

УДК 629.19:621.039.578

**СОЛНЕЧНЫЕ И ЯДЕРНЫЕ ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ МОДУЛИ
В СОСТАВЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗНОГО НАЗНАЧЕНИЯ***Кузин А.И., Павлов К.А., Зубрев В.Н., Зацерковный С.П.,
Чупахин В.П., Шевцов Г.А.**(Центральный научно-исследовательский институт Минобороны России)*

Одним из главных условий применения атомной энергии на борту космических аппаратов является научное обоснование отсутствия альтернатив использованию ядерных энергетических и энергодвигательных установок в их составе. Решение данной проблемы представляет собой сложный многоплановый процесс, включающий сравнительный анализ эффективности применения транспортно-энергетических модулей разного типа (солнечных и ядерных, с электрическими и нетрадиционными тепловыми, включая ядерные, ракетными двигателями) с учетом энергетических возможностей имеющихся и задаваемых в разработку средств выведения, а также достигнутых и прогнозируемых характеристик систем и средств бортовой солнечной и атомной энергии и химических источников тока. Такой анализ является ключевым этапом научно-исследовательских и проектных работ для последующего формирования требований к характеристикам транспортно-энергетических модулей и обоснования этапности их разработки для перспективных задач обороны, науки и социально-экономического развития страны.

В ходе исследований, проведенных в 1992—1998 гг. при разработке концепции развития космической ядерной энергетики в России, исходя из массогабаритных ограничений из рассмотрения были исключены варианты ядерных энергетических и энергодвигательных установок совместно с ракетами-носителями легкого класса. В то же время считалось, что эффективным направлением применения атомной энергии на борту перспективных космических аппаратов станет их использование совместно с ракетами-носителями среднего и тяжелого классов для доставки космических аппаратов на высокую рабочую (прежде всего геостационарную) орбиту. При этом предполагалось, что благодаря высокоэффективным электроракетным двигательным установкам появится возможность снизить размерность ракет-носителей (с тяжелого до среднего класса). Совместно с ракетами-носителями среднего класса предлагалось использовать разработанную в ГП «Красная Звезда» термоэмиссионную ЯЭУ-25М мощностью 10/42 кВт (указано отношение электрической мощности в режиме энергоснабжения бортовых систем на рабочей орбите к электрической мощности в транспортном режиме на участке выведения космического аппарата с промежуточной на рабочую орбиту посредством маршевой электроракетной двигательной установки). Вместе с тем достигнутые за последние годы успехи в области бортовой солнечной энергетики (разработка и широкое применение в составе зарубежных космических аппаратов солнечных батарей на основе гетероструктурных фотоэлектрических преобразователей с удельной характеристикой 220—250 Вт/м² в начале и 170—190 Вт/м² в конце 10-летнего ресурса космического аппарата на геостационарной орбите) существенно изменили области применения солнечных и ЯЭУ даже с учетом их двойного применения в составе транспортно-энергетических модулей: для выведения космического аппарата на рабочую орбиту и последующего энергоснабжения его бортовых систем в течение срока активного существования. С учетом достигнутых удельных показателей в области солнечной энергетики и перспективных разработок были проведены исследования по сравнительной оценке эффективности применения солнечных и ядерных транспортно-энергетических модулей совместно с ракетами-носителями среднего класса «Союз» и «Ямал», а также разгонными блоками «Фрегат» и «Таймыр», которые предполагается использовать с ними. Сравнение проводилось для транспортно-энергетических модулей следующих типов:

солнечный электроракетный, в состав которого входит энергетическая установка с выходной электрической мощностью 15 кВт на основе солнечных батарей, изготовленных по применяемой для космических аппаратов «Ямал-200» технологии, и химических никель-водородных аккумуляторных батарей и маршевая электроракетная двигательная установка на основе тяговых модулей СПД-100 разработки ОКБ «Факел»;

ядерный электроракетный, в состав которого входит ЯЭУ-25М мощностью 10/42 кВт и более мощная маршевая электроракетная двигательная установка на основе тяговых модулей СПД-100;

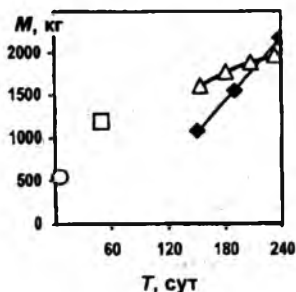
на основе солнечной энергодвигательной установки с электронагревным тепловым аккумулятором, питаемым от солнечной энергоустановки мощностью ~15 кВт, и многофункциональным тепловым двигателем, обеспечивающим возможность работы в режиме как с дожиганием подогретого водорода, так и теплового водородного двигателя (разработчики — Исследовательский центр им. М.В. Келдыша и Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева);

на основе ядерной энергодвигательной установки с электронагревным тепловым аккумулятором, питаемым от ЯЭУ-25М, которая входит в состав космического аппарата и функционирует в режиме генерирования электрической энергии постоянного уровня мощности ~10 кВт, и многофункционального теплового двигателя, аналогичного применяемому в составе солнечной энергодвигательной установки.

Исследования показали, что применение транспортно-энергетических модулей на основе ЯЭУ-25М, солнечных и ядерных энергодвигательных установок с многофункциональными тепловыми двигателями совместно с ракетой-носителем «Союз» и разгонным блоком «Фрегат» является нецелесообразным, поскольку энергетические возможности этих средств выведения явно недостаточны для доставки космического аппарата на геостационарную орбиту совместно с транспортно-энергетическими модулями рассматриваемых типов. Результаты сравнительной оценки при использовании ракеты-носителя «Ямал» и разгонного блока «Таймыр» в координатах время выведения космического аппарата на геостационарную орбиту — конечная масса космического аппарата без учета массы бортовой энергоустановки и маршевой двигательной установки представлены на рис. 1. Предполагалось, что ракета-носитель «Ямал» стартует с космодрома в Плесецке (выведение на геостационарную орбиту с этого космодрома — один из наиболее энергоемких маневров, при котором в наибольшей степени проявляются преимущества двойного функционального применения транспортно-энергетического модуля).

На рис. 1 не показана точка, соответствующая варианту применения транспортно-энергетического модуля с ядерной энергодвигательной установкой, поскольку результат оказался отрицательным: энергетические возможности ракеты-носителя «Ямал» и разгонного блока «Таймыр» оказались недостаточными для выведения космического аппарата на геостационарную орбиту совместно с транспортно-энергетическим модулем данного типа.

Основной вывод, который следует из анализа представленных результатов, заключается в том, что область использования транспортно-энергетических модулей совместно с ракетами-носителями среднего класса для ядерных энергетических и энер-



Р и с. 1. Эффективность применения нетрадиционных средств выведения космических аппаратов на геостационарную орбиту совместно с ракетой-носителем среднего класса «Ямал» (место старта — Плесецк): ○ — разгонный блок «Таймыр»; □ — солнечная энергодвигательная установка (15 кВт, 400 Н); ■ — разгонный блок «Таймыр» + ядерная энергетическая установка (10/42 кВт) + электроракетная двигательная установка; △ — разгонный блок «Таймыр» + солнечная энергетическая установка (15 кВт) + электроракетная двигательная установка

годвигательных установок не является безальтернативной. Более того, при определенных условиях, например, при ограничении времени выведения космического аппарата на геостационарную орбиту (не более 6—7 мес) такие установки проигрывают солнечным аналогам. Очевидно, при изменении удельных энергетических и массогабаритных характеристик энергетических и двигательных установок соответствующим образом изменится взаимное расположение графиков и точек на рис. 1. Однако даже при улучшении характеристик ЯЭУ-25М области предпочтительного применения солнечных и ядерных транспортно-энергетических модулей в случае использования совместно с ракетами-носителями среднего класса для выведения космических аппаратов на геостационарную орбиту с отечественных космодромов существенно не изменятся и ядерные транспортно-энергетические модули не окажутся безальтернативными средствами. Поэтому на современном этапе исследований представляется целесообразным исключить применение ядерных энергетических и энергодвигательных установок совместно с ракетами-носителями среднего класса.

Исследования по оценке безальтернативности применения космической ядерной энергетики при решении разных целевых задач с использованием ракет-носителей тяжелого класса были проведены в ЦНИИ Минобороны совместно с НПО Машиностроения, НИКИЭТом и ГП «Красная Звезда». Результаты исследований приведены на примере оценки эффективности круглосуточного оперативного высокоточного радиолокационного наблюдения с помощью орбитальной системы из двух космических аппаратов, функционирующих на геосинхронной орбите. Исходные данные для этой оценки таковы:

Параметры орбиты функционирования космических аппаратов:

высота, км . . .	36 000
наклонение, град . . .	20—60

Тип ракеты-носителя для выведения космического аппарата на орбиту:

опорную . . .	«Протон», «Ангара»
промежуточную . . .	«Бриз-М»

Тип тяговых модулей, используемых в составе маршевой электроракетной двигательной установки . . .

СПД (разработчик — ОКБ «Факел»)

Космический аппарат:

срок активного существования на рабочей орбите, лет . . .	Не менее 7
масса целевого модуля, т . . .	3,4
энергопотребление на рабочей орбите, кВт . . .	32,5

Сравнительную оценку проводили для транспортно-энергетических модулей следующего типа:

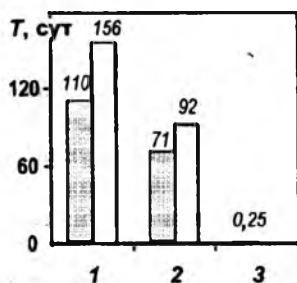
солнечного электроракетного на основе рассматриваемой в НПО Машиностроения энергоустановки СЭУ-50, изготавливаемой на современной отечественной элементной базе и имеющей выходную электрическую мощность 50 кВт;

ядерного электроракетного на основе разработанной в ГП «Красная Звезда» термоэмиссионной ЯЭУ-50 мощностью 50/85 кВт;

на основе разработанной в НИКИЭТе ядерной энергодвигательной установки ЯЭДУ-40, выполненной по технологии ядерного ракетного двигателя, с выходной электрической мощностью в режиме энергоснабжения 40 кВт.

Сравнительную оценку проводили в соответствии с методикой, которая включает несколько этапов сопоставления альтернативных вариантов по частным и обобщенным показателям с последующей разработкой предложений о предпочтительности в соответствии с определенными критериями.

На первом этапе сравнение было проведено по частному критерию — времени выведения космического аппарата на рабочую орбиту (рассматривался случай плоского маневра без изменения наклонения орбиты). Результаты расчетов представлены в виде диаграммы на рис. 2.



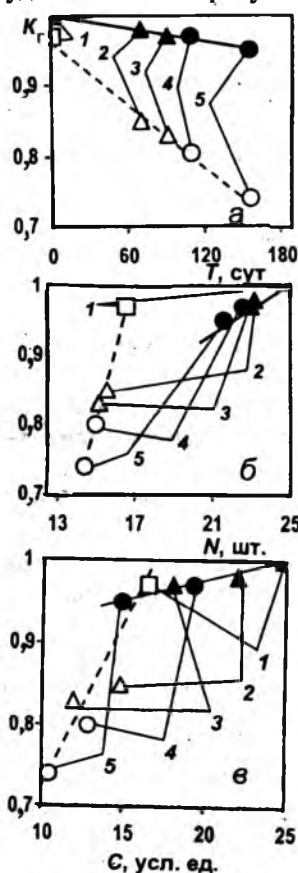
Р и с. 2. Время выведения космических аппаратов радиолокационного наблюдения с промежуточной на рабочую геосинхронную орбиту с помощью электроракетного транспортно-энергетического модуля с СЭУ-50 (1), ЯЭУ-50 (2), транспортно-энергетического модуля с ЯЭДУ-40 (3) при использовании ракет-носителей «Ангара» (■), «Протон» (□) и разгонного блока «Бриз-М» ($T = 0,25$ сут относится к ракете-носителю «Ангара»)

Очевидно, самым эффективным средством доставки космического аппарата радиолокационного наблюдения на орбиту по критерию времени выведения является транспортно-энергетический модуль на основе ЯЭДУ-40, которая доставит космический аппарат на орбиту не более чем за 1 сут. Солнечный электроракетный транспортно-энергетический модуль по этому критерию уступает ядерному почти на 1,5 мес при использовании ракеты-носителя «Ангара» и более чем на 2 мес — ракеты-носителя «Протон».

На следующем этапе сравнительная оценка эффективности была проведена по обобщенному критерию — коэффициенту готовности орбитальной системы космических аппаратов радиолокационного наблюдения к применению. Рассматриваемая система двойного (военного и гражданского) применения, поэтому важным показателем эффективности ее функционирования, непосредственно зависимым от времени доставки космического аппарата на орбиту, является готовность к применению, оцениваемая коэффициентом готовности K_r . Этот показатель представляет собой вероятность того, что в любой момент в течение заданного периода с момента развертывания в штатном составе (два космических аппарата) до момента завершения эксплуатации (по истечении 20-летнего периода) орбитальная система будет находиться в работоспособном состоянии, т.е. ее текущий состав (число работоспособных космических аппаратов) будет не менее требуемого (в рассматриваемом случае не менее двух космических аппаратов).

Таким образом, по физическому смыслу коэффициент готовности представляет собой долю времени за период эксплуатации, в течение которого орбитальная система будет работоспособна. Результаты оценки коэффициента готовности орбитальной системы из двух космических аппаратов в зависимости от времени их выведения на рабочую геосинхронную орбиту в предположении функционирования без резерва или с резервом в составе одного космического аппарата представлены на рис. 3, а.

Анализ зависимостей показывает, что ЯЭДУ-40 обеспечивает высокие значения коэффициента готовности ($K_r = 0,97$) без орбитального резерва. В то же время для орбитальной системы космических аппаратов на основе электроракетных транспортно-энергетических модулей обеспечить коэффициент готовности более 0,95 возможно только при наличии орбитального резерва (одного космического аппарата). В связи с этим является актуальным вопрос о «цене» высокой готовности, т.е. затратах, связанных с дополнитель-



Р и с. 3. Зависимость коэффициента готовности к применению орбитальной системы радиолокационного наблюдения без резерва (○, △, □) и с резервом (один космический аппарат (●, ▲, ■)) от продолжительности выведения космического аппарата на рабочую орбиту (а) с помощью транспортно-энергетического модуля с ЯЭДУ-40 и ракеты-носителя «Ангара» (1), электроракетного транспортно-энергетического модуля с ЯЭУ-50 и ракеты-носителя «Ангара» (2), «Протон» (3), СЭУ-50 и ракеты-носителя «Ангара» (4), «Протон» (5), числа космических аппаратов для реализации программы развертывания и восполнения орбитальной системы (б) и стоимости ее эксплуатации в течение 20-летнего периода (в)

ными расходами на создание орбитального резерва. Косвенно о таких дополнительных расходах можно судить по зависимости, представленной на рис. 3, б и отражающей соответствие коэффициента готовности орбитальной системы космических аппаратов радиолокационного наблюдения их числу, необходимому для реализации программы пусков в течение периода эксплуатации (в рассматриваемом случае 20 лет). Как видно, орбитальный резерв для обеспечения коэффициента готовности $\geq 0,95$ требует увеличения во время эксплуатации объема поставок космических аппаратов примерно 50% (с 14—16 до 22—24), что окажет непосредственное влияние на стоимость программы пусков в целом.

Вместе с тем существенное влияние на стоимость эксплуатации орбитальной системы в течение заданного периода окажет не только объем поставок, но и стоимость штатного экземпляра космического аппарата и средств выведения. Поэтому на последнем этапе сравнительной оценки транспортно-энергетических модулей была рассчитана стоимость восполнения и поддержания орбитальной системы при следующих допущениях:

стоимость штатного образца составляет 80% стоимости первого (опытного) образца космического аппарата, поскольку предполагается, что объем пусков небольшой (не более 25 пусков), а космические аппараты радиолокационного наблюдения — дорогие и уникальные изделия;

стоимость изготовления ракеты-носителя «Ангара» превышает стоимость ракеты-носителя «Протон» на 50%, что обусловлено новизной разработки и, следовательно, новыми применяемыми материалами и технологией.

Стоимость изготовления системы энергоснабжения космического аппарата на основе СЭУ-50, ЯЭУ-50 и ЯЭДУ-40 принята равной 0,071, 0,191 и 0,244 усл. ед. соответственно. Тогда стоимость первого (опытного) образца космического аппарата радиолокационного наблюдения с солнечной, ядерной термоэмиссионной и ядерной энергодвигательной установкой составит 0,444, 0,564 и 0,617 усл. ед. соответственно.

Оценки позволяют сделать предварительные выводы о предпочтительности применения солнечных или ядерных электроракетных транспортно-энергетических модулей для радиолокационного наблюдения по критерию стоимости эксплуатации орбитальной системы. Применение термоэмиссионной ЯЭУ-50 позволяет в зависимости от ракеты-носителя («Протон», «Ангара») и наличия орбитального резерва повысить на 0,01—0,09 коэффициент ее готовности по сравнению с СЭУ-50, однако при этом стоимость эксплуатации возрастает на 15—25%, что может оказаться достаточно высокой платой за повышение готовности к применению и свидетельствовать об отсутствии строгой безальтернативности применения ядерных транспортно-энергетических модулей по сравнению с солнечными (рис. 3, в).

Таким образом, наиболее предпочтительными вариантами являются солнечный электроракетный транспортно-энергетический модуль с СЭУ-50 и ядерный транспортно-энергетический модуль с ЯЭДУ-40. Для развертывания орбитальной системы космических аппаратов должны быть использованы ракета-носитель тяжелого класса «Ангара» и разгонный блок «Бриз-М». В случае выбора солнечного варианта транспортно-энергетического модуля в составе орбитальной системы должен быть предусмотрен орбитальный резерв в составе одного космического аппарата. При наличии ограничения по стоимости эксплуатации, например, не более 15 усл. ед. может быть предложен единственный из рассматриваемых вариантов — солнечный электроракетный транспортно-энергетический модуль, используемый совместно с ракетой-носителем «Ангара» и разгонным блоком «Бриз-М».

Очевидно, для более корректной сравнительной оценки в стоимостной критерий необходимо ввести составляющую затрат на разработку транспортно-энергетического модуля того или иного типа. Однако провести сопоставимые оценки с использованием этого более общего стоимостного критерия на настоящем этапе исследований не представилось возможным, поскольку данные о стоимости разработки транспортно-энергетических модулей оказались неполными и противоречивыми.

Таким образом, в результате исследований по обоснованию областей предпочтительного применения ядерных энергетических и энергодвигательных установок и проблемных вопросов создания транспортно-энергетических модулей на их основе для решения перспективных энергоемких задач радиолокационного наблюдения могут быть сформулированы следующие выводы:

выведение космических аппаратов с энергопотреблением до 15—20 кВт на высокие орбиты при использовании ракет-носителей среднего класса предпочтительно с помощью солнечных транспортно-энергетических модулей с электрическими и тепловыми ракетными двигателями;

решение энергоемких задач на геосинхронных орбитах с использованием ракет-носителей тяжелого класса по предварительным оценкам не является строго безальтернативной областью применения ядерных энергетических или энергодвигательных установок;

целесообразно продолжить исследования по обоснованию безальтернативных областей применения ядерных энергетических или энергодвигательных установок в задачах развертывания и поддержания в готовности геостационарных орбитальных систем информационного назначения с использованием ракет-носителей тяжелого класса.

УДК 629.7.064.52:523.217

ПЛАНЕТНАЯ АЭС НА ОСНОВЕ ТЕРМОЭМИССИОННОГО РЕАКТОРА-ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ

Синяевский В.В., Юдицкий В.Д.

(Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева)

Создание лунной и марсианской баз и поселений с технологическим освоением и использованием их природных ресурсов потребует применения мощных источников энергии, достаточно компактных, чтобы их можно было доставить средствами космической техники уже в первой трети XXI в. Таким универсальным источником энергии, эффективность которого не зависит от расстояния до Солнца и продолжительности лунных и марсианских суток, является АЭС.

В разработке концепции планетной АЭС использованы те же принципы, что и в бортовых ЯЭУ космических аппаратов и энергодвигательных блоков. Однако условия эксплуатации существенно отличаются от работы в свободном космическом пространстве вследствие наличия гравитационного поля и рельефа. Требования, предъявляемые условиями эксплуатации на поверхности Луны и Марса, состоят в следующем:

доставка на поверхность планет осуществляется средствами космической техники, поэтому конструкция АЭС должна иметь минимальные габариты и удобно размещаться в отсеке полезной нагрузки ракеты-носителя и космического транспортного корабля;

конструкция должна быть приспособлена для посадки на поверхность планет и установки в рабочее положение с минимальными затратами труда космонавтов или полностью в автоматическом режиме;

среда планет допускает отвод отбросной теплоты термодинамического цикла только посредством теплового излучения.

Совокупности перечисленных требований отвечает предложенная концепция герметизированной планетной АЭС на базе космической высокотемпературной термоэмиссионной ЯЭУ, изготавливаемой из тугоплавкого конструкционного материала, например, ниобиевого сплава. Такая АЭС, включая термоэмиссионный реактор-преобразователь, радиационную защиту и холодильник-излучатель, заключена в герметичную камеру. При этом внешний теплообмен осуществляется за счет применения высокотемпературного экранированного стенками камеры холодильника-излучателя, что позволяет тем не менее реализовать большую мощность.