Секция 4

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

ПОТРЕБНОСТИ И ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМНОГО АНАЛИЗА И СИНТЕЗА ДЛЯ ЭНЕРГОСИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Л.А.Латышев
(Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет))

За последнее время резко возрос интерес к использованию новых разделов математики при проектировании, создании, испытании и эксплуатации электроракетных двигательных установок (ЭРДУ). Это связано с несколькими причинами:

1. Резко возросла сложность самих двигательных установок.
2. Укрепились связи между отдельными агрегатами и узлами всей энергосиловой установки.
3. Возросли роль надежности и возможности эксплуатации двигательной установки (ДУ) и космического аппарата (КА).

Используя достижения математики и кибернетики, стало возможным более точно определять параметры полета, режимы работы, элементы конструкции и другие, недостижимые раньше результаты. Опыт показал, что увеличение полезной нагрузки в этих случаях может достигать 30 и более %. Желательно, чтобы эти методы нашли широкое применение в различных научных и инженерных разработках.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ ПОТЕНЦИАЛ АВТОНОМНЫХ БОРТОВЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ – ОПРЕДЕЛЯЮЩИЙ ФАКТОР ИХ МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО УРОВНЯ

М.И. Киселёв, д.ф.- м.н., профессор
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)
VIP-U@yandex.ru

Установлено, что максимальная точность измерений, достижимая аппаратурой, размещённой в лаборатории, определяется уровнем её энергообеспечения. Расход энергии необходим, в частности, для отстройки от помех, стабилизации параметров измерительной аппаратуры и её рабочих режимов. Своеобразие энергетического обеспечения процедуры измерения проявляется и в том, что в отличие от целого ряда фундаментальных соотношений неопределённостей, характерным примером которых может служить известное соотношение для неопределенностей координат и импульсов, аналогичное соотношение для неопределенностей энергии и времени не является фундаментальным и может быть преодолено современными техническими средствами в режиме дискретных стробоскопических отсчётов.

Одна из модификаций стробоскопического метода – фазохронометрическая открывает возможность реализации прецизионного измерительно-вычислительного прогнозирующего мониторинга и аварийной защиты машин и механизмов циклического действия в энергетике, на транспорте и в других отраслях отечественной техники. Дальнейшим развитием данного подхода должно явиться создание Национальных систем прогнозирующего мониторинга и аварийной защиты объектов Единой Энергетической Системы России, а также метрологического обеспечения полного жизненного цикла отечественных машин и механизмов.

Вдохновляющим примером на пути преодоления всевозможных препонов при реализации данных программ должны служить фундаментальные достижения точности измерений в астрометрии и практической космонавтике, а также знаменитые страницы отечественной истории, связанные с созданием и успехами Службы Специального контроля (ССК) МО СССР.

Достаточно отметить, что ССК на протяжении десятилетий служила метрологическому обеспечению контроля испытаний и применения ядерного оружия, что послужило важным фактором поддержания ядерного паритета в период холодной войны. При этом технические средства ССК содержали и орбитальную составляющую.

ЭЛЕКТРОРАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО БУКСИРА МЕГАВАТТНОГО КЛАССА

П.А. Щербина, инженер 3 категории
(ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)
kosmolotmars@mail.ru

В настоящее время одной из актуальных космических задач является обеспечение грузопотока при освоении Луны.

В докладе приведен алгоритм оптимизации параметров многоразового межорбитального буксира для обеспечения больших грузопотоков (100 т/год и более) с орбиты Земли на орбиту Луны с учётом различных удельных импульсов в прямом (загруженном) и обратном (порожнем) рейсах. Показано, что эта разница не вносит существенного вклада в суммарную массу полезного груза, а значит существенно упрощается электроракетная двигательная установка (ЭРДУ).

Рассмотрены принципы построения и состав ЭРДУ. Рассмотрен выбор ЭРД, показано, что по ряду признаков (стоимость рабочего тела, добыча рабочего тела, стоимость наземной отработки, влияние рабочего тела на космический аппарат, задел экспериментальных и конструкторско-технологических работ, тяговые характеристики, ресурс, габариты) могут быть использованы двигатели с анодным слоем (ДАС) на иоде.

Разработана конструкция ЭРД типа ДАС (с подвижной разрядной камерой) на иоде, которая позволяет достичь необходимых тяговых характеристик и ресурса.

Разработаны схема и проектный облик системы хранения и подачи иода для ЭРДУ.

МОДЕРНИЗАЦИЯ ТУРБОГЕНЕРАТОРНОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТНО-ЗАПРАВОЧНОЙ СТАНЦИИ

Н.Е. Третьяков
(МГУ им. М. В. Ломоносова)
N.E.Tretyakov@yandex.ru

В докладе анализируются ошибки в первоначальном проекте турбогенераторной солнечной электростанции (ТСЭС) большой мощности (более 2000 кВт) для орбитальной транспортно-заправочной станции (ОТЗС; см. в журнале "Альтернативный киловатт" №13 (15) 2012 статьи Г.А. Щеглова и Н.Е. Третьякова) и предлагаются меры по их устранению. Первоначальный проект был представлен в докладе Г.А. Щеглова и Н.Е.

Третьякова на Королёвских чтениях 2011 г. Но в ходе подготовки аналогичного доклада для Циолковских чтений в нём были обнаружены следующие грубые ошибки:

1. в качестве аккумулятора тепла (АТ) используется обычный бак, через который просто протекает конденсат из конденсатора, в результате чего происходит не только теплообмен, но и массообмен, что значительно снижает возможности накопления тепла АТ, делая его весьма неэффективным накопителем тепла;
2. температура приёмника тепла не может быть выше температуры теплоносителя, поставляющего ему тепло, в данном случае - воды из конденсатора с температурой всего лишь +26,8 гр. С, т. е. ниже температуры человеческого тела (+36,6 гр. С), а т. к. другого источника тепла у этого бака нет, его температура (температура его стенок и воды в нём) будет мало отличаться от температуры поступающей в него воды из конденсатора, т. е. будет практически равна +26,8 гр. С, и данный бак не сможет выполнять функции АТ;
3. в каждом из последовательно включённых (через соответствующий коллектор параболоциллиндрического концентратора данного энергоблока) энергоагрегатов имеется аккумулятор пара (АП), конструкция которого не определена и не определён способ его подключения к энергоагрегату (последовательно или параллельно), а также способ накопления и расходования пара, т. е. энергоблок практически не имеет устройств, запасающих пар для работы в теневом участке траектории ОТЗС.

Всё вышеперечисленное (пп. 1-3) свидетельствует о том, что энергоблокв данном виде за 40 мин. движения ОТЗС по освещаемому участку орбиты не сможет накопить сколько-нибудь существенного количества тепла и пара для работы в теневом участке орбиты (практически такой же протяжённости).

Вместо вышеописанного АТ предлагаются два одинаковых последовательно соединённых бака меньших размеров (диаметр и длина каждого - 2 м) с непроточной водой, через которые по периферийной системе труб (расположенных вблизи цилиндрической оболочки бака) через каждый бак протекает конденсат, а по центральной системе труб (расположенных в приосевой части бака) протекает вода из нагревателя. Оба теплоносителя не соприкасаются непосредственно друг с другом и с водой бака, а теплообмен происходит через стенки многочисленных труб, обладающих большой поверхностью, что способствует его высокой интенсивности. Два бака повышают живучесть системы и поз-

воляют эффективнее использовать тепло от нагревателя: пар с температурой порядка 500 гр. С поступает сначала в дальний (от конденсатора) АТ, отдаёт там часть запасённого тепла, затем напрвляется в ближний (к конденсатору) АТ, там отдаёт оставшееся избыточное тепло и возвращается в нагреватель. Т. о. можно добиться, что за 40 мин. "светлого участка орбиты" вода в дальнем баке будет нагреваться до 100 гр. С, а в ближнем - до 50 гр. С. Этим достигается также температурная развязка с конденсатором: меньше температурный перепад на концах участка трубы между конденсатором и АТ. Нагревателями служат 4 параболоциллиндрических концентратора, расположенных на специальных фермах в промежутках между сборками энергоблоков ТСЭС (фиксированно, коллекторами к Солнцу) и отличающихся от концентраторов сборок тем, что их коллекторы содержат не 3, а 4 трубы - по 2 на каждую сборку: 2 трубы обслуживают 2 энергоблока, расположенных в сборке вблизи одного конца концентратора, и 2 - вблизи другого, а т. к. в каждой сборке - по 4 энергоблока, такая схема охватывает все энергоблоки ТСЭС.

АП у энергоблока будет один - перед входом пара из 1-й трубы коллектора в 1-й энергоагрегат. Давление пара на его выходе равно рабочему давлению турбины 1-го энергоагрегата, а на входе - в 2 раза превышает выходное. У проектировщиков будет выбор: увеличить в 2 раза давление в 1-й трубе коллектора (до 80 ата), что позволит сохранить входное рабочее давление на турбине 1-го энергоагрегата (и тем самым - рабочий режим всех энергоагрегатов энергоблока), или оставить его прежним (40 ата), снизив при этом рабочее давление в турбине 1-го энергоагрегата до 20 ата, что вполне допустимо, т. к. уже несколько лет на нескольких ТЭС работают винтовые турбины мощностью в 1000 кВт с входным давлением в 14 ата.

Вышеперечисленные преобразования позволят энергоблоку за 40 мин. движения ОТЗС по освещаемому участку орбиты создать запас тепла и пара для его работы без поступления солнечного тепла в течение отрезка времени, превышающего длительность теневого участка орбиты (практически такой же протяжённости). Кроме того, электрический КПД энергоблока возрастёт до (38-40)% (а возможно - и до 42%), а мощность ТСЭС (суммарная мощность всех её 16 энергоблоков) возрастёт до 2800-3000 кВт.

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ПЛАЗМЕННЫХ И ТЕРМОЯДЕРНЫХ УСТАНОВОК

С.В. Рыжков
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)
ryzhkov@power.bmstu.ru, svryzhkov@gmail.com

В последнее время вызывают особый интерес не только стационарные (квазистационарные) электроракетные двигатели, но и импульсные системы, включая лазерно-плазменные и термоядерные ракетные двигатели (ТЯРД). При этом речь идет как о маршевых космических двигателях для дальних перелетов [1, 2], так и о корректирующих микродвигателях [3, 4]. Основой ТЯРД могут служить следующие конфигурации магнитного удержания плазмы: открытые системы – газодинамическая ловушка и пробкотрон; плазменный фокус (DPF) [5]; Z-пинч [6] и компактный тор [7] - обращенная магнитная конфигурация (FRC) или сферомак. Для создания двигателя предлагается использовать разные концепции, в том числе схемы быстрого поджига термоядерного горючего [8] и синтеза замагниченной мишени [9]. Дан обзор по теоретическим и экспериментальным работам по новому направлению магнитно-инерциального термоядерного синтеза с лазерным драйвером и плазменными пушками [10]. Обсуждаются варианты использования таких систем не только в качестве ракетного двигателя и энергетической установки, но и в качестве источника частиц (нейтронов и протонов) для материаловедения и медицины. Представлены патенты, статьи и результаты исследований и разработок, опубликованные в Российской Федерации и мире с 2000 года.

Данное исследование частично поддержано грантом DAAD (Научные стажировки для ученых и преподавателей вузов A/13/00070).

ОБОБЩЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВОДОРОДНОГО ЭЛЕКТРОДУГОВОГО ДВИГАТЕЛЯ

И.П. Назаренко
(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))

Электродуговой двигатель является разновидностью электроракетного двигателя, в котором нагрев рабочего тела происходит при взаимодействии с электрической дугой. Высокие скорости истечения обеспечиваются за счет ускорения рабочего тела в сверхзвуковом сопле. Наиболее перспективными для использования в электродуговом двига-

теле представляются рабочие тела с малой молекулярной массой, в частности, водород.

Расчетно-теоретическое исследование характеристик электродуговых двигателей представляет собой сложную задачу и требует затрат значительных вычислительных ресурсов. К настоящему времени в литературе имеются сведения о разработке экспериментальных моделей электродуговых двигателей и сообщаются данные об их характеристиках. Так электрическая мощность моделей электроракетных двигателей составляет величину от долей киловатта до сотни киловатт, а скорость истечения от 5000 до 20000 м/с. Анализ имеющихся экспериментальных данных показал, что на вольт-амперные характеристики электродуговых двигателей, скорость истечения и абсолютную тягу основное влияние оказывают такие параметры, как сила тока, расход рабочего тела, длина и диаметр дугового канала.

Для исследованного в экспериментах диапазона изменения этих параметров получены регрессионные зависимости, позволяющие при заданных величинах расхода водорода, длины и диаметра стабилизирующего канала, силы тока определять напряжение разряда, удельный импульс и тяговый КПД электродугового двигателя.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПОВЫШЕНИЯ УДЕЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АБЛЯЦИОННЫХ ИМПУЛЬСНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.В. Богатый, Г.А. Дьяконов, И.Л. Нечаев
(НИИ ПМЭ МАИ)
riame3@sokol.ru

Малые космические аппараты (МКА) занимают в мире все возрастающую долю рынка передовых технологий в области научных и технологических исследований, а в последнее время также в сфере телекоммуникаций и наблюдения Земли.

В настоящее время, в связи с развитием МКА массой до 600 кг, возникает потребность в высокоэффективных электроракетных двигательных установках (ЭРДУ) малой тяги, сочетающих малую массу и потребляемую мощность с большим ресурсом и суммарным импульсом тяги. Одним из перспективных направлений является создание ЭРДУ на основе абляционных импульсных плазменных двигателей (АИПД). Основными преимуществами АИПД, существенными для применения в двигательных установках (ДУ) МКА малой мощности, являются простота

конструкции, низкая стоимость, отсутствие зависимости удельных характеристик от потребляемой мощности.

АИПД является простым по конструкции и принципу действия. В лётном варианте он состоит из блока разрядного канала, ёмкостного накопителя энергии, системы хранения и подачи твёрдого рабочего тела, системы питания и управления, блока инициирования разряда, подводящих шин и др. В НИИ ПМЭ МАИ разработан один из лучших вариантов такого двигателя, обладающий достаточно высокими тягово-энергетическими характеристиками, с системой хранения и подачи необходимого количества рабочего тела, соответствующего большинству задач, которые ставятся перед двигателями такого класса.

Цель данной работы, заключается в оценке путей улучшения удельных характеристик, таких как удельный импульс тяги и эффективный удельный импульс тяги. Эффективный удельный импульс тяги определяется как отношение суммарного импульса к полной массе ДУ. Таким образом, улучшение удельных характеристик ДУ возможно не только за счёт увеличения скорости истечения, но и за счёт уменьшения её массы. Предложен ряд конструктивных и технологических решений, внедрение которых в уже имеющиеся лётные образцы может дать значительный эффект с точки зрения повышения характеристик и уменьшения массы и габаритов ДУ.

ХОЛЛОВСКИЕ ДВИГАТЕЛИ НА ЗАБОРТНОМ ВОЗДУХЕ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКОЙ ОПОРНОЙ ОРБИТЕ

Д.В. Духопельников, С.Г. Ивахненко, Д.А. Курилович
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

В последнее время проявляется интерес к использованию малогабаритных космических аппаратов, расположенных на низкой опорной орбите (НОО), как для военного, так и для гражданского применения.

Несмотря на то, что с увеличением высоты над Землёй, плотность атмосферы снижается, аппарат, расположенный на НОО испытывает значительное аэродинамическое сопротивление. Поэтому двигатели спутников должны непрерывно работать, поддерживая заданную высоту орбиты. При этом время жизни аппарата ограничено запасом рабочего вещества, большое количество которого приводит к уменьшению полезной нагрузки. Накладываемые ограничения делают невозможным использование обычных двигателей на спутниках малой массы.

Ситуацию можно изменить, используя забортный воздух в качестве рабочего вещества электроракетного двигателя (например, двигателя с анодным слоем). Перспектива создания такого двигателя дает возможность вообще отказаться от всей системы хранения и подачи рабочего вещества (СХПРВ), которая составляет существенную часть современных ЭРДУ (баллон со сжатым ксеноном, арматура, система автоматики и т. д.).

В данной работе рассматривается возможность использования холловских двигателей для работы на забортном воздухе. Показано, что минимально допустимая высота спутника, снабженного таким двигателем, определяется электрической мощностью двигателя, тяговым КПД, ускоряющим напряжением и соотношением площади спутника и площади воздухозаборника.

РАЗРАБОТКА НАНОСТРУКТУРИРОВАННОГО МАТЕРИАЛА С ПОВЫШЕННОЙ СТОЙКОСТЬЮ К ИОННОЙ БОМБАРДИРОВКЕ ДЛЯ КЕРАМИЧЕСКИХ СТЕНОК УСКОРИТЕЛЬНОГО КАНАЛА ХОЛЛОВСКОГО ДВИГАТЕЛЯ

А.В. Иванов, В.В. Ивлиева,
А.А. Касимовский, Р.Н. Ризаханов

Современные тенденции в развитии космических аппаратов выдвигают новые требования к двигателям коррекции орбиты по удельному импульсу и ресурсу. Перспективными с этой точки зрения являются холловские двигатели (ХД). В ХД ионы, создающие тягу, формируются и ускоряются в скрещенных электрическом и магнитном полях в объеме, ограниченном коаксиальными цилиндрическими стенками в радиальном направлении и кольцевым анодом – с одной из сторон по оси. Разрядная камера, как правило, выполняется из диэлектрического материала.

Одной из основных причин, ограничивающих ресурс ХД, является эрозия стенок разрядного канала, которая происходит в результате воздействия плазмы ХД. В связи с этим при рассмотрении проблемы обеспечения ресурса холловских двигателей в мире уделяется внимание вопросам поиска и исследования новых материалов, стойких к ионному распылению. В качестве материала стенок разрядного канала на ХД используются имеющие низкие коэффициенты распыления керамические композиты, в том числе из нитрида бора. Особый интерес представляют наноструктурные материалы на основе нитрида бора с малыми добавками нанопорошков.

Долгое время в составе стенок разрядной камеры отечественных ХД применялась керамика БГП-10, которая представляет собой композит $BN+SiO_2$, получаемый методом горячего прессования. Работы по созданию двигателей с повышенным удельным импульсом и увеличенным ресурсом требуют поиска и исследования новых керамических материалов. Подобный материал должен быть более стойким к ионному распылению и, как минимум, не должен приводить к ухудшению выходных характеристик двигателя. Одним из методов решения данной проблемы может быть создание наноструктурированных материалов на основе соединений, устойчивых к ионной бомбардировке (например, BN, AlN). Наноструктурирование с одной стороны повышает механические свойства материала, а с другой – облегчает спекание керамики. В данной работе проводится разработка на основе порошковой технологии методов получения наноструктурированных материалов, устойчивых к ионной бомбардировке, для создания керамических стенок ускорительного канала.

МНОГОРЕЖИМНЫЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С АНОДНЫМ СЛОЕМ

А.Е. Солодухин, А.В. Семенкин
(ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»)
Alexander.Solodukhin@gmail.com; a.v.semenkin@yandex.ru

В настоящее время эксплуатируется множество космических аппаратов (КА) различного назначения. Одним из основных направлений развития и совершенствования КА является увеличение срока активного существования (САС) и доступной бортовой мощности. Данная тенденция определяет широкое внедрение электроракетных двигателей (ЭРД). В настоящее время ЭРД используется примерно на 10-20% всех КА, а для 40% КА применение ЭРД является экономически оправданным. По сравнению с жидкостными двигателями ЭРД позволяют в несколько раз увеличить скорость истечения рабочего вещества, что позволяет уменьшить общую массу рабочего вещества, необходимую для выполнения задачи, и пропорционально увеличить долю полезной нагрузки на КА. Вместе с увеличением объемов использования расширяются функции, выполняемые ЭРД, возрастает уровень предъявляемых к ним требований. В дополнение к уже осуществляемым функциям по ориентации КА, коррекции и поддержанию орбиты КА, электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) планируется использовать для решения

маршевых задач, таких как довыведение КА на ГСО, выполнение межпланетных перелетов и миссий в дальнем космосе.

Оценки зарубежных и отечественных экспертов показывают, что для задачи довыведения КА на ГСО в зависимости от массы КА (2,5-5 тонн) оптимальный диапазон значений удельного импульса составляет 1500 – 2500 секунд. Оценка задачи по обеспечению ориентации КА и коррекции его орбиты в «точке стояния» на ГСО показывает, что в зависимости от его массы (2,5-5 тонн) и САС (15-20 лет) значение оптимального удельного импульс лежит в диапазоне 2500 – 4000 секунд. Значения удельного импульса ($I_{уд}$) более 4000 секунд рассматриваются для решения задач в дальнем космосе и выполнения межпланетных перелетов.

Наряду с миссиями с постоянным значением $I_{уд}$ рассматриваются миссии с регулированием удельного импульса, что позволяет дополнительно увеличить на 5% - 15% массу полезного груза. Также регулирование $I_{уд}$, тяги (F) и мощности (N) рассматривается для миссий, состоящих из нескольких характерных этапов: например, довыведение КА на рабочую орбиту и последующее обеспечение ориентации КА и коррекции орбиты.

Таким образом, перспективным является применение многорежимных ЭРД с широким диапазоном регулирования характеристик ($I_{уд}$, F и N). Разработка многорежимных ЭРД отвечает мировой тенденции развития ЭРД, что подтверждается значительным числом ведущихся в настоящее время разработок таких двигателей. Одной из технологий ЭРД, позволяющих обеспечить регулирование удельного импульса в широком диапазоне является технология двигателей с анодным слоем (ДАС).

В докладе представлены результаты разработки и исследования характеристик многорежимного двигателя с анодным слоем (ДАС), работающего на ксеноне. Рассматриваемый двигатель объединяет преимущества одно- и двухступенчатого ДАС, что обеспечивает возможность регулирования двигательных параметров в актуальном диапазоне: мощности от 1 до 5 кВт и удельного импульса от 1200 до 3200 секунд [1,2,3].

---

[1]. A.E. Solodukhin, et al, «Multi-Mode Thruster with Anode Layer Development Status», IEPC-102-2007, 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, September 17-20, 2007.

[2] A.E. Solodukhin, and A.V. Semenkin, «About Hall Thruster with High Specific Impulse Development», 4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), July 4–8, St. Petersburg, Russia 2011.
[3] A.V. Semenkin, L.E. Zakharenkov, and A.E. Solodukhin, «Feasibility of High Power Multi-Mode EPS Development Based on the Thruster with Anode Layer», IEPC-2011-064, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany 2011.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ МНОГОДВИГАТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ НЕСКОЛЬКИХ ОДНОВРЕМЕННО РАБОТАЮЩИХ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С АНОДНЫМ СЛОЕМ

Л.Э. Захаренков, А.В. Семенкин
(ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»)
Zaharenkov.Leonid@mail.ru; a.v.semenkin@yandex.ru

Одним из направлений развития космических аппаратов (КА) является увеличение срока активного существования (САС) и доступной бортовой мощности. Уже эксплуатируются КА с уровнем бортовой мощности более 20 кВт и САС 10-15 лет. Возобновляется интерес к мощным (от сотен киловатт до мегаватта) ЭРДУ для будущих перспективных миссий. Реализация перспективных космических миссий, таких как доставка грузов на геостационарную орбиту, программа освоения Луны, научные миссии к объектам дальнего космоса, пилотируемый полет на Марс и т.д. потребует создания многоразового буксира с мощнй (с уровнем мощности сотни киловатт или мегаватт) электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ).

Существует два основных пути создания ЭРДУ большой мощности: разработка и использование все более и более мощных единичных двигателей; использование сборки из нескольких одновременно работающих двигателей сравнительно небольшой мощности – кластеров. Кластер – как интегрированная система, состоящая из нескольких одновременно работающих двигателей, выполняющих единую летную задачу, дает потенциальную возможность применения новых схем ЭРДУ, в которых, например, функции питания и управления всеми двигателями могут быть объединены в одном устройстве, а один катод-нейтрализатор может обеспечивать работу нескольких двигателей и др. Подобная архитектура ЭРДУ позволяет обеспечить максимальную гибкость и надежность двигательной установки при снижении ее массы по сравнению с вариантом, предусматривающим сложение нескольких, фактических независимых, двигательных установок.

Для реализации этих возможностей целый ряд специфических технических решений, которые присущи только кластерам, должен быть целенаправленно изучен:

– возможность работы нескольких двигателей от общих источника питания и системы подачи рабочего тела;

– возможность работы кластера от общего катода-нейтрализатора и возможные ограничения размеров кластера в данном случае;

– возможное взаимодействие двигателей кластера, как через плазму, так и через внутренние электрические цепи;

– стабильность работы кластера при отклонении параметров части двигателей кластерной сборки.

Получение информации об интегральных характеристиках кластера является недостаточным для выявления особенностей его функционирования. Необходимо наличие информации о характеристиках генерируемой им сложной струи.

В докладе представлены результаты комплексного экспериментального исследования рабочих характеристик системы на базе 3-х двигателей с замкнутым дрейфом электронов. Показаны зависимости измерений локальных параметров струй от условий испытаний. Приведены результаты исследования тяговых характеристик в различных режимах работы, распределения плотности и энергетического спектра ускоренных ионов в струе кластера, показаны выявленные нелинейные эффекты, возникающие при взаимодействии струй нескольких двигателей [1,2,3].

---

[1]. L.E. Zakharenkov, A.V. Semenkin, et al., Study of multi thruster assembly operation, IEPC-2003-0311, 28th International Electric Propulsion Conference, March 17-21, Toulouse, France 2003.

[2]. L.E. Zakharenkov, and A.V. Semenkin, «Multi-thruster Electric Propulsion System architecture and ways of simultaneously operating thrusters interaction», 4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), July 4–8, St. Petersburg, Russia 2011.

[3] A.V. Semenkin, L.E. Zakharenkov, and A.E. Solodukhin, «Feasibility of High Power Multi-Mode EPS Development Based on the Thruster with Anode Layer», IEPC-2011-064, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany 2011.

ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАДИОЧАСТОТНЫХ ИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

А.П. Белоусов
(Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет))

В данной работе рассматриваются оптимальные характеристики радиочастотного ионного двигателя с диаметром газоразрядной камеры, равной 35 мм (RIT – 35) и рабочим телом – ксенон.

На основании анализа характеристик рабочего процесса в RIT-35 с помощью методов математического моделирования была разработана математическая модель RIT -35, использ.ующая экспериментальные данные о рабочем процессе RIT-35 и оценена эффективность применения RIT.

В результате оказалось возможным с помощью методов многопараметрической оптимизации выбрать оптимальные параметры RIT – 35 применительно к конкретным условиям космического полета. Эффективность оценивалась с помощью массового критерия.

Были рассмотрены в качестве примера следующие космические задачи: полет с сопровождением к астероиду Фортуна, находящегося между Марсом и Юпитером, космический полет к орбите Луны и поддержание искусственного спутника Земли (ИСЗ) массой 10 т на определенной высоте над поверхностью планеты.

На основании проведенных расчетов было показано, что, например, что при полете к астероиду Фортуна продолжительностью не более 1000 суток после отделения разгонного блока от космического аппарата (КП), выводимого на высоту 200 км с помощью ракеты-носителя «Протон», масса энергодвигательной установки составляет 6450 кг, а масса полезного груза, доставляемого к цели, составляет 725 кг при наличии 6 одновременно работающих двигательных блоков RIT – 35 при массе источника энергии типа «Топаз-25» 2500кг, а при регулировании тяги путем выключения на некоторое время одного из двигательных блоков может увеличить полезную массу до 951 кг.

В задаче поддержания ИСЗ над поверхностью планеты на 200 км, например, в течение 7,5 лет, оптимальная масса энергодвигательной установки составляет 4704 кг.

При использовании в качестве ракеты-носителя типа «Зенит» или «Союз» для полета на орбиту Луны после вывода разгонного блока (РБ) с высоты H=250 км и энергосиловой установки (ЭСУ) на определенную высоту H начинает работать RIT-35.

Например, при полете в течение 400 суток и H=10000 км полезная масса, доставляемая на конечную орбиту, составляет 3581 кг. Сокращение времени полета до 150 суток уменьшает названную массу до 2736 кг.

Проведенные расчеты показывают широкие возможности эффективного применения RIT-35 для выполнения различных космических полетов.

СПОСОБЫ СНИЖЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПОТЕРЬ В ВЫСОКОЧАСТОТНОМ ИОННОМ ДВИГАТЕЛЕ

С.А. Хартов, С.А. Ситников, В.В. Нигматзянов
(Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет))
k208@mai.ru

В последнее время наметились тенденции развития современных и перспективных космических аппаратов (КА): рост энерговооруженности и сроков активного существования; увеличение полезной нагрузки; расширение номенклатуры КА по массе. Для решения большинства задач возникает потребность в создании двигателей нового поколения, отличающихся, в частности, более высоким удельным импульсом, эффективностью и длительным временем активного существования. Решение этих задач возможно при использовании электроракетных двигателей (ЭРД). Одним из таких перспективных ЭРД является высокочастотный ионный двигатель (ВЧ ИД).

Одним из существенных недостатков данного типа ЭРД является высокие значения энергозатрат на ионизацию (порядка 300 эВ) по сравнению с другими типами двигателей применяемых в космосе: ионный двигатель схемы Кауфмана – 180 эВ;.СПД – 70 эВ.

Таким образом, встает задача снижения энергозатрат (цены иона) в целях создания конкурентоспособной модели ВЧ ИД для применения в космосе.

Также, важной частью исследовательских работ, является исследование влияния материала разрядной камеры на характеристики двигателя.

В данной работе представлены некоторые результаты экспериментальных исследований, посвященных уменьшению затрат на ионизацию, а также применение разрядных камер из разных материалов.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной поддержки

научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; при государственной поддержке комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных заведений по Договору № 02.G25.31.0072

АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДИАГНОСТИКИ ПАРАМЕТРОВ СТРУИ ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Кожевников В.В., Смирнов А.А., Смирнов П.Е., Хартов С.А., Черный И.А.
(Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет))
k208@mai.ru

Во время исследований параметров радиочастотных ионных двигателей (РИД) возникла необходимость анализа параметров выходного пучка двигателя. Были поставлены задачи: диагностики тока заряженных частиц в пучке, нахождения профиля пучка, а также определения концентрации многозарядных ионов рабочего тела в пучке. Для полноценной реализации данных задач в одинаковых физических условиях эксперимента потребовалось создание трехкоординатного механизма перемещения зондов в пучке РИД, расположенного в вакуумной камере, а также автоматизированной системы управления и сбора экспериментальных данных.

Для реализации диагностики тока заряженных частиц в пучке, определения профиля ионного пучка, его угловой расходимости и соответствующих потерь тяги используется зонд Фарадея. Для определения концентраций многозарядных ионов разработан «фильтр Вина», обеспечивающий пространственное разделение заряженных частиц в скрещенных электрическом и магнитном полях. Для определения энергии ионов пучка, позволяющей, с учетом известных концентраций заряженных частиц разных типов, определить потери тяги, используется энергоанализатор. Также представляет интерес определение распределения электрических полей в пучке, позволяющее вычислить движение заряженных частиц в нем.

Автоматизированная система диагностики включает в себя: зонды для определения локальных параметров плазмы в пучке; трехкоординатный механизм перемещения зондов; программно-аппаратный блок управления координатным механизмом, сбора и первичной обработки экспериментальной информации. Данная система была создана на базе

лаборатории кафедре «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки» МАИ и проходит опытную отработку. Автоматизация управления системы осуществляется с помощью программно-аппаратного комплекса на базе материального и информационного обеспечения корпорации National Instruments.

ИЗМЕРЕНИЕ ЭМИТТАНСА ПУЧКА ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Хольсте К., Шиперс С. и Мюллер А.
(Институт Атомной и Молекулярной физики, Университет Юстуса-Либига, Гиссен, Германия)
Смирнова М.Е., Хартов С.А.
(Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия)
Фейли Д.
(Факультет Инженерии и Оборудования, Университет Саутгемптона, Саутгемптон, Великобритания)
k208@mai.ru

Эмиттансом пучка называют шестимерный объем, который он занимает в фазовом пространстве координат и импульсов. Фактически он однозначно определяет положение всех частиц в любой момент времени и направление их движения. Отслеживание траекторий ионов может предоставить множество информации об ионном двигателе (ИД): в первую очередь измерения эмиттанса на разных расстояниях позволяют восстановить форму струи, определить направление вектора тяги и его вариации и, предположительно, позволяют оценить распределение объемного заряда в нем; во-вторых, взаимоотношения результатов моделирования ионных траекторий с результатами эксперимента могут дать доступ к параметрам плазмы в разрядной камере ИД; наконец использование измерений эмиттанса для оптимизации элементарного отверстия извлекающей системы может послужить надежной характеристикой его «идеальности» в параметрах расходимости и, соответственно, ресурса.

Измерения эмиттанса производились с использованием щелевого распределителя. Первичный пучок ионов разделялся на вторичные элементарные пучки, проходя через совокупность щелей. За щелевым распределителем на некотором расстоянии измерялся ток частиц на тонкий провод перемещающийся в поперечном направлении. Позиция провода фиксировалась с помощью точного потенциометра. Для опре-

деления четырехмерного распределения первичный пучок делился двумя ортогональными щелевыми распределителями. Для уменьшения влияния вторичных частиц на пластину распределителя может быть подан задерживающий потенциал. Результатом измерений является набор точек, которым соответствует определенная позиция, угол расходимости и интенсивность тока.

Метод был разработан для измерений пучка миниатюрного высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД), но может быть использован для любого ИД. Этот тип двигателя является кандидатом для большого числа перспективных научных миссий, основывающихся на формировании группы аппаратов и точного контроля их положения

Для компьютерного моделирования был использован программный продукт KOBRA3-INP. Он использует метод Власова, начиная с решением уравнения Пуассона. Карта объемного заряда строится в процессе отслеживания траекторий. Это распределение частиц включается в следующий итеративный шаг до достижения самосогласованного распределения частиц.

В работе представлены результаты сравнения экспериментальных данных и моделирования пучка ионов в разных соотношениях геометрических параметров и приложенных напряжений.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ХИМИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ ТОКА В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

В.М. Алашкин, С.Д. Севрук, Б.И. Туманов, В.Г. Удальцов
Открытое акционерное общество “Научно-производственный комплекс “Альтернативная энергетика” - ОАО “НПК “АльтЭн”

Необходимость автономного электропитания объектов ракетно-космической техники обусловливает специфические требований, предъявляемые к источникам энергии. Для орбитальных космических аппаратов (КА) системы электропитания строятся на основе аккумуляторов и солнечных батарей. Для средств выведения могут использоваться как первичные (не перезаряжаемые) ХИТ так и аккумуляторы.

Выбор типа источника питания на основе ХИТ определяется требованиями потребителя к нагрузочным характеристикам и времени работы. Естественно, ХИТ должны быть герметичными, выдерживать механические перегрузки и, в идеальном случае, не требовать специальной подготовки перед использованием и переподготовки при отмене или

переносе пуска. Настоящая работа посвящена оптимизации выбора ХИТ для различных средств выведения.

Традиционно для питания систем управления (СУ) и телеметрического контроля как ракеты-носителя (РН), так и разгонных блоков (РБ) использовались герметичные никель-кадмиевые (НК) и серебряно-цинковые (СЦ) аккумуляторные батареи (АБ). Конструктивно такие батареи представляют собой прямоугольный контейнер с установленными в нём аккумуляторами призматической формы.

Из первичных ХИТ наиболее энергоёмкими являются литиевые источники тока систем фторуглерод-литий (ФУЛ) и тионилхлорид-литий (ТХЛ). Наше предприятие развивает направление бортовых источников питания на основе электрохимической системы ФУЛ, поскольку, в отличие от ТХЛ, эта система имеет активные компоненты в твёрдой фазе и, благодаря этому, более стабильна.

Задача проектирования бортового источника электропитания (ИП) на основе ХИТ нового поколения для РБ возникла вследствие необходимости обеспечения вывода тяжёлых КА через геопереходную орбиту с минимальными энергозатратами. Поскольку процесс выведения по оптимальной траектории может занимать 10-15 часов, то применение ХИТ традиционно используемых для средств выведения (НК и СЦ АБ), приводит к заметному вкладу массы ИП в массу РБ и, соответственно, к снижению полезной нагрузки.

Бортовой ИП построенный на основе современных литиевых ХИТ впервые применён для питания СУ РБ “Бриз-М” ракетного комплекса “Протон-М”. Испытания подтвердили высокую эффективность принятого технического решения.

Из опыта разработки и эксплуатации установлено, что применение первичных литиевых ХИТ оптимально для времени активной работы РБ от 7 до 24 часов и, возможно, выше.

НПК “АльтЭн” разработан типажный ряд бортовых источников питания на основе батарей типа ФУЛ ёмкостью 150-500 А·ч. Оптимальная комбинация батарей выбирается на основании циклограммы энергопотребления РБ в процессе выведения КА. Бортовой источник питания монтируется на РБ на заводе-изготовителе, не чувствителен к пространственной ориентации и не требует обслуживания до использования по назначению.

В случае, когда требуется отдача энергии относительно большой мощности в промежуток времени от нескольких минут (РН) до несколь-

ких часов (РБ) на первый план выходят батареи литий-ионных аккумуляторов (ЛИАБ).

Новые требования к ИП современных средств выведения предполагают не только снижение массы по сравнению с использованными ранее, но и упрощение процесса обслуживания и подготовки перед стартом РН. ЛИАБ в отличие от НКГ АБ имеют в 5-7 раз меньшую массу при той же энергоёмкости, не требуют длительной подготовки и определённой пространственной ориентации как СЦ АБ и, в необходимых случаях, могут быть подзаряжены без демонтажа с объекта. Энергетические и ресурсные показатели ЛИАБ позволяют адаптировать их для использования не только в РН и РБ, но и в перспективных КА.

Разработанный на основании технических требований к бортовым источникам питания РН и РБ типажный ряд ЛИАБ имеет в основе цилиндрический аккумулятор. Использование тонкоплёночных электродов и рулонной конструкции реакторной части такого аккумулятора позволяет достичь в ЛИАБ скоростей разряда, сопоставимых со скоростями разряда систем с водным электролитом.

Выбор цилиндрического аккумулятора позволяет применять ЛИАБ для широкого диапазона нагрузок, включая импульсные нагрузки. При этом обеспечивается унификация конструкции АБ.

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДЛИТЕЛЬНЫМ СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ

Н.С. Окорокова, К.В. Пушкин,
С.Д. Севрук, А.А.Фармаковская
(Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет))

Под космическими летательными аппаратами (КЛА) с длительным сроком активного существования подразумеваются такие, время работы которых составляет 10-15 и более лет. При таких временах работы в качестве первичной реально могут рассматриваться только солнечная и ядерная энергия, причём солнечная энергия может быть эффективной только до орбиты Марса. При исследовании более отдалённых частей солнечной системы альтернативы ядерной энергии в настоящее время не существует.

Наиболее важной составляющей энергосистемы КЛА является энергоустановка (ЭУ) которая обеспечивает выработку энергии для всех потребителей. При её отказе перестают функционировать все остальные системы, и аппарат выходит из строя. Она включает в себя подси-

стемы первичной энергии, её преобразования, систему аккумулирования, а также ту часть системы отвода тепла, которая непосредственно обеспечивает работу ЭУ. Вторичные преобразователи и другие элементы системы кондиционирования энергии для неё являются потребителями, а кабельная сеть, несомненно, относится к конструкции КЛА.

Для зондов, исследующих дальний космос, мощность бортовой энергетики в настоящее время ограничена десятками и сотнями Вт. В этом случае, по-видимому, наиболее целесообразны ЭУ на основе изотопных генераторов тепла с термоэлектрическими преобразователями (ТЭлП), отличающиеся простотой и высокой степенью надёжности.

До настоящего времени для околоземных КЛА основным источником первичной энергии является солнце. Однако по массогабаритным характеристикам солнечные ЭУ имеют преимущества перед ядерными установками до уровня мощности не более единиц МВт. Создание мощной космической энергетики (с мощностью ЭУ порядка МВт и более) неизбежно потребует использования высокоресурсных ядерных источников энергии.

Основным направлением развития солнечной космической энергетики является прямое фотоэлектрическое преобразование (ФЭП) солнечного излучения. Солнечные батареи (СБ) с 1958 года по настоящее время служат в качестве основных источников электроэнергии для орбитальных КЛА, годами работающих на орбитах с высотами от 200 до 36000 км при мощностях от нескольких сотен Вт до десятков кВт.

Основными факторами, ограничивающими возможности солнечных ЭУ являются:

- снижение жёсткости конструкции КЛА и усиление в ней упругих колебаний по мере увеличения площади и габаритов приёмников излучения в условиях реальных ограничений по массе;
- необходимость постоянной ориентации приёмников на солнце;
- высокая скорость деградации параметров (до 20 % в год и более) при работе в радиационных поясах земли;
- характеристики носителей в части максимальной массы доставляемого на опорную орбиту груза и возможности его размещения под головным обтекателем.

Необходимой составной частью ЭУ КЛА является система аккумулирования, как правило, выполняемая на основе вторичных химических источников тока – аккумуляторов. Аккумуляторные батареи (АБ) составляют значительную долю массы от всей ЭУ и часто определяют её ресурс. В случае использования энергии солнца без аккумуляторов просто

невозможно функционирование системы на теневых участках траектории. АБ подвержены влиянию внешних условий эксплуатации. Это подтверждается всем опытом работы с АБ различных типов: серебряно-цинковыми (Ag-Zn), никель-кадмиевыми (Ni-Cd), серебряно-кадмиевыми (Ag-Cd), никель-металлогидридными (Ni-MH) и никель-водородными (Ni-H_2) Ресурс современных АБ зависит главным образом от условий заряда и глубины разряда, и составляет от нескольких сотен циклов заряд – разряд (Ag-Zn) до десятков тысяч (Ni-Cd, Ni-H_2) циклов. Требуемый ресурс АБ зависит от орбиты КЛА.

В течение последнего десятилетия ряд существенных преимуществ перед рассмотренными традиционными перезаряжаемыми источниками электроэнергии показали литий-ионные (Li-ion) аккумуляторы. Тенденция ко всё более широкому применению в бортовой энергетике КЛА Li-ion АБ обусловлена возрастающими требованиями к повышению удельной энерговооруженности и надёжности бортового источника электропитания, а также тем, что в настоящее время на мировом рынке начали появляться образцы Li-ion аккумуляторов сверхвысокой ёмкости до 10000 А·час, предназначенные для автономного резервного питания сложных инженерных сооружений, которые по своим техническим параметрам значительно превосходят существующие аналоги.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СИСТЕМ ВЫВЕДЕНИЯ

В.А. Керножицкий, А.В. Колычев
(Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)
vakern@mail.ru, migom@mail.ru

При создании перспективных средств выведения и спускаемых аппаратов можно использовать термоэмиссионную тепловую защиту (ТТЗ) элементов конструкции (ЭК) от аэродинамического нагрева, разработанную в БГТУ. В результате гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) с ТТЗ может двигаться в атмосфере в течение длительного промежутка времени со скоростью 15М на высоте 30 км при том, что температура нагреваемых ЭК на 400-600К ниже, чем радиационно-равновесная температура этих же ЭК в точке максимальных тепловых потоков. Получаемую при функционировании ТТЗ электрическую энергию можно использовать при реализации методов магнитоплазменной аэродинамики.

Для перспективных средств выведения, таких как авиационно-космические системы или воздушно-космический самолет, проблемой является наличие конструктивных элементов и систем, необходимых лишь на определенных участках полета. К таким системам можно отнести систему обеспечения посадки спускаемого аппарата, которая не используется на орбите и на этапе вывода. Однако, ТТЗ может быть лишена подобных недостатков, а время ее функционирование может составлять значительную долю от общего времени выполнения миссии от взлета до посадки.

Например, при запуске можно нагреть ТТЗ по всей защищаемой поверхности ГЛА, что обеспечит бортовые системы электрической энергией уже на старте. Обеспечение, таким образом, электрической энергией позволит сэкономить массу ГЛА за счет отсутствия необходимости дополнительных бортовых источников электроэнергии в момент старта.

В околоземном пространстве ТТЗ также может применяться как источник электрической энергии. Для этого можно использовать, сфокусированное на ЭК с ТТЗ излучение Солнца, например, при помощи линз Френеля, которые могут быть расположены на специальных космических аппаратах (КА). Основной функцией таких КА является фокусировка солнечного излучения на ЭК с ТТЗ. Для упрощения фокусировки солнечного излучения можно осуществлять стыковку указанных КА с орбитальным ГЛА, оснащённым ТТЗ.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ В ЭЛЕКТРОГЕНЕРИРУЮЩИХ СБОРКАХ ВЫНЕСЕННОГО ТИПА

Ф.А. Баучкин
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)
fedorb2006@rambler.ru

Термоэмиссионные ядерные энергетические установки (ЯЭУ), проектируемые в настоящее время в России, строятся по классической схеме, когда термоэмиссионные преобразователи (ТЭП) находятся в пределах активной зоны ядерного реактора, а топливные элементы объединены с ТЭП в составе так называемых многоэлементных электрогенерирующих каналов (ЭГК) гирляндного типа. Несмотря на то, что данная схема была успешно применена на ЯЭУ «Топаз» в составе космического аппарата «Плазма-А» в 1987 г., а также доказала свою работоспособность во время многочисленных экспериментов, она обладает рядом недостатков, главными из которых являются:

1. Свеллинг топлива в полости эмиттера и, как следствие, нарушение величины межэлектродного зазора (МЭЗ) в ЭГК и существенное падение характеристик ЯЭУ.
2. Попадание газообразных продуктов деления в МЭЗ, которые загрязняют межэлектродный зазор и рабочее вещество ТЭП, осаждаются на поверхностях электродов и ухудшают их эмиссионные свойства.
3. Неизотермичность ЭГК по длине, обусловленная перепадами температур и потерями на коммутационных перемычках.

В докладе оценивается возможность применения тугоплавких высокотемпературных тепловых труб переменного сечения для передачи тепловой энергии ядерной реакции от ядерного топлива к эмиттеру ТЭП, и высокотемпературных тепловых труб для терморегулирования коллектора ТЭП. Применение предлагаемой схемы в перспективе делает возможным решение проблем, присущих ЭГК гирляндного типа, при сохранении энергомассовых характеристик и упрощении конструкции некоторых узлов ЯЭУ.

УСТОЙЧИВОСТЬ ЦЕПИ ТЕРМОЭМИССИОННЫЙ РЕАКТОР-ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ - ТЕРМОЭМИССИОННЫЙ ВЕНТИЛЯ - ИНДУКТИВНАЯ НАГРУЗКА КОСМИЧЕСКОЙ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

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

Актуальным является вопрос обеспечения устойчивой работы СКЭ и ВПТД в цепи с нагрузкой различной мощности и регулируемыми параметрами.

В работе рассмотрена эквивалентная цепь, включающая источник тока, термоэмиссионный вентиль и нагрузку, которая в нелинейном приближении может быть описана с помощью уравнения типа Дуффинга.

Наличие третье степени тока в уравнении отражает нелинейность и наличие индуктивности в цепи. Все это усложняет задачу при использовании численных методов. В этой связи решение было получено в

программе «MATLAB-SIMULINK» с применением операционного метода: это точное решение задачи, которое отражает работу смоделированной электрической цепи.

В процессе математического моделирования режимов работы выполнено исследование переходных процессов в модельной цепи ТРП – преобразователь тока – нагрузка с использованием фазовых траекторий. Указанные траектории были получены для режимов проводящего и запертого состояний вентилей при различных формах питающего напряжения (косинусоидальной и импульсами прямоугольной формы – однополярными и биполярными).

Исследование переходных процессов фазовым способом показало, что в электрической цепи обеспечивается устойчивость конечных состояний, однако в резонансных случаях наблюдаются высокочастотные колебания. Высокая добротность колебательного контура цепи может привести к возникновению неконтролируемых обратных пробоев вентилей и потере управляемости в режимах переключения вентилей.

ПРОЕКТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА И МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭРДУ ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВКИ РАДИОАКТИВНЫХ ОТХОДОВ

А.В. Онуфриев, С.Н. Дмитриев, В.В. Онуфриев
(МГТУ им. Н. Э. Баумана)
onufryev@bmstu.ru

Вопросам захоронения радиоактивных отходов (РАО) в настоящее время уделяется достаточно много внимания. Одним из способов захоронения РАО может быть их удаление (без возможности возврата на Землю) в космическое пространство или на другие необитаемые космические объекты. Для космического захоронения РАО необходим космический аппарат (КА) с ЭРДУ. Для предохранения агрегатов, узлов КА, а так же приборного отсека от потоков ионизирующего излучения, исходящего от контейнера с РАО, на борту КА необходима радиационная защита (РЗ).

В работе были решены следующие задачи:

- разработан алгоритм проектирования технического облика КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставки», связывающей уровни: внешнего проектирования (энергобаллистическая часть), построения рационального облика КА (теплоэнергетическая, массоэнергетическая части и формирование конструктивно-компоновочной

схемы), внутреннего проектирования (создание конструктивно-силовой схемы с учетом теплонапряженного состояния агрегатов и узлов);

- в рамках внешнего проектирования определить области рациональных удельных импульсов электроракетной двигательной установки КА с ЭРДУ, обеспечивающих режим «самодоставки» в заданном диапазоне потребных величин характеристической скорости КА;

- определены уровни тепловой, электрической мощности, диапазонов температур контейнера с РАО и холодильника-излучателя энергодвигательной установки КА, в которых может быть реализован режим самодоставки РАО;

- определены массогабаритные характеристики КА для транспортировки РАО в режиме «самодоставки» и сформирована его конструктивно-компоновочная схема с учетом возможностей современных и перспективных РН;

- сформулированы требования, предъявляемые к агрегатам КА для обеспечения максимального параметра загрузки.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ НАДУВНЫХ ОТВЕРЖДАЕМЫХ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ЗЕРКАЛЬНЫХ КОНЦЕНТРАТОРОВ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГИИ

В.В. Леонов, А.М. Банников, И.С. Жарёнов
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)
lv-05@mail.ru

Создание высокотемпературных солнечных энергоустановок большой мощности требует разработки зеркальных концентраторов солнечной энергии или же зеркальных концентрирующих систем (ЗКС), размеры которых значительно превышают габариты транспортных отсеков существующих ракетоносителей. Это приводит к необходимости создания трансформируемых крупногабаритных ЗКС. Одним из наиболее перспективных способов создания таких систем является применение надувных отверждаемых конструкций, обеспечивающих приемлемые жёсткостные характеристики и качество отражающей поверхности.

Для проектирования подобных систем необходимо располагать достаточно достоверными и экономичными методами и средствами определения рабочей формы концентратора, а также оценки, анализа и прогнозирования радиационных и энергетических характеристик ЗКС.

Экспериментальное определение характеристик крупногабаритных надувных отверждаемых ЗКС требует проведения сложных и дорогостоящих экспериментов, имеющих значительные ограничения на ин-

терпретацию результатов, а также ограничений, накладываемых из-за габаритов конструкции и наличия силы тяжести. Поэтому особый интерес представляет разработка математических моделей, позволяющих рассчитывать характеристики таких ЗКС с учётом влияния условий эксплуатации, конструктивных особенностей, деформаций, шероховатости и других дефектов поверхности.

В связи с этим была разработана и реализована в программном комплексе статистическая математическая модель радиационного теплообмена, позволяющая определить основные характеристики ЗКС с учетом влияния перечисленных выше факторов.

Возможность рассмотреть большое число альтернативных вариантов конструкции и компоновки ЗКС при математическом моделировании ещё на ранних стадиях проектирования позволит создать рациональную конструкцию, обеспечивающую максимальную энергетическую и массовую эффективность при минимальных материальных затратах на её проектирование и отработку.

_____