

ЯДЕРНАЯ ЭНЕРГЕТИКА ПРЯМОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ В КОСМИЧЕСКИХ МИССИЯХ XXI В.

В.И. Ярыгин

ГНЦ РФ-Физико-энергетический институт им. А.И. Лейпунского, г. Обнинск



Представлен краткий обзор современного состояния НИОКР в области создания космических ядерных энергетических установок (КЯЭУ) субмегаваттного и мегаваттного классов с термоэлектрическими и термоэмиссионными преобразователями тепловой энергии в электрическую для транспортно-энергетических модулей и межорбитальных буксиров. Проведен анализ основных результатов, полученных при создании КЯЭУ первого поколения («SNAP-10А», «БУК», «ТОПАЗ»), и освещены основные проблемы и задачи разработки КЯЭУ второго поколения. Рассмотрены актуальные вопросы использования КЯЭУ и ядерных энергодвигательных установок (ЯЭДУ) для освоения космоса и сравнения характеристик КЯЭУ прямого и машинного преобразования энергии.

Ключевые слова: ядерный реактор, термоэлектричество, термоэмиссия, космический аппарат, удельная масса КЯЭУ, коэффициент полезного действия.

Keywords: a nuclear reactor, thermoelectricity, thermionic, a spacecraft, specific mass of SNPP, efficiency.

ВВЕДЕНИЕ

Как известно, ядерная энергетика, транспортные и космические системы являются одними из важнейших приоритетных направлений развития науки, технологий и техники в Российской Федерации, а среди критических технологий РФ Указом Президента от 07.07.2011 г. названа технология создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения. Актуальность и практическая значимость работ в этой области знаний связана с тем, что космические ядерные энергетические технологии решением Комиссии по модернизации и технологическому развитию экономики России при Президенте РФ отнесены к одному из немногих приоритетных направлений кратко- и среднесрочного развития науки и техники.

Основополагающие решения руководства РФ на перспективу были приняты с учетом имеющихся в России опыта разработки космических ЯЭУ первого поколения и задела для установок второго поколения, состояния кадрового потенциала, экспериментально-технологической и производственной баз и других факторов, в том числе международного, в такой сложной и наукоемкой области, какой является создание космических ЯЭУ и ЯЭДУ. Учитывается также экономический аспект решения этой национальной задачи, поскольку мировой рынок космических услуг в настоящее время составляет более 300 млрд. долларов США в год и быстро

расширяется [1]. К сожалению, доля российской космонавтики на этом рынке незначительна и не превышает 0,5% от общего объема стоимости космических услуг, причем для РФ она, в основном, сосредоточена в секторе пусковых услуг, поскольку Россия осуществляет больше других стран пусков ракет-носителей (класса «Протон», «Протон-М», «Союз ТМА», «Прогресс М», «Зенит-3SL» и др.) с различными космическими аппаратами. И лишь с внедрениями ядерных космических технологий Россией в новые ниши мирового рынка космических услуг у РФ появляется в среднесрочной перспективе шанс нарастить национальную часть этих услуг до 25% [1, 2].

Кроме того, для России, сохраняющей до сих пор статус ведущей космической державы, обеспечение национальной безопасности и технологической независимости страны, повышение благосостояния ее граждан, обучение и воспитание высококвалифицированных кадров и научно-технической элиты страны, увеличение интеллектуального потенциала нации должны оставаться приоритетными задачами. В значительной степени эти задачи будут определяться освоением и внедрением космических ядерных технологий.

Перечень современных, общепринятых мировым космическим сообществом, задач в ближнем и дальнем космическом пространстве с использованием ядерных энергетических технологий, включая радионуклидные, приведен на рис.1 [2].

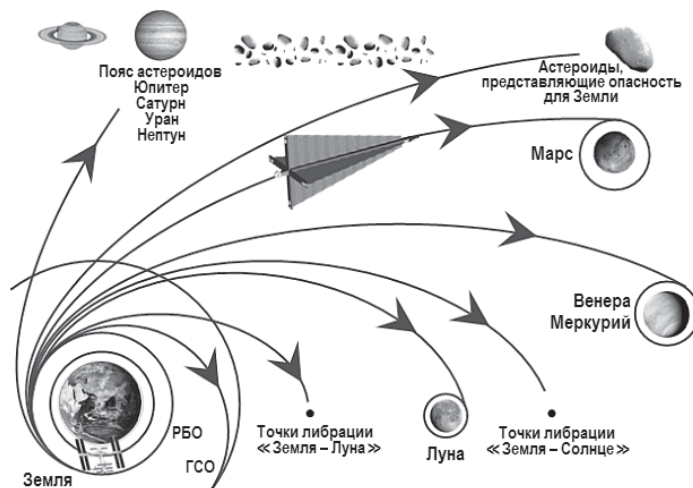


Рис.1. Современные космические задачи человечества, решаемые с помощью ядерной энергетики

Следует отметить, что принципиальным моментом использования космических ЯЭУ и ЯЭДУ в соответствии с международными правовыми документами является функционирование ядерных энергоустановок на всех этапах их жизненного цикла на радиационно безопасных орбитах (РБО). Это орбиты высотой не ниже 800–1000 км, где время баллистического существования гарантированно больше времени естественного спада накопленной радиоактивности отработанного ядерного топлива до безопасного уровня. РБО располагаются выше внешней границы нижнего радиационного пояса Земли. Доставка космического аппарата с ЯЭУ или ЯЭДУ на РБО осуществляется в два этапа:

- 1) ракета-носитель доставляет космический аппарат на опорную круговую орбиту (обычно высотой ~ 200 км);
- 2) с помощью разгонных блоков выполняется переход с опорной орбиты на РБО, после чего выстраивается рабочая конфигурация космического аппарата, в состав которого входят *реакторный блок, теневая радиационная защи-*

та функциональных систем (приводов рабочих органов системы управления защитой реактора, служебного модуля и модуля полезной нагрузки) и холодильник-излучатель непреобразованного тепла ядерного реактора. По завершении формирования рабочей конфигурации реактор ЯЭУ (ЯЭДУ) готов к энергетическому пуску.

По своему назначению космический аппарат может содержать только реакторный блок, который обеспечивает электропитание бортовой функциональной нагрузки (например, системы дистанционного зондирования Земли), либо его ЯЭУ осуществляет функции напланетной АЭС. Другое назначение космического аппарата с ЯЭУ – так называемый «межорбитальный буксир» [1] – перемещение с помощью электродвигательной установки от РБО в заданную область космического пространства (межорбитальные перелеты, транспортировка грузов). Важнейшим назначением космического аппарата с электродвижителем является работа в режиме транспортно-энергетического модуля (ТЭМ): обеспечение электропитания полезной нагрузки после межорбитального перелета. Режим ТЭМ впервые был осуществлен в 1987–1988 гг. космическими аппаратами «Плазма-А» с ЯЭУ «ТОПАЗ» (ИСЗ «Космос-1818» и «Космос-1867») [3].

Анализ задач, которые нужно решить человечеству с помощью космических миссий в ближайшие 20–40 лет, приводит к следующим оценкам значений электрической мощности космических ЯЭУ и, соответственно, назначению космических аппаратов с ЯЭУ (ЯЭДУ) [1]:

- 0,15–0,5 МВт – обслуживание околоземных орбит для деятельности человечества на Земле; энергообеспечение космических и планетных баз, производственных инфраструктур на околоземных орбитах; транспортировка автоматических космических аппаратов и грузов на высокие околоземные орбиты; очистка ближнего космоса от «космического мусора»;
- 0,5–6 МВт – защита Земли от глобальных угроз, связанных с попаданием в нее астероидов и ядер комет; транспортировка грузов на Луну и к планетам;
- 24 МВт – полеты экспедиционных комплексов на Марс.

Очевидно, что для решения такого широкого спектра задач разработчик космических аппаратов должен выбрать тип ЯЭУ (с прямым или машинным преобразованием тепловой энергии в электрическую). При этом, кроме наличия задела, состояния экспериментальной, технологической и производственной баз, кадрового обеспечения текущих и перспективных НИОКР, пусковых комплексов и наземной инфраструктуры управления миссией космических аппаратов, в принципиальном плане должны учитываться следующие важнейшие проектные системные критерии.

1. *Удельная масса энергетической установки*, обозначаемая обычно символом γ , – отношение массы энергетической установки (для ЯЭУ это реакторный блок и модуль служебной нагрузки) к генерируемой электрической мощности ($\text{кг/кВт}_{\text{эл}}$). Ограничение по параметру γ связано с массой полезного груза, который данный тип ракеты-носителя может вывести на опорную орбиту, а в нашем случае еще и на РБО. Для тяжелых носителей типа «Протон», «Ангара-А5» масса полезного груза, в который входят собственно космический аппарат с ЯЭУ (или с солнечной энергетической установкой на фотовольтовых преобразователях) и полезная нагрузка (функциональный целевой модуль), примерно равна 20 т [2, 3].

2. *Габариты энергетической установки*, которая вместе с полезной нагрузкой в составе космических аппаратов должна поместиться под обтекателем ракеты-носителя (для носителей «Протон» и «Ангара-А5» диаметр обтекателя не превышает 5 м, а осевой размер – 10 м) [3].

3. *Ресурс работы* – в настоящее время продолжительность безаварийной работы энергетической установки должна составлять не менее семи лет, а в ближайшей перспективе 10–20 лет [3].

4. Для ЯЭУ (ЯЭДУ) важным критерием является *значение поглощенной дозы всех видов излучений* радиационно-чувствительными элементами и системами космических аппаратов (приводы СУЗ, электронные модули и системы, антенны и т.п.) [3].

5. *Надежность функционирования* ЯЭУ (ЯЭДУ) на всех этапах жизненного цикла, включая вывод из эксплуатации и перевод на высокую орбиту «захоронения» [3].

6. Дополнительные критерии: *регулируемость характеристик* (например, быстрый переход от режима номинальной электрической нагрузки к двукратному форсированному режиму энергодвигательной установки); *динамические характеристики* в составе космических аппаратов (наличие или отсутствие инерционных моментов воздействия на космический аппарат); *влияние факторов космического пространства* (например, радиационных поясов); *необходимость жесткой ориентации* на Солнце и ряд других [3].

В статье не рассматриваются особенности рабочего процесса прямого преобразования тепловой или солнечной энергии в электрическую, а также машинного преобразования энергии в газо- и паротурбинном процессах в рабочих циклах Брайтона, Ренкина, Стирлинга. Читатель может найти описание практически всех используемых и перспективных рабочих процессов в энергетических установках космических аппаратов в работах [4–10].

Сложившиеся на настоящему времени представления об изменении системного критерия удельной массы различных типов космических энергетических установок в зависимости от генерируемой ими электрической мощности ($W_{эл}$) иллюстрирует рис. 2 [5].

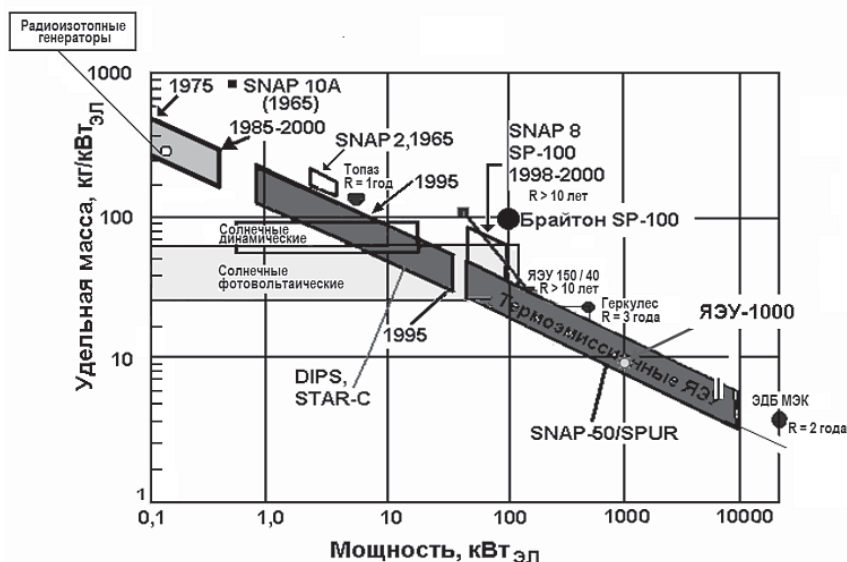


Рис. 2. Сравнение системного проектного критерия γ космических энергетических установок с различными схемами рабочего процесса преобразования энергии в зависимости от генерируемой $W_{эл}$

Характерной особенностью приведенных на рис. 2 данных ведущих разработчиков (в основном, российских и американских) в области создания энергетических установок для космических аппаратов является текущая острая конкуренция за использование в проектах методов прямого и машинного (на основе цикла Брайтона с газоох-

лаждаемым быстрым реактором) преобразования энергии.

Условно «выпадает» из рис. 2 точка «ЯЭУ-1000», которая может быть реализована как на термоэмиссии, так и с помощью ЯЭУ с газотурбинной установкой на основе цикла Брайтона [11, 12].

В практических космических задачах до сих пор доминирует солнечная энергетика, которая за последние примерно 20 лет сделала большой скачок по эффективности от значения к.п.д. 9–10 % в кремниевых (поликристаллических) фотовольтных преобразователях до 25–30 % в двух- и даже в трехкаскадных преобразователях, в том числе на $A_{III}B_V$ -материалах и при использовании концентраторов солнечного излучения на основе линз Френеля [13–15]. Однако разработчики новых космических аппаратов для миссий текущего столетия пришли к консолидированному выводу о практическом ограничении использования систем электропитания на основе бортовых фотовольтных преобразователей величиной установленной электрической мощности значениями ~ 10 кВт при использовании ракет-носителей класса «Союз-2» и ~ 35 кВт для класса «Ангара-А5». Кроме того, использование солнечных систем электропитания в космических аппаратах среднесрочной перспективы будет весьма проблематичным по следующим причинам:

- жесткие требования к точности стабилизации и ориентации на Солнце и, соответственно, невозможность реализации этих требований в полной мере из-за низкой частоты собственных колебаний солнечных панелей (меньше 0,1 Гц);
- проблема организации одновременной оптимальной ориентации нескольких систем – антенн, панелей солнечных батарей, панелей систем обеспечения теплового режима (СОТР) космического аппарата, включая холодильник-излучатель, что практически приводит к необходимости переразмеривания солнечной батареи и СОТР и, соответственно, к существенному усложнению их укладки под обтекателем ракеты-носителя и развертывания в рабочую конфигурацию на орбите;
- уязвимость фотовольтных преобразователей к воздействию естественных и искусственных факторов космического пространства и собственной атмосферы космического аппарата, приводящих к деградации $W_{эл}$ вплоть до полного их выхода из строя.

Следует отметить, что таких проблем и ограничений нет для космической ядерной энергетике в составе систем преобразования энергии космических аппаратов [16].

СОЗДАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ЯЭУ ПЕРВОГО ПОКОЛЕНИЯ – НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЗАДЕЛ ДЛЯ НИОКР ПО РАЗРАБОТКЕ КЯЭУ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

Работы по созданию космических энергетических установок, использующих ядерные технологии для преобразования тепловой энергии, выделяющейся при реакции деления в активной зоне реактора или при реакции радиоактивного распада радионуклида в радиоизотопном генераторе, в электрическую энергию в рабочем процессе термоэлектрического а позднее более эффективного термоэмиссионного преобразования начались в середине 50-х гг. прошлого столетия практически одновременно и независимо друг от друга в США и СССР [17].

Первым крупным успехом в этой области НИОКР в СССР стало испытание в 1964 г. наземного прототипа ЯЭУ «Ромашка» (рис. 3) с кремний-германиевыми высокотемпературными термоэлектрическими преобразователями [18]. Годом позже в США прошли летно-конструкторские испытания космической ЯЭУ «SNAP-10A» (рис.4) с термоэлектрическими преобразователями, подобными использованным в «Ромашке», но выполненными по технологии унифицированных термоэлектрических пар [9, 19], ставшей впоследствии основой для всех проектных решений в американских ядерных и радиоизотопных космических преобразователях-электрогенераторах.

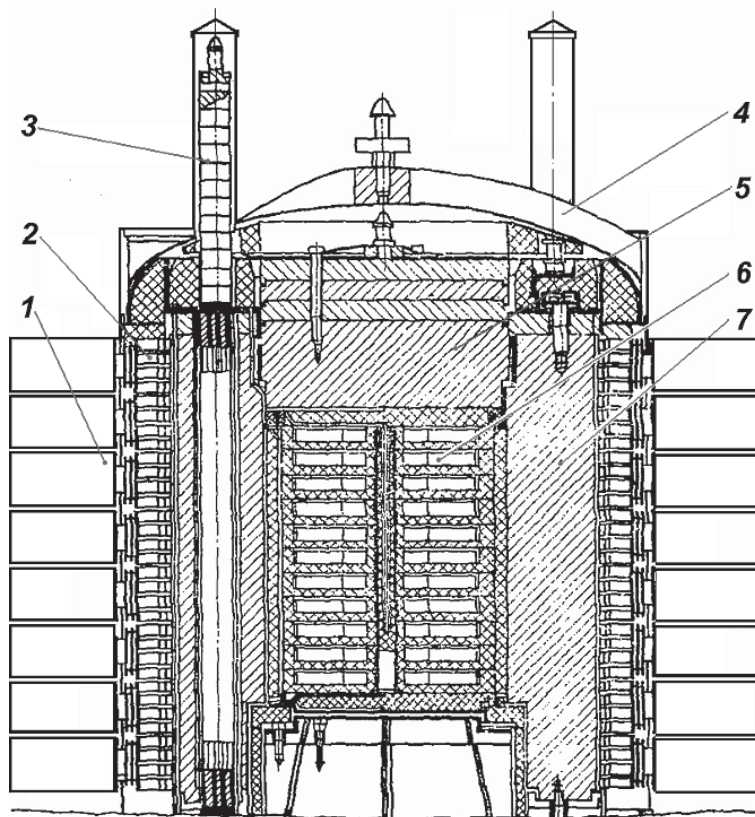


Рис. 3. Схема реактора-преобразователя «Ромашка»: 1 – ребра холодильника-излучателя; 2 – термоэлектрические преобразователи; 3 – регулирующий стержень; 4 – корпус ядерного реактора; 5 – верхний отражатель; 6 – активная зона реактора; 7 – боковой отражатель

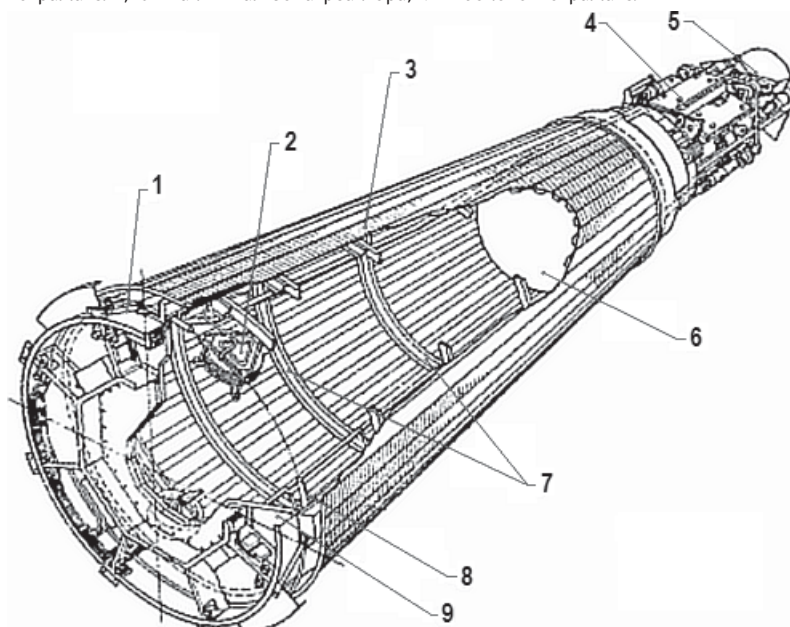


Рис.4. Схема космической ЯЭУ «SNAP-10А»: 1 – узлы крепления ЯЭУ к РН; 2 – компенсационный бак ЖМК; 3 – термоэлектрический генератор – холодильник-излучатель; 4 – ядерный реактор; 5 – электромагнитный насос; 6 – радиационная защита; 7 – силовой каркас; 8 – коллектор контура теплоносителя; 9 – аппаратный отсек

Несмотря на то, что американцы первыми вывели на РБО в космос ЯЭУ («SNAP-10A») в составе космического аппарата «Snapshot» ракетой-носителем «Agena» как систему дополнительной электрической мощности для подзарядки электрохимического аккумулятора (низкий уровень электрической мощности $\sim 500 \text{ Вт}_{\text{эл}}$), обеспечивавшего питание бортовых систем (в частности, ионного двигателя), космический эксперимент потерпел неудачу. Возникли проблемы с ресурсом, произошел электрический пробой в системе питания ионного двигателя и др. Этот эксперимент с ЯЭУ так и остался единственным в американской космической истории. Попытки разработки мощной космической ЯЭУ типа «SP-100» с установленной электрической мощностью $\sim 100 \text{ кВт}$ на основе термоэлектрических, а на более позднем этапе (с середины 1980-х гг. по настоящее время) термоэмиссионных преобразователей положительного технического результата так и не дали [4]. В настоящее время главным направлением разработок по созданию космических ЯЭУ американцы (НАСА) выбрали машинную схему преобразования на основе газоохлаждаемого быстрого реактора с газотурбинной установкой в рабочем цикле Брайтона для генерации $W_{\text{эл}} \sim 100 \text{ кВт}_{\text{эл}}$ и более с ресурсом не менее пяти лет [8, 20].

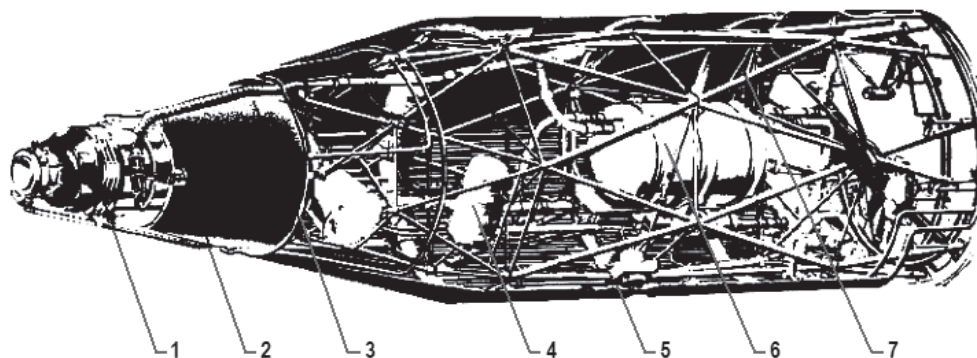


Рис.5. Схема космической ЯЭУ «БУК»: 1 – реактор; 2 – трубопровод жидкометаллического контура (ЖМК); 3 – радиационная защита; 4 – компенсационный бак ЖМК; 5 – холодильник-излучатель; 6 – термоэлектрический генератор; 7 – силовая рамная конструкция

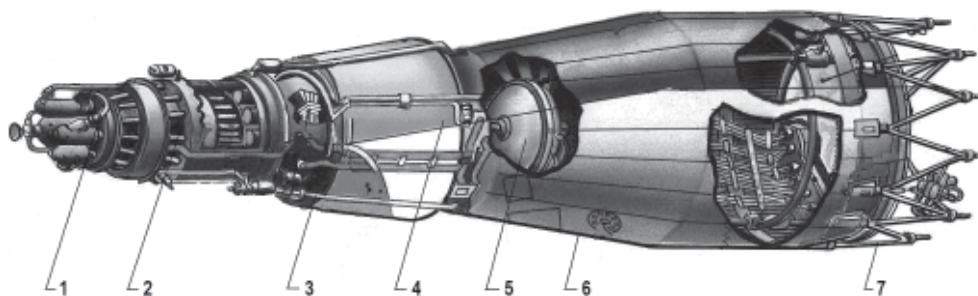


Рис. 6. Схема космической ЯЭУ «ТОПАЗ»: 1 – блок системы подачи паров Cs и приводов органов регулирования; 2 – термоэмиссионный реактор-преобразователь; 3 – трубопровод ЖМК; 4 – радиационная защита; 5 – компенсационный бак ЖМК; 6 – холодильник-излучатель; 7 – рамная конструкция

В СССР руководство страны, проявив в интересах обороноспособности политическую волю, мотивировало развертывание широкомасштабных НИОКР по созданию космических аппаратов с ЯЭУ прямого преобразования сначала с термоэлектрическими преобразователями («БУК», рис. 5), а затем с термоэмиссионными («ТОПАЗ», рис. 6). В условиях отсутствия информационного обмена с американцами эти установки были созданы исключительно на основе отечественных технологий и проектных решений в составе ракет-носителей «Циклон-2». Кроме

того, космический аппарат с ЯЭУ «БУК», получивший наименование «УС-А», штатно эксплуатировался вплоть до 1988 г. в составе системы морской космической разведки и целеуказания «Легенда», в обеспечение которой было выполнено 32 запуска на орбиту, близкую к круговой, высотой около 300 км [20–23].

Ключевые роли в создании ЯЭУ «БУК» и «ТОПАЗ» для космического аппарата «Плазма-А» (предприятие главного конструктора – КБ «Арсенал», Ленинград) сыграли предприятия главного конструктора ЯЭУ (НПО «Красная Звезда», директор Г.М. Грязнов, заместитель – главный конструктор В.И. Сербин) и научного руководителя (ФЭИ, директора В.А. Кузнецов и О.Д. Казачковский, научный руководитель В.Я. Пупко).

Особенностью создания первой в мире космической ЯЭУ «ТОПАЗ» с термоэмиссионными многоэлементными электрогенерирующими каналами (ЭГК) стала конкуренция с ОКР по созданию ЯЭУ «Енисей» с одноэлементными ЭГК (предприятие научного руководителя – ИАЭ им. И.В. Курчатова), которая завершилась созданием наземного прототипа энергоустановки, проданной в 1990-х гг. в США для наземных демонстрационных испытаний. В настоящее время ее проектные решения взяты за основу китайскими разработчиками [18, 24].

Основные характеристики установок прямого преобразования энергии (с термоэлектрическими и термоэмиссионными преобразователями), созданных в период разработки и испытаний космических ЯЭУ первого поколения, приведены в табл. 1.

Таблица 1

ЯЭУ первого поколения

Характеристика на Земле / в Космосе	Наименование установки				
	«SNAP-10А»	«Ромашка»	«БУК»	«ТОПАЗ»	«Енисей»
W _{теп} , кВт	? / 34	28,2 / –	100 / 100	150 / 150	100 / –
W _{эл} , кВт	? / 0,54	0,45 / –	2,5 / 2,5	7 / 7	5,5 / –
Масса, т	0,45	0,5	0,9	1,2	1
Ресурс, мес	12 / 1,5	24 / –	3–6 / 6	6–12 / 6–12	18 / –
Годы испытаний	1964 / 1965	1964 / –	1966–1970 / 1970–1988	1970–1984 / 1987–1988	1975–1985 / –
Кол-во испытаний	? / 1	1 / –	4 / 32	4 / 32	4 / –

Отличительная особенность КЯЭУ «ТОПАЗ» от ЯЭУ «Енисей», связанная с типом использованного ЭГК (рис. 7), проявляется в возможности наращивания $W_{эл}$ в реакторе-преобразователе (РП) за счет увеличения количества электрогенерирующих элементов (ЭГЭ) в многоэлементном ЭГК в РП ЯЭУ второго поколения до субмегаваттного и даже мегаваттного уровня [4, 16, 25], в то время как из-за омических потерь в эмиттерной и коллекторной оболочках ЭГЭ в РП ЯЭУ типа «Енисей» $W_{эл}$ ограничена величиной около 20 кВт [4, 18].

Пионерские работы специалистов СССР и России в области космической ядерной термоэмиссионной энергетики субмегаваттного класса, проектные решения по которой были успешно реализованы в ЯЭУ «ТОПАЗ» [23], «Енисей» [18] и при разработке межорбитального буксира «Геркулес» для марсианской и других миссий [1], значительно улучшены в проектах установок космических ЯЭУ второго поколения в составе аппаратов для космических миссий XXI в.

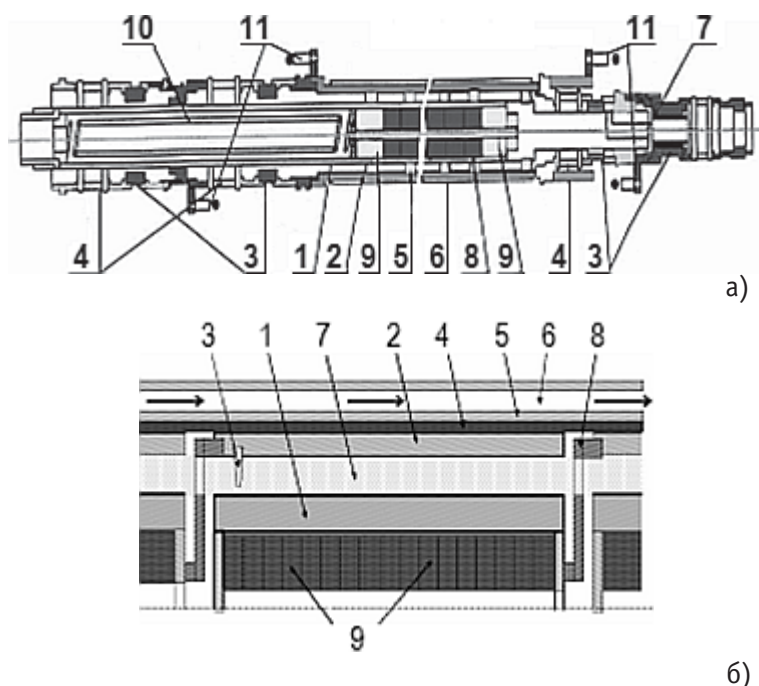


Рис. 7. Схемы одноэлементного (а) и многоэлементного (б) ЭГК: а) 1 – эмиттер; 2 – коллектор; 3 – гермовводы; 4 – сильфоны; 5 – дистанционаторы; 6 – внешняя электроизоляция; 7 – канал подачи Cs в межэлектродный зазор; 8 – топливо; 9 – торцевые отражатели; 10 – фиксирующее устройство; 11 – токовыводы; б) 1 – эмиттер; 2 – коллектор; 3 – дистанционатор; 4 – изоляция; 5 – чехол; 6 – NaK-теплоноситель; 7 – межэлектродный зазор (пары Cs); 8 – коммутационная перемычка; 9 – ядерное топливо (таблетки)

КОСМИЧЕСКИЕ ЯЭУ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

Новые задачи для реализации космических миссий XXI в. с использованием ядерных энергоисточников выдвинули ряд принципиальных технических требований, к важнейшим из которых следует отнести [1, 3, 5, 16]

- необходимость интеграции ЯЭУ в космические аппараты, выводимые современными и перспективными ракетносителями;
- обеспечение ядерной и радиационной безопасности на всех этапах жизненного цикла космического аппарата с ЯЭУ – абсолютный приоритет;
 - увеличение $W_{эл}$ до 50 – 1000 кВт_{эл} (при выходном напряжении около 120 В) и ресурсе до 7 – 10 лет;
- возможность продолжительного нахождения на РБО до начала работы в режиме транспортно-энергетического модуля.

Современные требования к перспективному ряду бортовых ЯЭУ с термоэмиссионными преобразователями, по мнению специалистов предприятия главного конструктора, разработавшего космический аппарат «Плазма-А» с ЯЭУ «ТОПАЗ» и работающего над созданием космического аппарата второго поколения «Плазма-2010», приведены в табл. 2 [3, 5, 11].

Особенностью нового поколения космических ЯЭУ прямого и машинного преобразования является существенное увеличение отводимой (непреобразованной) тепловой мощности с помощью системы обеспечения теплового режима, важнейшей конструктивной частью которой является холодильник-излучатель. Он при доставке на РБО должен быть уложен под обтекателем ракеты-носителя, а при выходе на РБО – развернут в рабочую конфигурацию. Для бортовых термоэмис-

сионных ЯЭУ выбор типа холодильника-излучателя сделан в пользу трубчатой жесткой конструктивной схемы [3], а для ЯЭУ с машинным преобразованием на основе газотурбинной установки в цикле Брайтона с быстрым газоохлаждаемым реактором – в пользу капельного [12].

Таблица 2

Ожидаемые характеристики термозмиссионных ЯЭУ второго поколения

ХАРАКТЕРИСТИКА	Обозначение ЯЭУ				
	ЯЭУ-25	ЯЭУ-50	ЯЭУ-250	ЯЭУ-500	ЯЭУ-1000
Диапазон полезной электрической мощности, кВт	20 – 80	40 – 120	100 – 250	150 – 500	500 – 1500
Напряжение постоянного тока на выходе САУ, В	115±5%				
Тип РП	На промежуточных нейтронах		На быстрых нейтронах		
Загрузка по урану-235, кг	Около 40	50	265	280	362
Размеры а.з., диаметр/высота, мм	325 / 520	385 / 520	492 / 700	492 / 8--	640 / 930
Топливо	Двуокись урана		Карботантал урана		
Теплоноситель	Эвтектический сплав калия и натрия		Литий		
Максимальная температура теплоносителя, °С	600		950		
Ресурс работы, годы (в том числе на форсированном уровне)	До семи (до одного) с доведением по отдельным режимам до 10-ти				
Допустимые уровни излучений на стенке ПО: – флюенс быстрых нейтронов ($E_n > 0,1$ МэВ) – поглощенная доза фотонов	$\leq 1 \cdot 10^{12}$ н/см ² $\leq 1 \cdot 10^6$ рад				
Габариты ЯЭУ, диаметр/длина, м: – в стартовом положении – в рабочем положении	2,7 / 5,0 2,7 / 20,0	3,7 / 5,1 3,7 / 30,6	3,7 / 4,5 3,7 / 28,0	3,9 / 12,2 3,9 / 22,0	4,5 / 25 4,5 / 25
Стадия разработки	Эскизный проект		Концептуальный прект		
Возможные средства выведения (тип РН)	«Союз-2»	«Протон-М» «Ангара»	«Ангара А-5»		

Внешний вид перспективных космических аппаратов с ЯЭУ второго поколения и холодильников-излучателей различного типа по современным представлениям их главных конструкторов представлен на рис. 8.

Совершенно очевидно, что современный этап развития космической ядерной энергетики протекает в условиях конкуренции между различными проектными решениями при создании космических аппаратов с бортовыми установками, имеющими различные типы преобразователей в системах электропитания. Несмотря на существенное расхождение в достигнутой величине к.п.д. (η) преобразователями разных типов, основой выбора типа системы электропитания, кроме учета имеющейся производственно-технической и экспериментально-испытательной

баз, является системный проектный критерий γ энергетических установок для различных схем преобразования энергии [8, 11], показанный на рис. 9 [25].

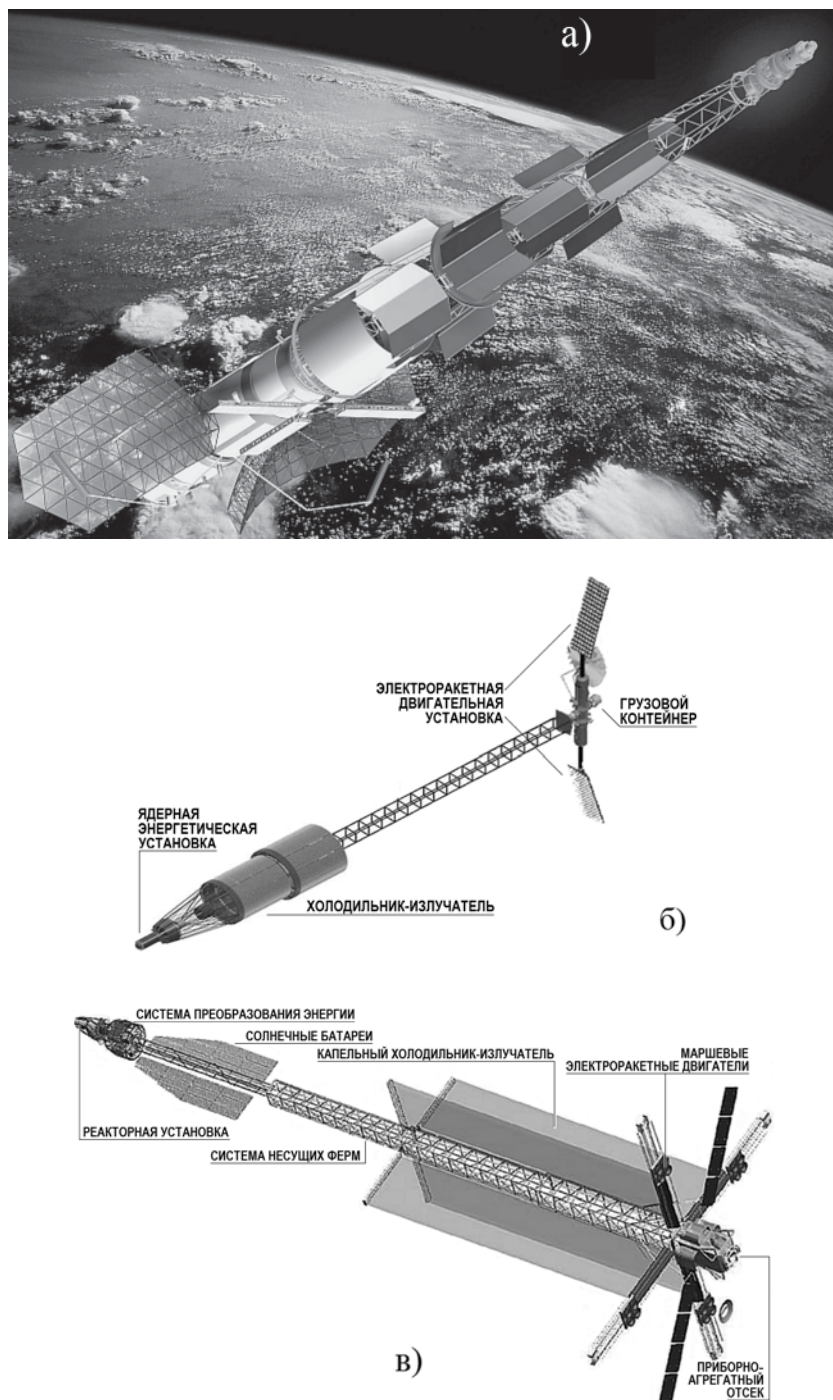


Рис. 8. Внешний вид трех типов транспортно-энергетического модуля с ЯЭДУ субмегаваттного и мегаваттного классов для космических миссий XXI в.: а) – «Плазма-2010» с термоэмиссионной ЯЭУ [3]; б) – «Геркулес» с термо-эмиссионной ЯЭУ [1]; в) – президентский проект «Создание транспортно-энергетического модуля на основе ЯЭДУ мегаваттного класса с газотурбинной электрогенераторной машинной схемой преобразования[12]

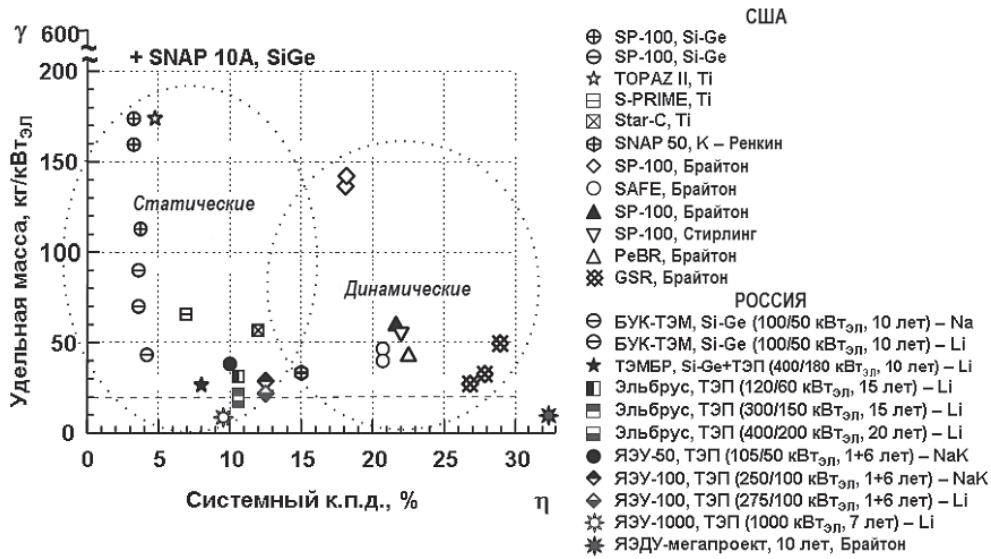


Рис. 9. Сравнение системного критерия γ для ЯЭУ с различными схемами преобразования энергии и η

Из рисунка 9 видно, что, несмотря на достаточно высокий уровень η (около 30%), машинные схемы преобразования с динамическими преобразователями (зона «Динамические») по критерию γ не имеют преимуществ в субмегаваттном и мегаваттном диапазонах $W_{эл}$ по сравнению с прямым (термоэмиссионным, зона «Статические») преобразованием. Это связано с относительно низким уровнем температуры холодильника-излучателя (около 300К) в термодинамическом цикле Брайтона и Стирлинга машинных схем преобразования. По-видимому, преимущество машинной схемы по сравнению с термоэмиссионным преобразованием энергии начнет проявляться в многомегаваттном исполнении ЯЭУ для космических аппаратов отдаленной перспективы, предназначенных для решения крупных научных и планетарных задач [1, 2, 12].

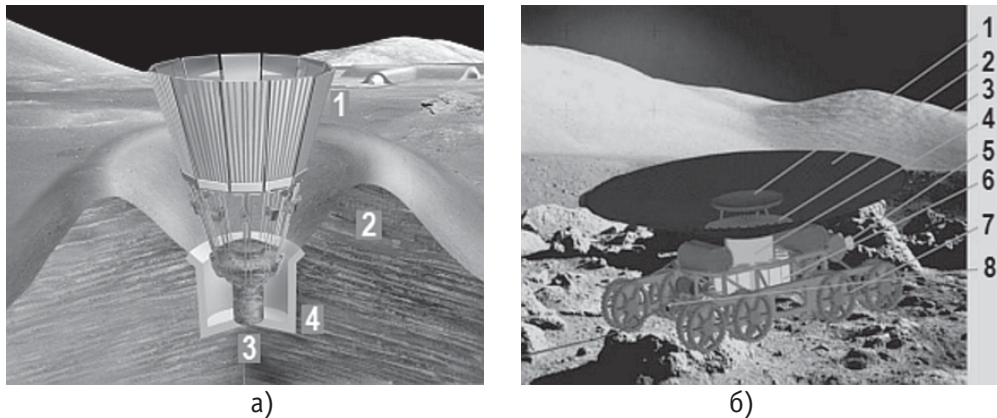


Рис.10 Ядерные электростанции лунной базы: а) концепция РКК «Энергия» [1] – 1 – ХИ; 2 – грунтовый вал; 3 – термоэмиссионный РП; 4 – шахта; б) концепция ГНЦ РФ-ФЗИ [27] – 1 – балластный излучатель; 2 – радиатор; 3 – ТЭП; 4 – защита реактора; 5 – телекамеры блока управления; 6 – приводы СУЗ; 7 – шасси; 8 – силовой и телеметрические кабели

Следует особо отметить новую энергетическую нишу текущего столетия для ядерной технологии электрогенерации субмегаваттного диапазона $W_{эл}$ (30–500 кВт_{эл}) при решении задач колонизации Луны и Марса [26], очистки геостационарной орбиты от техногенного мусора и создания системы защиты Земли от

астероидно-кометной опасности [1, 2]. В качестве примера на рис. 10 приведен внешний вид ядерных напланетных электростанций лунной базы по представлениям специалистов РКК «Энергия» (150–500 кВт_{эл.}) и ГНЦ РФ-ФЭИ (около 30 кВт_{эл.} для роботизированной миссии).

В рассматриваемых концепциях таких электростанций для обеспечения приемлемых условий по дозовой нагрузке лунных баз в качестве радиационной защиты предусматривается использование лунного реголита. Отметим, что о создании лунной базы с напланетной ЯЭУ объявлено специалистами Китая ($W_{эл}$ около 10 кВт_{эл.} [24]) и США ($W_{эл}$ около 40 кВт_{эл.} [28]).

В настоящее время в текущих космических миссиях американские разработчики космических аппаратов широко используют радиоизотопные термоэлектрические генераторы (РИТЭГ) с установленной $W_{эл}$ около 125 Вт_{эл.} на основе унифицированных высокотемпературных термоэлектрических кремний-германиевых преобразователей. Схема РИТЭГ и как пример вид космических аппаратов, на которых эти генераторы установлены, даны на рис. 11 и 12 [29].

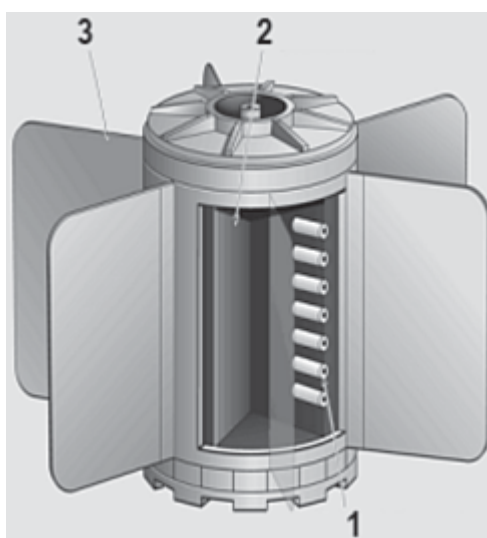
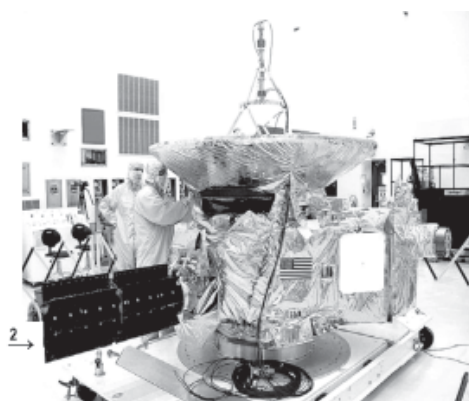
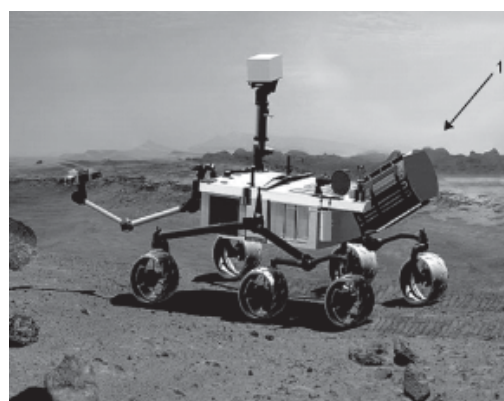


Рис. 11. Унифицированный РИТЭГ ($W_{эл} = 125$ Вт) в текущих проектах ДОЕ и НАСА США: 1 – термоэлектрические преобразователи; 2 – капсула с топливом (плутоний-238); 3 – ребра охлаждения



а)



б)

Рис. 12. Актуальные космические миссии США с РИТЭГ: а) – межпланетная космическая станция НАСА «New Horizons» (два РИТЭГ); б) – научная марсианская лаборатория «Curiosity» (один РИТЭГ)

Перспективные американские проекты использования космических ЯЭУ связаны с реализацией программы «Прометей», в ходе которой была начата разработка КА «JIMO» (установленная $W_{эл}$ около 100 кВт_{эл}) с ЯЭУ, использующей машинное преобразование на основе газоохлаждаемого быстрого реактора и газотурбинной установки, работающих по термодинамическому циклу Брайтона на ресурс до пяти лет [8, 11, 28].

В целом, результаты анализа областей применения энергетических установок, проведенного специалистами предприятий главного конструктора, разрабатывающих КА с солнечными установками, ЯЭУ и ЯЭДУ для различных космических миссий XXI в., представлены на рис. 13 [1, 2, 30].

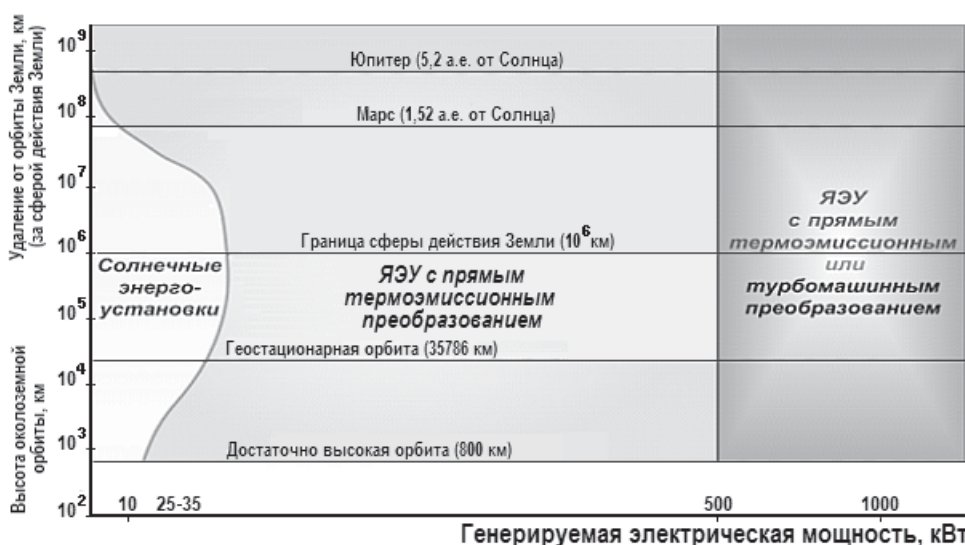


Рис. 13. Области применения различных типов энергоустановок в перспективных автоматических космических комплексах для использования в околоземном и дальнем космическом пространстве

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Нарастающий спрос на глобальные информационные технологии и услуги, углубление экологических проблем, необходимость создания системы защиты Земли от астероидно-кометной опасности, колонизация Луны, Марса, изучение других небесных объектов делают дальнейшее освоение Космоса с использованием ядерных технологий электрической генерации на борту КА различного назначения одним из важнейших путей обеспечения устойчивого развития земной цивилизации в XXI в.

По системному проектному параметру γ , наличию научно-технического задела КЯЭУ прямого преобразования с термоэмиссионными преобразователями имеют несомненные преимущества в субмегаваттном диапазоне изменения $W_{эл}$ по сравнению с другими схемами преобразования энергии.

Литература

1. Лопота В.А. Космическая миссия поколений XXI века. // Общероссийский научно-технический журнал «Полет», авиация, ракетная техника, космонавтика. – 2010. – Вып. 7. – С. 3–12.
2. Лопота В.А. Космонавтика в XXI века. // Вестник академии наук. – 2011. – Т. 81. – Вып. 9. – С. 771–793.
3. Романов А.В. Теория комплексной оптимизации проектирования космических аппаратов с ядерными термоэмиссионными энергетическими установками. – СПб.: Издательство ООО «НПО

«Профессионал», 2010. – 472 с.

4. Ярыгин В.И. Термоэлектричество и термоэмиссия в космических ядерных энергетических установках прямого преобразования. Современное состояние и перспективы. / Доклад № 1117 в трудах Международной конференции «Космическая ядерная энергетика 2005» (SNC 2005), США, 2005.

5. Андреев П.В., Зродников А.В., Ярыгин В.И. и др. Взгляд на космическую ядерную энергетика: 50 лет назад, 50 лет вперед. / Доклад № 1116 в трудах Международной конференции «Космическая ядерная энергетика 2005» (SNC 2005), США, 2005.

6. Ярыгин В.И. Физические основы термоэмиссионного преобразования энергии. Часть 1. Введение в специальность. / Учебное пособие по курсу «Перспективные методы получения и преобразования энергии». – Обнинск, ИАТЭ, 2006. – 104 с.

7. Мелета Е.А., Ярыгин В.И., Ионкин В.И. Термоэлектрические генераторы. Часть 1. Основы физики и техники термоэлектрических устройств для преобразования тепловой энергии в электрическую / Учебное пособие по курсу «Перспективные методы получения и преобразования энергии». – Обнинск, ИАТЭ, 2007. – 104 с.

8. Ярыгин В.И., Сидельников В.Н., Миронов В.С. Выбор вида преобразования энергии для инициативы НАСА по космическим ядерным энергетическим системам – недооцененные возможности термоэмиссии. / Доклад № AIAA-2004-5586 в трудах II Международной конференции по инженерным проблемам преобразования энергии (2nd IESECS 2004), США, 2004.

9. Ярыгин В.И., Ружников В.А., Синявский В.В. Космические ядерные энергетические установки: прошлое, настоящее, будущее. Часть 1. Космические ядерные энергетические установки первого поколения. / Учебное пособие по курсу «Перспективные методы получения и преобразования энергии». – Обнинск, ИАТЭ НИЯУ МИФИ, 2012. – 52 с.

10. Ярыгин В.И., Ружников В.А., Синявский В.В. Космические ядерные энергетические установки: прошлое, настоящее, будущее. Часть 2. Термоэмиссионные ЯЭУ второго поколения, ядерные энергодвигательные установки субмегаваттного и мегаваттного классов с термоэмиссионным и машинным преобразованием энергии. / Учебное пособие по курсу «Перспективные методы получения и преобразования энергии». – Обнинск, ИАТЭ НИЯУ МИФИ, 2012. – 64 с.

11. Андреев П.В., Гулевич А.В., Ярыгин В.И. и др. Физико-технические возможности термоэмиссии для современных проектов создания КЯЭУ мегаваттного класса. / Доклад № 3014 в трудах Международной конференции «Ядерные и инновационные технологии для космоса» – NETS 2012, США, 2012.

12. Коротеев А.С. Новый этап в использовании атомной энергии в космосе. // Атомная энергия. – 2010. – Т. 108. – Вып. 3. – С. 135-138

13. Нариманов Е.А. Космические солнечные электростанции. – М.: «Знание», 1991. – 64 с.

14. Семенов Ю. П., Соколов Б.А., Мельников В.М. и др. Перспективы большой космической энергетика. // Журнал «Конверсия в машиностроении». – 2002. - Вып. 6. – С. 11–16.

15. Андреев В.М., Грилихес В.А., Соколов Б.А. и др. Перспективы создания космических солнечных батарей с концентраторами излучения и многопереходными гетероструктурными фотопреобразователями. // Известия Академии наук. – 2003. - Вып. 3. – С. 60–69.

16. Забудько А.Н., Ионкин В.И., Ярыгин В.И. и др. Ядерные энергетические установки с системами прямого преобразования для транспортно-энергетических модулей тяжелых космических аппаратов с ресурсом более 10 лет. / Доклад в трудах «Космос на страже Родины». Третьи научные чтения по военной космонавтике. – М.: Изд. «Научного инновационно-инжинирингового центра перспективных технологий», – 276 с. – 2001. – С. 201–205.

17. Зродников А.В., Пустовалов А.А., Ярыгин В.И. и др. Модель космоса (восьмое издание). – М.: Изд. «Университет – книжный дом». – 2007. – Т 2. – 780 с. – Глава 2.4. – С. 660–681.

18. Кухаркин Н.Е., Пономарев-Степной Н.Н., Усов В.А. Космическая ядерная энергетика (ядерные реакторы с термоэлектрическим и термоэмиссионным преобразованием – «Ромашка» и «Енисей»). / Под ред. ак. РАН Н.Н. Пономарева-Степного – М.: – Изд. АТ. – 2008. – 146 с.

19. Разработка и испытание установки SNAP-10A. // Атомная техника за рубежом. – Вып. 6. – М.: Атомиздат. – 1966. – С. 5–16.

20. NASA Facts. Enabling Robust New Space Science Missions: NASA's Nuclear Systems Initiative, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C., 4 February 2002.

21. Пупко В.Я. История работ по летательным аппаратам на ядерной энергии для космических и авиационных установок в ГНЦ РФ-ФЭИ / Издание второе. – Обнинск: ФЭИ. – 2002. – 72 с.

22. *Землянов А.Б., Косов Г.Л., Траубе В.А.* Система морской космической разведки и целеуказания (история создания), СПб. – 2002. – 216 с.
23. *Грязнов Г.М.* Космическая атомная энергетика и новые технологии (Записки директора). – М.: Издательство ФГУП «ЦНИИАтоминформ». – 2007. – 136 с.
24. *Hu Gu, Zhao Shouzhi, Ruan Kegiang.* Atransient analytic method of thermionic reactor: ТОРАЗ-II. / Доклад № ICONE18-29920 в трудах XVIII Международной конференции по ядерной технике, Китай, 2010.
25. *Ярыгин В.И.* Современное состояние НИОКР в области создания космических ЯЭДУ суб- и мегаваттного класса для транспортно-энергетических модулей. / В научно-техническом сборнике «Итоги научно-технической деятельности института ядерных реакторов и теплофизики за 2011 г.». – Обнинск, Изд. ГНЦ РФ-ФЭИ. 2012, – С. 357–363.
26. Луна - шаг к технологиям освоения Солнечной системы. / Под научн. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. – М.: Изд. РКК «Энергия». 2011, – 584 с.
27. *Ярыгин В.И., Лазаренко Г.Э., Овчаренко М.К. и др.* Космические ЯЭУ на основе реактора на быстрых нейтронах SAFE с низкотемпературными термоэмиссионными преобразователями. // «Известия вузов. Ядерная энергетика.» Вып. 4. 2011. – С. 18–26.
28. *Werner J.* Development of fission surface power systems for space exploration. // В трудах 242-й Национальной конференции и выставки американского химического общества. США, 2011.
29. http://www.nasa.gov/mission_pages/newhorizons/main/index.html.
30. *Журавлева А.Ю.* Универсальная космическая платформа с ядерной энергетической установкой (УКП ЯЭУ) «Плазма-2010». / В трудах «Королевские чтения». – М.: МГТУ им Баумана. 2011.

Поступила 29.05.2013

ABSTRACTS OF THE PAPERS**УДК 621.311:621.039**

Nuclear power of direct conversion in space missions of the 21-st century \ Yarygin V.I.; Editorial board of journal «Izvestia visshikh uchebnikh zavedeniy. Yadernaya energetica» (Communications of Hier Scools. Nuclear Power Engineering) Obnibsk, 2013. 16 pages, 2 tables, 23 illustrations. References, 30 titles.

The short review of a current state of the scientific research and development activity in the field of creation of the space nuclear power plants (SNPP) submegawatt and megawatt class with thermoelectric and thermionic converters the thermal energy to electric for transport power modules and interorbital tows is submitted. The analysis of the main results received at the creation of SNPP of the first generation (SNAP-10A, BUK, TOPAZ) is carried out and the main tasks and problems of the development of SNPP of the second generation are covered.

Topical issues of the use of SNPP and nuclear power propulsion systems for space exploration and the comparison of the characteristics of SNPP of direct and machine conversion of energy are considered.

УДК 621.039

The simulation of the process of sodium freezing in the tubes for the optimization of fast breeder reactor units maintenance \ Tashlykov O.L., Naumov A.A. Sheklein S.E.; Editorial board of journal «Izvestia visshikh uchebnikh zavedeniy. Yadernaya energetica» (Communications of Hier Scools. Nuclear Power Engineering) Obnibsk, 2013. 6 pages, 5 illustrations. References, 8 titles.

The peculiarities of the repair works of the fast breeder reactor NPP sodium systems are considered. The requirements for the sodium melting exclusion inside the equipment and piping during their opening and repair are given. The results of the sodium cooling process simulation with SolidWorks software are given. The advantages of quick-mounting (quick-detachable) device for sodium freezing by works execution at radioactive sodium systems are shown.

УДК 621.039

The choice of locking medium of the shaft seal of main circulation pumps reactor facility with lead and lead-bismuth coolants \ Beznosov A.V., Novinsky E.G., Lvov A.V., Bokov P.A., Bokova T.A.; Editorial board of journal «Izvestia visshikh uchebnikh zavedeniy. Yadernaya energetica» (Communications of Hier Scools. Nuclear Power Engineering) Obnibsk, 2013. 6 pages, 1 tables, 3 illustrations. References, 4 titles.

The paper discusses possible applications of locking media: oil, or high purity water in a rotating shaft seal system main circulation pumps (MCP) of the main circuit with fast reactors cooled by lead and lead-bismuth coolant. The analysis was performed based on the need to optimize the operating parameters of the seal and bearing in mind the possible impact of the medium on the locking performance characteristics of the reactor circuit, as in normal operation and in case of emergency admission of significant amounts of oil or condensate water from the rotating shaft seal system MCP to the reactor circuit.

УДК 621.039.534

Research processes and devices hydrogen purification applied to the circulation loop with the heavy liquid metal coolants \ Ulyanov V.V., Martynov P.N., Gulevsky V.A., Fomin A.S., Teplyakov U.A.; Editorial board of journal «Izvestia visshikh uchebnikh zavedeniy. Yadernaya energetica» (Communications of Hier Scools. Nuclear Power Engineering) Obnibsk, 2013. 6 pages, 4 illustrations. References, 4 titles.

The article deals with the problem of pollution circulation circuits with heavy liquid metal coolant slag deposits on the basis of lead oxide. As a solution to the above problem, the method of purification of hydrogen, comprising administering a mixture of Ar-H₂O-H₂ directly into the flow of the circulating heavy liquid metal coolant. As the device is used for hydrogen purification proposed mechanical (disk design) gas dispergator. A program of its method of testing conducted hydrogen purification circulation loop stand TT-2M with gas dispergator. Based on these results the gas dispergator can be recommended not only for research stands, but also for the first contours of promising reactors with heavy liquid metal coolant.

УДК 620.9+544(075)

The study of hydrogen generation in the interaction of aluminum with aqueous solutions \ Milinchuk V.K.,