С.Д., Удальцов В.Г., Фармаковская А.А. Гидронный источник тока с алюминиевым анодом как управляемый генератор водорода для кислородно-водородной энергоустановки // Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. XXXII академических чтений по космонавтике (Москва, 29 января – 1 февраля 2008 г.). – М.: комиссия РАН, 2008. - с. 89-90.
2. Кравченко Л.Л., Севрук С.Д., Фармаковская А.А. Исследование работы гидронного источника тока с алюминиевым анодом в режиме генератора водорода // Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. XXXIII академических чтений по космонавтике (Москва, 26-30 января 2009 г.). – М.: комиссия РАН, 2009. - с. 112-113.
3. Кравченко Л.Л., студ. 4-го курса Пушкин К.В., Севрук С.Д., Фармаковская А.А. Расчётная оценка эффективности работы энергетической установки на основе кислородно-водородных топливных элементов с электрохимическими

управляемым генератором водорода // Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. XXXIV академических чтений по космонавтике (Москва, 26-29 января 2010 г.). – М.: комиссия РАН, 2010. - с. 92-93.

**ИССЛЕДОВАНИЕ КАТАЛИТИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КАТОДНЫХ
МАТЕРИАЛОВ ПРИ РАБОТЕ ГИДРОННОГО ХИМИЧЕСКОГО ИСТОЧНИКА
ТОКА КАК ГЕНЕРАТОРА ВОДОРОДА ДЛЯ ВОДОРОД-КИСЛОРОДНОГО
ТОПЛИВНОГО ЭЛЕМЕНТА**

*Л.Л. Кравченко, Н.С. Окорокова, К.В. Пушкин,
С.Д. Севрук, А.А. Фармаковская
Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

В настоящее время интенсивно разрабатываются кислород-водородные (O_2/H_2) топливные элементы (ТЭ), генератором водорода, для которых, может служить гидронный источник тока с алюминиевым анодом. Водород при работе гидронного источника выделяется на катоде при восстановлении воды, а также на аноде в результате реакции коррозии алюминия в щелочных и нейтральных солевых электролитах. Суммарное количество выделяющегося водорода в гидронном источнике должно обеспечивать бесперебойную работу O_2/H_2 ТЭ, работающего с ним в составе гибридной системы. Скорость катодной реакции выделения водорода зависит от многих факторов – температуры, вида применяемого электролита и материала катода.

Нами были изучены каталитические свойства различных катодных материалов при работе гидронного ХИТ в чисто щелочном и нейтральном солевом электролитах. Получены вольтамперные характеристики (ВАХ) катодных материалов и определены зависимости скорости выделения водорода от условий разряда гидронного ХИТ.

В качестве катодов были исследованы гладкие материалы: молибден, вольфрам, платина, никель, сталь 3. Все исследованные материалы имеют высокое перенапряжение выделения водорода, что сильно снижает эффективность гидронного ХИТ, поэтому в качестве катода целесообразно выбирать материал с возможно меньшей поляризацией катодного выделения водорода. Из исследованных металлов в щелочном электролите таким материалом оказался молибден. В нейтральном солевом электролите лучшим оказался катод из стали 3.

Кроме того, были испытаны электроды с развитой поверхностью: гладкий никель с просечной никелевой сеткой и с сеткой покрытой катализатором NiP_x (разработанного в МЭИ).

Показано, что увеличение эффективной рабочей поверхности катода гидронного ХИТ улучшает его характеристики. Так применение составного катода из гладкого никеля с просечной никелевой сеткой снижает поляризацию катода при равной плотности тока на 50-250 мВ в зависимости от температуры и типа электролита.

Показано, что применение катализатора с покрытием NiP_x может уменьшить поляризацию катода более чем на 250 мВ в щелочном электролите и примерно на 180 мВ в нейтральном электролите. Применение катализатора не только снижает поляризацию электрода, но и уменьшает тафелевский наклон поляризационной характеристики.

Таким образом, применение в гидронном ХИТ катодов с развитой поверхностью, например состоящих из гладкой подложки с одной или, возможно, несколькими просечными сетками, активированными катализатором, является перспективным путём улучшения энергомассовых и габаритных характеристик управляемого источника водорода на основе гидронного ХИТ со щелочным электролитом. Повышение характеристик достигается при этом за счёт расширения допустимого диапазона рабочих плотностей тока.

РАЗРАБОТКА АБЛЯЦИОННОГО ИМПУЛЬСНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ СХЕМОЙ УСКОРЕНИЯ ПЛАЗМЫ

А.В. Богатый, Г.А. Дьяконов, И.Л. Нечаев

*Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (государственный технический университет)»
(НИИ ПМЭ)*

В последние годы всё более широко обсуждается вопрос корректировки орбит МКА (малый космический аппарат). Использование различных двигательных установок разработанных ранее, не позволило решить все задачи, что послужило преградой для их широкого практического применения. Однако данную проблему может решить применение АИПД в составе системы поддержания параметров орбиты.

Наибольшее распространение в настоящее время имеют АИПД одноступенчатой схемы (коаксиальные и рельсотронные). Ускорение

плазменного потока в них осуществляется газодинамической и электромагнитной силами. У этих двигателей в одном разрядном контуре совмещены дозирующие и ускоряющие функции, однако такое устройство не позволяет существенно повысить какой-либо из параметров АИПД, не ухудшив остальные.

Альтернативой одноступенчатой схеме двигателя является двухступенчатая. Раздельная работа дозирующего и ускоряющего разрядных контуров открывает возможности для регулирования и повышения тяговых и удельных характеристик, таких как тяговая эффективность и удельный импульс тяги.

При разработке двухступенчатого АИПД в известную схему двигателя были внесены изменения. Катод у разрядных контуров (дозировочного и ускоряющего) сделали объединённым. В разрядном канале реализовали схему «канал в канале».

Созданная лабораторная модель двухступенчатого АИПД находится в стадии экспериментального исследования. Анализ полученных осциллограмм свидетельствуют о повышении тяговой эффективности и удельного импульса тяги. Основной проблемой является науглероживание разрядного канала, вследствие которого происходит замыкание высоковольтных цепей.

В настоящее время мы продолжаем работу по усовершенствованию двухступенчатого АИПД (оформляется патент на изобретение). Основная цель - создание прототипа лётного образца, для возможного последующего практического применения.

**ВЛИЯНИЕ МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИЗМЕРЕНИЙ
НА КАЧЕСТВО ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛЫХ ТЯГ И
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК (К 110-ЛЕТИЮ ВНИИМС)**

Е.Я. Яковлев

Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

Понятие метрологического обеспечения (МО) установлено в ГОСТ 1.25-76.

МО – установление и применение научных и организационных основ, технических средств, правил и норм, необходимых для достижения единства и требуемой точности измерения.

МО включает: научные основы (метрологию), нормативные основы (Государственную систему обеспечения единства измерений (ГСИ)), технические основы (Государственные эталоны единиц физических величин, рабочие средства измерений, стандартные образцы состава и свойств веществ и материалов и т.д.), организационные основы.

Комплексно использованы основополагающие международные и национальные нормативы и методические документы, входящие в международные и национальные системы: государственную систему обеспечения единства измерений, Систему менеджмента измерений и др.

Правовые основы обеспечения единства измерений изложены в соответствии с Федеральным законом «Об обеспечении единства измерений» №102-ФЗ.

Рассмотрены требования к методикам (методам) измерений, показана важность и правильность использования понятий «погрешность измерения» и «неопределенность измерения» для оценки качества измерений.

ОПТИМАЛЬНАЯ РАБОЧАЯ ТЕМПЕРАТУРА ХОЛОДИЛЬНИКА-ИЗЛУЧАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ МЕГАВАТТНОЙ МОЩНОСТИ

А.А. Гукало

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

E-mail: Viktor.Sinyavsky@rsce.ru

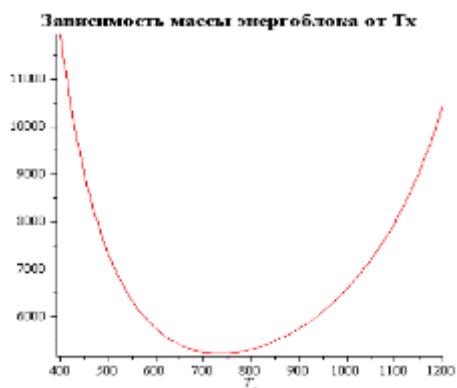
В настоящее время рассматривается возможность создания космического ядерного энергоблока (ЭБ) мегаваттной мощности с газотурбинной установкой преобразования энергии [1].

Газотурбинная схема преобразования обеспечивает высокий КПД η при условии низкой рабочей температуры холодильника-излучателя (ХИ) T_x . Однако, необходимость сброса тепловой энергии излучением в космическое пространство требует большой площади излучающей поверхности $F_{хи}$, а при уменьшении T_x потребная $F_{хи}$ растёт, что приводит к увеличению массы ХИ $m_{хи}$, бортовых систем и массы ЭБ $m_{эб}$ в целом. В связи с этим возникает задача оптимизации рабочей T_x из условия минимальной $m_{эб}$.

$m_{эб}$ состоит из масс: реакторной установки (РУ) $m_{ру}$, системы преобразования тепловой энергии в электрическую (СПЭ) $m_{спэ}$ и системы отвода тепловой энергии, основной вклад в массу которой вносит $m_{хи}$. Таким образом:

$$m_{эб} = m_{ру} + m_{спэ} + m_{хи} \quad (1)$$

Определим составляющие $m_{эб}$, зависящие от T_x : $m_{спэ} = m_{спэ_0} \eta / \eta(T_x)$, где $m_{спэ_0}$ и η_0 – величины, равные 150 кг и 0,35 соответственно (здесь и далее примем, что значения с индексом 0 заимствованы из работы [1]). Тогда $m_{спэ} = \frac{T_r m_{спэ_0} \eta_0}{(T_r - T_x) \eta_{отн}}$; $m_{хи} = \gamma_{хи} \cdot F_{хи}$, где $\gamma_{хи}$ – удельная масса ХИ, а $F_{хи} = \frac{N_{эл} \cdot (1 - \eta)}{\eta \cdot \varepsilon_{хи} \cdot T_x^4 \cdot \sigma}$, откуда $m_{хи} = \gamma_{хи} \cdot \frac{N_{эл} \cdot (1 - \eta)}{\eta \cdot \varepsilon_{хи} \cdot T_x^4 \cdot \sigma}$. Примем $m_{ру} = \gamma_{ру} \cdot Q_{ру}(T_x)$, где $Q_{ру}$ –



тепловая мощность РУ, а $\gamma_{ру}$ – удельная масса РУ и определяется как $\gamma_{ру} = m_{ру_0} \cdot Q_{ру_0}$. Здесь $m_{ру_0}$ и $Q_{ру_0}$ величины, равные 2500 кг и 2,86 МВт соответственно. Полученная зависимость $m_{эб}$ от T_x изображена на рисунке.

Подставляя полученные формулы в (1), и дифференцируя относительно T_x получим уравнение:

$$m'_{36} = \frac{1}{T_{\text{ХХ}}^3 \sigma \epsilon_{\text{ХХ}} (T_{\text{Г}} - T_{\text{Х}})^2 \eta_{\text{отн}}} \left(-8Y_{\text{ХХ}} N_{\text{эл}} T_{\text{Х}} \eta_{\text{отн}} T_{\text{Г}} + 4Y_{\text{ХХ}} N_{\text{эл}} T_{\text{Х}}^2 \eta_{\text{отн}} - \right. \\ \left. 4Y_{\text{ХХ}} N_{\text{эл}} T_{\text{Г}}^2 + 5Y_{\text{ХХ}} N_{\text{эл}} T_{\text{Г}} T_{\text{Х}} + 4Y_{\text{ХХ}} N_{\text{эл}} \eta_{\text{отн}} T_{\text{Г}}^2 + m_{\text{спЭО}} T_{\text{Г}} \eta_{\text{спЭО}} T_{\text{Х}}^5 \sigma \epsilon_{\text{ХХ}} + \right. \\ \left. Y_{\text{рУ}} N_{\text{эл}} T_{\text{Г}} T_{\text{Х}}^5 \sigma \epsilon_{\text{ХХ}} \right) \quad (2)$$

Приравняв к нулю и решив (2) относительно $T_{\text{Х}}$, получим оптимальное значение рабочей температуры ХИ $T_{\text{Х}}^{\text{опт}} = 687 \text{ К}$ вместо $T_{\text{Х0}} = 400 \text{ К}$. В этом случае площадь поверхности ХИ составит $F_{\text{ХИ}} = 272 \text{ м}^2$, а КПД преобразования $\eta = 0,25$, вместо $\eta_0 = 0,35$.

Было исследовано влияние $N_{\text{эл}}, T_{\text{Г}}, \gamma_{\text{ХХ}}$ на значение $T_{\text{Х}}^{\text{опт}}$ при принятых исходных данных. Получено: в интервале $N_{\text{эл}} = 0,25 - 5 \text{ МВт}$, $T_{\text{Х}}^{\text{опт}} = 669 - 692 \text{ К}$, на промежутке $T_{\text{Г}} = 1300 - 1800 \text{ К}$, $T_{\text{Х}}^{\text{опт}} = 651 - 730 \text{ К}$, а для $\gamma_{\text{ХХ}} = 1 - 6 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$, $T_{\text{Х}}^{\text{опт}} = 544 - 734 \text{ К}$.

1. А.С. Коротеев. Новый этап в использовании атомной энергии в космосе // Атомная энергия, т. 108, вып. 3, 2010, с. 135-138.

**ВОЗМОЖНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМ
БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ С ПОМОЩЬЮ
МОНОХРОМАТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ
В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ**

**В.А. Домбровский¹, А.Н. Зверьков¹, А.П. Смахтин¹,
В. Ю. Тугаенко², Р.К. Чуюн¹**

**Московский авиационный институт
(государственный технический университет) – 1,
РКК «Энергия» им. С.П. Королёва – 2**

E-mail: kaf208@mai.ru

Одним из наиболее перспективных направлений энергоснабжения в космическом пространстве является беспроводная передача энергии с помощью сфокусированного электромагнитного излучения в СВЧ и лазерном диапазонах [1]. Эти же методы передачи энергии могут быть использованы при решении ряда прикладных задач, связанных с пере-

дачей энергии. При передаче энергии на значительные расстояния предпочтение должно быть отдано излучению в оптическом диапазоне из-за существенно меньших массогабаритных размеров приемно-передающих систем в сравнении с СВЧ диапазоном. В настоящее время существует необходимая техническая база, позволяющая разработать конкретные технические системы беспроводной передачи энергии. В то же время крайне скудны данные об экспериментальных работах в этой области, что, лишь отчасти, можно объяснить высокой стоимостью космических экспериментов. Для создания реальных систем беспроводной передачи энергии крайне необходимы прямые экспериментальные исследования как системы в целом, так и ее основных подсистем.

В докладе рассмотрены возможности экспериментального исследования систем с передачей энергии с помощью лазерного излучения. Программа таких исследований должна включать в себя как предварительные наземные, так и достаточно дорогостоящие космические испытания.

Одним из важнейших элементов системы беспроводной передачи энергии является преобразователь лучистой энергии в электрическую энергию. Известно, что наиболее эффективным приемником лазерного излучения являются стандартные полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) [2,3]. Главным недостатком таких преобразователей является их относительно низкая эффективность, которая при использовании солнечного излучения не превышает 15% - 20%, что объясняется размытым спектральным распределением солнечной энергии. Ситуация радикально меняется при использовании монохроматического излучения с заданной длиной волны, когда энергия излучения несколько превышает ширину запрещенной зоны полупроводника $h\nu \approx \Delta E$. При этом режимы работы ФЭП существенно зависят от температуры.

В докладе приводится ряд достаточно хорошо согласующихся между собой расчетных и экспериментальных данных, характеризующих эффективность приемников - преобразователей энергии, а также рассмотрены другие проблемы, связанные с экспериментальным исследованием систем беспроводной передачи энергии.

1. Гридин В.Н., Квасников Л.А. и др. Беспроводная энергетика как основа создания глобальных энергетических систем, Вестник Московского авиационного института, том 16, № 5, 2009, стр. 87-91.

2. Lendis G.A., Space Power by Ground-Based Laser Illumination, IEEE Aerospace & Electronics Systems Magazine, vol. 40, 1993, pp. 1893-1895.
3. Зверьков А.Н., Смахин А.П., Чуян Р.К., Характеристики фотоэлектрических преобразователей при монохроматическом облучении, XXXII академические чтения по космонавтике «Актуальные проблемы российской космонавтики», Москва, 2008 г., стр. 96 – 97.

БЕСПРОВОДНАЯ ПЕРЕДАЧА ЭНЕРГИИ ОТ КОСМИЧЕСКИХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ

***А.С. Грибков, Р.А. Евдокимов, В.П. Легостаев, В.В. Синяевский,
Б.А. Соколов, В.Ю. Тугаенко, Б.Е. Черток
(Ракетно-космическая корпорация «Энергия»)***

Развитие космонавтики, расширение спектра решаемых ею задач требует роста мощности космических энергоустановок до уровней в сотни киловатт – мегаватты и, как неизбежное следствие, потребуется технология передачи электрической энергии от космических кораблей – электростанций к разветвленной сети летающих на разных орбитах космическим буксирам, промышленным установкам, работающим в невесомости и прочим потребителям электрической энергии. В России возобновляются работы по космической ядерной энергетике больших мощностей в рамках ведущейся в стране модернизации экономики и поддержки государством высокотехнологичных проектов. В космической отрасли начинается разработка новых транспортно-энергетических систем мегаваттного уровня на базе ядерной энергетике, что должно сопровождаться исследованиями и опытно-конструкторскими работами, направленными на развитие технологий эффективного использования новых энергетических возможностей будущих космических аппаратов.

В докладе рассмотрена технология беспроводной передачи электрической энергии (БПЭЭ) между космическими аппаратами с помощью инфракрасного излучения. Исследования, проводимые в РКК «Энергия» показывают, что на современном уровне развития техники можно создавать эффективные системы беспроводной передачи электрической энергии с общим КПД в десятки процентов. Рассматриваемая в докладе технология основывается на применении полупроводниковых ИК-лазеров, обладающих высоким КПД (не менее 50%), а также специализированных фотоэлектрических приемников-преобразователей мо-

нохроматического ИК- излучения высокой плотности с КПД 50% и выше. Представлены результаты разработок РКК «Энергия» в области космической энергетики большой мощности, необходимой для более эффективного использования предлагаемого способа энергоснабжения оборудования КА.

Обсуждаются возможные области применения технологии беспроводной передачи электрической энергии (БПЭЭ) по лазерному каналу между космическими аппаратами:

- энергоснабжение технологических модулей с низким уровнем микрогравитации;
- энергоснабжение межорбитальных буксиров в транспортных системах доставки грузов на ГСО;
- энергоснабжение космической и напланетной инфраструктуры при планетных исследованиях и освоении Солнечной системы;
- энергоснабжение микро и наноспутников.

Предлагается подготовить и провести серию демонстрационных космических экспериментов на РС МКС по БПЭЭ между КА и исследованию воздействия факторов космического пространства на компоненты твердотельных лазеров.

Исследования по беспроводной передаче электрической энергии между космическими аппаратами поддерживается Министерством образования и науки Российской Федерации и Российским Фондом фундаментальных исследований.
