

Секция 4

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

**ВЫДАЮЩАЯСЯ РОЛЬ С.П.КОРОЛЕВА В РАЗРАБОТКЕ
ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПРОГРАММ СОЗДАНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ И
ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ
ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМОНАВТИКИ
(К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ)**

Е.А.Яковлев

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

С.П.Королев уделял большое внимание вопросам создания новых типов перспективных энергетических и двигательных систем для космических аппаратов (КА). Он разработал научно-техническую концепцию единой бортовой энергетической системы КА с использованием высокоэффективных химических источников тока, солнечных преобразователей (батарей) и ядерных энергетических реакторов с термоэмиссионными преобразователями, а также комплексную программу научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию космических электроракетных двигателей (ЭРД).

5 июля 1958г. С.П.Королев и М.К.Тихонравов подписали предназначенный для правительственных органов документ «О перспективных работах по освоению космического пространства», в котором были предусмотрены исследования перспектив использования межорбитальных аппаратов с малой тягой и большим запасом энергии (с ионными, плазменными и другими двигателями) и разработка энергетических систем для обеспечения нужд внеземных станций и межорбитальных аппаратов.

27 мая 1959г. С.П.Королев и М.В.Келдыш направили в правительство документ «О развитии научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по освоению космического пространства».

В начале 1960г. С.П.Королев разработал программу по межпланетным космическим перелетам с использованием ЭРД. Для выполнения этих работ С.П.Королев привлек ряд организаций: ИАЭ, ВНИИЭМ, ЦНИИМАШ и др. В ИАЭ под руководством академика А.А.Арцимовича группой сотрудников (А.М.Андрианов, В.А.Храбров и др.) были созданы импульсные плазменные двигатели (ИЦД) для систем ориентации АМС типа «Марс-Венера».

14 декабря 1964 г. на советском КА «Зонд-2» была успешно испытана в условиях «дальнего космоса» (на удалении 5,4 млн. км от Земли) плазменная система ориентации (ПСО), которая содержала 6 абляционных ИПЦ.

Сообщение об этом испытании было опубликовано в прессе 19 декабря 1964 г. (с комментарием «Плазма работает в космосе»). Важность этого достижения была отмечена С.П.Королевым в статье «Космические дали», опубликованной в газете «Правда» от 1 января 1965 г. под псевдонимом «Профессор К.Сергеев».

ДВУСТОРОННИЕ СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (ИССЛЕДОВАНИЯ, ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ЭКСПЛУАТАЦИЯ)

В.А. Летин

(ФГУП "НПП "Квант", г. Москва)

В начале семидесятых в НПП "Квант" (в те годы Всесоюзный научно-исследовательский и проектно-конструкторский институт источников тока) были разработаны кремниевые солнечные элементы (СЭ) с двусторонней фоточувствительностью (ДСЭ) для космического применения. Их создание было обусловлено общим прогрессом фотовольтаики: значительным улучшением качества исходного кремния, разработкой n⁺-p-p⁺ структуры кремниевых СЭ, оптимизацией базовой и легированных областей СЭ, оптимизацией контактной системы СЭ и т.д.

Теоретические и экспериментальные исследования показали, что высокая эффективность ДСЭ при освещении с тыльной стороны реализуется при условии, если ДСЭ представляет собой n⁺-p-p⁺ структуру с оптимальной контактной системой, антиотражающими покрытиями с лицевой и тыльной сторон ДСЭ, отношением толщины базовой области ДСЭ "d" к величине диффузионной длины неосновных носителей в базе ДСЭ "L" как $d/L < 1$. При этом толщина p⁺ слоя составляет ~ 0,1 мкм с концентрацией легирующей примеси $\sim 10^{20}$ см⁻³, а форма концентрационного профиля (p⁺ слоя) должна быть прямоугольной.

Были изучены также характеристики ДСЭ на базе высокоомного кремния и арсенида галлия.

В докладе приведены электрофизические, спектральные и вольт-амперные характеристики ДСЭ различных типов.

Проектирование двусторонних солнечных батарей (ДСБ) для космического применения потребовало разработки специальной концепции, основанной на результатах сравнительного анализа односторонних и двусторонних СБ с учетом ориентации СБ и условий эксплуатации (радиационная обстановка, освещенность, тепловой режим и т.д.), а также конструктивных особенностей подложки, на которой закреплены и скоммутированы ДСЭ. В докладе приведены результаты расчетов энергоотдачи ДСБ для низкоорбитальных и высокоорбитальных КА при различной ориентации ДСБ.

ДСЭ прошли экспериментальную летную проверку на орбитальных станциях "Салют-3", "Салют-5", КА "Глонасс", "Алмаз-1".

ДСБ КА "Электро" была спроектирована с учетом этих результатов и успешно отработала на геостационарной орбите.

В настоящее время ДСБ большой мощности успешно работают на российских аппаратах международной космической станции "Заря" (7,5 кВт, 8 лет эксплуатации) и "Звезда" (10,5 кВт, 6,5 лет эксплуатации).

В докладе приводятся результаты летных испытаний.

**И.Г. ПАНЕВИН – У ИСТОКОВ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКОГО
НАПРАВЛЕНИЯ КАФЕДРЫ «ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ
ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ»
МОСКОВСКОГО АВИАЦИОННОГО ИНСТИТУТА**

И.П. Назаренко

Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

Игорю Григорьевичу Паневину 12 января 2006 года исполнилось бы 80 лет. С 1945 года его деятельность неразрывно связана с факультетом «Двигатели летательных аппаратов» МАИ, на который он поступил после демобилизации из Красной Армии. Здесь И.Г. Паневин прошел славный путь от студента до профессора, доктора технических наук.

Защитив в 1956 году кандидатскую диссертацию, И.Г. Паневин вместе с группой молодых энтузиастов под руководством профессора Квасникова А.В. меняет направление своей деятельности и начинает заниматься новой областью науки – исследованием плазменных течений. Группой Паневина И.Г. осуществляются исследования теплофизи-

ческих и переносных свойств плазмы, разрабатываются методы исследований теплозащитных свойств материалов.

И.Г. Паневина всегда отличала широта научных интересов. Его научное наследие включает в себя работы по переносу излучения в плазме и двухфазных средах, по исследованию характеристик нового типа теплообменных аппаратов – струйно-капельных холодильников-излучателей, по дуговым разрядам высокого давления, приэлектродным процессам в плазме.

И.Г. Паневин автор большого числа монографий, учебных пособий и научных статей. Под его руководством защищено свыше 20 кандидатских и 5 докторских диссертаций

Научное направление высокотемпературной теплофизики, у истоков которой стоял И.Г. Паневин, внесла заметный вклад в исследование и разработку различных плазменных устройств и энергофизических аппаратов и получила достойное признание научной общественности.

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ИСТОКИ ТАЙМ-ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

М.И. Киселёв, В.И. Пронякин
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Несколькими десятилетиями ранее устранение дискомфорта, внесимого специальными часовыми механизмами, на борту пилотируемых космических летательных аппаратов потребовало резкого повышения метрологического уровня конструкторско-технологической отработки этих механизмов. Пришлось, отказавшись от традиционных виброакустических средств и методов контроля изделий, перейти к оптико-электронным, обеспечивающим снижение погрешностей измерений на порядки. В результате была достигнута разрешающая способность, надёжно обеспечивающая регистрацию различий каждого из серии «идентичных» образцов.

В своё время (сотни лет назад) именно на изготовлении часовых механизмов происходило становление фабричного промышленного производства. Дальнейшее развитие данного подхода позволило обособить и начать внедрение фазохронометрического метода информационно-метрологического обеспечения полного жизненного цикла машин и механизмов циклического действия. Метод апробирован на ДВС, ГТД, мощных функционирующих турбоагрегатах и пригоден для бортовых энергоустановок. Систематические прецизионные измерения фазы рабочего цикла в сочетании с математическим моделированием

работы объектов открывает возможность измерительно-вычислительного прогнозирующего мониторинга их технического состояния. Элементная база современной информатики открывает принципиально новые возможности создания компактных встроенных контрольно-диагностических систем автономных объектов. Он пригоден для бортовых электромеханических и механических устройств роторного типа, отказы которых способны лимитировать время активного функционирования аппарата.

Итог разработки – универсальная информационная технология сопровождения всех стадий жизненного цикла изделия, использующая фазохронометрическую информацию (тайм-технология), приобретающую особую актуальность в настоящее время, для которого характерно повышение аварийности в энергетике и на транспорте.

НЕОБРАТИМОСТЬ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ РЕГУЛЯРНЫХ НАНОСТРУКТУР

*К.В.Евдокимов, Л.А.Латышев, В.В.Сазонов, Н.Н.Семашко,
Б.И.Сотников, А.Ф.Штырлин.*

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

За последние годы резко возрос интерес к созданию и использованию наноструктур – микроскопических образований атомов и молекул. Обычно размер наноструктур лежит в пределах 10 – 1000 нм, и они могут быть самых разнообразных форм и модификаций: от единичных атомов до сложных комплексных соединений, состоящих из многих тысяч и миллионов отдельных фрагментов. Естественно, что атомы удерживаются в едином образовании за счет разных полей: электрических, магнитных, Ван-дер-Вальсовских и других [1], [2]. В настоящее время нет единой теории, позволяющей объединить все эти взаимодействия и предсказать достаточно точно свойства, геометрию, структуру и другие параметры наноструктур, которые находят все большее применение в микро и оптоэлектронике, катализе, создании новых материалов, веществ и конструктивных элементов.

Подавляющее большинство нанообразований получены в земных условиях, где существенную роль играет сила тяжести. Она приводит к увеличению неоднородности отдельных наночастиц, нанокластеров, нанообразований. Существенно по иному происходят процессы образования наноструктур при уменьшении ускорений, что возможно в специальных условиях космических полетов, когда микроускорения могут

снижаться до величины 10^{-8} - 10^{-7} м/с². В таких условиях практически перестают влиять силы инерции, термоконвекции, а перемещения частиц при амплитудах микровибраций, соизмеримы с параметрами решетки нанобразований.

При подобных микроускорениях из-за уменьшения влияния дислокации неоднородных межкристаллических взаимодействий, структуры станут более однородными и регулярными.

К сожалению, эксперименты, проведенные на различных летательных аппаратах *(МКС, Фотон, Шаттл и др.) не позволили получить такие микроускорения меньше 10^{-5} м/с² [3,4], что явно недостаточно для снижения влияния всяких воздействий. Структуры, полученные в этих опытах не обладают необходимыми свойствами [5].

Трудности, связанные с наличием микроускорений, зависят от гравитационной устойчивости летательного аппарата, воздействием солнечных потоков, работы различных устройств на борту космического аппарата.

Все эти неоднородности движения и ориентации космического аппарата и его отдельных узлов пока не позволяют создавать более совершенные структуры, устойчивые в дальнейшем к получению и сохранению необходимых свойств.

Это связано с тем, что при снижении микроускорений образующиеся структуры становятся более однородными и регулярными, т.е. их энергия понижается вследствие необратимых процессов, и системы в целом становятся более устойчивыми. Для их деструкции и перехода в менее упорядоченное состояние придется прикладывать внешнюю работу и тепла, т.е. вводить дополнительные воздействия.

Если все эти мероприятия станут технически возможными, то открывается еще один путь создания принципиально новых материалов, систем и структур. Расчеты, выполненные разными авторами, показывают, что производительность и память ЭВМ могут возрасти в тысячи раз, их стоимость упадет (даже с учетом расходов на космическое производство).

Встает вопрос – насколько реально создание в ближайшем будущем необходимых космических аппаратов. Выход может быть найден, если использовать в качестве технологического аппарата серийный отечественный корабль «Прогресс» [6].

Действительно, если на борту «Прогресса» установить комплект электроракетных коллоидных двигателей с тягой 10^{-4} ... 10^{-2} Н, то эти двигатели могут создавать необходимые микроускорения в пределах 10^{-

8...10⁻⁶ м/с², и тем самым, обеспечить условия для создания прецизионных необратимых наноструктур.

Цикл производства таких образований может быть таким.

На борту космического аппарата «Прогресс» расположена специальная технологическая аппаратура с отдельными ампулами для получения нанообразований – «Прогресс» имеет набор микродвигателей, разгоняющих электрическим полем коллоидные частицы в узком фазовом пространстве, как по направлению движения, так и при поворотах относительно трех координатных осей.

Для электропитания технологического оборудования и коллоидных электростатических двигателей на борту «Прогресса» будут установлены водород-кислородные электрохимические генераторы (ЭХГ), обеспечивающие необходимые циклограммы работы. После окончания технологических операций «Прогресс» состыковывается с МКС, из него выгружают готовую продукцию, из баков ЭХГ воду перекачивают на борт вкс, где ее регенерируют с помощью солнечной энергии опять в водород и кислород, которыми заправляют баки «Прогресса».

Таким образом, обратимые циклы с технологическим оборудованием и рабочими веществами энергоустановки «Прогресса» позволят намного удешевить космическое производство наноструктур.

Все эти конструктивные доработки серийных узлов «Прогресса» и доработки электроракетных двигателей и систем их управления позволят в короткое время при минимальных затратах перейти к этапу создания необратимых регулярных наноструктур.

Библиография

1. Гусев А.И. Наноматериалы, нангоструктуры, нанотехнологии. Физматлит, 2005, 416 с
2. Суздальев И.П. Нанотехнология: физико-химия нанокластеров, наноструктур и наноматериалов. Комкнига, 2006, 592 стр.
3. Земсков В.С., Рухман М.Р., Шалимов В.П., Космические исследования, 2001.Том39 №4
4. Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И. и др. Определение квазистационарной компоненты микроускорения, возникающего на борту Международной космической станции. Препринт ИПМ РАН, X111, 2003 г.
5. Evdokimov K.V., Latyshev L.A., Savithev V.H., Styrlin A.F. Active way of reducing microaccelerations of spacecraft by using Electric Thrusters. Preprint of 24 International Conference Electric Propulsion, 1995, 4pp.

6. Evdokimov K.V., Latyshev L.A., Semashko N.N., Sokolov B.A. About an Opportunity to Reduce microacceleration in Modern Promising Space Apparatus. Preprinted of 27 Congress IAF, 1999, Amsterdam, 5 pp

О ВЫБОРЕ ПАРАМЕТРОВ ЭНЕРГОСИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С КОЛЛОИДНЫМ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ДЛЯ ПОЛЕТОВ К ОРБИТЕ ЛУНЫ

А.П.Белоусов, А.Ф.Штырлин

Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

В настоящее время внимание исследователей все больше привлекает изучение, а в дальнейшем и практическое освоение поверхности Луны, причем предполагается организация даже регулярных космических полетов к данной планете.

Такие полеты целесообразно осуществлять в несколько этапов: сначала с помощью ракеты-носителя (РН) выводится космический аппарат (КА) с поверхности Земли на низкую околоземную орбиту ($H_0=250$ км), а затем на промежуточной орбите высотой H_1 происходит выключение и отделение от КА разгонного блока (РБ) с жидкостно-ракетным двигателем, полет к орбите Луны продолжается с помощью энергосиловой установки, в составе которой имеется электроракетный двигатель (ЭРД).

Ранее в [1] рассматривались варианты полета к Луне с тремя типами ЭРД – пламенно – ионным (ПИД), стационарным плазменным (СПД) и разночастотными ионным двигателями.

В данном докладе приводятся результаты предварительного анализа по выбору характеристик энергосиловой (ЭСУ) еще с одним типом ЭРД – коллоидным электроракетным двигателем (КЭД).

Изучение возможностей КЭД показывает, что удельная тяга КЭД составляет $(5...20)10^3$ нс/кг, а в перспективе и до $30...40$ нс/кг [2]. Эффективность КЭД слабо зависит от мощности и на основании расчетов и анализа предполагаемых конструкций такие двигатели могут иметь мощность от 1 до 10^4 Вт.

В качестве РН предлагается использовать «Союз» и «Зенит», а включение КЭД проводить на промежуточной высоте H_1 в диапазоне $1000...110000$ км.

Удельная масса бортового источника энергии совместно с системой преобразования и управления принималась равной 20 кг/кВт.

На основании проведенных расчетов была дана предварительная оценка параметров ЭУ и КЭД при полете на орбиту Луны и было показано, что полеты к Луне могут быть реально осуществлены с помощью КЭД с приемлемой величиной полезной массы, доставляемой на орбиту Луны. Рассматривались двигательные установки мощностью 15 и 22,5 квт с удельной тягой (5...40) мс/кг

Библиография

1. А.П.Белоусов, В.В.Багдасарьян, Р.К.Чуян. О выборе оптимальных параметров энергосиловой установки, предназначенной для перелета с низкой околоземной орбиты на орбиту Луны, в зависимости от высоты включения электроракетного двигателя. XXXVI академические чтения по космонавтике. Тезисы докладов. М., 2002, 292 с.
2. А.Ф.Штырлин. Тяговая эффективность коллоидных электроракетных двигателей. Актуальные проблемы российской космонавтики. Материалы XXX академических чтений по космонавтике. М., 2006, 492 с.

**РАСЧЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СВОБОДНОПОРШНЕВОГО
ДВИГАТЕЛЯ СТИРЛИНГА В КОСМИЧЕСКИХ
ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ**

Ю. Б. Васильев, Б.В. Григорьев

***Московский Авиационный Институт
(Государственный технический Университет)***

В докладе рассматриваются характеристики свободно - поршневого двигателя Стирлинга (СПДС). Этот тип двигателей Стирлинга обладает уникальной простотой конструкции, так как отсутствуют клапана, кривошипно-шатунный механизм, пружины. Его внутренний контур полностью изолирован от внешней среды. Простота конструкции в сочетании с высокоэффективными методами преобразования механической энергии возвратно-поступательного движения поршней в переменный ток делает этот тип двигателей Стирлинга весьма перспективным для бортовой космической энергетики с использованием солнечной и ядерной энергии. Конечно, он найдет свою нишу применения и в наземных энергоустановках стационарного и транспортного назначения.

Математическая модель внутреннего контура подробно рассматривалась нами ранее. В данной работе приведены характеристики конкретного СПДС, полученные расчетным путем с использованием данной модели, адаптированной для СДПС. Дело в том, что в отличие от традиционной схемы ДВПТ, в которой законы изменения объемов по-

лостей сжатия и расширения целиком определяются кинематической схемой кривошипно-шатунного механизма, для СПДС эти законы заранее не известны. Поэтому основной особенностью модели свободно-поршневого двигателя является сочетание ранее разработанной узловой схемы расчета процессов тепломассообмена с уравнениями динамики инерционного движения поршней.

Расчетные характеристики дают информацию, необходимую для конструирования такого двигателя и позволяют оценить его эксплуатационные показатели (КПД, мощность, ресурс). Приведены результаты расчетов конкретного двигателя в виде таблиц, диаграмм и графиков.

Библиография

1. Уокер Г. Машины, работающие по циклу Стирлинга: Пер. с англ.: – М.: Энергия, 1978. – 152 с., ил.
2. Уокер Г. Двигатели Стирлинга / Сокр. Пер. с англ. Б. В. Сутугина и Н. В. Сутугина. – М.: Машиностроение, 1985. – 408 с., ил.

ВЗГЛЯД НА ПРОБЛЕМУ ТЕРМОЭМИССИОННОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ В КОСМОСЕ

Квасников Л.А., Мязков К.Г., Якушин М.И.

Несмотря на огромные достижения России в области космических термоэмиссионных энергоустановок, в настоящее время программы экспериментальных работ практически свернуты, а немногочисленные упоминания о термоэмиссионном преобразовании энергии связаны с оптимизацией технического облика различных схемных решений гипотетических энергоустановок.

Тем не менее, хорошо известно, что существуют задачи в дальнем и ближнем Космосе, решение которых возможно только применением термоэмиссионных систем.

Очевидно, что настороженное отношение в России и за рубежом к термоэмиссионным системам связано, в частности, с их потенциальной ненадежностью и невысоким ресурсом, так как по другим параметрам продемонстрированы высокие технические показатели.

Причиной такого состояния является то, что эффективность термоэмиссионных систем резко зависит от рабочей температуры в то время, как надежность и ресурс при повышении температуры резко падают. По-видимому, пока не удалось найти оптимум в соотношении этих величин, так как победила тенденция борьбы за эффективность.

Термоэмиссионный реактор-преобразователь вообще является уникальным техническим объектом с позиций обеспечения длительной

работоспособности материалов при столь высоком уровне рабочих температур.

В докладе обсуждаются взгляды авторов на указанную проблему, основанные на многолетнем опыте работы в этой области.

**ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ РЯД ФТОР-УГЛЕРОД-ЛИТИВЫХ
ИСТОЧНИКОВ ТОКА ДЛЯ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ**

В.М. Алашкин, Ю.А. Батраков, А.Н. Кукушкин, Б.И. Туманов

Федеральное государственное унитарное предприятие

“Научно-производственный комплекс

“Альтернативная энергетика”, Москва, Россия

В зависимости от принятой схемы выведения космического аппарата на геоцентрическую орбиту время активной работы разгонного блока (РБ) может составлять 6-24 ч. Соответственно, меняется потребная энергоёмкость источника электропитания (ИП) систем РБ. Проектирование ИП из условий обеспечения максимальной энергоёмкости приводит к неоправданному увеличению его массы при работе в относительно кратковременных режимах. Целью данной работы явилось создание типоразмерного ряда батарей ИП, совместимых по присоединительным размерам и имеющих различную энергоёмкость при максимальном использовании общих конструктивных элементов и обеспечение лёгкой перенастройки технологического оборудования на выпуск той или иной батареи.

В основу ряда положена батарея 12ФУЛ-150М (30 В, 150 А·ч), являющаяся глубокой модернизацией батареи 12ФУЛ-150. Применение новой технологии электродных материалов позволило на 25% снизить массу батареи без снижения энергоёмкости и электрических параметров.

В результате проектирования получен типоразмерный ряд батарей ИП ёмкостью от 150 до 250 А·ч. Батареи 12ФУЛ-150 и 12ФУЛ-150М успешно прошли лётные испытания в составе РБ «Бриз-М» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, остальные - полный цикл наземной отработки.

Батареи допускают произвольную пространственную ориентацию, не требуют технического обслуживания и специальной подготовки перед включением на нагрузку, поэтому монтаж источника питания на изделие осуществляется непосредственно на заводе-изготовителе разгонного блока, постоянно готовы к работе и не требуют периодического технического обслуживания.

Таким образом, в настоящее время имеется возможность оптимального выбора ИП для принятой конкретной схемы выведения полезной нагрузки.

**РАЗРАБОТКА СИСТЕМ СВЯЗАННОГО ХРАНЕНИЯ И
ГЕНЕРИРОВАНИЯ ВОДОРОДА ДЛЯ АВТОНОМНЫХ
ЭНЕРГОУСТАНОВОК НА ОСНОВЕ КИСЛОРОДНО-
ВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ**

*А.В. Муравьев, С.Д. Севрук, В.Г. Удальцов, А.А. Фармаковская
Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

В целом ряде космических и наземных задач сложность хранения водорода делает проблематичным или невозможным применение высокоэффективных кислородно-водородных (O₂/H₂) топливных элементов (ТЭ). Главными недостатками является относительно низкая эффективность (газобаллонное хранение и связанное хранение в виде гидридов), высокая стоимость и сложность эксплуатации (криогенное хранение) и опасность хранения больших количеств водорода. Разработка систем генерирования водорода из водородсодержащих соединений непосредственно на месте его потребления позволит снять целый ряд ограничений и значительно расширить область применения O₂/H₂ ТЭ. По существу в этом случае речь идёт о создании разновидности связанной системы хранения водорода.

Одним из перспективных способов является химическое восстановление водорода из воды металлическим алюминием. По эффективности (27 г компонентов на 1 г водорода) алюминий уступает лишь системам с гидридом лития и металлическим литием. Водород выделяется при саморастворении алюминия в водных растворах кислот, щелочей и солей, а при некоторых условиях и в чистой воде. Процесс получения водорода путём воздействия алюминия на водные растворы прост в исполнении и не требует подвода извне тепла и/или электроэнергии. Приводятся экспериментальные данные по выбору наиболее эффективной композиции алюминиевый сплав - водный раствор с точки зрения максимального выхода водорода на единицу массы системы хранения.

Перспективным представляется использование гидронного источника тока с алюминиевым анодом в качестве управляемого генератора водорода. В этом случае рабочий процесс организуется таким образом, что вся выделяющаяся в источнике энергия расходуется на получения водорода. Электрохимический характер этого процесса обеспечивает

возможность простого регулирования скорости генерирования водорода в очень широких пределах.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КОНСТРУКЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НА ПОЛУЖЕСТКОЙ ПОДЛОЖКЕ

Г.П. Евтеев

ФГУП "НПП "Квант", г. Москва

Конструкция большинства отечественных СБ представляет собой натянутую на раму (каркас) полужесткую (гибкую сетчатую) подложку, на которой размещены полупроводниковые ФП. По сравнению с жесткой подложкой такая конструкция позволила улучшить условия работы ФП на орбите, "развязала" в термомеханическом смысле ФП и подложку, уменьшила вес конструкции СБ.

Однако возникла проблема прочности ФП при вибрационных нагрузках, в основном, на участке выведения. Для обеспечения прочности ФП в дополнение к расчетным методам необходимо было измерять параметры колебаний полужесткой подложки с закрепленными на ней ФП. Установка обычных датчиков вибрации приводила к большим искажениям картины колебаний за счет массы датчика и даже к разрушению ФП.

В связи с этим был предложен метод определения параметров колебаний конструкции СБ с помощью самих полупроводниковых ФП, которые использовались как фотодатчики перемещения. При этом масса СБ практически не изменяется и обеспечивается достаточная точность измерения.

Предложенный метод используется для определения собственной частоты и декремента колебаний конструкций СБ практически всех КА.

ИССЛЕДОВАНИЕ УСЛОВИЙ ЦЕЛЕСООБРАЗНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГИБРИДНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ КИСЛОРОДНО-АЛЮМИНИЕВЫХ И КИСЛОРОДНО- ВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

А.В. Муравьев, С.Д. Севрук, В.Г. Удальцов, А.А. Фармаковская

Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

В последние десятилетия успешно проводятся работы по созданию высокоэффективных и экологически чистых кислородно- (воздушно-) алюминиевых (ВА) химических источников тока (ХИТ) со щелочными

и солевыми электролитами и энергетических установок (ЭУ) на их основе.

В ВА ХИТ помимо электрохимического расходования алюминиевого анода протекает паразитная (с точки зрения токообразующего процесса) реакция коррозии алюминия, при которой выделяется водород. Обычно при разработке ВА ХИТ задача заключается в том, чтобы при сохранении высокой электрохимической активности алюминиевого анода снизить скорость его коррозии в электролите. Отдельную проблему представляет утилизация выделяющегося водорода.

Однако эта задача не стоит так остро, если процесс коррозии рассматривать как способ получения водорода для работающего в тандеме с ВА ХИТ кислородно-водородного (O₂/H₂) топливного элемента (ТЭ). В этом случае ТЭ позволяет повысить энергетическую эффективность системы, превращая бесполезные потери алюминия в источник горючего для ТЭ.

Чем выше скорость коррозии, тем ниже энергетические характеристики собственно ВА ХИТ. Однако при этом увеличивается доля O₂/H₂ ТЭ в выработке электроэнергии комбинированной системой. При использовании в качестве анодных материалов дешёвых промышленных алюминиевых сплавов существенно возрастает роль O₂/H₂ ТЭ в выработке электроэнергии комбинированной системой.

Предельным случаем такой комбинации является O₂/H₂ ТЭ с гидронным ХИТ работающим в режиме генератора водорода.

Рассмотрены принципиальные схемы комбинированных электрохимических энергетических систем, использующих алюминий в качестве энергоносителя.

ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ В КАЧЕСТВЕ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ПРИЕМНИКОВ МОНОХРОМАТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Васильев Ю.К., Зверьков А.Н., Квасников Л.А.,

Смахтин А.П., Чуян Р.К.

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

В настоящее время каждый космический аппарат (КА) оснащён собственной энергетической установкой. Однако, существует альтернативная идея энергоснабжения КА, предусматривающая использование централизованных электростанций и передачу энергии КА - потребителям при помощи электромагнитного излучения СВЧ или оптического

диапазонов. При этом можно реализовать схему централизованного энергоснабжения, как отдельных КА, так и их группировок, что расширяет их функциональные возможности и увеличивает их ресурс. Концепция беспроводной передачи энергии в космосе также позволит решить принципиально новую задачу организации технологических и исследовательских процессов в условиях предельно низкого уровня остаточных микроускорений на борту КА порядка $(10^{-8} - 10^{-7})g_0$, где g_0 – нормальное ускорение силы тяжести на поверхности Земли.

Одним из возможных способов передачи энергии в космосе является лазерное излучение. В этом случае источником энергии является лазер, а в качестве приемника выступает фотоэлектрический преобразователь (ФЭП). КПД современных солнечных батарей составляет 15-20 %, а реальная выходная электрическая мощность составляет 150-250 Вт/м². Использование для передачи энергии монохроматического излучения позволит резко поднять КПД приёмных преобразователей энергии, исключив характерные для обычных солнечных батарей спектральные потери энергии и поднять КПД до 50% и выше. При этом значительно снижается разогрев панелей ФЭП обусловленный спектральными потерями и можно использовать концентраторы излучения с высокой степенью концентрации, не опасаясь перегрева и, соответственно, снижая стоимость панелей в несколько раз и улучшая их массогабаритные показатели. Из условия равенства энергии падающего кванта $h\nu$ ширине запрещённой зоны ΔE определяется необходимая длина волны лазерного излучения для конкретных типов ФЭП. Для преобразователей на основе кремния требуемая длина волны излучения $\lambda=1,09$ мкм, а для арсенида галлия – $\lambda=0,8$ мкм. Электромагнитное излучение с такой длиной волны может быть достаточно эффективно получено с помощью твердотельных лазеров с солнечной накачкой.

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МИКРО
АБЛЯЦИОННОГО ИМПУЛЬСНОГО ПЛАЗМЕННОГО
ДВИГАТЕЛЯ**

*Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А., Кузьминский И.С.,
Любинская Н.В., Трубников П.М. (riame3@sokol.ru)*

*Федеральное государственное научное учреждение
"Государственный научно-исследовательский институт
прикладной механики и электродинамики"*

Космические аппараты (КА) с массой от десяти до ста килограмм находят все более широкое применение при решении задач обеспечения связи, теле- и радиовещания, навигации, метеорологии, изучения при-

родных ресурсов и мониторинга земной поверхности. Условия функционирования большинства микроспутников требуют регулярной коррекции их орбит, что делает необходимым использование малогабаритных двигательных установок (ДУ), способных эффективно работать в условиях ограниченного (5–50) Вт потребления мощности.

В НИИПМЭ начаты исследования микродвигателя (АИПД-5) предназначенного для управления движением микроспутников на низких орбитах. На данный момент разработана и изготовлена лабораторная модель, позволяющая определить возможности импульсных микродвигателей. В качестве накопителя энергии используется конденсатор с энергосодержанием 5-8,5 Дж. Модель позволяет изменять геометрические параметры разрядного канала.

Для определения приблизительной массы двигателя варьировался расчетный суммарный импульс от $P\varepsilon=1000$ Н·сек до $P\varepsilon=2000$ Н·сек. По предварительным расчетам, АИПД-5 при суммарном импульсе 1000 Н·сек может иметь массу рабочего тела (РТ) 0,1 кг и общую массу 0,9 кг; при 2000 Н·сек, масса РТ составит 0,2 кг и общая масса двигателя 1 кг.

Модель экспериментально исследовалась при энергии разряда 5-8,5 Дж. При этом измерялись средняя тяга двигателя, расход рабочего тела, разрядные токи и напряжения. При исследовании АИПД-5 показал следующие характеристики:

- номинальная потребляемая мощность 42 Вт
- энергия разряда (энергосодержание конденсаторной батареи) 8,5 Дж
- тяговая эффективность 0,14
- удельный импульс 9400 м/с
- средняя тяга при номинальной мощности 1,7 мН

В настоящее время наблюдается тенденция дальнейшего уменьшения массогабаритных характеристик МКА. Многие задачи, решаемые космическими системами, в перспективе будут возложены на микроспутники массой менее 20 кг, бортовая аппаратура которых будет иметь энергопотребление порядка (10-20)Вт. В связи с этим актуален вопрос, насколько особенности рабочих процессов в АИПД второго поколения позволяют снизить энергосодержание конденсаторной батареи без значительного снижения удельных характеристик ДУ.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЛОКАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ В
УСКОРИТЕЛЬНОМ КАНАЛЕ СТАЦИОНАРНОГО
ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ РАБОТЕ НА
ПОВЫШЕННЫХ НАПРЯЖЕНИЯХ РАЗРЯДА**

*В.П. Ким, В.И. Козлов, А.И. Скрыльников, Е.К. Сидоренко
Федеральное государственное научное учреждение
"Государственный научно-исследовательский институт
прикладной механики и электродинамики"*

В настоящее время СПД является одним из наиболее успешно используемых двигателей, применяемых в космической технике России. Расширяется и круг задач, при решении которых планируется использование СПД, и возрастают требования к двигателю по мощности, удельному импульсу и ресурсу. В частности, в настоящее время актуальной является разработка СПД с повышенным до ~3000с удельным импульсом, тогда как современные летные образцы СПД обеспечивают получение удельного импульса 1500-1600с. В связи с изложенным актуальными являются исследование особенностей работы СПД при повышенных разрядных напряжениях, обеспечивающих большие скорости истечения и увеличенные значения удельного импульса. Среди этих особенностей особенно важным является определение причин, ограничивающих возможности увеличения удельного импульса. Одной из таких причин является перегрев керамических стенок разрядной камеры двигателя из-за высыпания на неё значительной доли ионов и увеличение скорости распыления стенок ускоренными ионами, приводящее к увеличенному их износу и как следствие к уменьшению ресурса двигателя.

В докладе представлены результаты исследования локальных параметров плазмы в ускорительном канале СПД при работе на повышенных напряжениях разряда с помощью пристеночных зондов. По полученным данным проведена оценка энергии приносимой на стенку разрядной камеры ускоренными ионами. В частности было получено, что с учетом коэффициента аккомодации энергии ионов ~0,6 суммарная мощность, выделяемая на стенке, равна порядка 7% от мощности разряда, т.е. общие потери энергии на обеих стенках камеры могут составлять 10-15%.
