

Секция 4

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

**К 90-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ
МИХАИЛА ВАСИЛЬЕВИЧА МЕЛЬНИКОВА**

В.М. Мельников

***Московский авиационный институт
(государственный технический университет)***

Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской премии, доктор технических наук, профессор М.В. Мельников (1919-1996г.г.) – представитель знаменитой плеяды ближайших сподвижников С.П. Королёва - учёных, с именами которых были связаны основные этапы становления и высших достижений космонавтики в нашей стране. С 1952 г. М.В. Мельников работал у С.П. Королёва в ОКБ-1 начальником отдела, а с 1961 г. до конца жизни Сергея Павловича был его заместителем по двигателям. М.В. Мельниковым был сделан и проведен в жизнь ряд основополагающих научно-технических решений и изобретений в области жидкостных ракетных двигателей и космической энергетике.

В 1941-1943 г.г. М.В. Мельников участвовал в разработке и создании первого в мире ракетного самолета БИ-2 конструкции В.Ф. Болховитинова, а в 1943-1944 гг. - в разработках ЖРД многократного действия РД-1 конструкции А.М. Исаева. В 1944г. обосновал возможность создания связанных оболочек в ЖРД. В 1945 г. после реэвакуации завода Михаил Васильевич в должности начальника лаборатории переведен в НИИ-1 и в этом же году был награждён орденом Трудового Красного Знамени. В 1947 г. находился в течение 3-х месяцев в командировке в Австрии. К 1947-1949 гг. впервые обеспечил и получил практически полное сгорание топлива в камере ЖРД и доказал наличие термодинамически равновесного характера процесса истечения в соплах, а в 1950

г. предложил метод анализа потерь и расчёта удельного импульса ЖРД. В 1952 г. Михаил Васильевич приказом министра был переведен в должности начальника отдела из НИИ-1 в НИИ-88, а затем в том же году в ОКБ-1 МОП. Здесь он решил научные, технические и технологические проблемы регенеративного охлаждения кислородно-керосино-вых ЖРД керосином - ключевой проблемы разработки двигателей первой межконтинентальной ракеты Р-7, а также проблемы создания сверхзвукового диффузора для испытаний высотных ЖРД на земле (1958 г.).

К 1960г. осуществлено создание Михаилом Васильевичем и его коллективом первого ЖРД замкнутой схемы, без потерь рабочих компонентов на привод ТНА. В течение 1958-1967 гг. была решена проблема отработки ЖРД на утяжелённых режимах для обеспечения их надёжности с помощью гарантированных запасов работоспособности по параметрам, и в 1963-1986 гг. проблема безотказной эксплуатации ЖРД в полёте (двигатели 11Д33, 11Д58, 11Д58М).

В 1958 г. М.В. Мельниковым совместно с С.А. Косберггом был создан космический ЖРД блока "Е" изделия 11К72. Здесь впервые были решены задачи создания высотного сопла, "горячего" разделения ступеней ракеты в полёте, запуск двигателя в условиях космического вакуума, что позволило решить проблемы первого облёта Луны (системы "Луна-1", "Луна-2", "Луна-3") и первого полёта человека в космическое пространство ("Восток-1", "Восток-2", "Восток-3").

При создании в 1960 г. двигателей 11Д33 (С1.5400) – ЖРД замкнутой схемы для блока "Л" изделия 11К78 коллективом отдела под руководством М.В. Мельникова были решены проблемы запуска кислородного ЖРД на орбите после длительного пребывания в состоянии невесомости и космического вакуума (системы "Молния-1", "Молния-2", "Молния-3"), и старта автоматической межпланетной станции (АМС) с орбиты ИСЗ на трассы полёта к планетам Солнечной системы ("Венера", "Марс").

В 1967 г. под руководством М.В. Мельникова был разработан двигатель 11Д58 многократного запуска и применения для блока "Д" АМС "Венера" и "Марс". Здесь впервые был применён криогенный турбопреднасос на баке окислителя – кислорода и создан насадок сопла ЖРД с радиационным охлаждением. В 1974г. был создан двигатель 11Д58М с практически предельными характеристиками для блока "ДМ" и впервые в мире было достигнуто практически полное использование энергии топлива в ЖРД. Этот двигатель долгие годы являлся непревзойдён-

ным в мире в своем классе, изготавливался заводом РКК "Энергия" и поставлялся на международный рынок.

В 1964-1970 гг. впервые в отрасли двигателе- и энергомашиностроения он, как инициатор и руководитель, осуществил комплексную автоматизацию испытаний ЖРД на базе использования ЭВМ для контроля 180 параметров рабочего процесса систем двигателя и осуществления обратной связи, что обеспечило в 10-15 раз рост производительности труда и привело к коренному повышению качества отработки и гарантии высокой надёжности двигателей.

Под руководством М.В. Мельникова была создана в стране мощная кооперация и экспериментальная и производственная база, задействованы крупные научные центры для создания термозмиссионной ядерно-энергетической установки для полёта на Марс. Разработаны её физико-технические основы, экспериментально отработаны двигательные и энергетические системы, базирующиеся на тугоплавких металлах (ниобий, молибден, вольфрам) в качестве конструкционных материалов, и щелочных металлах (литий, натрий, калий) в качестве высокотемпературных теплоносителей, позволивших вплотную подойти к созданию космических ядерных энергетических установок мощностью порядка нескольких МВт. В последние 10 лет жизни Михаил Васильевич занимался проектом создания термоядерной двигательной энергетической установки.

С 1962-1965 гг. под руководством М.В. Мельникова начинаются разработки новых типов космических двигателей - электроракетных. В 1962 г. по инициативе М.В. Мельникова, Д.Д. Севрука и профессора МАИ А.В. Квасникова в МАИ, а затем и в МВТУ были созданы новые специальности, обеспечивающие подготовку специалистов по этой новой отрасли техники.

С 1945 г. Михаил Васильевич активно участвует в обучении и воспитании студентов (профессор с 1958 г.). Он читает лекции по теории ЖРД в МАИ, МВТУ, ВВИА. Под его руководством за 1955-1984 гг. было подготовлено 90 кандидатов и 8 докторов технических наук.

Чрезвычайно широк был круг научных связей М.В. Мельникова. Президент АН СССР академик А.П. Александров, Президент АН УССР академик Б.Е. Патон, Президент СО АН СССР академик Г.И. Марчук, академики А.М. Прохоров, Г.И. Будкер, Е.П. Велихов и многие другие были непосредственным образом привлечены к разработкам Михаила Васильевича.

Талантливый крупный учёный, увлеченный исследователь, сделавший крупнейший вклад в развитие отечественного ракетно- и двигателестроения, далеко вперёд наметивший развитие космической техники и технологий, оставивший после себя многочисленную школу сво-

их учеников и последователей, Михаил Васильевич Мельников надолго останется в нашей памяти.

**ОСНОВНЫЕ ИТОГИ 25-ЛЕТНЕЙ РАБОТЫ СЕКЦИИ.
(К 100-ЛЕТИЮ СО ДЛЯ РОЖДЕНИЯ Д.Д. СЕВРУКА)**

Е.А. Яковлев, А.П. Белоусов

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

В 1983г. в программе VII Научных чтений по космонавтике впервые в составе секции “Теория и конструкция двигателей летательных аппаратов” была образована подсекция “Энергетические установки и электроракетные двигатели”, которую возглавили: профессор д.т.н. Д.Д. Севрук (МАИ), профессор д.т.н. Н.В. Белан (ХАИ), профессор к.т.н. Е.А. Яковлев (МАИ) и к.т.н. А.П. Белоусов (МАИ).

Ещё в 1982 на VII Научных чтениях по космонавтике на заседаниях секции “Теория и конструкция двигателей летательных аппаратов” были сделаны четыре доклада по актуальной проблемной тематике, связанной с электроракетными двигателями и энергетическими системами космических летательных аппаратов. В дальнейшем круг научно-технических проблем значительно расширился: рассматривались физические и математические модели рабочих процессов различных типов электроракетных двигателей и бортовых энергетических установок, вопросы надёжности, эффективности и оптимизации, результаты стендовых и лётно-космических испытаний, передовые технологии, проблемы метрологического обеспечения, проблемы качества и многое другое.

В рабочей секции неизменно большое внимание уделялось изложению научно-исторических вопросов, в том числе анализу деятельности отечественных учёных, конструкторов и инженеров в области разработки и создания бортовых энергетических и электроракетных двигателей. 5 февраля 1992 г. на XVI Научных чтениях по космонавтике на заседании секции был заслушан доклад Д.Д. Севрука “Сергей Павлович Королёв – трудные годы жизни и совместной работы”.

Заседания секции на XIX Научных чтениях по космонавтике 2 февраля 1995 прошли музейно-выставочном комплексе МАИ и были посвящены памяти Д.Д. Севрука. С воспоминаниями о Д.Д.Севруке выступили члены кафедры 208 МАИ, а также друзья и сотрудники организаций, которые многие годы работали с Д.Д.Севруком. Многие годы Д.Д. Севрука связывали тёплые, искренние отношения с семьёй С.П. Королёва.

Н.С. Королёва, дочь С.П. Королёва, поделилась своими воспоминаниями о Д.Д. Севруке.

На XX Научных чтениях по космонавтике руководителем секции стал академик РАН Н.Н. Пономарёв-Степной.

На XXI Научных Чтениях по космонавтике в 1997 г. в связи с 90-летием со дня рождения С.П. Королёва на секции был сделан ряд докладов, в которых были впервые освещены вопросы деятельности С.П. Королёва в области координации разработок космических энергосиловых установок и электроракетных двигателей.

В связи со значительным расширением и усложнением проблем создания эффективных энергосиловых установок с электроракетными двигателями руководство секции приняло решение о необходимости внесения некоторых уточнений в название секции.

Начиная с XXV Научных чтений по космонавтике, которые состоялись в 2001 г., секция называется "Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии".

25-летний период деятельности подтвердил важность и актуальность научно-технических проблем, которые рассматриваются на ежегодных заседаниях секции.

В работе секции принимают участие представители различных проектно-конструкторских организаций НИИ и ВУЗов страны.

Всего за 25-летний период деятельности секции было заслушано и обсуждено более 350 научных докладов.

Д.Д. СЕВРУК И КАФЕДРА «ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ»

И.П. Назаренко

***Московский авиационный институт
(государственный технический университет)***

2 июля 2008 года исполнилось 100 лет со дня рождения Доминика Доминиковича Севрука – соратника С.П. Королёва и В.П. Глушко, одного из пионеров освоения космической техники, конструктора жидкостных ракетных двигателей и космических энергетических установок.

Большую часть своей неординарной жизни Д.Д. Севрук посвятил руководству конструкторскими коллективами, проектирующими, создающими и испытывающими новую технику.

С 1972 по 1987 годы Д.Д. Севрук являлся заведующим кафедрой "Электроракетные двигатели и энергетические установки" (кафедра 208) Московского авиационного института. На этой должности он сменил основателя кафедры – профессора, д.т.н. А.В. Квасникова.

Новый коллектив и новая область работы были для Д.Д.Севрука хорошо знакомы, так как он был одним из инициаторов создания кафедры в 1962 году, а затем в течение ряда лет работал на ней профессором-совместителем.

Деятельность Д.Д. Севрука в должности заведующего кафедрой позволила кафедре подняться на новый учебно-научный уровень:

- при Д.Д. Севруке было закончено создание экспериментальной базы кафедры;

- в 1977 году в Институте атомной энергии им. И.В.Курчатова был организован филиал кафедры 208;

- им было организовано новое для кафедры научное направление – системное проектирование сложных космических систем;

В период, когда Д.Д. Севрук заведовал кафедрой, страна получила более 500 инженеров, способных разрабатывать и эксплуатировать космическую технику. Дело Д.Д. Севрука продолжают его многочисленные ученики, среди которых доктора и кандидаты наук. Они передают опыт и идеи Д.Д.Севрука новым поколениям студентов.

**ДВИГАТЕЛИСТ Д.Д. СЕВРУК.
К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ.**

***Б.М. Громыко, В.Ф. Рахманин, В.С. Судаков
ОАО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко"***

Имя Доминика Доминиковича Севрука заслуженно остаётся в памяти многих специалистов в области разработки ракетных двигателей. Он внёс большой вклад как в разработку жидкостных ракетных двигателей в период своей работы под руководством академика В.П. Глушко, так и в проектирование новых типов электроракетных двигателей.

Д.Д. Севрук начал свою деятельность по проектированию ЖРД в 1941 году, попав в "шарашку" в Казани, где под руководством В.П. Глушко шла разработка двигателя РД-1ХЗ. Он активно включился в разработку гидравлической и электрической схем двигателя, а также стал проводить лётные испытания двигателя на самолетах Пе-2. В 1944 году за достигнутые успехи в разработке двигателей Д.Д. Севрук совместно с В.П. Глушко, С.П. Королёвым и другими был досрочно освобождён со снятием судимости. Он продолжил свою работу в ОКБ-СД в Казани в должности зам. главного конструктора. В 1945 году он наравне с В.П. Глушко удостоился высокой награды – ордена Трудового Красного Знамени. После окончания войны Д.Д. Севрук отказался от командировки в

Германию, продолжая доводку двигателя РД-1ХЗ и выполняя лётные испытания на истребителях Лавочкина и Яковлева.

В ноябре 1946 года Д.Д. Севрук вместе с коллективом ОКБ-СД переезжает в Химки. Он продолжил работать первым заместителем главного конструктора, руководя научно-исследовательскими и экспериментальными работами. По его заданию был спроектирован и построен первый в СССР стенд для огневых испытаний мощных ЖРД. Под его руководством разрабатывались методики отработки и доводки двигателей в целом и отдельных его агрегатов, которые используются и поныне. Также он принимает участие в лётных испытаниях ЖРД ракет Р-1 и Р-2 на полигоне Капустин Яр.

В 1952 году Севрук был назначен главным конструктором ОКБ-3 в составе НИИ-88. Этому ОКБ была поручена разработка ЖРД для зенитных и геофизических ракет. Конструкции двигателей, разрабатываемых под руководством Севрука, отличались оригинальностью решений и имели высокие для своего времени параметры. Но в 1959 году проведена реорганизация, в результате которой ОКБ-3 было присоединено к ОКБ-2 под руководством А.М. Исаева.

С 1959 года Севрук продолжил свои работы в ОКБ-456 в Химках, возглавив в должности зам. главного конструктора разработку ракетных электрических, ионных и плазменных двигателей. Под руководством Д.Д. Севрука работало свыше 150 сотрудников в 6 научно-исследовательских и конструкторских отделах, однако объёмы работ по изготовлению материальной части для отработки этих типов двигателей не могли быть обеспечены на предприятии. Поскольку в то время государство хотело широко ставить и решать задачи по созданию новых типов ракетной техники, то в 1962 году вышел приказ ГКОТ об образовании на базе Института двигателей и шести отделов, переводимых из ОКБ-456, Особого конструкторского бюро по разработке и созданию опытных образцов электроплазменных и ионных двигателей во главе с главным конструктором академиком Б.С. Стечкиным, а его заместителем был назначен Д.Д. Севрук. Так завершилось сотрудничество Д.Д. Севрука с В.П. Глушко и коллективом ОКБ-456 в Химках.

Севрук немного смог проработать во вновь созданном ОКБ. После тяжёлой и продолжительной болезни он начал длительное и плодотворное сотрудничество с МАИ, содействуя организации там кафедры "Теория электроракетных двигателей и энергетических установок". С 1965 года некоторое время Севрук работал в ЦНИИМАШе, где с его помощью были созданы уникальные испытательные стенды для моделирования различных условий космических полетов. С 1972 по 1988 год

доктор технических наук, профессор Севрук заведовал кафедрой МАИ "Энергетические и энергофизические установки космических аппаратов". Особое внимание он уделял перспективным двигательным системам, использующим ядерную энергию, но таким, которые могли быть реально созданы. Уйдя с руководства кафедрой, Севрук продолжал работу в институте. Он до последних дней своей жизни был по-прежнему бодр, энергичен, полон интересных замыслов, пользовался уважением и любовью учёных и студентов МАИ, и не только их. Скончался Доминик Доминикович Севрук 14 сентября 1994 года.

ВОСПОМИНАНИЯ О СТАРШЕМ ДРУГЕ Д.Д. СЕВРУКЕ

А.А. Фармаковская

Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

Когда на научных чтениях вспоминают большого учёного, выдающегося конструктора, педагога Доминика Доминиковича Севрука, внёсшего огромный вклад в отечественную авиацию и космонавтику, то обычно отмечают основные вехи его жизненного пути и важнейшие достижения в науке и технике.

А мне бы хотелось поделиться воспоминаниями о том, каким был этот человек в повседневной жизни, в домашней обстановке, на отдыхе, как относился к своим коллегам и друзьям. Это очень много говорит о характере человека, его человеческой сущности.

Я много лет работала вместе с Елизаветой Германовной, женой Доминика Доминиковича, мы дружили семьями, а в настоящее время работаю и дружу с его сыном, Станиславом Доминиковичем. Мы с мужем часто бывали в гостях в семье Д.Д. (так кратко, но уважительно, называли его за глаза практически все друзья и коллеги): встречали Новый год, праздновали дни рождения, приезжали к ним на дачу. И всегда эти встречи были необыкновенно тёплыми, интересными, содержательными. Доминик Доминикович располагал нас своим гостеприимством, остроумием. Нас поражал его ум, эрудиция. Он очень хорошо и интересно рассказывал. Причём разговоры можно было вести на самые различные темы. У него всегда было своё мнение по самым различным вопросам, принципиальный подход к их оценке.

На даче, во время долгих душевных бесед, которые мы вели, сидя на крылечке его любимого садового домика – "кубика", я много узнавала о жизни Д.Д., его родителях, юношеских годах, годах учёбы и работы. А жизнь Д.Д. была поистине удивительной! Он прошёл суровую

школу жизни, был репрессирован, работал в лагере на Колыме, за колючей проволокой трудился в специальном закрытом КБ вместе с такими великими конструкторами как Королёв С.П., Глушко В.П. и др. Доминик Доминикович и сам был конструктором от Бога! Широта интересов и умений его была необычайной. Казалось, нет вопроса, которым бы он не интересовался, и нет вещи, которую он не мог бы сделать. Он всегда был в курсе последних достижений химии, биологии и точных наук, не говоря уж о технике во всех её проявлениях. Он не только проектировал новые ускорители, двигатели и энергетические установки, но и в повседневной жизни, для дома, для семьи, придумывал и создавал своими руками массу удивительных и полезных вещей. Поистине это были "оч.умелые ручки" и "маленькие хитрости" вместе взятые.

Обладая энциклопедическими знаниями, он мог легко и просто передать свои знания окружающим. Недаром он был профессором МАИ, много лет заведовал кафедрой и многих молодых людей научил, как надо жить и работать.

Поскольку Елизавета Германовна была химиком, Доминик Доминикович, естественно, испытывал особую любовь к химии, активно интересовался последними достижениями и открытиями в области этой науки и во многом помогал жене и мне в наших химических исследованиях, направленных на решение вопросов в области электрохимической энергетики, так как заведовал кафедрой 208, с которой кафедра химии МАИ успешно проводила и проводит совместные научные работы. Позднее, когда я стала заведовать кафедрой химии, Д.Д. очень помогал мне советами, как работать а этой непростой должности.

Д.Д. много путешествовал, любил отдыхать на природе "по-робинзонски" – плавать на байдарке, жить в палатке. А по возвращении из походов увлечённо рассказывал о своих приключениях!

Сегодня, вспоминая Доминика Доминиковича, мне хочется ещё раз подчеркнуть, что это был необыкновенно тёплый, душевный человек, человек, при общении с которым возникало ощущение, что жить на Земле, несмотря на все трудности, действительно интересно. Он своим примером показывал и завещал нам, как надо любить ближних, как надо трудиться, делать полезные людям дела, чтобы оставить у них о себе добрую память. Заветы Доминика Доминиковича, моего старшего друга, которого я, надеюсь, могу так назвать, являются в наше, совсем непростое время, очень важными для нас, ныне живущих.

**О СОДЕЙСТВИИ Д.И. МЕНДЕЛЕЕВА В ПУБЛИКАЦИИ ВЫДАЮЩЕГОСЯ
НАУЧНОГО ТРУДА****К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО "ИССЛЕДОВАНИЕ МИРОВЫХ ПРОСТРАНСТВ
РЕАКТИВНЫМИ ПРИБОРАМИ"****Е.А. Яковлев****Московский авиационный институт
(технический университет)**

Научный труд нашего великого соотечественника Константина Эдуардовича Циолковского "Исследование мировых пространств реактивными приборами" был впервые опубликован в мае 1903 года в № 5 ежемесячного научно-философского и литературного журнала "НАУЧНОЕ ОБОЗРЕНИЕ", который с 1894 г. издавал передовой русский учёный-энциклопедист, талантливый литератор и яркий публицист Михаил Михайлович Филиппов (1858-1903 гг.). Он трагически погиб во время проведения опытов в своей домашней химической лаборатории в ночь на 12 июня 1903 г.

К.Э. Циолковский в рукописных комментариях к этой публикации отметил "...я благодарен Филиппову (Михаилу Михайловичу - авт.), ибо он один решился издать мою работу." Известно, что в журнале "НАУЧНОЕ ОБОЗРЕНИЕ" Е.Э.Циолковский ещё с 1895 г. начал публиковать свои труды. Однако при попытке опубликовать научный труд К.Э.Циолковского "Исследование мировых пространств реактивными приборами" М.М. Филиппов получил категорический отказ со стороны цензуры. Тогда он решил посоветоваться со своим учителем и другом Дмитрием Ивановичем Менделеевым (1834-1907гг.), который после ознакомления с трудом К.Э. Циолковского сказал М.М.Филиппову: "- А вы не сдавайтесь и не "вешайте нос"... Но я вам дам совет не как химик, а как дипломат. Сведите все ваши доводы в защиту Циолковского к пиротехнике. Докажите им, что поскольку речь идёт о ракетах, - это очень важно для торжественных праздников..." М.М. Филиппов изложил это цензору и 31 мая 1903 г. разрешение на публикацию было получено.

**КОРРЕКТИРУЮЩАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ МАЛОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА****А.В. Хромов, В.П. Ходненко****(НПП ВНИИЭМ)**

Современный этап освоения космического пространства характеризуется массовыми разработкой и применением малых космических

аппаратов (МКА) массой 100-500 кг. Интерес к созданию и использованию МКА, наметившийся в последние годы как за рубежом, так и в России, объясняется относительно малой стоимостью, сокращением средств и сроков разработки и изготовления, а также удешевлением вывода на орбиту таких аппаратов.

Формирование орбитальной структуры МКА и поддержание в течение достаточно длительных сроков (5 и более лет) её динамической устойчивости может быть обеспечено путём учёта при выборе элементов орбит закономерностей естественной эволюции и проведения начальной коррекции и коррекции поддержания орбиты по фазе (ϕ), высоте (H), наклонению (i) с помощью бортовых корректирующих двигательных установок (КДУ). При сроке активного существования в пять и более лет, обойтись без КДУ не представляется возможным.

Важной особенностью малых космических аппаратов является жёсткое ограничение потребления бортовой аппаратуры в целом и КДУ в частности. На аппаратах такого класса не представляется возможным разместить солнечные батареи (СБ) большой мощности, т.к. с ростом мощности батарей неизбежно растут их масса, размеры и момент инерции. Для МКА массой около 400 кг типичной является поверхность СБ в 5-7 м², а мощность, снимаемая с фотоэлектрической батареи в начале срока активного существования не превысит 1500 Вт. Дegradация солнечных батарей за пять лет составляет в среднем 25%. Поэтому в качестве двигательных установок на МКА должны применяться установки с небольшой ценой тяги – порядка 40 Вт/г, а потребление КДУ должно составить не более 200-250 Вт.

Ограничение массы и габаритных размеров также сильно влияет на конструктивный облик КДУ. Довольно остро стоит вопрос размещения баков для хранения рабочего тела. Для обеспечения минимального возмущающего момента при работе двигателя, его вектор тяги должен проходить через центр масс космического аппарата, причём с уменьшением размеров и массы КА требования к точности соблюдения этого условия возрастает. Наличие же баков с рабочим телом и, как следствие, изменение положения центра масс МКА с течением времени с одной стороны накладывает ограничения на компоновку аппарата, а с другой – требует наличия на борту достаточно мощной системы ориентации корпуса, способной парировать возмущающие моменты КДУ.

В качестве двигательных установок для МКА могут рассматриваться КДУ на основе стационарного плазменного двигателя (СПД), работающего на ксеноне, КДУ на основе электротермокаталитического гидро-

зинового двигателя (ТКД) и КДУ на базе аммиачных электронагревных двигателей (ЭНД).

Начиная с 1972 г. двигательные установки на основе СПД используются для коррекции орбиты космических аппаратов. Высокий удельный импульс, достигающий 1500-1600 с (при напряжении разряда 300 В) обуславливает высокую топливную экономичность таких двигательных установок. Так для выработки суммарного импульса тяги 40 кН·с при напряжении разряда порядка 180 В двигателю СПД-50 потребуется 5,2 кг рабочего тела, ксенона. Одновременно высоким является и потребление электрической мощности, необходимой для работы плазменного двигателя, что обуславливает высокую, до 200 Вт/г цену тяги. Применение СПД на МКА связано с определенным техническим риском и требует запаса мощности системы энергоснабжения КА.

В противоположность КДУ на основе плазменных двигателей корректирующие двигательные установки на основе термokatалитического двигателя характеризуются очень низкой ценой тяги, составляющей 1-0,5 Вт/г. Это обуславливает низкое энергопотребление таких КДУ. Главным же недостатком является низкий удельный импульс, равный 210-220 с, что приводит к наличию больших запасов топлива на борту КА и, как следствие, увеличению габаритов и массы.

При рассмотрении КДУ на основе стационарного плазменного и термokatалитического двигателей мы столкнулись с их принципиальными недостатками: СПД имеет высокую цену тяги – порядка 220 Вт/г, а ТКД – низкий удельный импульс (порядка 210-220 с) и как следствие – большие запасы рабочего тела. Представляется разумным постановка вопроса о поиске компромисса между силой тяги и удельным импульсом.

Ближе всего к оптимальному соотношению оказывается корректирующая двигательная установка с электронагревными двигателями, работающими на аммиаке. Такая КДУ позволяет получить тягу в 5 гс при потребляемой мощности порядка 200 Вт, что соответствует цене тяги 40 Вт/г. При этом удельный импульс тяги может составить 250-260 с, а запас рабочего тела, необходимый для выработки суммарного импульса тяги 40 кН·с составит около 16 кг. При этом не требуется система вытеснения жидкого рабочего тела.

Принцип действия КДУ с электронагревными двигателями основан на термическом разложении аммиака на водород и азот при температуре 1100°С. За счёт разложения и соответственно двукратного уменьшения молекулярного веса истекающего газа по сравнению с газооб-

разным аммиакам значительно повышается (до 260 с) удельный импульс двигателя.

КДУ на основе ЭНД были разработаны на предприятии ФГУП НИИЭМ (г. Истра) и успешно эксплуатировались на таких КА, как "Метеор-Природа", "Ресурс-01", "Электро" в качестве корректирующих установок, а на КА "Электро" - и для разгрузки маховиков системы ориентации. Представляется разумным и необходимым продолжение работ по теме аммиачных КДУ на предприятии с целью адаптации имеющихся наработок к использованию их на космических аппаратах малого класса.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА
РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ В СТРУЕ СТАЦИОНАРНОГО
ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

А.С. Архипов, А. М. Бишаев

*Научно-исследовательский институт прикладной механики и
электродинамики*

В последние 10-15 лет резко возросла интенсивность использования электрических реактивных двигателей (ЭРД) как в космосе, так и в качестве элементов различных устройств, используемых в наукоёмких технологиях. В связи с этим актуальными стали исследования поведения струй, которые создаются в процессе работы соответствующих устройств.

Предварительное исследование показало, что струя, создаваемая стационарным плазменным двигателем (СПД), состоит по меньшей мере из трёх компонент – ионов, нейтралов рабочего вещества и электронов. Отношение дебаевского радиуса к характерному размеру течения мало ($\approx 10^{-3}$), а числа Кнудсена основных взаимодействий порядка или больше единицы. Это указывает на то, что возникающее струйное движение должно рассматриваться как движение неравновесной разреженной плазмы (плотность ионов $n \approx 10^{12}$ 1/см³). Поэтому для адекватного описания в данном случае должны использоваться методы кинетической теории. Методы кинетической теории, как известно, широко применяются при исследовании течений разреженного газа. За последние 40-50 лет интенсивного развития этих методов сложились два основных направления - это метод статистического моделирования (метод Берда) и создание кинетических модельных уравнений, которые будучи проще уравнения Больцмана, тем не менее правильно отражали бы основные черты явления. Нужно отметить, что в последнее время ресурсы ЭВМ

позволяют достаточно надёжно получать численное решение непосредственно уравнения Больцмана (работы Аристова В.В. и Черемисина Ф.Г.). Трудность применения методов статистического моделирования для расчёта параметров плазмы в канале СПД состоит в том, что, во-первых, численный дебаевский радиус существенно больше истинного, во-вторых, имеется общая для всех плазменных задач проблема определения электрического поля. Авторы для моделирования движения струи используют построенную ими кинетическую модель.

АНАЛИЗ МЕХАНИЗМОВ ПЕРЕНОСА ЭЛЕКТРОНОВ В РАЗРЯДЕ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В.И. Козлов, А.А. Смирнов

*Научно-исследовательский институт прикладной механики и
электродинамики*

В числе механизмов переноса электронов поперёк магнитного поля в разряде стационарного плазменного двигателя (СПД) рассматриваются следующие: пристеночная проводимость, перенос за счёт эффектов рассеяния электронов на атомах и ионах, перенос на колебаниях плазмы (шумовая и волновая проводимость) и плазмодинамический перенос.

Последний из перечисленных механизмов обусловлен тепловой энергией электронов. В одном случае он связан с неоднородностью распределения магнитного поля вдоль ускорительного канала и за его срезом, в другом – неоднородностью распределения электронного давления в этом же направлении. Условия равновесия действующих на электроны сил, приводят к тому, что механизм переноса, связанный с неоднородностью магнитного поля, действует за срезом СПД, а механизм, связанный с неоднородностью электронного давления – в зоне ионизации.

Существуют режимы, когда области действия названных механизмов граничат друг с другом. Это низковольтные режимы, для них характерны низкие значения электрической цены тяги. С увеличением разрядного напряжения между указанными областями переноса появляется разрыв, который восполняется механизмом пристеночной проводимости, связанный с дополнительным отбором разрядной мощности, поэтому с ростом напряжения энергетическая цена тяги СПД увеличивается.

Действие механизмов плазмодинамического переноса вызывает противодействие этому переносу и процесс переноса становится коле-

бательным. Возникающие при этом шумы являются следствием колебательного характера переноса электронов, а не наоборот.

Волновая проводимость электронов в СПД теоретически также возможна, но она потребовала бы автосинхронизации волновых изменений локальных параметров в неоднородных плазменных слоях его разряда.

**МИКРОАБЛЯЦИОННЫЙ ИМПУЛЬСНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ
МИКРОКОСМИЧЕСКОГО
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*Н.Н. Антропов, Г.А. Дьяконов, Н.В. Любинская,
С.А. Семенухин*

*Научно-исследовательский институт прикладной механики и
электродинамики*

В настоящее время наблюдается тенденция уменьшения массогабаритных характеристик космических аппаратов микро класса (МКА), а условия эксплуатации низкоорбитальных МКА в свою очередь требуют применения малогабаритных двигательных установок для регулярной коррекции орбит, способных эффективно работать в условиях ограниченного потребления мощности. 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.

Одна из немногих перспективных ЭРДУ для подобных условий эксплуатации может быть создана на базе простого и надёжного абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД), с энергией разряда до 10 Дж (т.н. микро АИПД). Абляционные импульсные плазменные двигатели способны эффективно работать в данном диапазоне. Экспериментальные работы в НИИ ПМЭ с первыми лабораторными моделями микро АИПД с разрядным каналом рельсовой геометрии и боковой подачей рабочего тела в канал подтвердили свою работоспособность. Энергия разряда у этих двигателей составляла от 1 до 10 Дж, а потребляемая мощность от 10 до 50 Вт.

В данной работе предложен вариант конструкции микро АИПД с конденсаторами, энергоёмкость которых в два раза превышает ту, которая была в конденсаторах, использовавшихся в предыдущих лабораторных моделях. Это позволит снизить массу двигательной установки и улучшить удельные характеристики.

**ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ КОНЦЕНТРАЦИИ ЭЛЕКТРОНОВ В
РАЗРЯДЕ АБЛЯЦИОННОГО ИМПУЛЬСНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ*****А.В. Богатый, М.М. Орлов******Научно-исследовательский институт прикладной механики и
электродинамики***

Одним из основных параметров плазмы абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД) является концентрация электронов. От величины и распределения концентрации электронов в плазме зависит характер физических процессов в канале АИПД и интегральные параметры двигателя.

Для измерения концентрации электронов в лабораторном образце двигателя АИПД-45 применялся спектроскопический метод основанный на регистрации шарковского уширения спектральных линий плазмы АИПД.

Из анализа спектра излучения разряда в АИПД-45 было установлено присутствие в рассматриваемом спектре водородных линий наряду с линиями фтора и углерода (продуктов абляции рабочего вещества – фторопласта), а также линиями меди (продукта эрозии электродов игнайтера и основных электродов АИПД). Водород в плазме образца двигателя АИПД-45 присутствовал в незначительном количестве вследствие наличия в вакуумной камере остаточных газов (паров воды и вакуумного масла). Для проведения спектроскопических измерений была выбрана линия водорода H_{β} . Анализ контура спектральной линии водорода H_{β} и измерение полуширины этой линии $\Delta\lambda_s$ с учётом полуширины аппаратной функции $\Delta\lambda_{ин}$ позволили определить концентрацию электронов N_e в плазме АИПД.

Экспериментальные данные по пространственно-временным распределениям концентрации электронов в ускорителе ИПУ-45 указывают на перераспределение тока в разрядном канале и вынос тока в межэлектродное пространство за пределы шашек, что характерно для высокоэффективных ИПУ нового поколения с квазиаперодическим разрядом.

СОЛНЕЧНАЯ БАТАРЕЯ ДЛЯ МИКРОСПУТНИКА***А.А. Лизунов, Ю.А. Губарев, В.Н. Трушков
ОАО "ВПК «НПО машиностроения»***

В ОАО "ВПК "НПО Машиностроения" разработана солнечная батарея (СБ) для микроспутника (МК) "Бауманец",

Корпус МК "Бауманец" представляет шестигранную призму. Длина призмы 700 мм, четыре боковые грани в поперечном сечении призмы имеют размер внешней стороны по 660 мм. МК имеет ориентацию по нормали к поверхности Земли, вдоль нормали направлен корпус МК своей длинной стороной.

СБ включает четыре съёмные панели с фотоэлектрическими преобразователями (ФЭП). Панели устанавливаются снаружи на боковые грани корпуса МК.

Панель имеет плиту из алюминиевого сплава АМг-6 толщиной 1 мм с рёбрами высотой 5 мм для увеличения жёсткости, расположенными на внутренней стороне плиты, обращённой к корпусу МК. С внешней стороны плиты на неё наклеиваются ФЭП, с внутренней стороны на плите крепятся с помощью клея развязывающие и шунтирующие блоки диодов, перемычковая плата, служащая для соединения электрических цепей панели и МК.

Площадь панели 0,49 м², площадь размещённых на ней ФЭП 0,39 м², габаритные размеры панели 700×696 мм. Электрическая мощность каждой панели в начале эксплуатации при нормальном освещении не менее 63,2 Вт при выходном напряжении 31 В. Снижение мощности в течение года эксплуатации не более 10%.

Каждая панель представляет отдельный электрический генератор, генераторы включены между собой параллельно и развязаны электрически от взаимного влияния.

СБ МК обеспечивает при движении его на освещённом участке максимальную мощность не менее 120 Вт.

Панели СБ термоизолированы от корпуса МК, имеют возможность изменять свои габариты при изменении температуры за счёт зазоров в местах их крепления.

Масса СБ с учётом входящих в неё узлов крепления к корпусу МК - 13,95 кг.

Изготовленные СБ прошли полный цикл наземной отработки, которая подтвердила готовность СБ МК "Бауманец" к эксплуатации.

По сравнению с рядом других СБ, рассмотренная СБ имеет следующие преимущества:

- СБ не имеет раскрывающихся панелей, что увеличивает её надёжность;

- расположение панелей на корпусе обеспечивает больше места для размещения наружных агрегатов МК;
- панели СБ идентичны. взаимозаменяемы, что облегчает их изготовление;
- съёмность панелей обеспечивает доступ к агрегатам, приборам, расположенным внутри корпуса МК при сборке и наземной отработке через две не закрываемые силовыми панелями боковые стороны МК.

Также с этой целью четыре панели имеют кронштейны, крепящие их только на две закрываемые боковые стороны МК.

**ПОДГОТОВКА КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА С БЕСКАРКАСНОЙ
ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ, ПИТАЮЩЕЙ
АККУМУЛЯТОРНУЮ СИСТЕМУ С ВОДОРОДНЫМ ЦИКЛОМ НА
ТРАНСПОРТНОМ ГРУЗОВОМ КОРАБЛЕ "ПРОГРЕСС"**

**А.В. Марков¹, Д.М. Сурин¹, Б.Н. Харлов¹, А.Н. Щербаков¹,
В.П. Никитский², В.М. Мельников³**

¹ РКК "Энергия"

² МНТЦ ПНКО,

³ *Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

В докладе приводится научно-техническое обоснование космического эксперимента (КЭ).

Целью КЭ является подтверждение проектных подходов и конструктивных решений, закладываемых в проекты перспективных энергетических систем КА, а также набор опыта по созданию и эксплуатации в космосе следующих новейших элементов энергосистем КА:

- бескаркасных центробежных плёночных аморфнокремниевых солнечных батарей (СБ);
- систем аккумулирования электроэнергии с водородным циклом (АЭВЦ).

Задачами КЭ являются:

- орбитальная отработка (раскрытие и испытания) экспериментальной конструкции бескаркасной центробежной солнечной батареи и агрегата её раскрытия в привязке к посадочному месту стыковочного механизма

"штырь-конус" транспортного грузового корабля (ТГК) "Прогресс" на мощность не менее 10 кВт;

- орбитальная отработка системы аккумулирования электроэнергии с водородным циклом на базе ЭХГ "Фотон";
- реализация программно-методического обеспечения проведения космического эксперимента с телеметрией основных параметров;
- изучение динамики формообразования при раскрытии центробежной СБ;
- изучение динамики формообразования центробежной СБ при управлении ориентацией СБ в пространстве;
- изучение влияния дисбаланса на систему ТГК-СБ в целом;
- проверка работоспособности СБ при комплексе воздействий в реальных космических условиях в течение продолжительности эксперимента;
- изучение деградации электрических характеристик СБ и аккумулятора электроэнергии с водородным циклом в космосе.

Проведение КЭ планируется в 2011-2012г.г.

**ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ И ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ РОССИИ И
КОСМИЧЕСКИЕ СОЛНЕЧНЫЕ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ**

Г.Г. Райкунов¹, В.М. Мельников², В.А. Комков²

¹ФГУП ЦНИИмаш

***²Московский авиационный институт
(государственный технический университет)***

Проблема обеспечения энергетической и экологической безопасности России может быть решена путём создания космических солнечных электростанций (КСЭС), транслирующих энергию на Землю в СВЧ диапазоне. Развитие ракетно-космической техники должно быть направлено на решение крупномасштабной актуальной общечеловеческой проблемы, требующей консолидации возможностей космической отрасли со смежными отраслями, академической наукой и высшей школой. Необходимо объединение усилий предприятий ракетно-космической отрасли, институтов академии наук, и многих других отраслей. Будет востребована разработка тяжёлых носителей для обеспечения большого грузопотока, связанного с созданием и эксплуатацией электростанций на орбите. Станет необходим бесценный опыт, накопленный космонавтами. Возрастет престиж инженерных профессий. По-

требуются высококвалифицированные кадры, владеющие наукоёмкими технологиями и соответствующая их подготовка в ВУЗах.

В октябре 2007 г. Министерство обороны США выдвинуло проект долгосрочной программы создания КЭС, транслирующих энергию на Землю в СВЧ диапазоне, для того, чтобы в перспективе избавить страну от импорта нефти, что является целью администрации Президента Буша. Рассматривается перспектива создания большого количества космических солнечных электростанций на мощность, покрывающую половину энергопотребление всего человечества к 2100 г.

В докладе на основе комплексного анализа этапов создания космических солнечных электростанций показано, что использование бескаркасных формируемых центробежными силами космических конструкций в сочетании с солнечными батареями, непосредственно генерирующими в СВЧ диапазоне, в значительной степени превосходит по эффективности аналогичные предложения США.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ НА БАЗЕ ПАРАБОЛОЦИЛИНДРИЧЕСКОГО ГЕЛИОКОНЦЕНТРАТОРА

*Н.С. Васильев, студент 5-го курса, А.С. Попов, Г.А. Щеглов
Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана*

В продолжение работы, рассмотренной в докладе [1], в данной работе проводится исследование параметров защищённой патентом [2] конструктивно-компоновочной схемы энергоустановки (ЭУ) на базе параболоцилиндрического гелиоконцентратора и находящегося в его тени холодильника-излучателя. В качестве привода генератора используется винтовая расширительная машина.

Приводятся результаты расчётов параметров ЭУ, расчёт собственных частот и форм колебаний конструкции. Показано, что ЭУ, созданная на базе рассматриваемой конструктивно-компоновочной схемы обладает рядом преимуществ. Зона нагрева рабочего тела, находящегося в фокусе концентратора является протяжённой, что позволяет осуществлять эффективную генерацию и перегрев больших объёмов пара. Использование винтовой расширительной машины снижает требования к влажности используемого пара. Монтаж энергоустановки на космическом аппарате аналогичен проверенному и отработанному практикой

монтажу панелей солнечных батарей. Развёртывание в космосе также подобно развёртыванию солнечной батареи. За счёт интегрированной конструкции концентратора и излучателя достигается высокая жёсткость.

Устройство может быть использовано как на орбитальных станциях, так и на космических аппаратах с электрореактивными двигателями.

-
1. Попов А.С., Щеглов Г.А. Энергоустановка на базе параболоцилиндрического гелиоконцентратора для космических аппаратов // Труды XXXII академических чтений по космонавтике. - М, 2008. – с.85.
 2. RU 2298738 С2 Фокусирующий солнечный коллектор/ Попов А.С., Щеглов Г.А. (Россия). - №2002135346/06; Заявл. 27.12.2002

ПРИМЕНЕНИЕ ВЕТРОДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ

Г.П. Лысенко

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

Применение ветродвигателей для приведения в движение транспортных средств является новым направлением в области преобразования видов энергии. Можно указать несколько возможных областей применения таких систем.

1. Использование транспортных ветродвигателей для уменьшения эффективного аэродинамического сопротивления в целях экономии топлива.
2. Использование ветродвигателей для создания несомимых буёв для МЧС и МО, способных оставаться в заданном месте при наличии ветра и морских течений, при невозможности крепления за грунт.
3. Транспортный ветродвигатель может быть использован, как энергетическая установка для исследования планет с атмосферой, таких как Марс и Венера.
4. Штормовой метеорологический зонд с ветродвигателем способен заходить в любой район урагана.
5. Транспортное средство с ветродвигателем может использоваться в экстремальных условиях Арктики и Антарктиды в районах с постоянными сильными ветрами.

6. Небольшие суда с транспортным ветродвигателем могут в автоматическом режиме собирать нефть с загрязнённых водных поверхностей.
7. В связи с развитием во всем мире водного туризма и отдыха на воде транспортные ветродвигатели могут использоваться на надувных лодках, байдарках и других типах прогулочных судов.

Уточнена математическая модель транспортного средства с ветродвигателем с учётом потерь на закрутку потоков. При этом обнаружена очень узкая область допустимых значений в пространстве параметров задачи. К таким параметрам относятся приведенная поступь - отношение относительной поступи гребного винта к относительной поступи ветродвигателя, приведенный радиус - отношение радиуса гребного винта к радиусу ветродвигателя и передаточное отношение от ветродвигателя к гребному винту. Область допустимых значений, внутри которой возможно движение против ветра составляет по приведенной поступи-0,05, по приведенному радиусу-0,4, по передаточному числу – 3.

Уточнённая модель позволила так же определить область допустимых параметров для движения против ветра быстрее ветра, однако техническая реализация такой системы пока проблематична.

Проведены экспериментальные исследования системы ветродвигатель - гребной винт. При этом измерялись скорость ветра, скорость движения против ветра и угловая скорость вращения ветродвигателя. Получено хорошее совпадение теоретических и экспериментальных результатов.

КОМБИНИРОВАННЫЙ ЛИТIEВЫЙ ИСТОЧНИК ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ДЛЯ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ

***В.М. Алашкин, Ю.А. Батраков, А.Н. Кукушкин,
П.И. Николенко, Б.И. Туманов
ФГУП "Научно производственный комплекс
"Альтернативная Энергетика"***

В зависимости от принятой схемы выведения космического аппарата на геоцентрическую орбиту время активной работы разгонного блока (РБ) может составлять 6-24 ч.

При этом циклограмма энергопотребления системы управления РБ состоит из участков длительной работы при постоянном токе, которые перемежаются с участками кратковременной работы на импульсную нагрузку при выполнении манёвров.

Источник питания (ИП) на основе первичных литиевых химических источников тока (ХИТ), спроектированный из условия обеспечения максимальной удельной энергии на единицу массы рассчитан на длительную работу в номинальном режиме при токе нагрузки $I \sim 0,1C$ (здесь C – ёмкость, А·ч, I – ток, А). Для обеспечения заданного диапазона напряжения в импульсных режимах требуется либо увеличение ёмкости единичной батареи ИП, либо параллельное соединение дополнительных батарей, что приводит к росту общей массы ИП.

Поскольку общая энергоёмкость участков импульсной нагрузки составляет $\sim 5\%$ от полной энергоёмкости, то целесообразно в дополнение к основному ИП использовать вспомогательную батарею небольшой ёмкости, способную работать в режиме "высокой мощности".

В данной работе в качестве такой батареи использована батарея литий–ионных аккумуляторов ёмкостью 10 А·ч в дополнение к основной батарее системы фторуглерод – литий ёмкостью 250 А·ч.

На момент оформления публикации успешно испытан макетный образец комбинированного ИП по циклограмме нагрузки, имитирующей реальный полёт.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ГИДРОННОГО ИСТОЧНИКА ТОКА С АЛЮМИНИЕВЫМ АНОДОМ В РЕЖИМЕ ГЕНЕРАТОРА ВОДОРОДА

***Л.Л. Кравченко, С.Д. Севрук, А.А. Фармаковская
Московский авиационный институт
(государственный технический университет)***

С целью разработки научных основ эффективной, экологически чистой, ресурсосберегающей технологии получения водорода из воды с помощью алюминия для последующего использования в энергетических установках (ЭУ) на основе кислородно-водородных (КВ) топливных элементов (ТЭ) проведено экспериментальное исследование электрохимического растворения алюминия и его сплавов в водных растворах различного состава. Процесс осуществлялся в гидронном химическом

источнике тока (ХИТ) с катодом из различных металлов. Использовались щелочные и нейтральные электролиты.

В таком ХИТ растворение алюминия происходит как в токообразующей реакции, так и в реакции саморастворения (коррозии). В обеих реакциях выделяется водород. В реакции коррозии газ выделяется на аноде, а в токообразующей реакции - на катоде. Суммарные уравнения для обеих реакций идентичны. При изменении тока разряда гидронного ХИТ в широких пределах изменяется скорость выделения водорода, таким образом, источник можно использовать в качестве управляемого генератора водорода (УГВ).

На основании полученных экспериментальных результатов построены физико-химические и математические модели, позволяющие осуществить проектные расчёты систем генерирования водорода.

Проанализированы возможные структурные схемы системы генерирования электроэнергии на основе комбинации гидронного ХИТ и батареи кислородно-водородных топливных элементов (ТЭ). Рассмотрены условия согласования характеристик УГВ и ТЭ.

**ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПОВ
ТЕРМОЭМИССИОННОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ
ЭНЕРГИИ И ЭКЗОТЕРМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ В ПРОНИЦАЕМЫХ
КЕРАМИЧЕСКИХ
СТРУКТУРАХ**

***Д.В. Голубев¹, Н.В. Майкова², В.Н. Макаров²
А.Б. Митрофанов², К.Г. Мягков², А.Ю. Орлов², М.И. Якушин²***

¹ООО "Инженерное проектирование"

²Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

Предложена конструкция энергетической установки (ЭУ) на основе принципов термоэмиссионного преобразования энергии и экзотермических реакций в проницаемых керамических структурах. Объединение этих технологий позволяет рассчитывать на разработку ЭУ, способной обеспечить энергетические потребности во многих применениях, например в космических аппаратах, подводном флоте, в обеспечении резервного или форсированного электропитания.

Конструкция ЭУ состоит из термоэмиссионного преобразователя энергии (ТЭП), системы хранения топлива и окислителя: водорода и

кислорода, устройства нагревания эмиттерного узла ТЭП, устройства отвода и утилизации теплоты, систем автоматики и безопасности. Разработка такой конструкции требует решения многих задач, связанных с работоспособностью конструкционных материалов ТЭП, излучателя и других узлов в условиях воздействия больших тепловых потоков, потоков газов, паров и других факторов.

Основное внимание уделено рассмотрению системы нагрева ТЭП, основанной на реакции взаимодействия водорода с кислородом в пористых керамических материалах. Эта реакция обеспечивает высокую температуру излучающей поверхности, высокую плотность энергии и воду в качестве продукта сгорания. Приведены газодинамические расчёты системы нагревания и схема системы нагрева.

Почти все компоненты предлагаемой энергетической установки в значительной степени разработаны и прошли испытания. Термоэмиссионные преобразователи энергии прошли большой объём исследований и испытаний, показав высокую эффективность и надёжность, в том числе, в условиях воздействия агрессивных газов в топочных камерах котлов. Безопасное хранение кислорода и водорода освоено и широко применяется, в частности для топливных элементов космических аппаратов. Применение керамических структур для беспламенного сжигания газов и получения высокого лучистого КПД также освоено для большинства видов газов.

В докладе обсуждаются научно-технические проблемы, которые необходимо решить для постройки работоспособной ЭУ. В докладе рассмотрено несколько возможных компоновок ЭУ, проведен анализ применимости конструкционных материалов и защитных покрытий. Приведены результаты испытаний системы нагревания ТЭП.

**КОМПЛЕКС НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОНСТРУКЦИОННЫХ
МАТЕРИАЛОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ
УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**В.Н. Макаров¹, А.Б. Митрофанов¹, К.Г. Мягков¹,
А.Б. Надирадзе¹, А.Ю. Орлов¹, К.О. Чертков², М.И. Якушин¹**

**¹Московский авиационный институт
(государственный технический университет)
²ЦНИИМАШ**

Целью работы является создание комплекса наземных испытаний конструкционных материалов космических аппаратов и энергетических

установок космических аппаратов, включающего методы диагностики элементов ракетно-космической техники, методы моделирования условий полёта и работы материалов в конструкции.

Основная концепция работы строится на том, что большинство факторов воздействия космической среды вызывают тот или иной вид электронной эмиссии, что позволяет использовать метод электронной эмиссионной микроскопии в испытаниях материалов космических аппаратов для выявления механизмов отказов и отработки мер их предотвращения.

Метод электронной эмиссионной микроскопии обладает возможностями, делающими его удобным для решения поставленных в работе задач: микроскопический характер анализа, высокая чувствительность к морфологическому, структурному и физико-химическому, электронному состоянию исследуемых материалов, возможность получения информации в реальном масштабе времени, совместимость с действием факторов космического пространства.

В задачи работы входит экспериментальное и теоретическое исследование изменения физико-химических свойств и эксплуатационных характеристик материалов ракетно-космической техники под действием потоков атомов, молекул, электронов, ионов (протонов), электромагнитного излучения, механических нагрузок, воспроизводимых в лабораторных условиях.

В состав комплекса входят следующие группы оборудования: вакуумный электрофизический стенд, устройства моделирования условий работы конструкционных материалов, приборы контроля источников частиц и излучений, электронный эмиссионный микроскоп, средства измерения, анализа и сохранения полученной информации.

В докладе приводятся данные по обеспечению работы источников частиц и излучений совместно с электронно-оптической системой электронного эмиссионного микроскопа. Приводятся результаты работы микроскопа в режимах возбуждения вторично-электронной и ионно-электронной эмиссии.

**ХАРАКТЕРИСТИКИ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ
ЭНЕРГИИ ПРИ ОБЛУЧЕНИИ МОНОХРОМАТИЧЕСКИМ ИЗЛУЧЕНИЕМ**

А.Н. Зверьков, А.П. Смахтин, Р.К. Чуюн

Московский авиационный институт

(государственный технический университет)

ФЭП обладают следующими преимуществами: относительно высокая надежность, прямое преобразование энергии, отсутствие движущихся частей и экологическая чистота. В настоящее время ФЭП широко используются в космосе, а также для решения ряда наземных задач.

Известно, что наиболее распространенные фотоэлектрические преобразователи энергии на основе кремния и арсенида галлия имеют относительно низкую эффективность преобразования при облучении солнечным светом. Современные солнечные батареи обладают эффективностью 15% - 20%, так как лишь часть солнечного спектра с энергией больше ширины запрещенной зоны ΔE преобразуется в электрическую энергию. При этом выходная электрическая мощность лежит в диапазоне 150-250 Вт/м².

ФЭП функционирует в оптимальном режиме в случае, когда энергия фотонов падающего излучения слегка превосходит ширину запрещенной зоны. В этом случае падающее электромагнитное излучение преобразуется в электрическую мощность с высоким КПД при минимальном разогреве ФЭП. Следовательно, монохроматическое излучение с такой длиной волны может быть эффективно использовано в системах беспроводной передачи энергии (например, в системах централизованного энергоснабжения группировки космических аппаратов). При этом ФЭП выступает в качестве приемника-преобразователя энергии.

Более высоким значениям ширины запрещенной зоны материала соответствуют более высокие значения максимального КПД ФЭП. Расчеты показали что при фиксированной температуре 25°C (что соответствует величине падающей мощности 1 кВт/м²) для Si ($\Delta E=1,09$ эВ) максимальный КПД составляет 41 % при длине волны $\lambda=0,95$ мкм, а для GaAs ($\Delta E=1,35$ эВ) 58 % при длине волны $\lambda=0,8$ мкм. Существуют полупроводниковые материалы с большим значением ширины запрещенной зоны: CdTe ($\Delta E=1,46$ эВ), GaP ($\Delta E=2,25$ эВ), CdS ($\Delta E=2,4$ эВ). Следовательно, можно сделать вывод, что достижимы большие значения максимального КПД.

КПД преобразования энергии монохроматического излучения в электрическую энергию зависит также и от величины падающего потока излучения. При увеличении мощности увеличивается температура ФЭП. При этом ухудшаются характеристики ФЭП, и падает максимальный КПД преобразования энергии монохроматического излучения в электрическую энергию.

Максимальная выходная электрическая мощность ФЭП с увеличением падающей мощности сначала растет, а затем падает. Так для кремниевых ФЭП максимальное значение выходной электрической мощности составляет 600 Вт/м^2 при величине падающей мощности 3 кВт/м^2 .
