

УДК 629.78:621.039

ЯДЕРНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ЭНЕРГЕТИКА: ВЧЕРА, СЕГОДНЯ, ЗАВТРА

Акимов В.Н., Коротеев А.С.

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», Москва, Россия

АННОТАЦИЯ

Изложен опыт создания и современное состояние работ в области космической ядерной энергетики в России и за рубежом. На ряде примеров показана высокая эффективность применения ядерных энергетических и энергодвигательных установок для реше-

ния широкого спектра энергоемких космических задач, включая транспортные операции в околоземном и межпланетном пространстве, энергоснабжение лунных баз, удаление с геостационарной орбиты пассивных космических аппаратов, пилотируемые полеты на Марс.

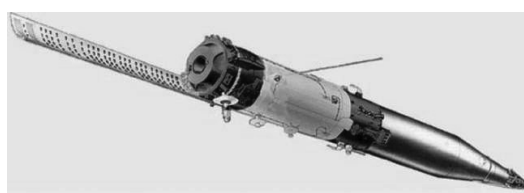
ВВЕДЕНИЕ

Одной из определяющих тенденций развития ракетно-космической техники является рост требований к уровню энергетического обеспечения космических аппаратов (КА). Среди современных автоматических КА наибольшей энерговооруженностью (до 20-25 кВт) обладают геостационарные телекоммуникационные КА. В настоящее время практически все КА (за исключением автоматических аппаратов для исследования дальнего космоса) используют солнечные энергетические установки. В то же время, низкая плотность энергии солнечного излучения и связанные с этим значительные габариты солнечных батарей, а также необходимость использовать тяжелые накопители энергии на теневых

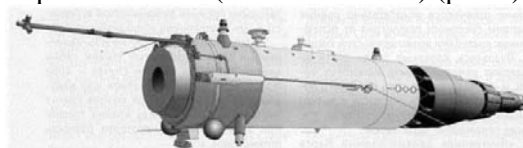
участках орбиты, ограничивают возможность дальнейшего наращивания мощности солнечных энергоустановок до уровня десятки-сотни киловатт. Существенное повышение эффективности космической деятельности возможно за счет внедрения в космическую технику ядерной энергетики. Ядерные энергоустановки (ЯЭУ) характеризуются существенно большей компактностью, чем солнечные установки, независимостью генерируемой мощности от расстояния до Солнца, условий освещенности, повышенной радиационной стойкостью, а также превосходят солнечные энергоустановки по удельным массовым характеристикам при уровне электрической мощности примерно 50 кВт и более.

МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ

Россия является практически единственной страной в мире, имеющей опыт создания космических ЯЭУ и эксплуатации их в космосе в составе КА. Работы по космической ядерной энергетике начались в нашей стране в начале 1960-х годов [1]. С 1970 г. по 1988 г. было запущено 32 КА с термоэлектрической ЯЭУ, из которых один не вышел на орбиту (пуск 25.04.1973 г.) (рис.1).

Рис.1 КА «УС» с ЯЭУ «Бук», $N_{эл}=3$ кВт

Параллельно с созданием термоэлектрической ЯЭУ «Бук» в СССР были развернуты работы по созданию ЯЭУ на основе термоэмиссионных преобразователей энергии, встроенных в активную зону реактора и имеющих более высокий КПД по сравнению с термоэлектрическими преобразователями (ЯЭУ «ТОПАЗ») (рис.2).

Рис.2 КА «Плазма-А» с ЯЭУ «ТОПАЗ», $N_{эл}=5$ кВт

В США в 1956-1970-е годы по программе SNAP были разработаны реакторные энерго-

установки SNAP-10A, SNAP-2 и SNAP-8 на электрическую мощность, соответственно, 0,5 кВт, 10 кВт и 30 кВт с термоэлектрической (SNAP-10A) и динамической (SNAP-2, SNAP-8) системой преобразования энергии. КА с ЯЭУ SNAP-10A был выведен в космос 03.04.1965 г. и стал первым и последним американским КА с ЯЭУ в космосе. Проработав 43 дня, ЯЭУ вышла из строя. В 1980-х годах были начаты работы над проектом SP-100 по ЯЭУ с электрической мощностью 100 кВт с перспективой увеличения до 1000 кВт для применения на аппаратах, разрабатывавшихся в те годы по программе стратегической оборонной инициативы (СОИ). Проект был закрыт в 1993 г. в связи с сокращением финансирования по программе СОИ.

Параллельно с работами по космическим ядерным энергетическим установкам и в СССР и в США велись масштабные проектно-конструкторские работы по ядерным ракетным двигателям (ЯРД) для ракет-носителей космического назначения. В США велись работы по созданию и испытаниям экспериментального реактора для ЯРД “Киви” и летного варианта ЯРД – двигателя “Нерва”. В связи с сосредоточением финансовых затрат на лунной программе и отсутствием представлений о близких перспективах применения ЯРД программа США по созданию ЯРД в 1973 г. была закрыта. В СССР в 1958 г. на Семипалатинском ядерном полигоне началось строительство реактора РВД (реактор взрывного действия) и стенда для проведения петлевых испытаний тепловыделяющих сборок (ТВС) ЯРД (разработчик ТВС – НИИ-1, ныне Центр Келдыша). В 1964 г. на Семипалатинском полигоне началось строительство испытательной базы ЯРД – стендового комплекса “Байкал”. К этому времени приоритетной задачей являлось создание экспериментального реактора минимальной размерности ИР-20-100, а на его основе – летного ЯРД 11Б91 тягой 3,6 т для использования в составе разгонного блока РН “Протон”. Был выполнен большой объем экспериментальных исследований, к началу 1980-х годов было проведено несколько серий огневых испытаний ЯРД (рис.3) [2].

Однако в начале 80-х годов стало ясно, что в силу ряда причин ЯРД не сможет найти применение в качестве маршевого двигателя в перспективе ближайших десятилетий, так как к этому времени:

- был достигнут значительный прогресс в разработке высокоэффективных ЖРД;
- и в СССР, и в США задачи по пилотируемым полетам к планетам Солнечной системы

были перенесены на дальнюю перспективу;

- обострились проблемы обеспечения радиационной безопасности при отработке ЯРД, что исключало возможность открытого выхлопа струи ЯРД в атмосферу.

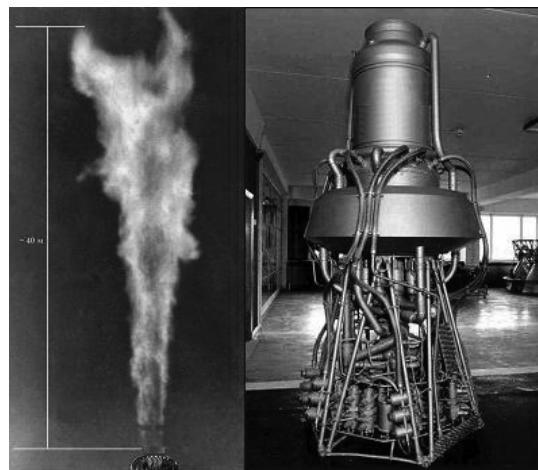


Рис.3 Испытание ЯРД 11Б91. Макет ЯРД 11Б91

В США в 2002 г. была принята программа под названием “Инициатива по космическим ядерным системам” (радиоизотопным и реакторным). Часть программы, посвященная реакторным системам, за прошедший период прошла ряд этапов. В 2003 г. работы по космическим ЯЭУ нового поколения мощностью 100-200 кВт были дополнены разработкой проекта КА JIMO (Jupiter Icy Moons Orbiter) для исследования ледяных лун планеты Юпитер в рамках проекта “Прометей”. Со сменой в 2005 г. руководства NASA и сосредоточением работ и финансов на исследовании и освоение Луны работы по проекту JIMO были прекращены, а деятельность по реакторной энергетике переориентирована на разработку напланетных (лунных) ЯЭУ мощностью 50-100 кВт с газотурбинной системой преобразования по циклу Брайтона. Работы по ядерным, в том числе реакторным, энергоустановкам по-прежнему сохраняются среди работ по системам энергообеспечения перспективных космических программ США. В опубликованной 28.06.2010 г. администрацией Президента США Б. Обамы новой версии Национальной космической политики США подчеркивается: “США должны разрабатывать и использовать ядерные космические системы, если таковые обеспечивают или существенно увеличивают возможность космических исследований или оперативные возможности при условии надлежащей безопасности”.

ПРОЕКТ СОЗДАНИЯ ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ С ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Расширение масштабов космической деятельности, усложнение решаемых космическими средствами задач в околоземном и дальнем космосе, рост требований к уровню энергодвигательного обеспечения космических операций объективно требуют возвращения ядерной энергетики в космос на новом технологическом уровне. Наиболее полно преимущества ядерной космической энергетики реализуются в концепции транспортно-энергетических модулей (ТЭМ) на основе ядерной энергодвигательной установки (ЯЭДУ), объединяющей в своем составе ЯЭУ большой мощности и электроракетную двигательную установку (ЭРДУ). ТЭМ с ЯЭДУ может обеспечить как доставку КА на высокую рабочую орбиту или межпланетную траекторию, так и электропитание целевых и служебных систем КА. С создания многоцелевых транспортно-энергетических модулей высокой энерговооруженности должен начаться качественно новый этап развития и практического применения космической ядерной энергетики.

Учитывая большие потенциальные возможности ядерной энергетики для повышения эффективности космической деятельности, Роскосмосом совместно с ГК «Росатом» предложен и решением Президента Российской Федерации принят к реализации в 2010-2018 гг. проект создания транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса.

Как показывает анализ, при мощности ЯЭУ в сотни-тысячи киловатт преимущество имеют ЯЭУ с динамическими преобразователями энергии, среди которых предпочтение отдается газотурбинному преобразователю по циклу Брайтона. Именно этот вариант разрабатывается в рамках данного проекта. Принципиальная схема ядерной энергодвигательной установки представлена на рис.4.

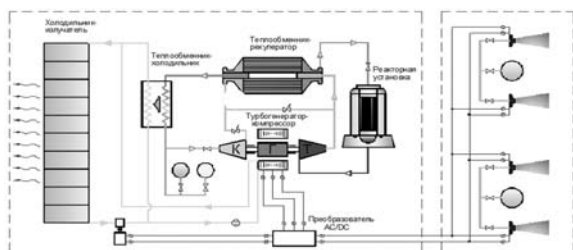


Рис.4 Схема ядерной энергодвигательной установки. Газообразное тело (смесь гелий-ксенон) циркулирует по замкнутому контуру

Нагрев обеспечивается реактором, турбина приводит в действие компрессор и электрогенератор для выработки электричества, питающего электроракетные двигатели и другие бортовые системы. Для повышения КПД цикла используется теплообменник-рекуператор; избыточное тепло сбрасывается через холодильник-излучатель, который может быть построен на основе традиционных панелей трубчато-ребристой конструкции или принципиально новых бескорпусных капельных холодильников-излучателей, состоящих из генератора и гидросборника монодисперсных капель. В этом случае тепло в окружающее космическое пространство сбрасывается потоком радиационно охлаждаемых капель малого диаметра (десять доли миллиметра). Применение данного типа холодильника-излучателя исключительно перспективно для энергоустановок мегаваттного и более уровня мощности, обеспечивая по сравнению с традиционным панельным холодильником-излучателем снижение массы и габаритных размеров установки, повышение надежности в условиях метеоритной опасности.

В отличие от ядерного ракетного двигателя с потребной температурой нагрева водорода 2800-3000 К, в разрабатываемой энергоустановке температура нагрева инертного газа в реакторе рассматривается в диапазоне 1200-1500 К, что существенно облегчает создание и повышает надежность реактора. Проектные проработки показали возможность достижения КПД ~ 35% и удельной массы энергоустановок 7-8 кг/кВт.

На рис.5, 6 показаны возможные компоновки ядерной энергодвигательной установки соответственно в сложенном виде для размещения под головным обтекателем ракеты-носителя и в развернутом рабочем положении.

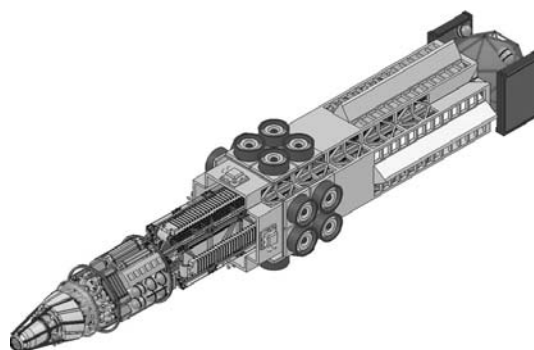


Рис.5 ТЭМ с ЯЭДУ в сложенном положении

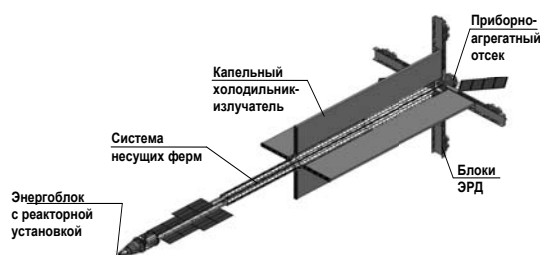


Рис.6 ТЭМ с ЯЭДУ в развёрнутом рабочем положении

Техническая реализуемость проекта создания ТЭМ на основе ЯЭДУ мегаваттного класса базируется на большом научно-техническом и

технологическом заделе, созданном в предыдущие десятилетия предприятиями Роскосмоса и Росатома (ранее Минобщемаш и Минсредмаш СССР) в области создания прототипов газоохлаждаемых реакторов ЯРД, ядерных и солнечных газотурбинных установок, плазменных электроракетных двигателей. Использование современных возможностей вычислительной техники позволяет на основе суперкомпьютерного моделирования существенно повысить качество проектных работ, рабочей конструкторской документации, производственных процессов и обеспечить минимальную стоимость и сжатые сроки разработки.

ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ

Возвращение ядерной энергетики в космос на новом технологическом уровне обеспечит качественное повышение функциональных возможностей нового поколения космических транспортно-энергетических средств, которые позволят решать широкий спектр задач во всех областях космической деятельности, в том числе:

- в интересах науки, изучения и освоения космического пространства:
 - транспортно-техническое и энергетическое обеспечение лунной базы;
 - исследование небесных тел Солнечной системы (планет, астероидов, комет);
 - осуществление пилотируемых экспедиций на Марс;
- в интересах обеспечения глобальной безопасности:
 - защита Земли от астероидно-кометной опасности;

— очистка околоземного космического пространства от отработавших КА и космического мусора;

- в интересах социально-экономической сферы:
 - тяжелые универсальные космические платформы высокой энерговооруженности (телекоммуникационные системы в широком диапазоне частот, радиолокационные системы зондирования поверхности Земли и околоземного космического пространства);
 - развитие производственных технологий, использующих космический вакуум, невесомость, взвешенные сырьевые ресурсы.

Выполненные в последние годы исследования технического облика, основных характеристик и областей применения ядерных энергетических и энергодвигательных установок показали высокую эффективность их применения для решения перечисленных выше задач.

ПРИМЕНЕНИЕ БУКСИРОВ С ЯЭДУ В ТРАНСПОРТНЫХ ОПЕРАЦИЯХ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМОСЕ

Многоразовый межорбитальный буксир (ММБ) собирается на радиационно безопасной околоземной орбите (РБО) ($H \geq 800$ км) из двух модулей: ТЭМ с ЯЭДУ и сменного модуля с полезным грузом и отсеком с рабочим телом ЭРДУ. Для выведения модулей ММБ на РБО рассматривались РН с грузоподъемностью на РБО от 20 до 50 т (РН “Русь-М” и ее модификации тяжелого класса).

Рассматривались транспортные операции, требующие больших наборов характеристической скорости: доставка полезных грузов на геостационарную орбиту (ГСО) и на низкую

околоразностную орбиту. Сравнительные оценки технико-экономической эффективности средств межорбитальной транспортировки показывают, что при одинаковой грузоподъемности РН применение ММБ с ЯЭДУ мощностью 1 МВт позволяет увеличить выводимую на рабочую орбиту массу полезного груза и снизить удельную стоимость выведения примерно в 1,5-2,0 раза по сравнению с одноразовыми кислородно-водородными разгонными блоками, в зависимости от грузоподъемности РН, используемой для выведения модулей ММБ на низкую опорную орбиту [3].

ПРИМЕНЕНИЕ ЯЭУ ДЛЯ ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ ДОЛГОВРЕМЕННЫХ ЛУННЫХ БАЗ

Современная концепция углублённого изучения Луны предполагает поэтапное создание и развитие инфраструктуры лунных баз с ростом их энергетических возможностей. Необходимо иметь энергосистему, обеспечивающую непрерывное энергоснабжение как в дневной, так и в ночной период, продолжительность которого составляет примерно 13,5 суток.

На начальном этапе развёртывания лунной базы при потребном уровне энергоснабжения 10-20 кВт целесообразно использовать солнечные энергомодули. По мере развития базы и увеличения потребляемой мощности должны использоваться ядерные энергомодули. Как показывают оценки, удельная масса солнечных энергоустановок (СЭУ) практически не зависит от уровня генерируемой мощности (постоянной в дневной и ночной периоды) и составляет примерно 550 кг/кВт для наилучшего варианта с использованием арсенидгаллиевых солнечных батарей, электрохимического генератора и электролизёра воды с хранением водорода и кислорода в течение лунной ночи в газообразном виде при пониженной температуре 200 К в баллонах высокого давления, заглубленных в лунном грунте. Удельная стоимость их изготовления составит примерно 3,0-3,5 млн. дол./кВт (5,5-6,0 млн. дол./т).

Ядерные энергоустановки имеют более высокую удельную стоимость изготовления по сравнению с СЭУ, но существенно более низкую удельную массу, которая уменьшается с увеличением мощности ЯЭУ. Например, для варианта заглубления реактора в лунном грунте с целью снижения массы радиационной защиты удельная масса ЯЭУ составляет примерно 100 кг/кВт при мощности ЯЭУ $N=25$ кВт, 70 кг/кВт – при $N=50$ кВт и 40 кг/кВт – при $N=100$ кВт (проработки ФГУП «Красная Звезда» для термоэмиссионных ЯЭУ и ОАО НИКИЭТ для турбомашинных ЯЭУ). Удельная стоимость изготовления ЯЭУ на единицу массы оценивается величиной 100-110 млн. дол./т ($C_{уд} \approx 11$ млн. дол./кВт при $N = 25$ кВт и $C_{уд} \approx 7$ млн. дол./кВт при $N = 50$ кВт).

При проведении сравнительного технико-экономического анализа лунных солнеч-

ных и ядерных энергоустановок необходимо учитывать как стоимость их изготовления, так и стоимость их доставки на поверхность Луны. При использовании традиционных одноразовых средств выведения (ракеты-носители и разгонные блоки) удельная стоимость доставки полезных грузов на Луну оценивается величиной ~ 20 млн. дол./т. Суммарная удельная стоимость энергоустановок, включающая изготовление и доставку на Луну, составит для СЭУ $C_{уд\Sigma} \approx 14.5$ млн. дол./кВт, а для ЯЭУ $C_{уд\Sigma} \approx 8.5$ млн. дол./кВт при $N=50$ кВт. Таким образом, при мощности ~ 20 кВт лунные солнечные и ядерные энергоустановки будут иметь одинаковую суммарную стоимость, а при мощности $N=50$ кВт СЭУ примерно на 70 % дороже ЯЭУ. При дальнейшем увеличении мощности выигрыш СЭУ по суммарной стоимости будет ещё больше увеличиваться (рис.7, 8).

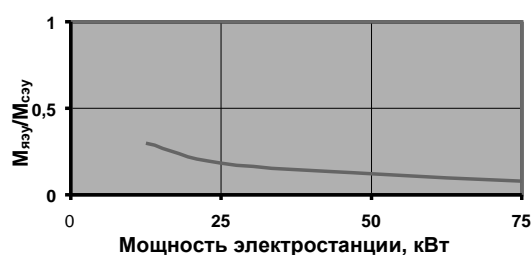


Рис.7 Отношение масс лунных ядерных и солнечных энергоустановок

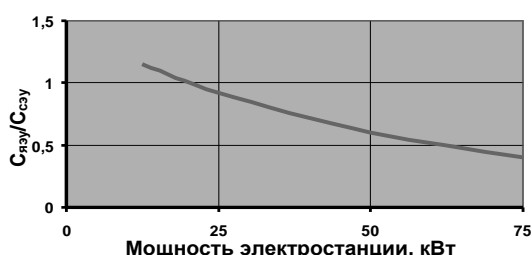


Рис.8 Отношение стоимостей ядерных и солнечных энергоустановок (с учётом доставки на Луну)

ПОЛЁТЫ К ДАЛЬНИМ ПЛАНЕТАМ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ И ИХ СПУТНИКАМ

Одной из вызывающих научный интерес задач космонавтики является доставка исследовательских аппаратов к дальним планетам

и их спутникам. До сих пор эти объекты исследовались с пролётных траекторий. Единственным аппаратом, проводившим иссле-

дования с вытянутых эллиптических орбит около Юпитера, был Galileo. Выход на орбиту ряда юпитерианских спутников (прежде всего Европы, Ганимеда и Каллисто) планировался NASA в рамках проекта Prometheus, предусматривавшего использование ЯЭРДУ мощностью 100-300 кВт.

Использование транспортно-энергетического модуля на основе ядерной электроракетной энергодвигательной установки мегаваттного уровня мощности позволит создать автоматические межпланетные станции с высоким уровнем полезной нагрузки и располагаемой энергии для углублённого изучения внешних планет Солнечной системы и их спутников, межпланетной и межзвёздной среды на большом удалении от Солнца. Например, при начальной массе аппарата на стартовой радиационно безопасной орбите ~ 40 т (2 пуска РН «Русь М» или «Ангара-А5») доставляемая на орбиту Европы масса полезного груза (не включая массу ТЭМ) изменяется в диапазоне 3-10 т при изменении удельного импульса тяги ЭРДУ от 6000 до 8000 с и, соответственно, продолительно-

сти перелёта в пределах $T = 2,5-3,5$ года. В случае использования химических ракетных двигателей для ухода от Земли и торможения у Юпитера (прямая схема перелёта без гравитационных маневров) масса полезного груза при одинаковой продолжительности перелёта уменьшается более чем на порядок (например, при $T = 2,5$ года $M_{\text{пг}} \approx 300$ кг). Некоторое улучшение баллистической эффективности применения химических двигателей достигается использованием схем перелётов с гравитационными маневрами. Поэтому схема полёта КА Galileo включала двукратный гравитационный маневр у Земли и однократный у Венеры.

При полёте к Сатурну с выходом на орбиту его спутников (например, Титана) применение ТЭМ с ЯЭРДУ также обеспечивает высокий уровень полезного груза, однако продолжительность перелёта в этом случае возрастает ($M_{\text{пг}} = 3-12$ т при $T=3,5-6$ лет). Использование химических ракетных двигателей на порядок уменьшает массу полезного груза ($M_{\text{пг}} = 0,8$ т при $T = 6$ лет).

ПРИМЕНЕНИЕ ТЭМ С ЯЭДУ ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ АСТЕРОИДНОЙ ОПАСНОСТИ

Большое количество открытых за последние годы астероидов, сближающихся с Землёй, определяет актуальность проблемы астероидной опасности (рис.9).

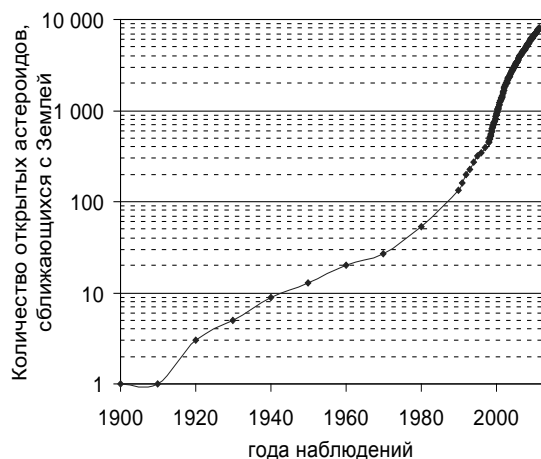


Рис.9 Зависимость количества обнаруженных опасных астероидов от даты наблюдений

По данным на 10.04.2010 г. из ~ 7000 обнаруженных объектов (астероиды и кометы), сближающихся с Землёй, 75 астероидов от-

носятся к категории «угрожающих». Такие объекты имеют минимальное расстояние пролёта у Земли менее 1,5 млн. км, их орбиты возмущаются гравитационным полем Земли, что создаёт опасность столкновения с Землёй. По имеющимся оценкам число пока не обнаруженных потенциально опасных объектов размером более 140 м – порядка 10^4 . Открытие в 2004 г. астероида Апофис усилило интерес к проблеме астероидной опасности. В 2009 г. он должен сблизиться с Землёй до минимального расстояния около 37500 км и в результате гравитационного возмущения может столкнуться с нашей планетой при последующем пролёте у Земли в 2036 г. [4].

Одним из рассматриваемых способов воздействия на потенциально опасный астероид в целях предотвращения его столкновения с Землёй является способ управляемого гравитационного воздействия космическим аппаратом, совершающим длительное сопровождение астероида на близком расстоянии («гравитационный тягач»). Проведенные исследования показали возможность применения ТЭМ с ЯЭДУ мощностью 1 МВт для коррекции орбиты астероида Апофис с

помощью дистанционного гравитационного воздействия. Например, при начальной массе ТЭМ 20 т и удельном импульсе тяги ЭРДУ 6000 с доставляемая к астероиду масса ТЭМ составляет примерно 16 т при отлёте от Земли в 2021 г. и продолжительности перелёта 250 суток. Для более поздней даты старта в 2026 г. такой уровень конечной массы ТЭМ обеспечивается при увеличении удельного импульса тяги ЭРДУ до 8000 с и продолжительности перелёта до 400 суток.

При расстоянии до астероида ~ 300 м требуемая продолжительность гравитационной коррекции, обеспечивающая увеличение расстояния пролёта Апофиса у Земли в 2036 г. на 1 млн. км, составляет около 40 суток при подлёте к астероиду в 2021 г. и около 200 суток – при подлёте к астероиду в 2027 г. (рис.10).

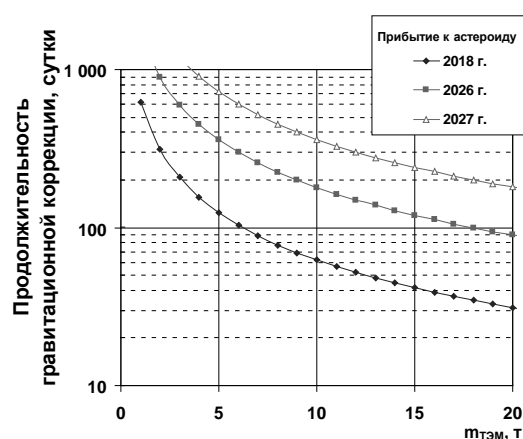


Рис.10 Зависимость продолжительности гравитационной коррекции от массы ТЭМ и даты прибытия к Апофису

ПРИМЕНЕНИЕ ТЭМ С ЯЭРДУ ДЛЯ УДАЛЕНИЯ С ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ ПАССИВНЫХ КА

По мере расширения масштабов космической деятельности возрастает актуальность решения задачи очистки околоземного космического пространства от объектов антропогенного происхождения. Одной из составляющих этой задачи является очистка околоземного космического пространства от неработающих (пассивных) КА, отработавших свой ресурс или вышедших из строя и фактически являющихся «космическим мусором».

В околоземном космосе наиболее используемой и, соответственно, наиболее заселённой является геостационарная орбита. На ней и в её ближайшей окрестности находится более 1200 объектов (космические аппараты, ракетные ступени, фрагменты), в том числе около 400 управляемых КА и более 800 неуправляемых объектов. По современным требованиям, отработавшие ресурс КА, а также разгонные блоки должны вводиться с ГСО с помощью бортовой двигательной установки на более высокую орбиту ($\Delta H \geq 300$ км). Однако этот способ можно считать временным, поскольку он не ликвидирует засорение космического пространства и связанный с этим риск столкновения КА и ещё большего увеличения «космического мусора».

Наиболее кардинальным способом очистки ГСО является затопление пассивных КА в заданных районах мирового океана. Поскольку такой подход требует больших энергетических затрат и количество удаляемых пассивных КА

велико, предложена схема решения данной задачи с помощью многоразовых межорбитальных буксиров двух типов с ядерной электроракетной двигательной установкой мегаваттного уровня мощности.

Межорбитальный буксир первого типа (МБ1) осуществляет сбор пассивных КА на ГСО и размещение их на специальных грузовых платформах. Межорбитальный буксир второго типа (МБ2) осуществляет доставку блока пустых грузовых платформ на ГСО и перевод загруженных платформ с ГСО на эллиптическую орбиту ($H_{\text{пл}}=800$ км, $H_{\text{ап}}=35780$ км, $i=0$), на которой грузовая платформа отделяется от буксира и с помощью бортовой двигательной установки переходит на траекторию затопления. Буксиры собираются на радиационно безопасной орбите ($H \geq 800$ км) и включают в свой состав ТЭМ с ЯЭРДУ с системами сближения и стыковки и дополнительный модуль с рабочим телом ЭРДУ, содержащий также для буксира МБ1 системы захвата пассивных КА на ГСО и установки их в грузовые платформы, а для буксира МБ2 блок грузовых платформ (5 штук). После выработки ресурса буксиры переводятся на орбиту захоронения за пределами сферы действия Земли.

Выведение элементов данной транспортно-технической системы на низкую околоземную орбиту осуществляется РН грузоподъёмностью 20-25 т (например, РН «Ангара-А5», «Русь-М»). Оценки энергетической эф-

фективности показывают, что при ресурсе основного элемента межорбитального буксира – ТЭМ с ЯЭРДУ – 10 лет транспортная система из двух буксиров (МБ1 + МБ2) обеспечивает удаление с ГСО не менее 200 КА, а система из

шести буксиров (2 МБ1 + 4 МБ2) – не менее 800 КА. Оценки потребных затрат на эксплуатацию данной транспортной системы очистки ГСО и дохода от её применения показали, что срок её окупаемости составит примерно 4 года.

ЯДЕРНАЯ ЭНЕРГЕТИКА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМОЙ ЭКСПЕДИЦИИ НА МАРС

Создание ТЭМ с ЯЭРДУ мегаваттного класса и межорбитальных буксиров на его базе позволит отработать технологии осуществления пилотируемых экспедиций на Марс. Такие буксиры обеспечат развёртывание необходимой орбитальной и напланетной инфраструктуры (аванпост на поверхности планеты) для подготовки пилотируемых полётов к Марсу. Межпланетный буксир на базе ТЭМ с ЯЭРДУ мощностью 1 МВт и дополнительного модуля с полезной нагрузкой и рабочим телом ЭРДУ с начальной массой комплекса 40 т обеспечит доставку на низкую околомарсианскую орбиту полезного груза массой 15-17 т при продолжительности перелёта 1,2-1,3 года. С увеличением начальной массы комплекса до 60 т масса полезного груза возрастает до 20-25 т при той же продолжительности перелёта.

Ядерные электроракетные двигательные установки являются наиболее эффективным средством энергодвигательного обеспечения марсианского экспедиционного комплекса (МЭК). Потребная мощность ЯЭРДУ для МЭК составит 20-25 МВт. Основные достоинства схемы МЭК на базе ЯЭУ и ЭРДУ:

- возможность регулярных полётов к Марсу с периодом ~ 2,1 года с практически постоянными проектно-баллистическими характеристиками экспедиции (стартовая масса МЭК ~ 500 т, продолжительность экспедиции ~ 2 года);
- возможность возвращения МЭК на околоземную орбиту и повторного использования комплекса для последующих экспедиций;

- снижение риска при возвращении на Землю корабля с экипажем с околоземной орбиты (скорость входа в атмосферу ~ 8 км/с);
- большая продолжительность окон старта (несколько месяцев).

Для вариантов МЭК на базе двигателей большой тяги (ЖРД или ЯРД) практически невозможно реализовать баллистическую схему с возвращением комплекса на околоземную орбиту вследствие неприемлемого возрастания стартовой массы комплекса. Поэтому для таких вариантов МЭК рассматривают пролётные траектории с прямым входом корабля возвращения в атмосферу Земли со скоростью 15 км/с и более, что определяет высокий риск для экипажа. Недостатками таких вариантов МЭК являются также:

- большая стартовая масса (~ 800 т для варианта ЯРД и более 1500 т для варианта ЖРД даже в наилучшие (2036-2037 гг.) годы старта);
- сильная зависимость проектно-баллистических характеристик МЭК от даты старта;
- необходимость длительного хранения больших масс водорода при сборке и полёте МЭК.

По сравнению с вариантом МЭК на базе солнечной ЭРДУ вариант на базе ядерной ЭРДУ обеспечивает существенное (примерно на 200 суток) сокращение продолжительности экспедиции. Это обстоятельство исключительно важно с точки зрения радиационной нагрузки на экипаж, определяемой, в основном, галактическим излучением и солнечными вспышками.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАДИАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ С ЯЭУ

Важнейшим необходимым условием применения космических средств с ядерными энергоустановками на борту является обеспечение радиационной безопасности при их эксплуатации в соответствии со следующими основополагающими принципами:

- сохранение реактора ЯЭУ в подкритическом состоянии до выхода КА с ЯЭУ на

достаточно высокую радиационно безопасную орбиту ($H \geq 800-1000$ км);

- изоляция ЯЭУ от населения Земли в течение времени, необходимого для снижения радиоактивности выключенного реактора до безопасного уровня (увод на высокую орбиту или за пределы сферы действия Земли).

В качестве основных руководящих международных документов по обеспечению безопасности при эксплуатации космических средств с ЯЭУ должны использоваться:

- «Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве», принятые Генераль-

ной Ассамблеей ООН в резолюции 47/68 от 14 декабря 1992 г.;

- «Рамки обеспечения безопасного использования ядерных источников энергии в космическом пространстве», принятые Генеральной Ассамблеей ООН в резолюции 64/86 от 10 декабря 2009 г.

ЛИТЕРАТУРА

1. Коротеев А. С., Гафаров А. А., Пономарев-Степной Н. Н. и др. Опыт создания и основные направления развития и применения космической ядерной энергетики в России / А. С. Коротеев, А. А. Гафаров, Н. Н. Пономарев-Степной и др. // Бюллетень по атомной энергии. – 2003. – № 9. – С. 51-57.
2. Демянко Ю. Г., Конюхов Г. В., Коротеев А. С. и др. Ядерные ракетные двигатели / Под ред. академика А. С. Коротеева. – М.: «Норма-Информ». – 2001.
3. Кувшинова Е. Ю., Сеницын А. А. Эффективность применения межорбитальных буксиров на основе ядерных электроракетных двигательных установок в транспортных операциях Земля-Луна-Земля / Е. Ю. Кувшинова, А. А. Сеницын // Космонавтика и ракетостроение. – 2010. – № 3. С. 76-84.
4. Астероидно-кометная опасность / Под ред. Б. М. Шустова, Л. В. Рыхловой. – М.: Физматлит. – 2010.