

Секция 4

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

**О ВКЛАДЕ А.И. МОРОЗОВА, В.А. ХРАБРОВА И
Ю.П. РЫЛОВА В РАБОТУ СЕКЦИИ №4 АКАДЕМИЧЕСКИХ ЧТЕНИЙ ПО
КОСМОНАВТИКЕ**

***А.П. Белоусов, Е.А. Яковлев.
Московский авиационный институт
(государственный технический университет)***

В 1982 г. на заседании Оргкомитета Научных чтений по космонавтике по инициативе Д.Д.Севрука и поддержке одного из членов оргкомитета профессора Г.Г.Гахуна было принято решение о создании отдельной подсекции Чтений для заслушивания докладов, посвященных энергетическим установкам и электроракетным двигателям космических аппаратов.

В дальнейшем эта подсекция была преобразована в сегодняшнюю секцию №4, успешная работа которой в течение более 25 лет неразрывным образом связана с такими специалистами в области электроракетных двигателей (ЭРД) как А.И.Морозов, В.А.Храбров, Ю.П.Рылов.

А.И.Морозов, предложивший использовать один из типов ЭРД – стационарный плазменный двигатель (СПД) для работы в космическом пространстве, увлек своим энтузиазмом ученых и инженеров из многих организаций нашей страны.

В процессе работы Чтений представители этих организаций выступили с десятками докладов об исследованиях рабочего процесса в СПД и возможности его применения для решения конкретных космических задач.

Результаты этой работы были частично отражены в докладе XXVI Академических чтений (2002 г.). Тридцать лет в космосе – первые испытания СПД на ИСЗ «Метеор» (авторы А.И.Морозов, К.Н.Козубский, В.П.Ходненко, Ю.П.Рылов).

Начиная с первых лет работы подсекции, а затем и секции, на протяжении многих лет одним из самых активных участников чтений был Ю.П. Рылов. Он не только сам выступал с докладами, но и активно участвовал в обсуждении рассматриваемых докладов других авторов.

В нашей памяти его доклады на XXI Научных Чтениях (1997 г.) на тему «И.П.Королев о космических энергосиловых установках», на XXIII Научных Чтениях (1999 г.) «Развитие идей И.П.Королева о перспективах применения ЭРД для космических летательных аппаратов».

На одном из заседаний секции Ю.П.Рылов демонстрировал реальные конструкции ЭРД, созданные с его участием. По инициативе Ю.П.Рылова, ряд сотрудников предприятия, где он работал, неоднократно выступали с интересными докладами на заседаниях секции.

На XXI Научных чтениях по космонавтике (1997 г.) к работе секции активно подключился В.А.Храбров. В своих выступлениях он привлекал внимание к проблемам защиты Земли от астероидно-космической опасности и освоении ресурсов космоса в XXI веке (доклады на XXV Академических чтениях по космонавтике в 2001 г. и на XXVIII Чтениях в 2004 г.). С его участием на заседаниях были заслушаны доклады о первой системе ориентации космических аппаратов типа «Зонд» на плазменных ИРД (документы на XXI Чтениях в 1997г и XXVIII Чтениях в 2004 г., были рассмотрены и перспективы развития ЭРД в XXI веке (на XXVIII Научных чтениях в 2004 г.).

В.А.Храбров посвятил два доклада известным учёным в области космического двигателестроения: А.В.Квасникову (в 2003 г.) и В.Б.Тихонову (в 2005 г.).

Деятельность А.И.Морозова, В.А.Храброва и Ю.П.Рылова способствовала росту авторитета секции и внимания к её работе среди исследователей и инженеров в области энергосиловых установок.

**ВИКТОР АЛЕКСАНДРОВИЧ ХРАБРОВ – ПИОНЕР РАЗРАБОТКИ И
КОСМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ПЕРВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ
ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ**

М.Н. Казеев (РНЦ «Курчатовский Институт»)

e-mail: kazeev@nfi.kiae.ru

К.Н. Козубский(КБ Факел, Калининград)

Г.А. Попов (НИИ Прикладной Механики и Электродинамики МАИ)

e-mail: giame@sokol.ru.

В работе сделан обзор работ профессора Виктора Александровича Храброва (1931-2009) по Абляционным Импульсным Плазменным Двигателям (АИПД), отражающих его выдающийся вклад в исследования, разработки и испытания в космосе первой в мире электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ). Разработка ЭРДУ на базе АИПД в 60-е годы прошлого века была выполнена силами относительно небольшого коллектива на основе пионерских исследований А.М.Андрианова и В.А.Храброва из Курчатовского Института и Л.А.Пеца и А.И.Симонова из РКК «Энергия». ЭРДУ прошла многочисленные наземные испытания, а затем была интегрирована на КА «Зонд-2». ЭРДУ содержала 6 АИПД для управления ориентацией солнечных батарей. 30 ноября 1964 года, КА Зонд-2 был запущен от земной парковочной орбиты к Марсу, чтобы испытать работу бортовых систем и выполнить научные исследования. Несомненно, А.М.Андрианов и В.А.Храбров являются ключевыми фигурами в этих пионерских разработках.

**АЛЕКСЕЙ ИВАНОВИЧ МОРОЗОВ – ЛИДЕР РАЗРАБОТКИ
СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СССР**

В.Ким, К.Н.Козубский, В.М.Мурашко, И.П.Назаренко,

Г.А.Попов, В.П.Ходненко

Московский авиационный институт

(государственный технический университет),

НИИ Прикладной Механики и Электродинамики МАИ

Профессор Алексей И.Морозов начал изучать ускорение плазмы в середине 1950-х годов, и первая его работа по этой теме была опубликована в 1957г. С тех пор он выполнил анализ динамики плазмы в плазменных ускорителях нескольких типов. Исследовавшихся в различных организациях СССР в 1950-х-1960-х годах. Таким образом, к сере-

дине 1960-х годов он стал одним из ведущих специалистов по плазменным ускорителям в СССР.

Исследования и разработки стационарного плазменного двигателя (СПД) были начаты в 1962г. им и группой ученых и инженеров, работавших под его руководством в лаборатории института атомной энергии (ИАЭ), возглавлявшейся профессором Германом Щепкиным. Эта лаборатория была частью отдела плазменных исследований, возглавлявшейся выдающимся физиком, академиком Львом Арцимовичем, который активно поддерживал разработки перспективных плазменных ускорителей. К этому времени Аскольдом Жариновым уже была сформулирована и продемонстрирована концепция двигателя с анодным слоем с ускорением ионов Холловским током в узком ExB слое. В противоположность этой концепции Морозов предложил создать с помощью магнитного поля электрическое поле в объеме плазмы и фокусировать ионы подбором соответствующей конфигурации силовых линий магнитного поля. Эта идея привела к созданию в названной лаборатории ускорителей так называемого E-типа. Специфическими признаками этих ускорителей являлись следующие:

1. Достаточно протяженный кольцевой ускорительный канал, выполненный в разрядной камере.
2. Специфичная конфигурация силовых линий магнитного поля в ускорительном канале для создания топологии эквипотенциалей электрического поля, фокусирующей ионы.

Теоретический анализ, выполненный Морозовым, показал, что для уменьшения отклонения эквипотенциалей электрического поля от силовых линий магнитного поля необходимо иметь низкую температуру электронов в зоне ускорения. Для уменьшения температуры электронов было предложено изготавливать разрядную камеру из керамических материалов с высокой вторичной электронной эмиссией. В результате в 1964г. была создана и испытана модель E-1 ускорителя с отмеченными выше особенностями, которая могла работать на инертных газах при мощностях разряда до 6кВт с тяговой эффективностью до 40% и удельным импульсом тяги до 1800с. Серия дальнейших экспериментальных и теоретических работ команды Морозова позволила к 1968г. значительно усовершенствовать конструкцию ускорителя и обеспечить возможность ее работы на стационарном режиме в течение сотен часов.

В 1968г. по инициативе А.Морозова, поддержанной академиком Львом Арцимовичем, академиком Анатолием Алесандровым, директо-

ром ИАЭ, и академиком Андроником Иосифьяном, директором Всесоюзного НИИ Электромеханики (ВНИИЭМ) и главным конструктором ИСЗ «Метеор», было решено провести летные испытания СПД на борту указанного спутника. В подготовке и проведении этих испытаний принимали участие ученые и инженеры ИАЭ, конструкторского бюро «Заря», конструкторского бюро «Факел» и ВНИИЭМ. В 1971г. Испытания были полностью подготовлены, и в 1972г они были очень успешно проведены. Можно сказать, что это было рождение СПД как космического двигателя.

Успех первого испытания ускорил дальнейшие разработки и исследования технологии СПД. Кроме ИАЭ, ОКБ «Факел» и ВНИИЭМ к проведению работ были привлечены другие институты и предприятия, такие как Московский авиационный институт, Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ), Харьковский авиационный институт (ХАИ), Московский институт радиоэлектроники и автоматики (МИРЭА) и др. До 1978 г. Морозов координировал деятельность этих институтов. Результаты этой деятельности широко известны - СПД стал эффективным и надежным электрическим двигателем, и Морозов может быть назван отцом СПД.

А.И.МОРОЗОВ И МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЛАЗМЫ

К.В.Брушлинский, В.В.Савельев

Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН, Москва

e-mail: brush@keldysh.ru ,

Научное наследие Алексея Ивановича Морозова включает в себя ряд существенных современных разработок плазменных ускорителей и магнитных ловушек [1,2]. Он обосновал их теоретически и определил стратегию экспериментов, в которых они реализованы. А.И.Морозов был одним из первых физиков, кто давно понял важную роль математического моделирования и численных исследований в этих разработках, и стал инициатором и постоянным автором многих работ в новой широко распространенной области науки - вычислительной физике плазмы, которые ускорили и облегчили упомянутые разработки.

Расчеты течений плазмы в коаксиальных каналах [3] способствовали разработке и созданию квазистационарного сильноточного плазменного ускорителя (КСПУ) с рекордными параметрами скорости и энергии плазменной струи. Они позволили подробно изучить особенности МГД-течений, влияние эффекта Холла на «кризисы тока» вблизи

электродов, модели процесса ионизации. Другой пример - разработка стационарных плазменных двигателей (СПД), используемых на спутниках Земли. Теоретические основы принципов их работы заложены в обзоре [4] и последующих численных исследованиях.

Работы А.И.Морозова в области магнитных ловушек начались с расчета геометрии магнитного поля [5], которое следует рассматривать как “скелет” плазменных конфигураций в торе. Численные модели и расчеты ловушек –“галатей”, предложенных им, успешно развиты в течении последних двух десятилетий [2,6] .

Обзор работ по математическому моделированию плазмы, связанных с идеями А.И.Морозова, имеется в [7] с обширной библиографией оригинальных статей .

Обсуждаемые в докладе работы поддержаны РФФИ (грант №09-01-00181 и предшествующие ему).

Литература:

1. Морозов А.И. Введение в плазмодинамику. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008.
2. Морозов А.И., Савельев В.В. УФН, 1998, Т.168, №11, С.1153.
3. Брушлинский К.В., Морозов А.И. Вопросы теории плазмы. Под ред. М.А.Леонтовича. М. Атомиздат, 1974, Вып.8, С.88.
4. Morozov A.I., Savelyev V.V. Reviews of Plasma Phys. N.Y. Consultant Bureau, 2000. V.21, P.203.
5. Морозов А.И., Соловьев Л.С. Вопросы теории плазмы. М. Госатомиздат. 1963. Вып.2, С.3.
6. Брушлинский К.В., Савельев В.В. Матем .моделирование. 1999. Т.11. №5. С.3.
7. Брушлинский К.В. Математические и вычислительные задачи магнитной газодинамики. М. БИНОМ. Лаборатория знаний. 2009.

Ю.П. РЫЛОВ – БЛЕСТЯЩИЙ ИНЖЕНЕР И ФАНТАЗЕР

Л.А. Латышев

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

Все, кто знали Ю.П. Рылова удивлялись и восхищались его многогранными интересами и многочисленным способностям.

Юрий Павлович смог увидеть и реализовать те идеи, которые в те далекие времена большинству ученых и инженеров казались не только фантастическими, но и вообще нереализуемыми.

Он один из первых в мире провел первичные научно-технические решения применения новых типов двигателей на борту космических

аппаратов. Он сумел увидеть в этих устройствах не только далекую идею, но их обязательное применение для следующего шага космонавтики.

Его работы всегда отличались непрерывным поиском нового, реализацией только появляющихся идей, их включением в реальные изделия, запуском в космос таких изделий, пристальным и оригинальным анализом результатов испытаний и на земле и в космосе.

Мы, инженеры, восхищались оригинальностью и красотой предложенных им решений (как это было при первых испытаниях СПД) на КА «Метеор», его оригинальными и единственными в мире конструкциями электронагревных двигателей.

Юрий Павлович был многогранной личностью. Он любил искусство, умел делать первоклассные чучела птиц, внимательно и с интересом изучал историю, дачное хозяйство, физкультуру, многое-многое другое.

Насколько мне известно, исследование его двигателей в Германии не только развеяли недоверчивость немецких ученых, но и создали ему авторитет серьезного ученого и грамотного инженера, который видел, как возникающие фантазии можно сделать реальностью.

Ю.П.Рылов, не смотря на все свои успехи, никогда не выглядел «мэтром», он легко и по-товарищески общался в кругу ученых и со своими помощниками, легко воспринимал критические замечания и даже благодарил за них.

Такой светлый образ человека будущего, несомненно, оставил глубокий след у всех, кто был с ним знаком, кто вольно или невольно перенимал у него его прекрасные качества.

Я думаю, что еще много-много лет все с удовольствием будем вспоминать Юрия Павловича Рылова, учиться у него и стараться быть похожими и в фантазиях, и в инженерном деле, и в научных исследованиях.

**Ю.П. РЫЛОВ- ОДИН ИЗ ПИОНЕРОВ ОСВОЕНИЯ
ЭЛЕКТРОДВИЖЕНИЯ В КОСМОСЕ**

Ю.Ф. Тайнов (ФГУП «НИИЭМ», г. Истра, Моск.обл)

В.П. Ходненко (ФГУП «НПП ВНИИЭМ», г. Москва)

Ю.П.Рылов начал заниматься электрореактивными двигателями ЭРД в 1957 г., когда после окончания аспирантуры был оставлен в ВНИИЭМ и включен в группу А.А.Ступина, созданную директором ВНИИЭМ А.Г.Иосифьяном для реализации этой идеи. В 1958 г. группа перебазировалась в Истру во вновь созданный филиал института, где

был образован отдел ЭРД, а в 1961 г. Ю. П. Рылов стал начальником лаборатории импульсных плазменных двигателей (ИПД).

При его непосредственном участии в результате огромных усилий коллектива отдела первая в СССР, да пожалуй и в мире, электроракетная двигательная установка с ИПД была разработана и изготовлена в рекордные сроки (ок. 1 года) и сдана ОТК и заказчику в 1962 г. При этом была проверена ее работа совместно с космическим аппаратом «Омега-3», однако запуск КА не состоялся, поскольку в это время все силы ВНИИЭМ были брошены на разработку нового КА «Метеор».

Под руководством и непосредственном участии Ю.П.Рылова была дана путёвка в космос ЭРД, созданным в Институте Атомной Энергии. В начале 1972 г. на борту КА «Метеор» успешно прошли испытания электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) на базе стационарных плазменных двигателей (СПД) «ЭОЛ» и ионных двигателей «Зефир».

Испытания ЭРДУ «ЭОЛ» на КА «Метеор» положили начало широкому внедрению СПД в космическую технику.

В начале 70-х Рыловым была сформулирована задача создания ЭРД с более низкой ценой тяги и соответственно низким удельным импульсом, чем у плазменных ЭРД, для решения задач коррекции орбиты КА «Метеор» и «Ресурс» для синхронизации полос обзора поверхности Земли аппаратурой дистанционного зондирования.

Созданные для этой задачи под его руководством электронагревные аммиачные ЭРДУ успешно работали для коррекции орбиты на КА серии «Метеор» и «Ресурс» в 1981 -1985 г.г. С 1994 г. в течение нескольких лет они успешно работали как исполнительные органы системы коррекции и разгрузки геостационарного метеорологического КА «Электро».

Медленное развитие работ по применению ЭРД в космосе весьма волновало Ю.П.Рылова. В анализе этих проблем он был пионером. Этому он посвящал огромное количество времени, публикуя статьи по вопросам определения оптимальных областей применения ЭРД малых тяг, анализу их конкурентоспособности, пропаганде их применения и отстаиванию их достоинств.

Ю.П.Рылов был увлеченным, неконфликтным человеком, с которым было легко обсуждать любые проблемные вопросы. Его знали и уважали сотрудники различных организаций, занимающиеся исследованиями, разработкой и применением различных типов ЭРД на КА.

За разработку в области ЭРД Ю.П.Рылов был удостоен в 1991 г. Государственной премии СССР.

**ВДОХНОВЛЯЮЩИЙ ПРИМЕР ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ПРАКТИЧЕСКОЙ
КОСМОНАВТИКИ****М.И.Киселёв****МГТУ им Баумана, г. Москва****e-mail: k_mt4@org.bmstu.ru**

Развитие космических исследований на основе практической космонавтики потребовало обобщения небесной механики гравитирующих масс (Ньютон, Кеплер) на случай радиативной небесной механики (Максвелл, Лебедев, Бредихин, Цандер), где фотогравитационное поле обобщает гравитационное. Всестороннее изучение поведения объектов радиативной небесной механики – надувных спутников-баллонов серии “Эхо” привело, в конечном счете, к открытию микроволнового фонового (“реликтового”) радиоизлучения и к превращению гипотезы горячей вселенной (Гамов) в теорию. Более того – в настоящее время в околоземном космическом пространстве создано техногенное координатно-временное информационное поле, где открыты принципиально новые возможности не только для проведения фундаментальных научных исследований, но и для обеспечения радикальных инженерных решений. Относительные погрешности определения траекторных параметров планет Солнечной системы и искусственных спутников Земли достигли ($10^{-6} \div 10^{-8}$)%. Это обеспечило, например, инструментальное подтверждение (Котельников) эффектов общей теории относительности (Эйнштейн). Астрономическая единица (1 а.е. = $1,495989(1) \cdot 10^8$ км) известна с точностью до 7-значущих цифр. Такие фундаментальные физические постоянные, как скорость света в вакууме, элементарный электрический заряд (заряд электрона), радиус Бора известны с точностью до 9-значущих цифр, а постоянная Ридберга – до 11.

Знаменательно, что столь высокие точности линейно-угловых измерений в околоземном и межпланетном пространстве, стимулированные практической космонавтикой, получены благодаря достижениям современной хронометрии, эталонная база которой привязана к фундаментальным физическим постоянным, т.е. к основам атомной и ядерной физики. Снижение относительных погрешностей измерений в машиностроении хотя бы на один порядок тоже не менее важно.

Между тем, параметры основных конструкционных материалов машиностроения определяются всего 3-4-значущими цифрами, а их деградационные изменения в процессе эксплуатации не поддаются оперативному прецизионному измерительному контролю в процессе функционирования машин и механизмов. Относительные погрешности

определения параметров деталей и сборочных единиц машин и механизмов не опускаются ниже 10^{-2} %, а контрольно-диагностических средств и методов – ниже 10^{-3} %.

Неопределенность информации, как о начальном состоянии исходных компонентов изделия, так и о его техническом состоянии в процессе эксплуатации приводит к необходимости:

- закладывания при проектировании кратных запасов прочности ответственных конструктивных элементов
- тщательной многоэтапной конструкторско-технологической обработки изделий с последующими опытно-промышленными и промышленными испытаниями. Эксплуатационная надежность машин и механизмов в энергетике, на транспорте и в других отраслях техники гарантировалась сложившейся системой регламентных профилактических осмотров и планово-предупредительных ремонтов. Положение резко изменилось, когда объемы и темпы деградации и отказов машин и механизмов превысили объемы и темпы его восполнения.

Вынужденная необходимость эксплуатировать исчерпывающую или уже исчерпавшую свой ресурс технику привела к тому, что страна вступила в период технических аварий и техногенных катастроф, что предъявляет принципиально новые, повышенные требования, к информационно-метрологическому обеспечению деградирующей потенциально аварийной техники.

Основой подхода, обеспечивающей радикальное инженерное решение данной проблемы, является фазохронометрический метод, возникший при разработке приборов точной механики для ракетно-космической техники. В настоящее время, кроме специальных часовых механизмов, метод апробирован на турбоагрегатах ТЭЦ, двигателях внутреннего сгорания и других объектах. Достигнутая относительная погрешность измерений, составившая $5 \cdot 10^{-4}$ %, позволяет создать встроенные контрольно-диагностические системы высокого разрешения, а при построении многофакторных уточненных математически моделей функционирующих объектов – открывается перспектива:

- создания системы прогнозирующего измерительно-вычислительного мониторинга технического состояния машин и механизмов,
- обеспечения оперативной телеметрической передачи информации о техническом состоянии каждого объекта серии в конструкторские и производственные подразделения для коррекции и распространения тем самым этапа конструкторско-технологической обработки объекта на этап его эксплуатации.

Развиваемое научно-техническое направление может служить основой Национальной системы информационно-метрологического сопровождения жизненного цикла машин и механизмов.

Работа выполнена в соответствии с Программой Минобразования “Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2010 год)” № 2.1.2/6312 и грантом РФФИ 09-08-00887.

ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ Д.И. МЕНДЕЛЕЕВА В ОБЛАСТИ ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ (К 175-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ)

Е.А. Яковлев

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

Жизнь и деятельность выдающегося русского ученого Дмитрия Ивановича Менделеева (родился 8-го февраля 1834 года (по новому стилю) в старинном русском городе Тобольске, умер 2-го февраля 1907 года в Петербурге) является примером не только широчайшей научной эрудиции, энциклопедичности, разносторонности научных интересов, но и той гражданской позиции, которую он проявил в оценке экономического и политического положения России.

В дневниковой записи (10 июля, 1905 г.) Д.И. Менделеев прекрасно выразил основной движущий принцип, которым он руководствовался в течение своей жизни: «Науки и промышленность – вот мои мечты».

Д.И. Менделеев – автор более чем 500 научных трудов по химии, физике, метеорологии, воздухоплаванию, экономике, народному просвещению, нефтяному делу и многим другим важным научно-практическим проблемам.

Величайшей заслугой мирового значения явился открытый им в 1869 году периодический закон химических элементов, который является одним из основных законов естествознания.

Д.И. Менделеев на протяжении около 50 лет был неизменным активным участником большинства правительственных и общественных мероприятий в области воздухоплавания в России.

Серьезный научный анализ работ Д.И. Менделеева в области воздухоплавания и метеорологии был выполнен известным и авторитетным отечественным ученым, крупным исследователем истории развития авиационной науки и техники в нашей стране Борисом Никитичем Воробьевым. Эту свою работу Б.Н. Воробьев опубликовал в 1956 году в Трудах Института истории естествознания и техники Академии Наук

СССР. Б.Н. Воробьев особо отметил последовательность и взаимосвязь выполненных Д.И. Менделеевым научно-теоретических исследований в области физики газов и жидкостей с проблемами воздухоплавания.

Первое высказывание Д.И. Менделеева о значении воздухоплавания для прогресса человечества было сделано в 1867 году на заседании Первого съезда естествоиспытателей и врачей. Важным шагом явилось создание в конце 1867 года Русского физико-химического общества. Д.И. Менделеев был не только инициатором создания физико-химического общества, но и в течение 45 лет участвовал в его работе. Это общество сыграло важную роль в развитии науки и техники русского воздухоплавания.

Д.И. Менделеев, исследуя вопросы воздухоплавания, рассматривал как аэростаты и дирижабли, так и аппараты тяжелее воздуха, которые в те годы назывались «аэродинамоми» (аэропланами).

Исследование «Об упругости газов», начатое Д.И. Менделеевым в 1872 году, привело его к необходимости изучения верхних слоев земной атмосферы и изучению законов сопротивления воздуха.

Д.И. Менделееву принадлежит прогноз развития легких взрывных двигателей с предварительным сжатием для воздушных судов.

В 1876 г. Д.И. Менделеев был командирован министерством финансов России в Америку на Всемирную промышленную выставку в Филадельфию, где он познакомился с двигателем внутреннего сгорания Брайтона. В отчете об этой выставке Д.И. Менделеев не только привел основные характеристики этого двигателя, но и особо отметил важное значение таких двигателей для воздухоплавания.

В 1873-1875 г.г. Д.И. Менделеев разработал и создал дифференциальный барометр (высотомер), измерительный прибор высокой точности. В 1875-1876 г.г. Д.И. Менделеев уделяет изучению вопросов авиации повышенное внимание. Он был приглашен для участия в работе специальной комиссии, которая в конце 1876 года рассматривала проект аэроплана А.Ф. Можайского.

В 1878-1879 г.г. Д.И. Менделеев сделал эскизы вариантов управляемого аэростата – дирижабля с двигателем внутреннего сгорания.

В 1880 году была опубликована выдающаяся работа Д.И. Менделеева «О сопротивлении жидкости и воздухоплавании», которая получила высокую оценку Н.Е. Жуковского.

С 1 января 1880 г. в Петербурге начал выходить журнал «Воздухоплаватель», первый русский журнал, посвященный летному делу.

Летом 1887 г. Д.И. Менделеев получил от К.Э. Циолковского письмо и рукопись на 100 страницах с описанием проекта цельнометаллического дирижабля, а затем и саму модель дирижабля. Эти материалы Д.И. Менделеев вместе со своим доброжелательным отзывом направил в Русское техническое общество.

Уже после смерти Д.И. Менделеева в Русском техническом обществе рассматривалось предложение о создании государственной аэродинамической лаборатории, приуроченной к увековечению памяти выдающегося деятеля в области отечественной науки и техники, много и плодотворно работавшего над проблемами аэродинамики и воздухоплавания.

**ВЫБОР ТИПА КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО
ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

***В.П. Ходненко, А.В. Хромов,
ФГУП «НПП ВНИИЭМ»***

Одной из основных задач, решаемых в космосе автоматическими космическими аппаратами (КА), является дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ). К аппаратам ДЗЗ относятся КА, которые объединяет задача – съемка поверхности Земли в заданном диапазоне спектра с нужным пространственным разрешением и необходимой периодичностью. Съемка, как правило, ведется в оптическом диапазоне, однако в последнее время широкое применение находят и радары с синтезированной апертурой, работа которых не зависит от условий освещенности и наличия облачного покрова.

Увеличение до 7 и более лет срока активного существования КА ДЗЗ, как правило, использующих относительно низкие (500-600 км) рабочие орбиты, для которых велико атмосферное торможение не представляется возможным без правильного выбора начальных параметров орбиты КА, и применения корректирующей двигательной установки.

Выбор технического облика КА и его отдельных систем на начальном этапе проектирования обычно производится на основе инженерной интуиции и эмпирических оценок. В данной работе сделана попытка рассмотреть основные закономерности, которые возникают при определении облика космического аппарата в части выбора КДУ.

По исходным данным на проектирование КА можно определить параметры съемочной аппаратуры космического аппарата, а следовательно ее массу, габаритные размеры и потребление электрической

энергии, которые определяют соответствующие параметры космического аппарата.

Полученные данные о полезной нагрузке можно применить для оценки основных параметров космического аппарата. Как правило, масса спутниковой платформы пропорциональна массе полезной нагрузки, которую она несет. Сечение миделя КА может быть применено для оценок характеристической скорости, необходимой для компенсации аэродинамического торможения спутника.

Характеристики целевой аппаратуры и требования в первую очередь к периодичности обзора одного и того же района земной поверхности задают высоту орбиты КА. Орбиты для наблюдения поверхности Земли удобно применять околокруговые, которые позволяют использовать аппаратуру с постоянным фокусным расстоянием. КА ДЗЗ, как правило, выводятся на солнечно-синхронные орбиты, которые обеспечивают постоянные условия освещенности в районе съемки (т.к. скорость прецессии орбиты равна угловой скорости годового движения Земли вокруг Солнца). Энергоприход от солнечных батарей КА, находящегося на круговой орбите определяется высотой орбиты, местным временем прохождения восходящего узла орбиты и датой старта.

В общем виде коррекцию орбиты можно разделить на коррекцию ошибок выведения КА ракетой-носителем (начальная коррекция), коррекцию поддержания параметров орбиты и орбитальные маневры. Понятно, что итоговый запас характеристической скорости космического аппарата будет равен их сумме с учетом срока активного существования КА:

$$V_{\text{общ}} = V_{\text{нач}} + V_{\text{тек}} \cdot T_{\text{САС}} + V_{\text{маневр}}$$

где $T_{\text{САС}}$ – срок активного существования космического аппарата.

Зная необходимый запас характеристической скорости и массу космического аппарата, можно легко найти необходимый суммарный импульс тяги.

Время проведения коррекций не должно превышать 10-15% срока активного существования (во время работы корректирующей двигательной установки целевая аппаратура КА как правило отключена). Кроме того, длительная работа КДУ ведет к значительным затратам электрической энергии, поэтому включения КДУ должны быть согласованы с энергоприходом и с возможностями системы терморегулирования КА по отводу тепла от блоков корректирующей двигательной установки.

Сила тяги двигателя должна позволять системе ориентации корпуса космического аппарата парировать возмущения, связанные с неточ-

ностью установки двигателя на аппарат (непрохождение вектора тяги через центр масс КА) и для малых КА может составлять не более 0,1 Н.

Энергопотребление двигательной установки по оценкам не должна превышать 33% от мощности системы энергоснабжения КА. Данная зависимость имеет эмпирический характер, однако позволяет в первом приближении определить располагаемые ресурсы мощности КДУ.

Обладая указанными сведениями (требуемый суммарный импульс тяги, предельно возможная мощность КДУ, желательная продолжительность коррекций) можно непосредственно приступить к выбору типа КДУ.

Предлагается следующая методика выбора типа КДУ:

1. Определение параметров целевой аппаратуры КА исходя из его назначения.
2. Определение характеристик КА и его орбиты, полагаясь на свойства его целевой аппаратуры.
3. Нахождение суммарной характеристической скорости, необходимой для выполнения маневров и коррекции орбиты в течение срока активного существования.
4. Оценка суммарного импульса тяги, запаса рабочего тела, тяги, времени коррекции и энергопотребления для различных типов КДУ.
5. Выбор типа КДУ, оптимального для данного КА.

ИМПУЛЬСНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ В СИСТЕМАХ КОРРЕКЦИИ ОРБИТ МАЛЫХ КА

А.Ю. Кутьин, В.П. Ходненко
(ФГУП НПП ВНИИЭМ г. Москва)

В настоящее время наметилась устойчивая тенденция создания и применения малых космических аппаратов (МКА), которые способны успешно конкурировать с средними и тяжёлыми КА, а при определённых условиях, и превосходить их по функциональным возможностям.

Для проведения начальной коррекции и поддержания динамической устойчивости орбитальной группировки МКА используются корректирующие двигательные установки (КДУ) различных типов.

В данной работе рассматривается космическая система, состоящая из четырёх КА, предназначенная для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). С целью выбора ДУ для аппаратов данного класса проводится сравнительный анализ нескольких типов установок на базе раз-

личных электроракетных двигателей (ЭРД), а именно: СПД-50, АИПД-95, Аммиачный ЭНД.

Рассмотрим основные достоинства и недостатки указанных КДУ применительно к малым КА ДЗЗ массой не более 200 кг с потребным суммарным импульсом тяги (10-30) кНс.

Анализ показал, что выбор в пользу абляционных импульсных плазменных двигателей (АИПД) обусловлен следующими достоинствами:

1. Низкая масса ДУ и удобная компоновка (моноблок)
2. Низкое энергопотребление
3. Малый единичный импульс, быстрый выход на режим и низкий импульс после действия, что позволяет проводить прецизионную коррекцию.
4. Простой способ регулирования тяги.
5. Высокая надёжность
6. Простая телеметрия и удобство управления.

Проведённый анализ позволяет сделать вывод, что использование АИПД оправдано для задач коррекции аппаратов массой до 200 кг с потребным суммарным импульсом тяги не более 2,5 т.с

**РАЗРАБОТКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ
АБЛЯЦИОННОГО ИМПУЛЬСНОГО ПЛАЗМЕННОГО
ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ МОЩНОСТИ**

***Г.А. Дьяконов, С.А. Семенихин, Н.В. Любинская
Федеральное государственное научное учреждение
«Государственный Научно-исследовательский институт
прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия***

В последнее время всё большее применение находят космические аппараты микро класса (МКА) с массой от 10 до 100 кг. Условия эксплуатации низкоорбитальных МКА требуют применения малогабаритных двигательных установок для регулярной коррекции орбит, способных эффективно работать в условиях ограниченного потребления мощности.

Одна из немногих перспективных ЭРДУ для подобных условий эксплуатации может быть создана на базе простого и надежного абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД), с энергией разряда до 10 Дж (т.н. микро АИПД).

Данная работа посвящена исследованию рабочих процессов в лабораторных моделях абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД) малой мощности.

В НИИ ПМЭ для исследования физических процессов была создана серия лабораторных моделей АИПД диапазона мощностей от 6 до 45Вт. Принцип их действия основан на ускорении плазмы, которая образуется за счет абляции и ионизации рабочего вещества.

Были последовательно разработаны и изготовлены лабораторные модели АИПД-8, АИПД-5, АИПД-5-3 и АИПД-ит позволяющие определить характеристики данных моделей.

В качестве накопителя энергии для моделей АИПД-8 и АИПД-5 использовались единичные конденсаторы с уменьшенными джоулевыми потерями, с возможностью запастись энергией от 2 Дж и до 8,5 Дж. В моделях АИПД-5-3 и АИПД-ит рассматривался вариант параллельного соединения конденсаторов.

Модели АИПД-5-3 и АИПД-ит разрабатывались с целью повышения удельных характеристик. Изменяя индуктивность и сопротивление в цепи, удалось достичь более лучших результатов по сравнению с первыми моделями.

Эксперименты подтвердили работоспособность микро АИПД с разрядным каналом рельсовой геометрии и боковой подачей рабочего тела в канал, а также возможность создания летных образцов АИПД с энергией разряда от 1 до 10 Дж и потребляемой мощностью от 10 до 50 Вт с приемлемыми удельными характеристиками.

РАЗРАБОТКА ТЯГОМЕРА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ АБЛЯЦИОННЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Богатый А.В.

***Федеральное государственное научное учреждение
«Государственный Научно-исследовательский институт
прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия***

На сегодня одним из наиболее точных и надежных устройств для измерения малых усилий на уровне 1-10 мН является система измерения малых сил (СИМС) маятникового типа. СИМС маятникового типа обладает малыми габаритами и весом, что дает возможность использовать его в небольших вакуумных камерах, но при этом обеспечивает высокую точность измерения малых усилий.

Основными недостатками подобных СИМС являются:

- Недостаточная чувствительность для успешного измерения малых усилий (0,1-1 мН).
- Высокий уровень механических помех, вызванных колебаниями вакуумной камеры (амплитуда сигнала помех сопоставима с уровнем сигнала от исследуемого объекта).

Для устранения этих недостатков был создан модернизированный вариант струнной СИМС маятникового типа, позволяющий измерять усилия масштаба 0,1 мН, при этом уровень амплитуды шумов не превышает 30% от амплитуды сигнала.

Результаты измерений показали, что новая струнная система измерения малых сил удовлетворяет предъявленным требованиям по точности и уровню шума.

КИНЕТИКА ИОНИЗАЦИИ И РЕКОМБИНАЦИИ В НЕРАВНОВЕСНОЙ АРГОНОВОЙ ПЛАЗМЕ

Назаренко И.П.

*Московский авиационный институт
(государственный технический университет)*

Состояние плазмы, являющейся рабочим телом в электроракетных двигателях, МГД-генераторах, генераторах плазмы и других плазменных устройствах отличается от состояния, соответствующего условиям полного термодинамического равновесия. Причинами отклонения от равновесного состояния могут являться следующие факторы: выход из плазменного объема излучения плазмы, отличие температуры электронов от температуры тяжелых частиц, изменение потока диффузии частиц.

Для оценки воздействия этих факторов в работе рассматривалась модель атом аргона, в которой наряду с основным состоянием использовались четыре возбужденных осредненных состояния. Для возбужденных состояний по формулам, предложенным в работе Гризиньского, рассчитывались сечения ионизации и возбуждения. Использование этих сечений позволило рассчитать скорости переходов возбуждения/девозбуждения, ионизации и рекомбинации для каждого уровня и записать баланс частиц на каждом уровне.

При заданных значениях температуры электронного газа и тяжелых частиц, а также скорости ухода электронов вследствие диффузии, определяется состав плазмы и населенности уровней.

Показано, что в области преимущественной ионизации концентрация электронов ниже равновесной, определяемой температурой T_e . В области преимущественной рекомбинации концентрация электронов, напротив, может на порядки величины превышать равновесную концентрацию.

Результаты проведенных расчетов свидетельствуют о том, что при температурах электронов выше 8000 К для расчета состава плазмы, в том числе и неравновесной (вместо сложных моделей), возможно использование простых зависимостей, основанных на применении усредненных коэффициентов ионизации и рекомбинации.

**РАЗРАБОТКА И РЕЗУЛЬТАТЫ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ
КОМБИНИРОВАННОГО ИСТОЧНИКА
ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ДЛЯ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ**

***В.М. Алашкин, Ю.А. Батраков, А.Н. Кукушкин,
П.И. Николенко, Б.И. Туманов***
Федеральное государственное унитарное предприятие
«Научно-производственный комплекс
«Альтернативная энергетика» - ФГУП «НПК «АльтЭн»

Полное время активной работы разгонного блока (РБ), в зависимости от принятой схемы выведения космического аппарата с опорной на геоцентрическую орбиту, может составлять от 6 до 24 часов.

Основная часть запаса энергии источника питания расходуется на участках длительной работы при сравнительно небольшом постоянном токе нагрузки. При выполнении маневров эти участки перемежаются кратковременной работой на импульсную нагрузку.

Источник питания (ИП) на основе первичных литиевых ХИТ, спроектирован из условия обеспечения максимальной удельной энергии на единицу массы и рассчитан на длительную работу в номинальном режиме при токе нагрузки $I \sim 0.1C$ (здесь C – емкость, Ач; I – ток, А). В импульсных режимах, для обеспечения заданного диапазона напряжения, требуется либо увеличение емкости единичной батареи, либо параллельное соединение дополнительных батарей, что приводит к увеличению общей массы ИП.

Поскольку суммарно потребляемая энергия на всех участках с импульсной нагрузкой составляет не более 5% от полной энергоемкости

ИП, то целесообразно в дополнение к основной батарее использовать вспомогательную батарею небольшой емкости, способную работать в режиме «высокой мощности».

Разработанный и изготовленный комбинированный источник питания состоит из основной батареи 12ФУЛ-250 (системы фторуглерод – литий) емкостью 250 Ач и батареи 8Lipol-10 из литий-ионных аккумуляторов емкостью 10 Ач.

Батареи успешно прошли полный комплекс наземной отработки и летные испытания в составе РБ «Бриз-М» при осуществлении реального запуска КА. Применение комбинированного ИП позволило увеличить массу полезной нагрузки выводимой на геоцентрическую орбиту почти на 10 кг.

**БОРТОВЫЕ ИСТОЧНИКИ ПИТАНИЯ РАКЕТОНОСИТЕЛЯ “ПРОТОН-М” С
ЛИТИЙ-ИОННЫМИ АККУМУЛЯТОРАМИ**

В.М. Алашкин, А.Н. Кукушкин, П.И. Николенко,

С.Д. Севрук, Б.И. Туманов, В.Г. Удальцов

Федеральное государственное унитарное предприятие

“Научно-производственный комплекс

“Альтернативная энергетика” - ФГУП “НПК “АльтЭн”

В качестве источников электропитания систем управления ракеты-носителя (РН) “Протон-М” традиционно используют никель-кадмиевые аккумуляторные батареи, а систем телеметрического контроля – серебряно-цинковые. Анализ и натурный эксперимент показали, что в перспективной космической и авиационной технике могут и должны быть использованы литий-ионные аккумуляторы, обладающие существенно лучшими удельными энергомассовыми показателями и эксплуатационными характеристиками.

В соответствии с техническим заданием (ТЗ) на опытно-конструкторскую работу “Разработка облегченных бортовых источников питания”, КБ “Салют” и ФГУП “НПК “АльтЭн” разработали и изготовили аккумуляторные батареи 8Lion-15СУ и 8Lion-10Т, содержащие в качестве комплектующих аккумуляторы UHP-341450 и HE-341450 фирмы “GAIA”, Германия. Серийно выпускаемые литий-ионные аккумуляторы именно этой фирмы наиболее полно соответствуют условиям эксплуатации ракетной и авиационной техники.

Батареи прошли полный цикл наземных испытаний и были допущены к установке в составе бортовых источников питания (БИП) 1-ой, 2-ой, 3-ей ступеней, БИП автономной насосной системы (АНС) 2-ой ступени и БИП системы телеметрического контроля (СТК) на РН "Протон – М".

Лётные испытания состоялись 11.02.2009 г.

Анализ телеметрической информации подтвердил выполнение требований ТЗ по всем параметрам БИП, контролируемым в ходе подготовки к пуску и в полёте.

В настоящее время принято решение ввести литий-ионные батареи в штатную комплектацию РН "Протон – М".

К наиболее важным результатам следует отнести не только снижение массы БИП почти на 200 кг, но и отказ от содержания на технической позиции специально оборудованной зарядной станции.

**РАСЧЁТНАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ
УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВНЫХ
ЭЛЕМЕНТОВ С ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИ УПРАВЛЯЕМЫМ
ГЕНЕРАТОРОМ ВОДОРОДА**

***Л.Л. Кравченко, студент 4-го курса К.В. Пушкин,
С.Д. Севрук, А.А. Фармаковская
Московский авиационный институт
(государственный технический университет)***

Проанализирована комбинированная энергоустановка (ЭУ), на основе кислородно-водородных (O_2/H_2) топливных элементов (ТЭ) и гидронного источника тока, используемого в качестве управляемого генератора водорода.

Рассмотрены возможные структурные схемы построения такой комбинированной ЭУ, состоящей из двух химических источников тока (ХИТ) с сильно различающимися характеристиками. Для каждой схемы показаны их преимущества и недостатки.

Расчётный анализ проведен для ЭУ состоящей из батареи O_2/H_2 ТЭ номинальной мощностью 1 кВт и гидронного ХИТ с алюминиевыми анодами с нейтральным и щелочным электролитами. Условием совместной работы является равенство количества водорода, выделяюще-

гося в гидронном ХИТ, и потребляемого в O_2/H_2 ТЭ на всех режимах работы установки. В расчётах использованы экспериментально определённые характеристики O_2/H_2 батареи. Характеристики гидронного ХИТ строили на основе проведенного ранее экспериментального изучения лабораторных элементов с различными анодными сплавами, материалами катодов и электролитами.

В результате проделанной работы показано, что на базе гидронного ХИТ с алюминиевым анодом можно создать управляемый генератор водорода с возможностью регулирования скорости выделения водорода в широких пределах без снижения токовых характеристик O_2/H_2 ТЭ. Параллельное соединение источников в комбинированной ЭУ позволяет увеличить выходную мощность последней почти в полтора раза.

**МЕТОД ОЦЕНКИ ТЕМПЕРАТУРНЫХ И ВРЕМЕННЫХ ПРЕДЕЛОВ
ПРИМЕНЕНИЯ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ
В КОСМИЧЕСКОЙ ЭНЕРГЕТИКЕ**

*Д.В. Голубев², Н.В. Майкова¹, В.Н. Макаров¹, А.Б. Митрофанов¹,
К.Г. Мягков¹, А.Ю. Орлов¹, М.И. Якушин¹*

¹*Московский авиационный институт (технический университет)*

²*ООО «Инженерное проектирование», Россия, Москва*

Выбор способа преобразования тепловой энергии в электрическую для перспективных космических ЯЭУ в значительной степени зависит от достижений в области материаловедения.

Космическая энергетическая установка - сложная техническая система, работоспособность которой определяется рациональным выбором конструкционных материалов и рабочих тел из весьма ограниченного списка, оптимизацией размеров элементов и режимов работы.

Многообразие видов отказов энергоустановки по причинам их возникновения можно разделить на две группы: теоретически устранимые и принципиально неизбежные. Первые связаны с ошибками при проектировании, разработке технологии и могут быть устранены при оптимизации конструкции. Вторые связаны со стремлением материаловедческой системы к минимуму свободной энергии, что при высоких температурах приводит к развитию процессов перестройки исходной структуры и химического состава.

Существо проблемы надежности, в конечном счете, определяется стабильностью свойств конструкционных материалов в процессе эксплуатации энергетической установки и связано со стабильностью микроструктуры и химического состава.

Основным механизмом потери работоспособности материалов и исчерпания ресурса являются различные виды массопереноса, интенсивность которых определяется коэффициентами диффузии различной природы и их температурными зависимостями. Метод оценки температурных и временных пределов применения конструкционных материалов основан на корреляции между диффузионными характеристиками материалов, рабочими температурами и ресурсом.

В качестве примера можно привести анализ механизмов отказов эмиттерной оболочки ТРП. Выход продуктов деления в зазор преобразователя определяется диффузией элементов внедрения, исчерпание ресурса эмиссионно активного слоя определяется взаимной диффузией между материалами оболочки и коэффициентом поверхностной диффузии материала эмиссионно активного слоя, а интенсивность высокотемпературной ползучести зависит от коэффициента самодиффузии опорной трубы.

Особенностью диффузионных процессов в технических устройствах является то, что их интенсивность определяется многими факторами, зависящими от условий работы и технологии изготовления элементов. Поэтому диффузионные характеристики необходимо определять в условиях, близких к рабочим.

РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЯ ГЕНЕРАТОРОВ ИНФРАКРАСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

А.А. Белик¹, Д.В. Голубев², А.Е. Ларионов¹, Н.В. Майкова¹, В.Н. Макаров¹, А.Б. Митрофанов¹, К.Г. Мягков¹, А.Ю. Орлов¹, М.И. Якушин¹

¹*Московский авиационный институт (технический университет)*

²*ООО «Инженерное проектирование», Россия, Москва*

Постоянное увеличение потребности в энергии требует поиска новых путей решения энергетических проблем. Поэтому, необходимо систематически снижать расход энергоресурсов на единицу конечной продукции, в том числе тепловой и электрической энергии. Это дости-

гается созданием новых технологических процессов, применением более экономичного оборудования.

Одним из методов повышения эффективности энергетических установок является использование беспламенных устройств сжигания углеводородных топлив и новых технологий на базе этих устройств. Горелочные устройства беспламенного типа являются высокоэффективными и экологически чистыми устройствами, которые могут использоваться в различных областях промышленности, сельского хозяйства, коммунального хозяйства и в быту.

Проведенные исследования показали возможность осуществления высокой полноты сгорания (>99 %) углеводородного топлива в геометрических совершенных керамических структурах в интервале температур 900-2000К. Горелочные устройства, созданные на основе керамических структур, позволяют получить интенсивные тепловые потоки (до 50 Вт/см²) на нагреваемый объект. В керамических горелочных устройствах возможно использование разных видов газообразного и жидкого топлива. Излучающая поверхность может иметь любую форму.

Рассмотрены научно-технические проблемы создания генераторов инфракрасного излучения с заданными характеристиками. Для обеспечения высокой полноты сгорания и решения экологических и ресурсосберегающих задач сжигания углеводородных топлив, для обеспечения возможности управления процессом сжигания определены задачи, решение которых стало возможным только с созданием соответствующих методик расчета рабочих процессов, геометрических и физико-химических свойств керамических излучателей:

- подготовка топливной смеси стехиометрического состава с $\alpha=1,05$;

- равномерное распределение смеси по излучающей поверхности;

- проведение контролируемых химических реакций на керамической поверхности;

- обеспечение отбора теплоты из зоны горения излучением, конвекцией и теплопроводностью.

Создан ряд генераторов инфракрасного излучения оригинальной конструкции различного назначения, приведены характеристики лабораторных образцов генераторов.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТЕРМОЯДЕРНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ КОМПАКТНОГО ТОРА*Ромаданов И.В., Рыжков С.В.**Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана*durer@inbox.ru, ryzhkov@power.bmstu.ru

Исследование Солнечной системы предполагает наличие двигательной установки (ДУ), которая могла бы развивать удельный импульс порядка 10^4 - 10^5 м/с и тягу порядка нескольких тонн в течение продолжительного времени. Основным направлением работ для достижения подобных характеристик ДУ является поиск возможности применения более мощных, чем используемых сейчас, источников энергии. В последнее время часто предлагается использовать в качестве такого источника - термоядерные реакции. В этой связи большой интерес представляют системы с магнитным способом удержания плазмы.

В работе рассмотрен компактный тор - обращенная магнитная конфигурация [1] в качестве магнитного термоядерного ракетного двигателя [2]. Системы на основе обращенной магнитной конфигурации FRC (Field Reversed Configuration) являются одними из самых перспективных для удержания плазмы с $\beta \sim 1$ (β – отношение давления плазмы к давлению внешнего магнитного поля). В основе лежит компактная конфигурация, в которой плазма удерживается в равновесии в замкнутом поле и отделена от проводящей стенки областью разомкнутого магнитного потока.

У FRC есть много преимуществ для использования в космических системах: простота конструкции; отсутствие твердого ядра; возможное разделение плазмы и камеры сгорания для оптимизации параметров; наличие открытых силовых линий магнитного поля позволяет создать простой механизм нагрева топлива; благодаря открытым силовым линиям можно разместить несколько камер сгорания друг за другом для повышения эффективности установки; удобство использования конфигурации совместно с магнитным соплом.

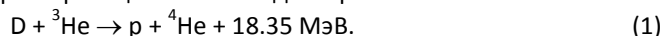
Разработана программа, основанная на коде [3], которая позволяет моделировать различные двигатели и выбирать оптимальный вариант в зависимости от типа топлива и параметров магнитной системы. Рассчитаны следующие характеристики двигателя и всей установки: тяга, удельный импульс, размеры и масса системы, температура горения реакции, потребный расход топлива и т.д. Проанализировано влияние различных факторов на конечную конструкцию системы.

Список литературы

1. Р.Х. Куртмуллаев, А.Н. Малютин, В.И. Семенов. Компактный тор // Итоги науки и техники. Физика плазмы. - М.: ВИНТИ. – 1985. – Т. 7. - С. 80–135.
2. С.В. Рыжков. Моделирование теплофизических процессов в магнитном термоядерном двигателе // Тепловые процессы в технике. – 2009. – № 9. – С. 397-400.
3. R.T. Nachtrieb. High energy propulsion systems (HEPS) analysis // Final Report. Phillips Laboratory. – 1992. – P. 105.

ОСВОЕНИЕ ГЕЛИЯ-3 КАК ГЛОБАЛЬНОГО ЭНЕРГОРЕСУРСА БЛИЖНЕГО КОСМОСА: ЗАДАЧИ СЕГОДНЯШНЕГО ДНЯ*Чирков А.Ю.**МГТУ им. Н.Э. Баумана, кафедра «Теплофизика»,**e-mail : alexreich@mail.ru*

Ведущие космические державы планируют в ближайшем будущем (2015–2020 гг.) создание баз на Луне. Следующим этапом может стать разработка лунных недр при условии экономической эффективности. Одним из важнейших ресурсов, способным экономически выгодно решить проблему развития глобальной энергетики с середины XXI века, является изотоп гелия ^3He (гелий-3). Производство энергии возможно в термоядерной реакции гелия-3 с дейтерием:



Калорийность такого топлива (в расчете на 1 кг гелия-3) почти на порядок выше, чем в случае традиционного ядерного топлива. Для добычи 1 кг на Луне необходимо переработать 0.5 млн. т реголита, а цена его доставки оценивается в 50 000 \$/кг. Цена «земного» гелия-3 около 20 000 \$/кг, но его количество ничтожно с точки зрения энергетики. При указанной цене и затратах энергии на добычу и доставку гелия-3 с Луны его использование экономически оправдано. Важнейшее свойство реакции (1) – возможность реализации на ее основе низкорadioактивного цикла производства энергии. Небольшое количество нейтронов дает сопутствующая D–D-реакция, но выход энергии с нейтронами при этом примерно 5 % от всей выделяемой энергии, что существенно ниже, чем 80 % для «традиционной» дейтерий-тритиевой реакции. Весьма вероятно, что экологически и экономически приемлемое решение проблемы термоядерной энергетики будет связано именно с реакцией (1). Хотя она и предъявляет жесткие требования к системам D– ^3He -реактора, но нейтронные потоки допускают достаточный срок службы конструкций, обращенных к зоне энерговыделения. В условиях нейтронных по-

токов промышленного D–T-реактора срок службы указанных конструкций может быть менее 3 лет. Чтобы иметь возможность в недалеком будущем создать проект промышленного D–³He-реактора необходимо сегодня иметь концепцию такого устройства, включающую физически обоснованную схему, методики расчетов и оптимизации рабочих процессов, начальные технические проработки некоторых конструктивных элементов. Такие задачи сегодня решаются в МГТУ им. Н.Э. Баумана в группе профессора В.И. Хвесюка. Спектр задач различного уровня сложности позволяет задействовать молодых ученых, аспирантов, студентов и будущих абитуриентов. Обсуждаются выполненные к настоящему времени оценки для D–³He-реакторов различных типов [Письма в ЖТФ, 2000, Т. 26, № 21, С. 61–66; ВАНТ, Термоядерный синтез, 2000, Вып. 3, С. 28–35; Plasma Phys. Control. Fusion, 2002, V. 44, P. 253–260; ЖТФ, 2006, Т. 76, № 9, С. 51–54. ВАНТ. Термоядерный синтез, 2006, Вып. 4, С. 57–67; Прикладная физика, 2007, № 2, С. 31–36], анализируются перспективы наиболее предпочтительной схемы.

**О ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТЕХНОЛОГИЯХ В РАЗРАБОТКЕ МОЩНЫХ
ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ТОКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ
ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК**

Онуфриева Е.В., Онуфриев В.В., Синяевский В.В.

(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

E-mail: onufryev@bmstu.ru

В качестве мощного, энергоемкого и компактного источника электрической энергии перспективных космических комплексов и электро-ракетных транспортных средств рассматривается ядерная энергетическая установка с термоэмиссионным реактором- преобразователем, способная при приемлемых массогабаритных характеристиках и использовании для выведения в космос существующих ракет-носителей обеспечить в стационарном режиме электрическую мощность 100-300 кВт и более. Доля системы преобразования тока (СПТ) в составе по оценкам составляет от 5% до 10% от массы ЯЭУ. Исходя из этого, удельная масса СПТ мощных ЭДУ не будет превышать величины 0,02-0,6 кг/кВт, что не достижимо при использовании традиционной технологической и элементной базы.

Авторами работы проведен анализ теоретических и экспериментальных исследований (включая собственные) в области разработки высокотемпературных вентилях плазменной электроэнергетики, который позволил сделать следующие выводы.

1. Перспективные преобразователи тока космических ЭДУ на рабочем напряжении 1-10 кВ, электрическую мощность 100 кВт и более должны строиться на вентилях с рабочей температурой 400-800 °С.

2. Удельная масса высокотемпературных СПТ на электрическую мощность 100 кВт и более должна составлять до 0,5-1,5 кг/кВт, а для ЭДУ мегаваттного уровня мощности – 0,1-0,5 кг/кВт.

3. В качестве вентилях перспективных мощных СПТ наиболее целесообразно использовать: полупроводниковые на основе карбида кремния и на основе элементов высокотемпературной плазменной электроэнергетики.

Проведенный цикл исследования термоэмиссионных вентилях свидетельствует, что их использование в космических ЭДУ позволит реализовать альтернативный полупроводниковому преобразователю тока, способный функционировать в условиях космического пространства без гермоконтейнера.

**О СОВМЕСТНОЙ РАБОТЕ СИСТЕМЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ТОКА
И ИСТОЧНИКА ЭНЕРГИИ КОСМИЧЕСКОЙ
ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ**

**Онуфриева Е.В., Онуфриев В.В., Ивашкин А.Б., Яминский В.В.,
Синявский В.В. (МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

E-mail: onufryev@bmstu.ru

В системах преобразования тока (СПТ) космических энергодвигательных установок (ЭДУ) перспективными вентилями рассматриваются термоэмиссионные вентили плазменной электроэнергетики: сеточные ключевые элементы (СКЭ) и высоковольтные плазменные термоэмиссионные диоды (ВПТД). Использование указанных термоэмиссионных вентилях эффективно в условиях космических энергодвигательных установок в силу их высокой рабочей температуры ($T = 700 - 1000$ °С), способности работать в условиях вакуума (вне гермоконтейнеров), действия ионизирующих излучений и тепловых потоков высокой плотности. Система преобразования тока ЭДУ содержит нелинейные элементы, какими являются и термоэмиссионные вентили. Поэтому актуальным является вопрос устойчивой работы СКЭ и ВПТД в цепи с нагрузкой различной мощности и регулируемые параметрами.

Одним из основных вопросов работы термоэмиссионных вентилях в электрической цепи является проблема выбора рабочей точки вольт-амперной характеристики вентиля и нагрузки, поддержания парамет-

ров вентиля для обеспечения устойчивости динамики работы цепи «источник - преобразователь - нагрузка».

В работе рассмотрены вопросы совместной работы источника энергии на основе термоэмиссионного реактора-преобразователя и преобразователя тока, построенного по конверторно-конверторной схеме на высокотемпературных вентилях. Рассмотрено влияние емкостно-индуктивных свойств источника (ТРП) и СПТ на параметры электрической цепи. Исследованы частотные характеристики данной схемы и определены области рациональной работы с нагрузкой (активного типа).

**ОБ ОСОБЕННОСТЯХ ТРАНСПОРТИРОВКИ РАДИОАКТИВНЫХ ОТХОДОВ
НА ОРБИТЫ ЗАХОРОНЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ
ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК**

Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Алиев И.Н.,

Онуфриев В.В., Синявский В.В.

(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

E-mail: onufryev@bmstu.ru

Вопросы утилизации радиоактивных отходов (РАО) на сегодняшний день весьма актуальны. Одним из способов утилизации является космическое захоронение РАО в дальнем космосе (на орбитах Марса, пояса астероидов, Юпитера, Сатурна), что обеспечивает снижение загрязненности Земли в процессе эволюции и развития технологии и человечества.

Транспортировка в космосе возможна с помощью химических двигателей (ЖРД, РДТТ) и электроракетных двигательных установок (ЭРДУ). Последние в силу специфики рабочего процесса позволяют существенно увеличить массу полезной нагрузки космического аппарата вплоть до 50-60% от начальной массы. Однако использование ЭРДУ предопределяет наличие источника электрической энергии на борту, что в свою очередь ведет к снижению доли полезной нагрузки. Таким образом, использование ЭРДУ в качестве двигательной установки космического аппарата делает задачу транспортировки оптимизационной, целью которой является достижение максимальной массы полезной нагрузки при заданных параметрах баллистической задачи и удельного импульса ЭРДУ.

В этой связи можно попытаться снизить удельную массу ЭРДУ, отказавшись от первичного источника энергии и заменив его транспортируемыми РАО. Радиоактивные отходы обладают тепловыделением

вследствие протекающих ядерных реакций деления. Это тепло можно предложить в качестве источника первичной энергии для преобразователя (например, термоэлектрического генератора – ТЭГ), который будет обеспечивать электрической энергией ЭРДУ. В рамках данной работы проведено исследование массоэнергетических характеристик баллистической задачи транспортировки космического аппарата с контейнером, содержащем РАО, которые используются в качестве первичного источника тепловой энергии. Определены величины потребного удельного тепловыделения РАО для обеспечения энергией, получены требования к массоэнергетическим характеристикам элементов энергодвигательной установки.

**ОЦЕНКА ВКЛАДА ВОЗБУЖДЕННЫХ АТОМОВ В ЭНЕРГОБАЛАНС
КАТОДНОГО СЛОЯ ТЕРМОЭМИССИОННОГО ВЕНТИЛЯ
ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ТОКА КОСМИЧЕСКОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ**

Пудовкин А.В.,

студент 4 курса МГТУ им. Н.Э.Баумана,

e-mail: cje@bk.ru

Онуфриев В.В., д.т.н., профессор

МГТУ им. Н.Э.Баумана,

e-mail: onufryev@bmstu.ru

Преобразователь тока на основе термоэмиссионных вентилей с цезиевым наполнением. В режиме обратного тока в термоэмиссионном вентиле в запертом состоянии горит плотный тлеющий разряд, свойства катодного слоя которого определяют характеристики вентилей: рабочее и пробойное напряжения. Устойчивость катодного слоя плотного тлеющего разряда определяется его возможностью аккумуляции энергии, выделяемой на перезарядке в области возбужденных атомов. Именно в этой области сосредоточено основное падение напряжения на катодном слое.

В работе сделаны оценки поляризационных свойств области возбужденных атомов с учетом расчета Ψ -функции и дипольных моментов для различных возбужденных состояний атомов цезия. Проведены расчеты орбит валентных электронов и дипольных моментов для области возбужденных атомов. В качестве критерия разрушения возбужденного атома принято условие, что разность энергий соседних возбужденных состояний меньше энергии, вносимой перезарядкой иона на атоме.

**МЕТОДОЛОГИЯ ИЗМЕРЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОМЕХ В
СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКЕ***А.Ф. Данько, старший преподаватель;**В.В. Куринной, старший преподаватель**Днепропетровский национальный университет, Украина**kvalera@fm.ua*

Разработана программа и методика измерений электромагнитных помех для солнечной энергетической установки с концентраторами. Данная программа и методика испытаний разработана в соответствии с ГОСТ В15.211-78, определяющим объем и последовательность испытаний образцов данных изделий. Объектом испытаний являются составные части установки СЭУФ1, и, в частности, блока проведения измерений.

Целью испытаний является определение фактической величины электромагнитных помех, создаваемых составными частями установки СЭУФ1 по цепям питания, электрическим и магнитным поля, а также определение соответствия измеряемых характеристик электромагнитных помех их эталонным значениям.

Испытания в ОКБ «Фотон» и КБ «Южное» проводились в нормальных климатических условиях на оборудовании соответствующих конструкторских бюро. Разработан пакет технической и юридической сопроводительной документации на случай отказов или выявления дефектов.

Программа испытаний предполагает использование оборудования, многие годы успешно применяемого на предприятиях космической отрасли и имеющегося там в достаточных количествах: осциллографов С8-14, селективных микровольтметров (SMV6, SMV7, ТТ1301), комплекта магнитных и электрических антенн, комплекта рамочных антенн, блока помехоподавляющих фильтров, буферной химической батареи и измерителя магнитной индукции.

Проведение испытаний предполагает измерение напряженности магнитного поля для спектральных составляющих переменного поля в диапазоне частот 20Гц, измерение помех, создаваемых испытуемой и измерительной аппаратурой, а также измерение электромагнитных помех по цепям питания. По данной методике были проведены испытания, обоснованы возможные отклонения от документации, допущенные при испытаниях, установлены нормы точности измеряемых параметров. Данные программы и методики могут использоваться в процес-

се проведения испытаний и в образовательных целях, изменятся и уточнятся по согласию с заинтересованными сторонами.