

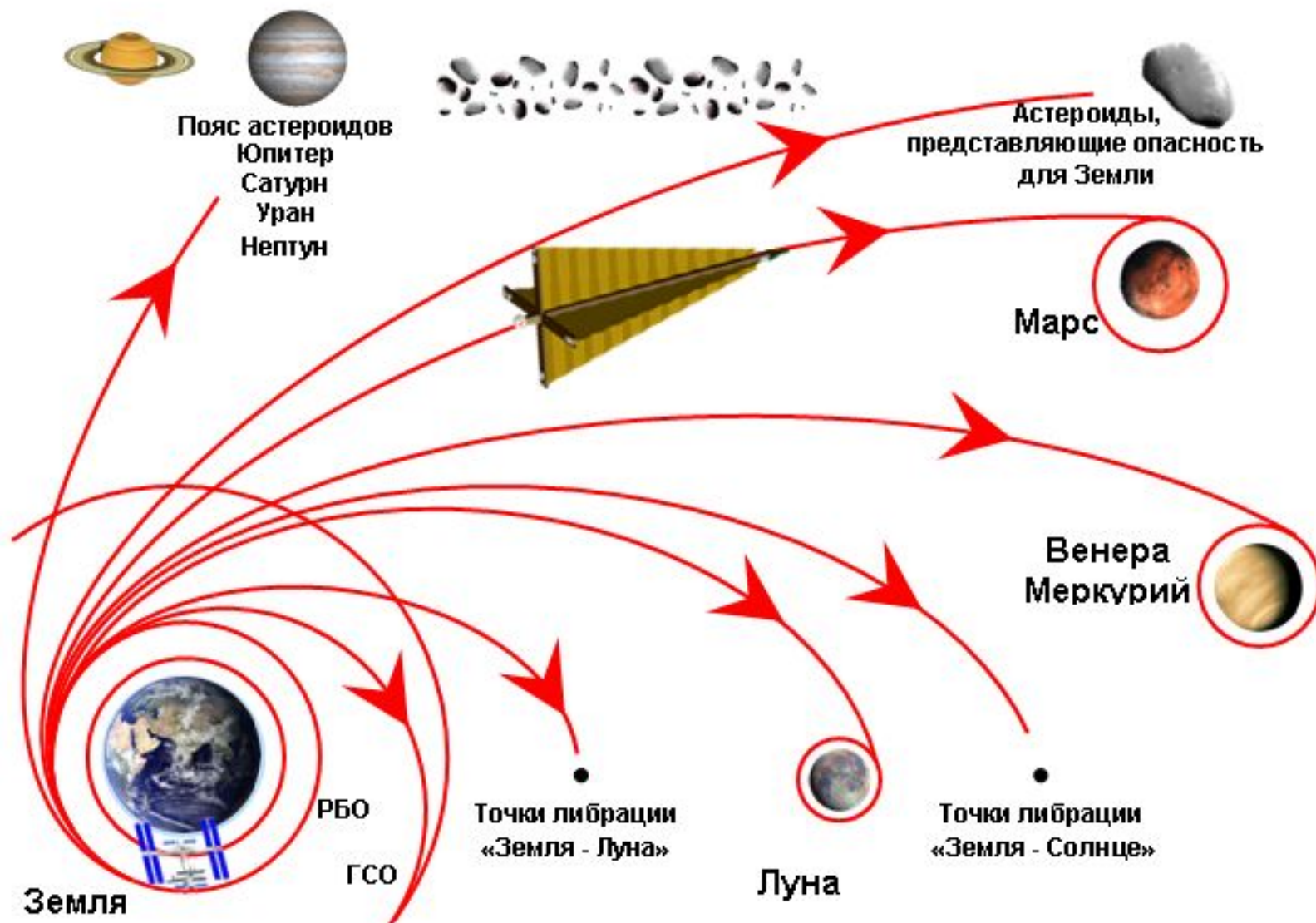


Обнинский институт атомной энергетики
национального исследовательского ядерного
университета «МИФИ»

**Ядерные энергетические установки
прямого и машинного преобразования
энергии космического и напланетного
назначения. Состояние, проблемы,
перспективы**

профессор В.И.Ярыгин

Современные космические задачи человечества, решаемые с помощью ядерной энергетики



Основные актуальные проблемы НИОКР в области космической ядерной энергетики

- **Прямое или машинное преобразование энергии?**
- **Ядерная и радиационная безопасность КЯЭУ!**
- **Основные проектные требования:**
 - минимизация γ (кг/кВт_{эл});
 - достижение требуемых по ТЗ ресурса, циклограммы и стабильности выходных электрических характеристик КЯЭУ в соответствии с требованиями Заказчика космического аппарата;
 - наличие конструкционных, топливных и других специальных материалов;
 - использование и развитие опыта создания КЯЭУ 1-го поколения;
 - наличие экспериментальной, технологической и испытательной базы.

Принципы проектирования долгоресурсных КЯЭУ

- Резервирование узлов, подверженных ресурсной деградации
- Использование освоенных параметров и материалов для систем преобразования
- Интеграция КЯЭУ в космические комплексы
- Обеспечение ЯРБ за счет физической схемы КЯЭУ
- Применение схем, позволяющих проводить ресурсную отработку во вне реакторных условиях
- Комбинация различных схем преобразования

**Космические ЯЭУ мегаваттного класса
нового поколения с газоохлаждаемой РУ
и машинным преобразованием энергии
на основе ГТУ с замкнутым циклом
Брайтона**

Принципиальная схема ЯЭДУ мегаваттного класса

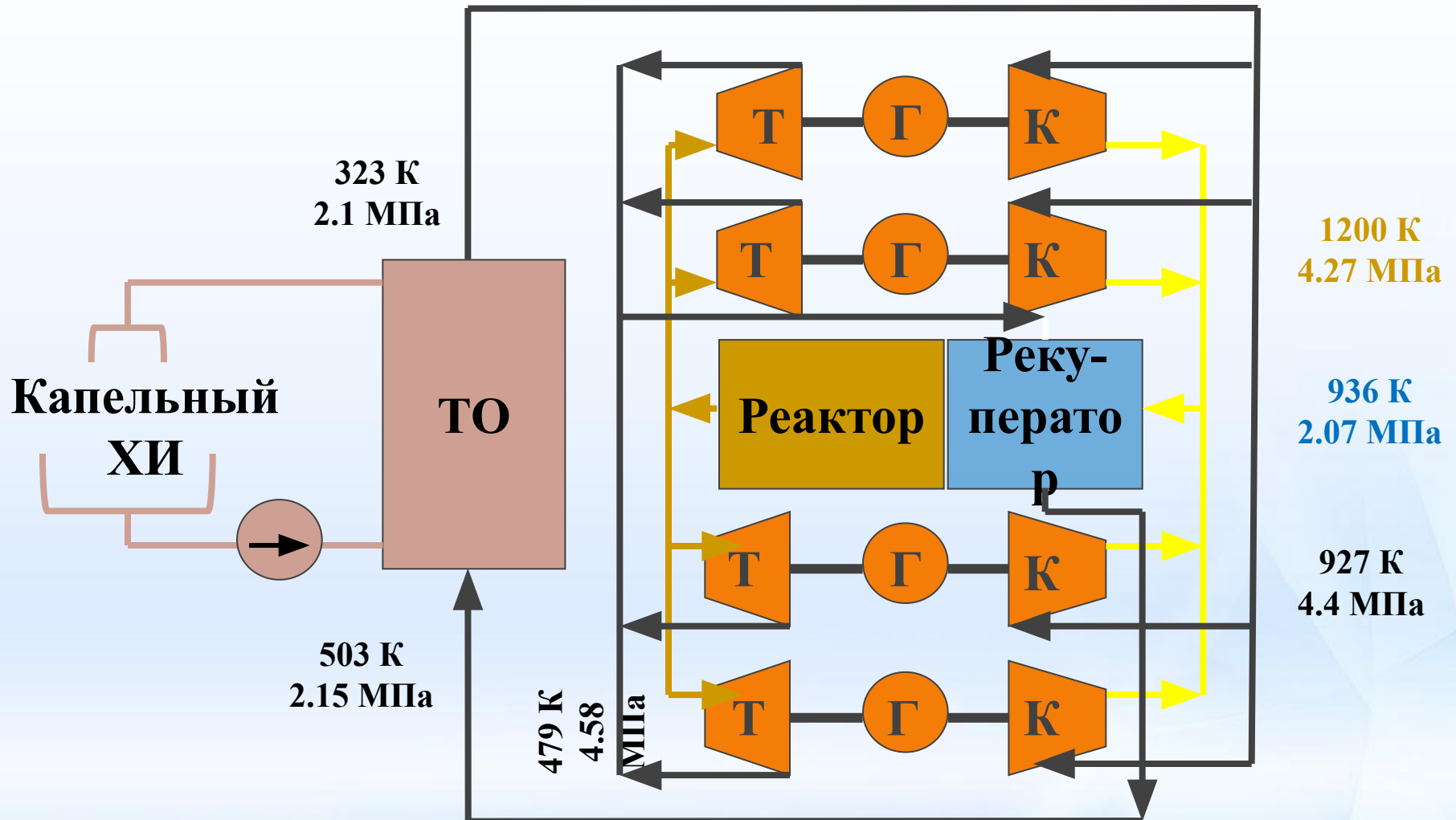
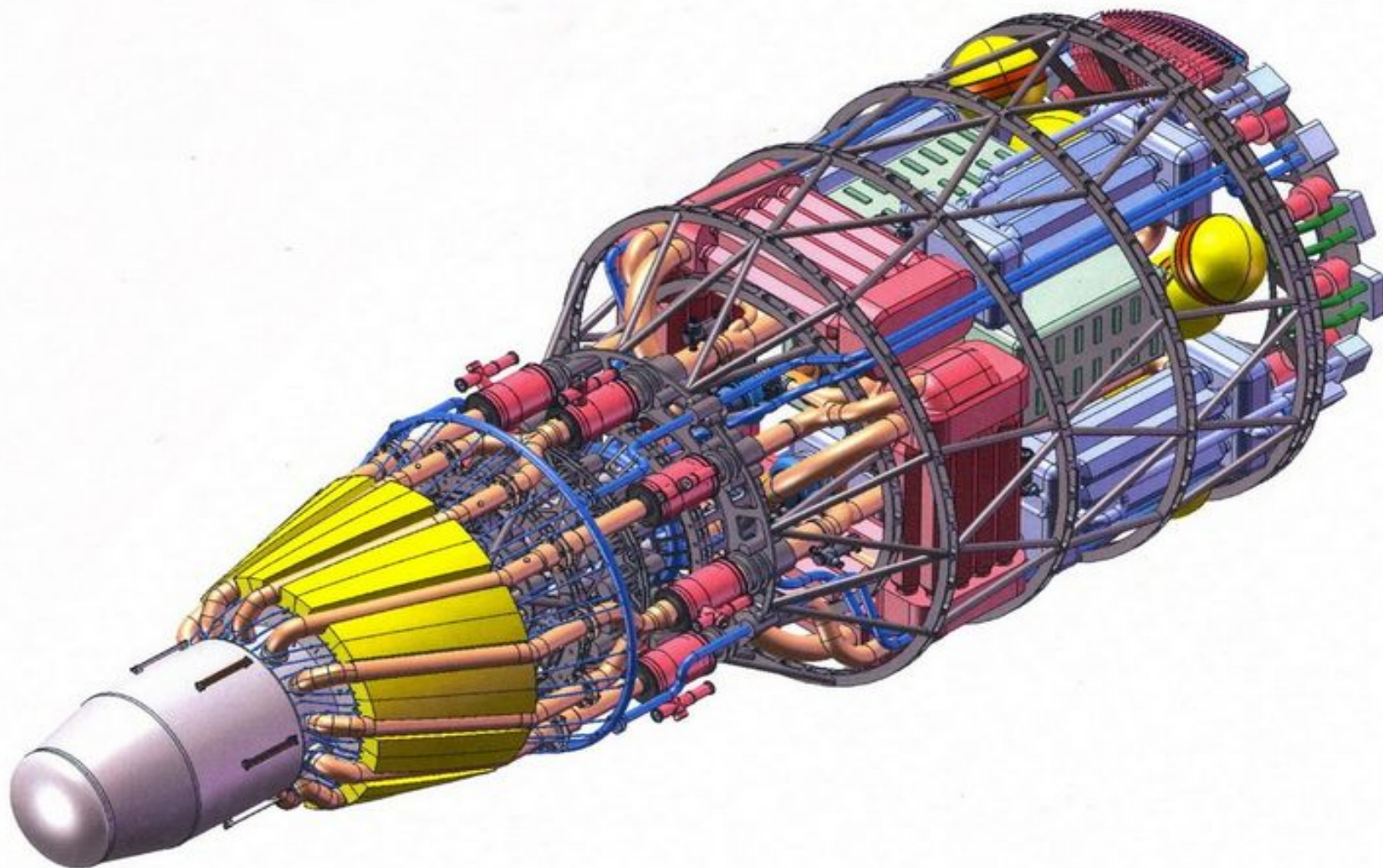
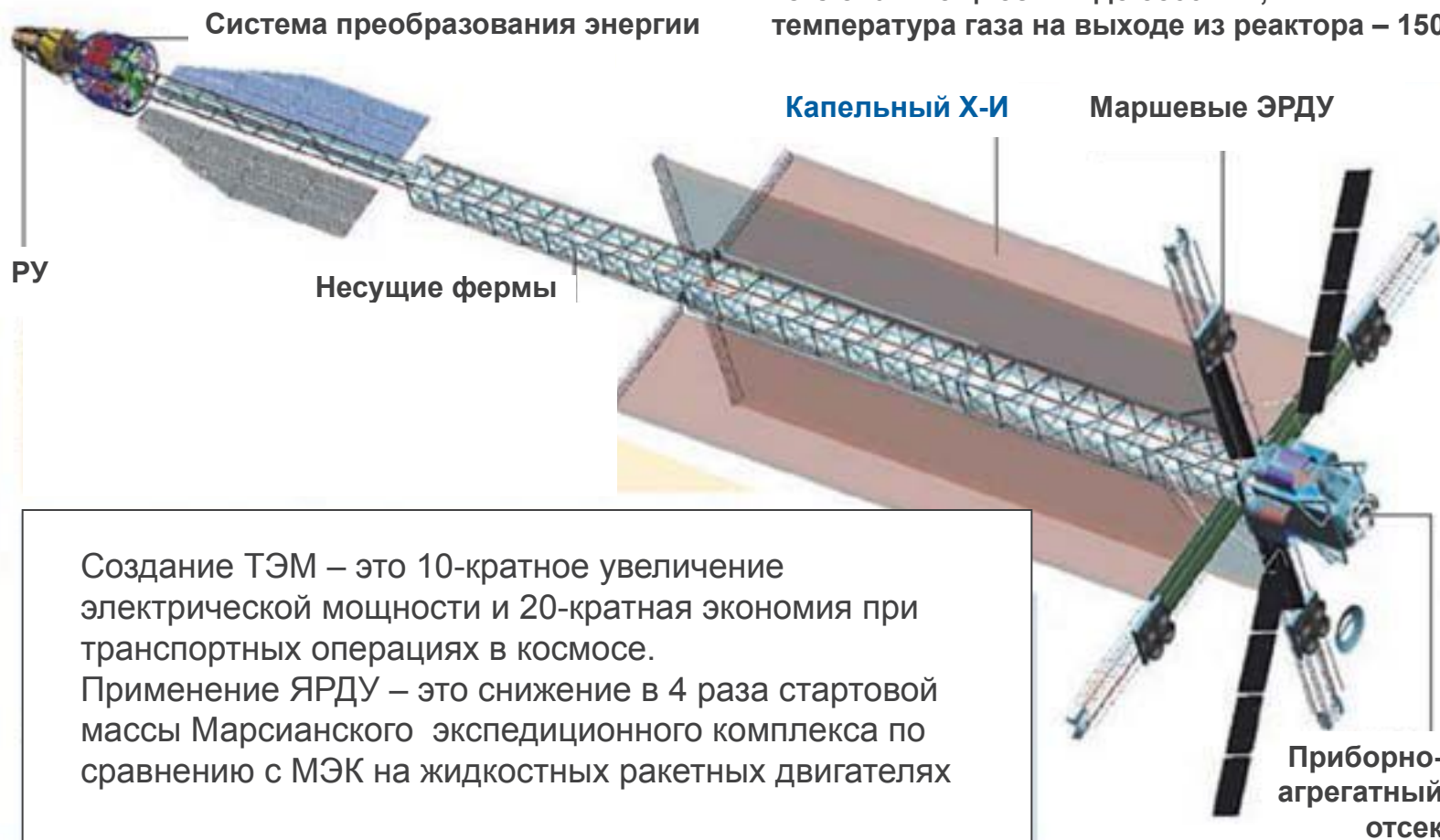


Схема компоновки РУ в составе энергоблока ЯЭДУ мегаваттного класса



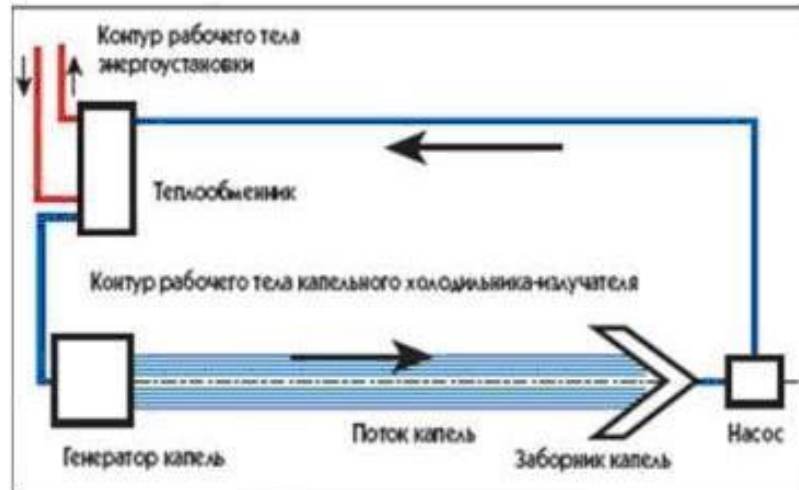
ТЭМ с ЯЭУ (газоохлождаемый реактор в цикле Брайтона)

Характеристики энергоблока:
электрическая мощность – 1000 кВт,
тепловая мощность – до 3500 кВт,
температура газа на выходе из реактора – 1500 К



Создание ТЭМ – это 10-кратное увеличение электрической мощности и 20-кратная экономия при транспортных операциях в космосе.
Применение ЯРДУ – это снижение в 4 раза стартовой массы Марсианского экспедиционного комплекса по сравнению с МЭК на жидкостных ракетных двигателях

Капельный холодильник-излучатель для космических ЯЭУ



Функциональная схема
капельного холодильника-излучателя

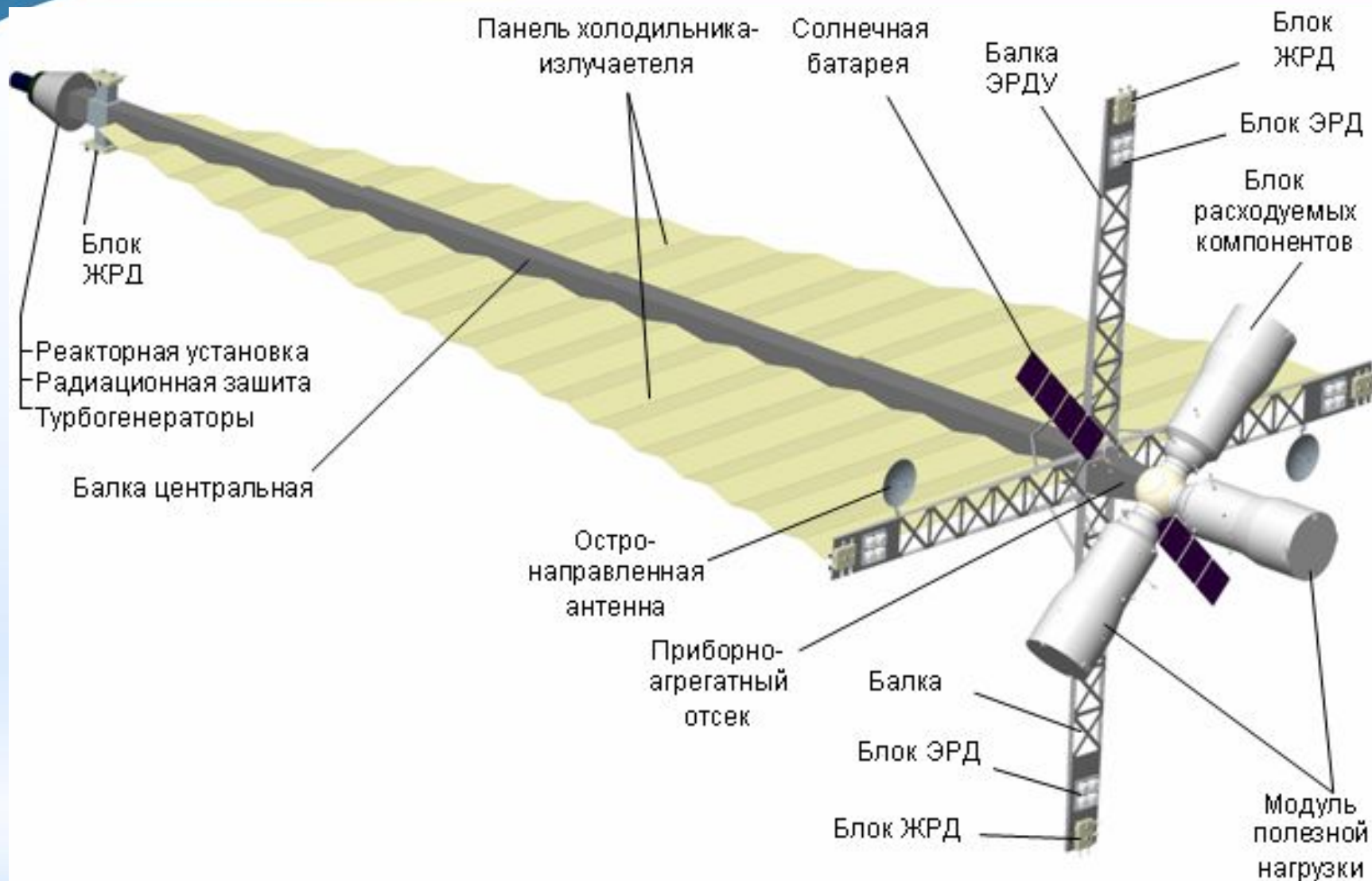


Оборудование для космического
эксперимента «Пелена-2»

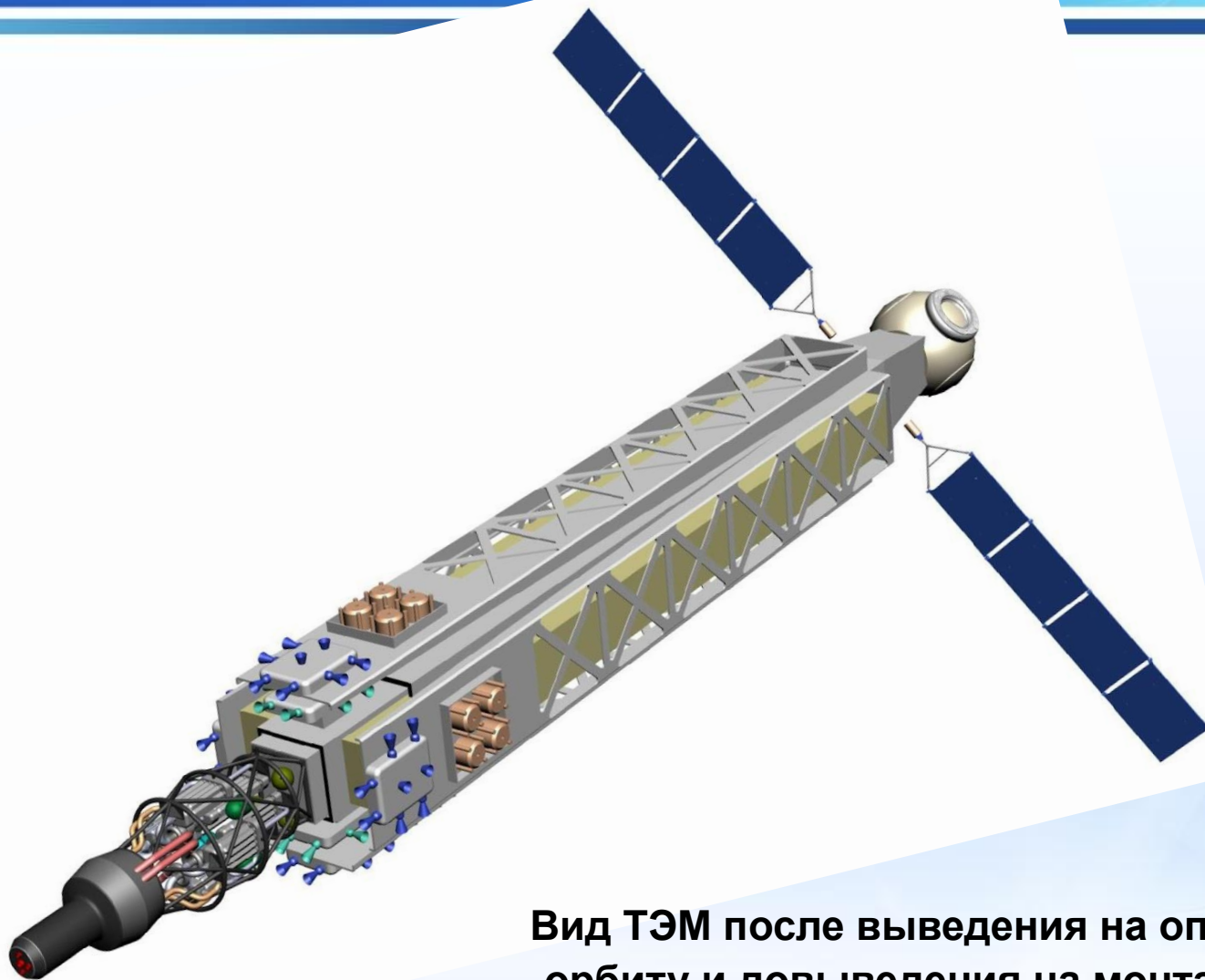


Космонавт С. Золотарев во время
космического эксперимента на борту ОС «Мир»

ТЭМ мегаваттного класса на основе газотурбинной ЯЭДУ

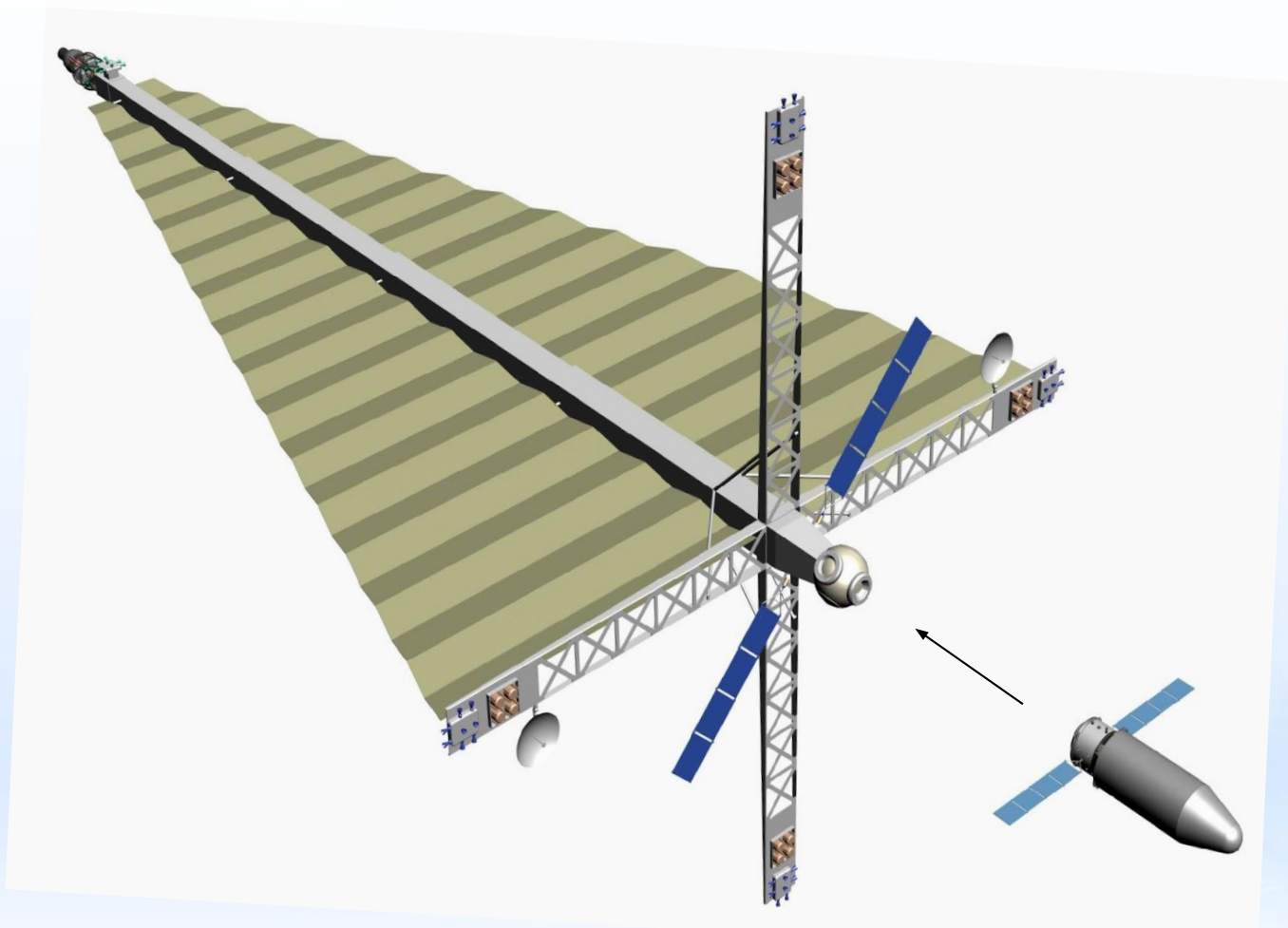


Эволюции функционирования ТЭМ



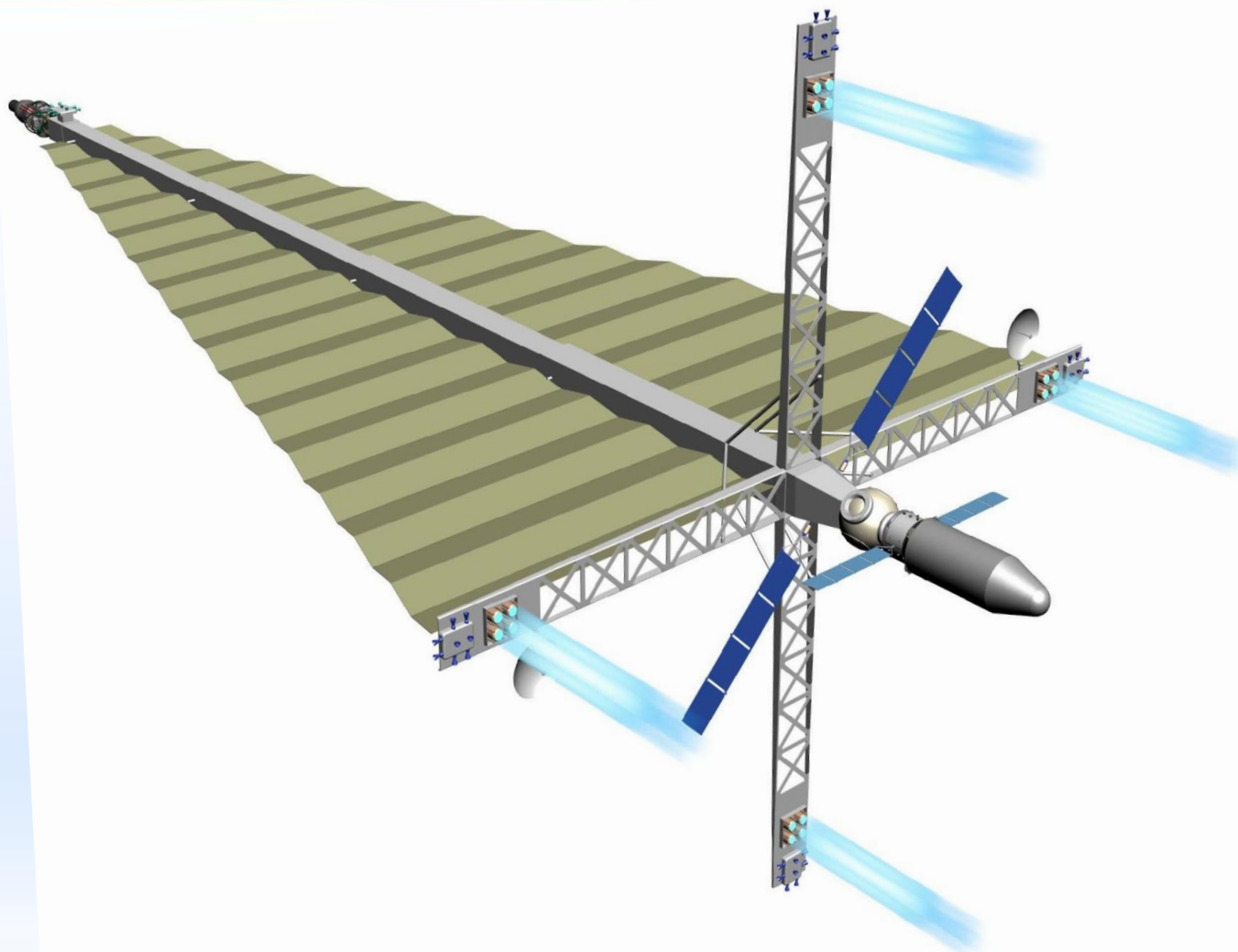
Вид ТЭМ после выведения на опорную орбиту и довыведения на монтажную орбиту (~ 400 км)

Завершение эволюции функционирования ТЭМ



Стыковка с модулем полезной нагрузки с блоками расходных компонентов

Начало штатной эксплуатации ТЭМ



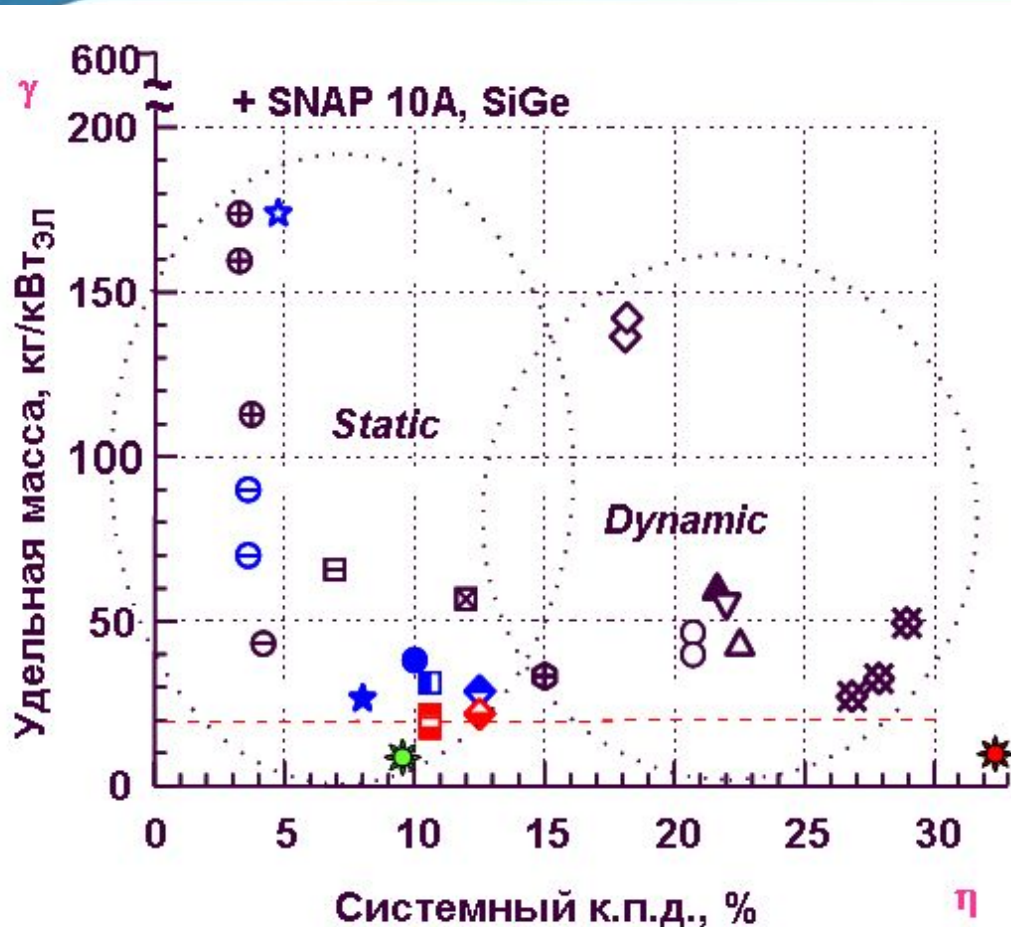
Включени

пуски в точку назначения

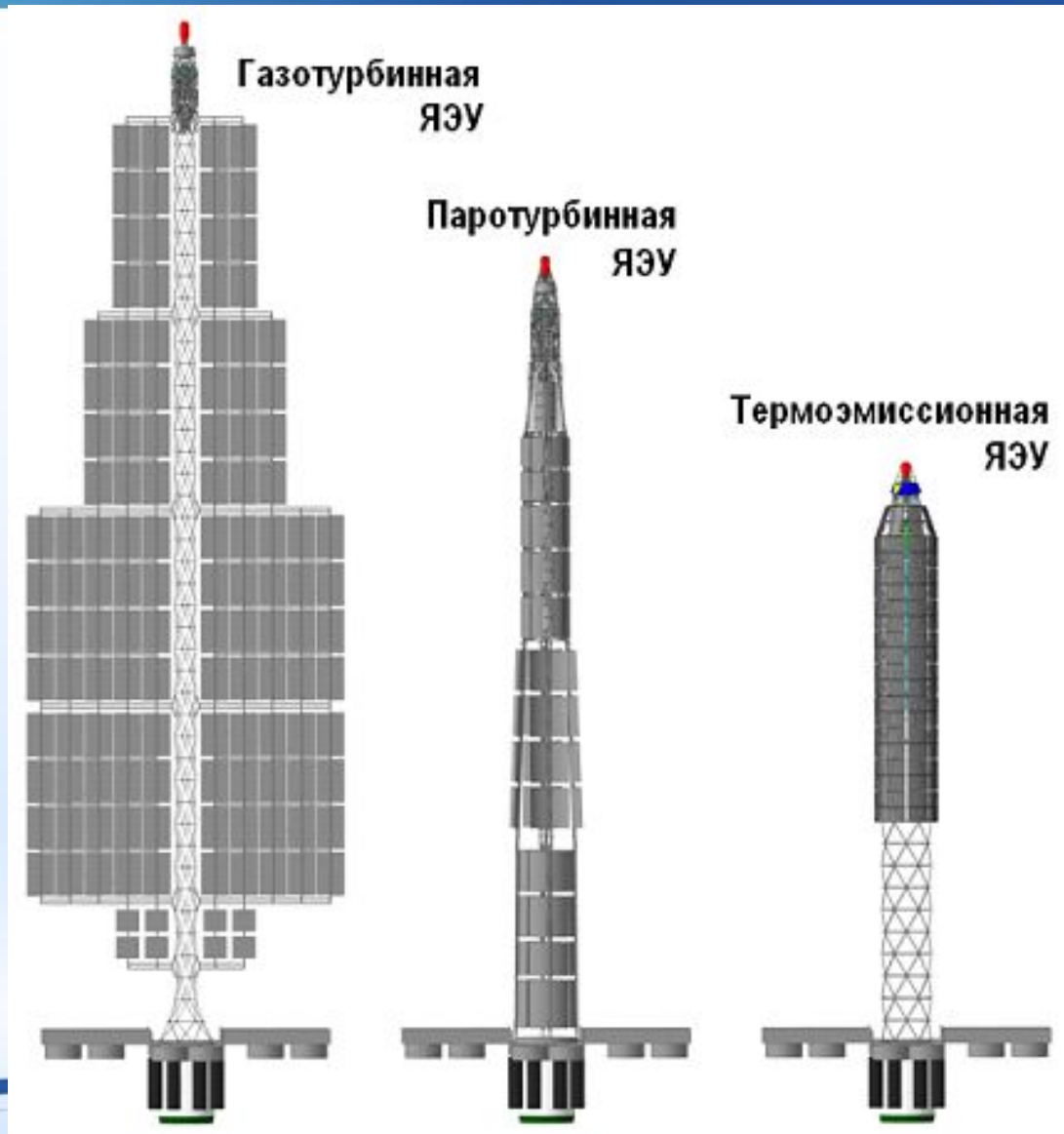
Транспортно-энергетический модуль с ЯЭДУ мегаваттного класса с машинным преобразованием энергии с капельным ХИ

ЗАПУСК ФИЛЬМА

Сравнение системных критериев ЭУ с различными схемами преобразования энергии



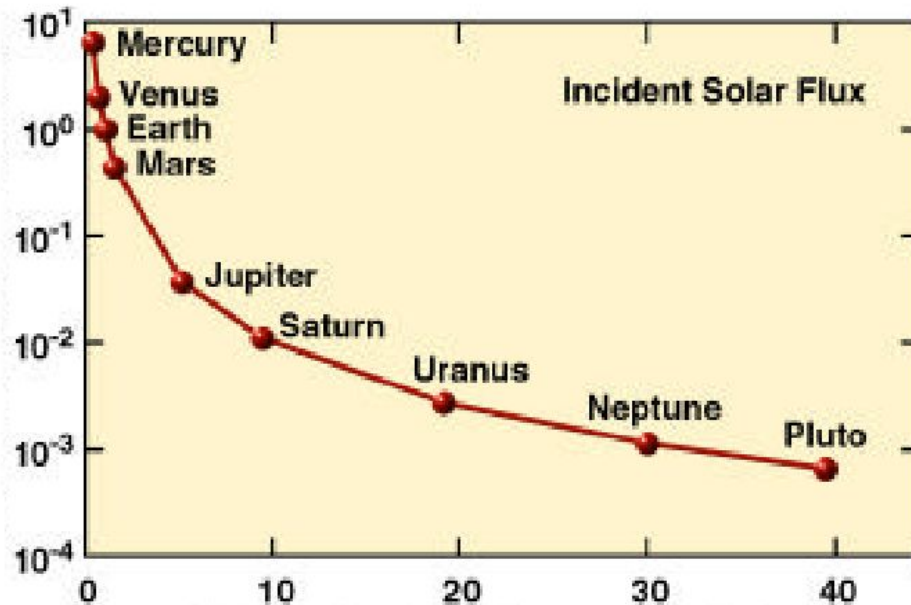
Сравнительные габаритные характеристики трех типов ЯЭУ мегаваттного класса



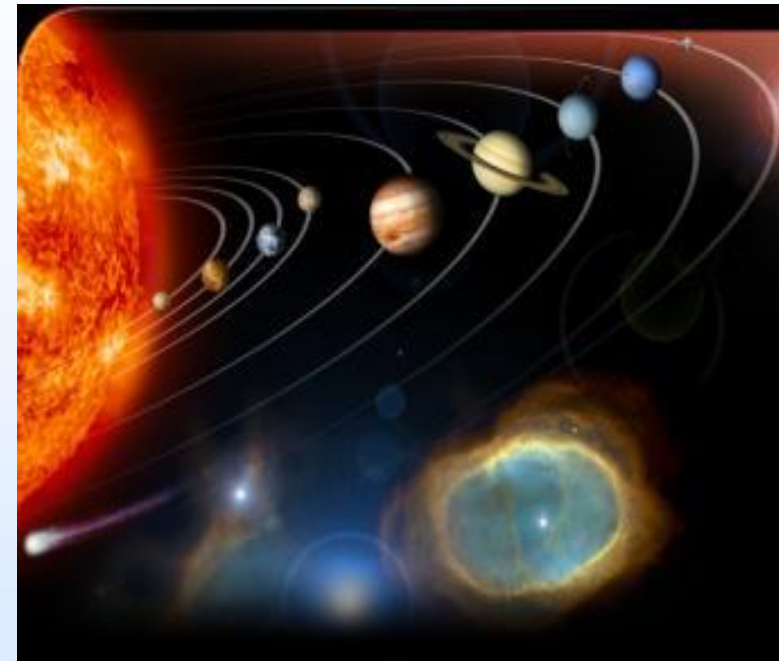
ЯДЕРНАЯ ЭНЕРГЕТИКА ДЛЯ НАПЛАНЕТНЫХ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЙ

Изменение относительной интенсивности солнечного излучения в зависимости от расстояния до Солнца

Интенсивность
излучения
относительно Земли



Расстояние до Солнца,
а.е.



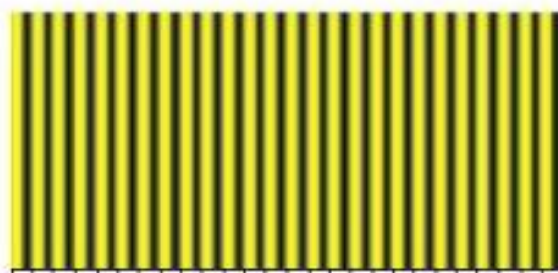
Энергетическое обеспечение напланетных баз*

Условия освещенности Луны и Марса

Освещённость, [Вт / м²]



Циклы освещенности

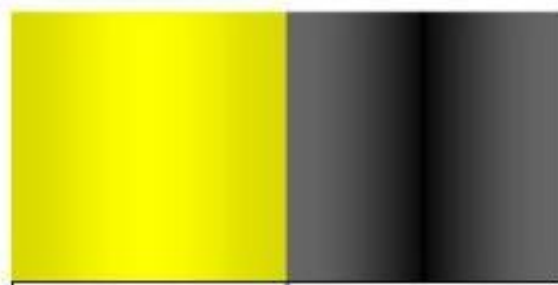


Марс

$T \sim 24,5$ часа

$T_{\text{света}} \sim 7-17$ часов

$T_{\text{тени}} \sim 17-7$ часов



Луна

$T \sim 27$ земных суток

$T_{\text{света}} \sim 13,5$ земных суток

$T_{\text{тени}} \sim 13,5$ земных суток

13,5 сут

27 сут

*А.С. Коротеев «Актуальные задачи в космонавтике XXI века», доклад на 1-ом Международном симпозиуме «Космос и глобальная безопасность человечества», 2009 г.

Программа освоения Луны*

Для осуществления программы освоения Луны необходимо создать:

- новое поколение ракет-носителей тяжёлого и сверхтяжёлого классов;
- эффективные многоразовые межорбитальные транспортные системы с существенно уменьшенной стоимостью доставки полезного груза;
- эффективные системы энергоснабжения – ядерные электростанции (мощность 50 кВт и более);
- энергостанции добывающих и производственных комплексов на 3-м этапе.

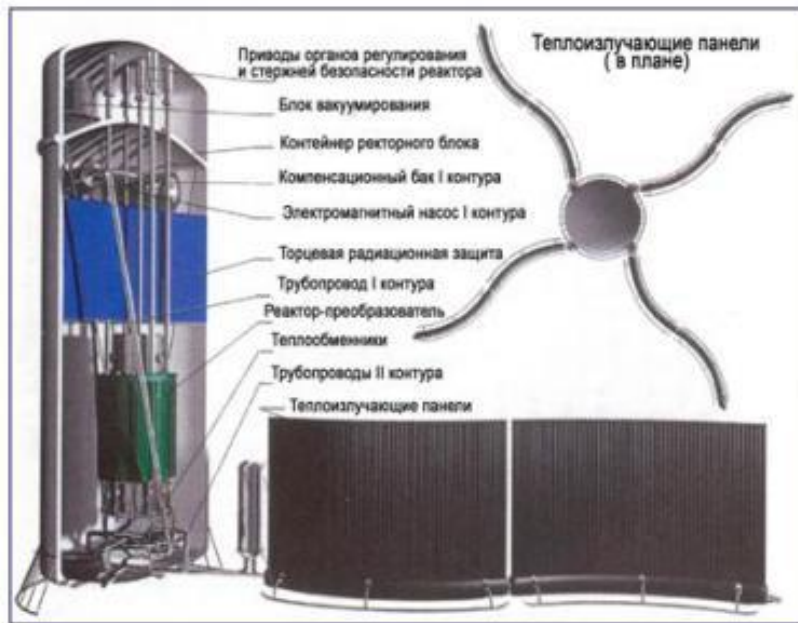


Потребные уровни энергетического обеспечения планетных экспедиций (баз-станций)*

<p>Обеспечение жизнедеятельности</p>	<p>1...1,5 кВт/чел 4-6 человек Нэл до 10 кВт</p> <hr style="border-top: 1px dashed black;"/> <p style="text-align: center;">→</p> <p><i>Программа «Аполлон»: T=1-3 суток на Луне, 2 человека. Энергоёмкость АБ лунного корабля 50-60 кВт·час Нэл ≈ 1 кВт</i></p>
<p>Научные исследования</p>	<p>до 10 кВт</p>
<p>Оранжерея</p>	<p>до 10 кВт</p>
<p>Производство на Луне</p> <ul style="list-style-type: none"> - кислород из ильменита (100 тонн/год) - водород (300 кг/год) - гелий-3 (30-40 кг/год, 1ГВт наземной АЭС) 	<p>Энергомодуль N ≈ 300 кВт</p> <p>Энергомодуль:</p> <ul style="list-style-type: none"> тепловая мощность ~150 кВт электрическая мощность ~18 кВт холод ~1,2 кВт <p>Энергомодуль:</p> <ul style="list-style-type: none"> тепловая мощность ~10 МВт электрическая мощность ~200 кВт

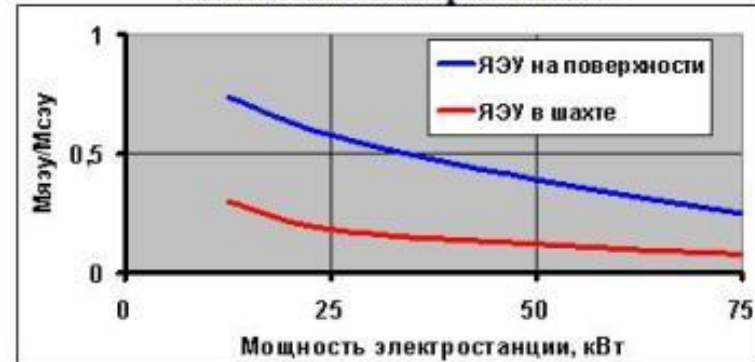
*А.С. Коротеев «Актуальные задачи в космонавтике XXI века», доклад на 1-ом Международном симпозиуме «Космос и глобальная безопасность человечества», 2009 г.

Ядерная энергетика для напланетных электростанций*

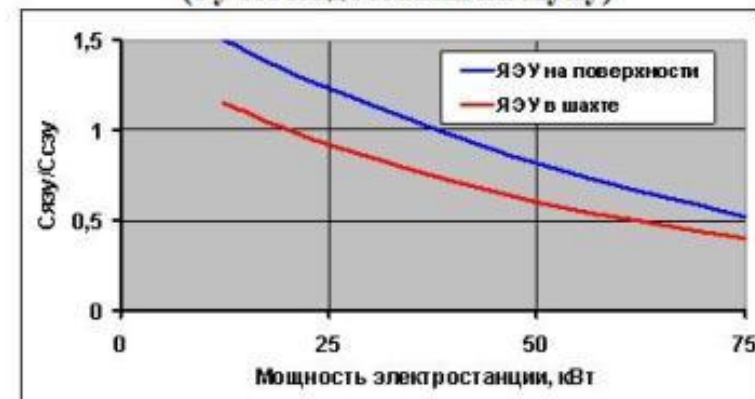


При мощности более 40-50 кВт атомные электростанции имеют преимущество по сравнению с солнечными по интегральному стоимостному критерию – суммарной стоимости изготовления и доставки на Луну

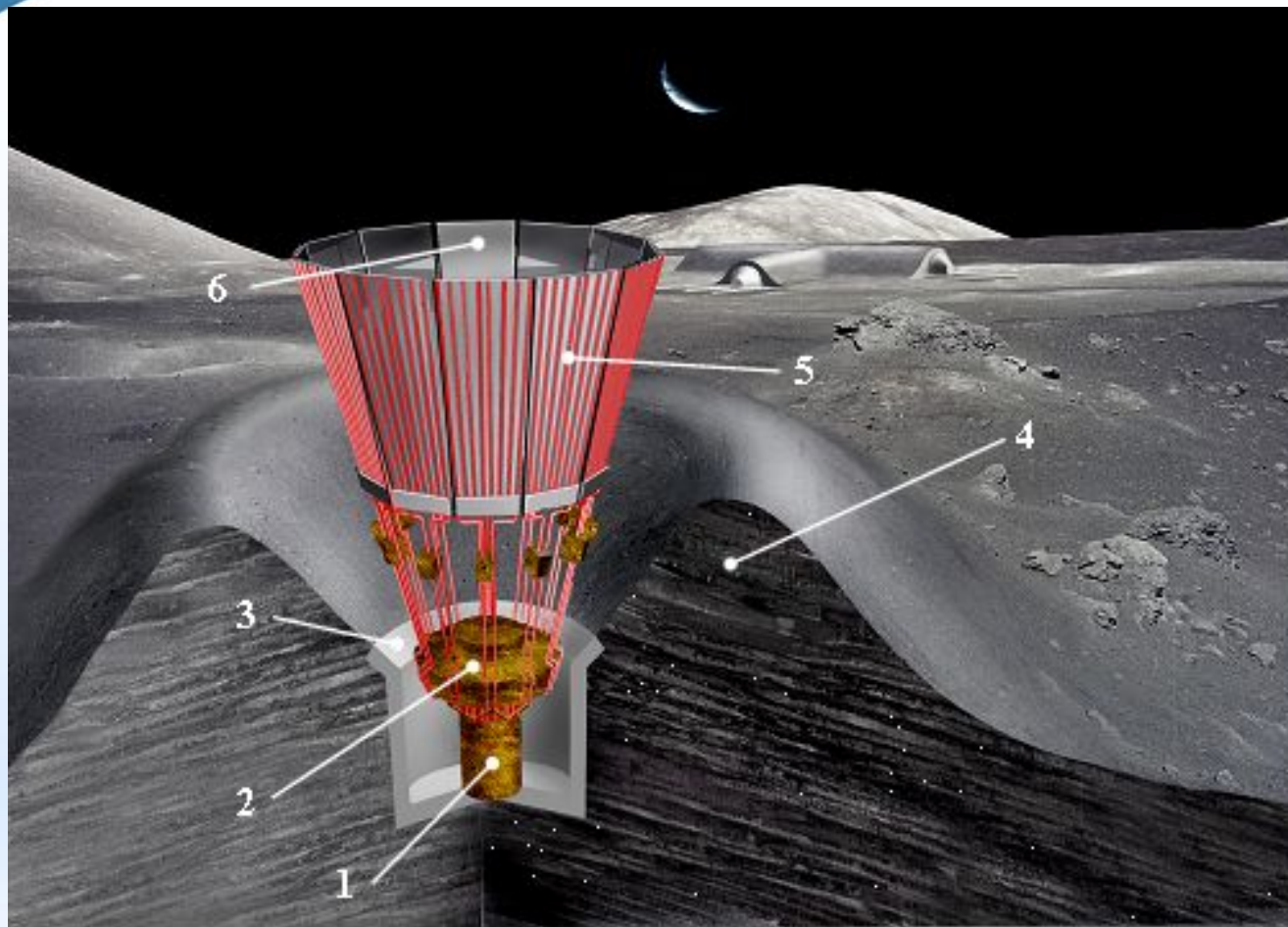
Отношение масс лунных ядерных и солнечных электростанций



Отношение стоимостей ядерных и солнечных электростанций (с учетом доставки на Луну)



Лунная АЭС на основе термоэмиссионной ЯЭУ 2-го поколения



Лунная АЭС
на основе космической
ЯЭУ:

- 1 – термоэмиссионный реактор-преобразователь в предохранительном кожухе;
- 2 – теньевая радиационная защита оборудования ЯЭУ;
- 3 – опорное кольцо;
- 4 – вал радиационной защиты из лунного грунта;
- 5 – холодильник-излучатель на основе тепловых труб;
- 6 – отражающие панели.

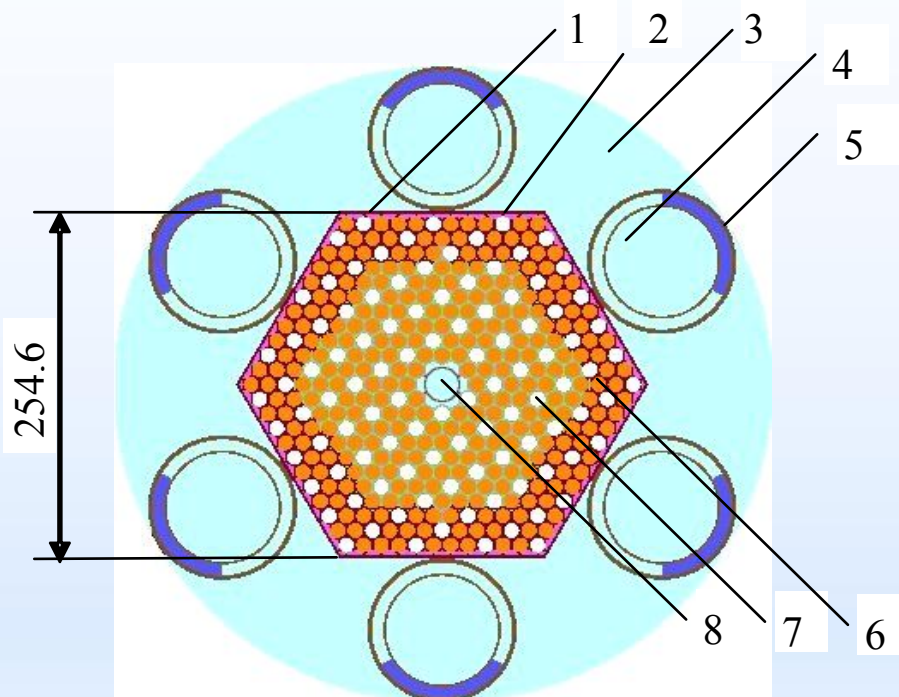
Концепция лунной базы США с ЯЭУ

В планах НАСА (Центр Маршалла), связанных с подготовлением к лунной экспедиции и созданием соответствующего источника электроснабжения лунной базы в ближнесрочной перспективе, использование ядерной энергетической установки является приоритетной задачей.

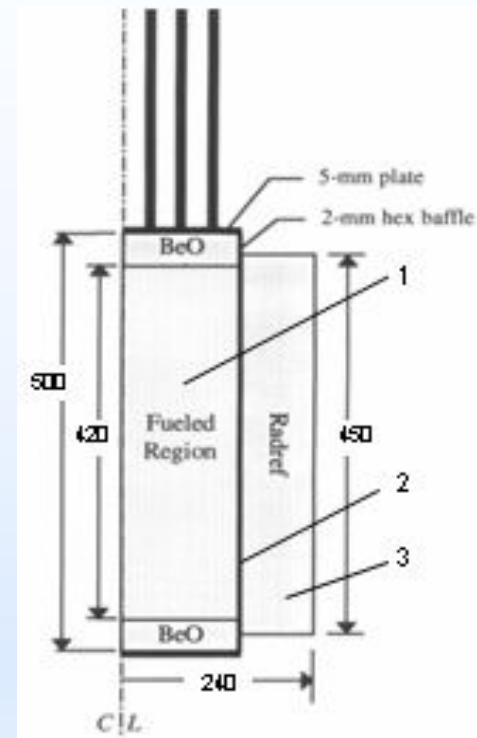
Для ее решения НАСА собирается использовать модификации «старых» проверенных технологий и **не тратиться на разработку принципиально новых технологий и чисто научных проектов.** В этой связи технология создания реакторного блока с охлаждением активной зоны с помощью Mo-Li тепловых труб является в MSFC достаточно хорошо продвинутой и верифицированной еще ~10 лет тому назад.

Концепция лунной базы США с ЯЭУ (продолжение)

SAFE-300 –перспективная космическая ядерная энергетическая установка с низкой стоимостью, способная к генерации 300 кВт_{ТЕПЛ} даже после множественных аварий (отказов).



- 1 - активная зона реактора
- 2 - корпус активной зоны
- 3 - боковой отражатель
- 4 - рабочие органы СУЗ поворотного типа



- 5 - поглощающая накладка из B_4C ($80\%B^{10}$)
- 6 – ТВЭл
- 7 - тепловая труба
- 8 - стержень ядерной безопасности

Концепция лунной базы США с ЯЭУ (продолжение)

Основные характеристики РБ

Активная зона содержит (при плотной упаковке):	
– ТВЭЛ, шт.	289
– тепловые трубы, шт.	101
– стержень ядерной безопасности, шт.	1
Размер «под ключ» активной зоны, см	25,46
Высота активной зоны, см	42,0
<i>Корпус активной зоны</i>	
– толщина, мм	2,0
– высота, см	50,0
– материал	Mo
<i>Боковой отражатель</i>	
– наружный диаметр, см	48,0
– высота, см	45,0
– материал	BeO
<i>Торцевые отражатели (нижний и верхний)</i>	
– ВЫСОТА, см	4,0
– материал	BeO, встроен в чехлы ТВЭЛ
<i>Характерные размеры ТВЭЛ</i>	
– наружный диаметр чехла, мм	12,69
– длина чехла, см	50,0
– толщина чехла, мм	0,76
– материал	Mo
– технологический зазор между чехлом и топливом, мм	0,063

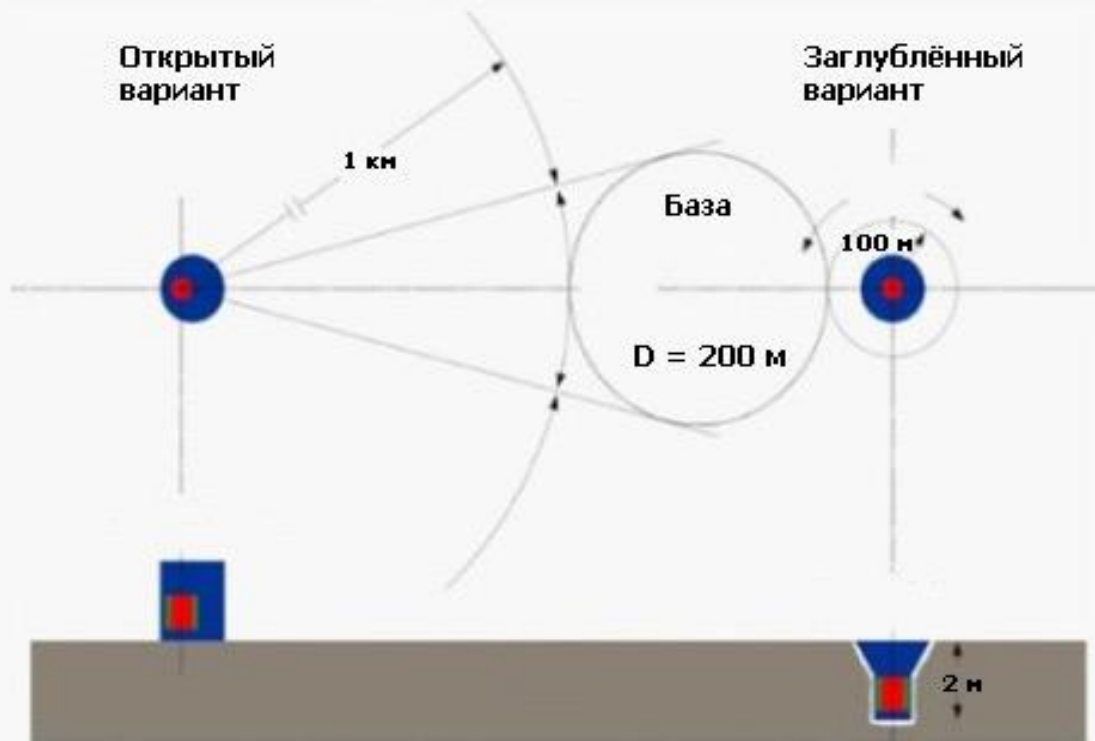
<i>Топливо</i>	
– материал	высокообогащенный диоксид урана (UO ₂)
– обогащение по U ²³⁵ , %	97,0
– мольная концентрация UO ₂ , 1/см ³	0,0222
– диаметр, мм	11,04
– высота, см	42,0
– загрузка активной зоны, кг	117,25
<i>Тепловые трубы</i>	
– толщина, мм	0,76
– полная длина тепловой трубы, см	100,0
– материал	Mo
<i>Стержень ядерной безопасности (СЯБ)</i>	в центре активной зоны вместо 5-ти ТВЭЛ и 2-х ТТ
– вытеснитель в чехле из Mo толщиной 0.25 мм	
– диаметр канала для СЯБ, мм	BeO
– диаметр СЯБ по чехлу из Mo, мм	26,0
– диаметр В ₄ С, мм	24,0
– поглощающий материал СЯБ	23,0
	В ₄ С (80% В ¹⁰)

**Требования НАСА,
предъявляемые к ЯЭУ в
составе лунной базы**

Концепция лунной базы США с ЯЭУ (продолжение)

Параметр	Величина
Тип миссии	первоначальные миссии роботизированные, но система должна быть способна к переходу на управление человеком
Район прилунения	первоначально миссия будет осуществлена, скорее всего, на Южном полюсе Луны (постоянно затененный район)
Топография поверхности и свойства почвы прилунения	точно неизвестны, в первом приближении следует использовать данные лунных миссий «Apollo»;
Удаленность ЯЭУ от технологических и обитаемых модулей лунной базы	~100 м
Требования по захоронению ЯЭУ после завершения эксплуатации	специальных нет, можно оставить на месте работы
Ресурс	не менее 5 лет
Электрическая мощность, поставляемая потребителю	до 30 кВт _{эл}
Масса ЯЭУ и ее коммуникаций	до 2000 кг;
Габариты	не должны превосходить размеры обтекателя ракетного носителя типа «Протон-М»
Уровень надежности	вероятность безотказной работы в течение 5 лет должна превышать 90% с учетом возможного метеоритного повреждения;
возможность дистанционных ремонтных работ	для первой миссии не требуется;
допускаемая мощность поглощенной дозы γ -радиации на расстоянии ~100 м	20 крэд/год для роботизированной миссии, 5 бэр/год для миссии с экипажем;
допускаемая плотность нейтронного потока (н/см ²) на расстоянии ~100 м	$2 \cdot 10^{12}$ /год для роботизированной миссии, 5 бэр/год для миссии с экипажем.
мощность биологической дозы за двухнедельное пребывание на базе	10 сЗв

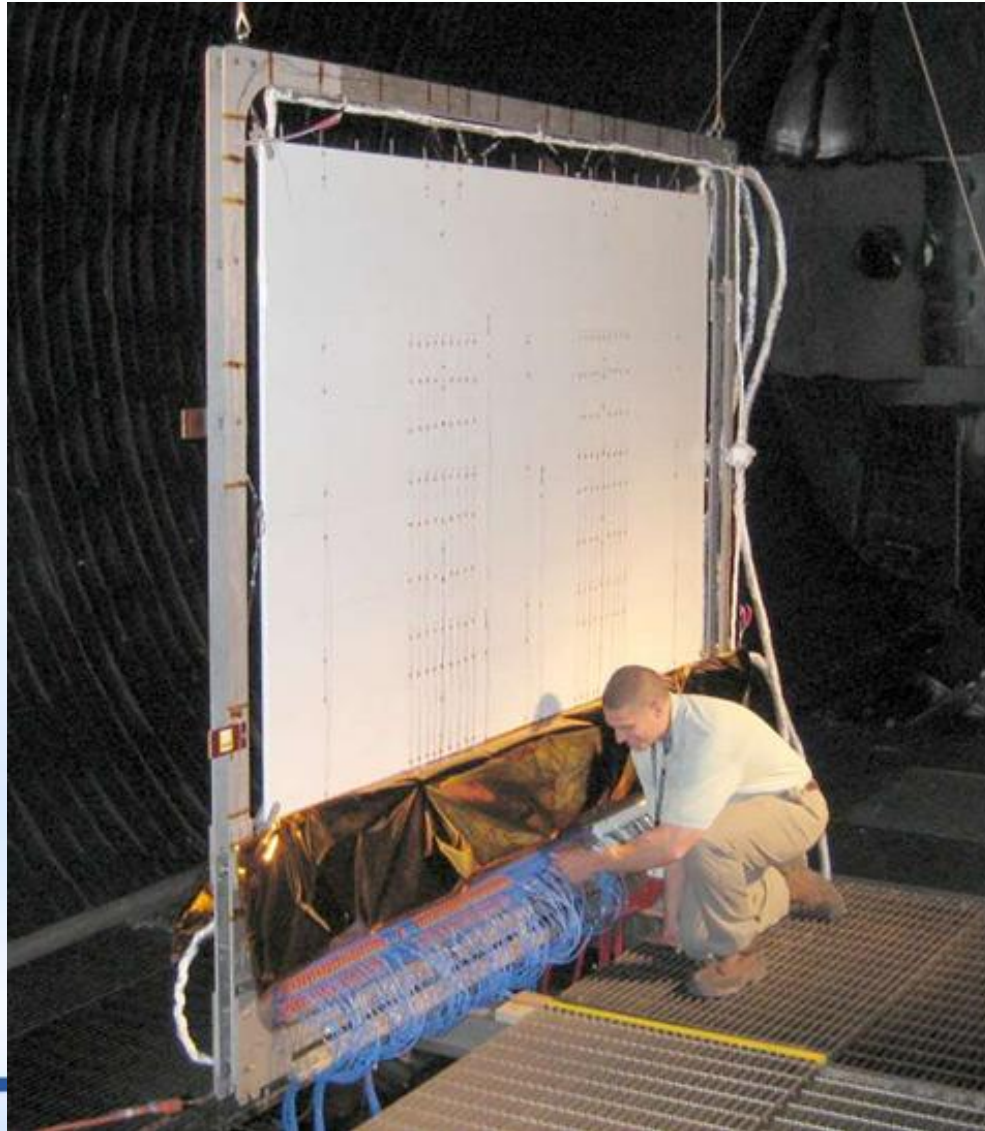
Концепция лунной базы США с ЯЭУ (продолжение)



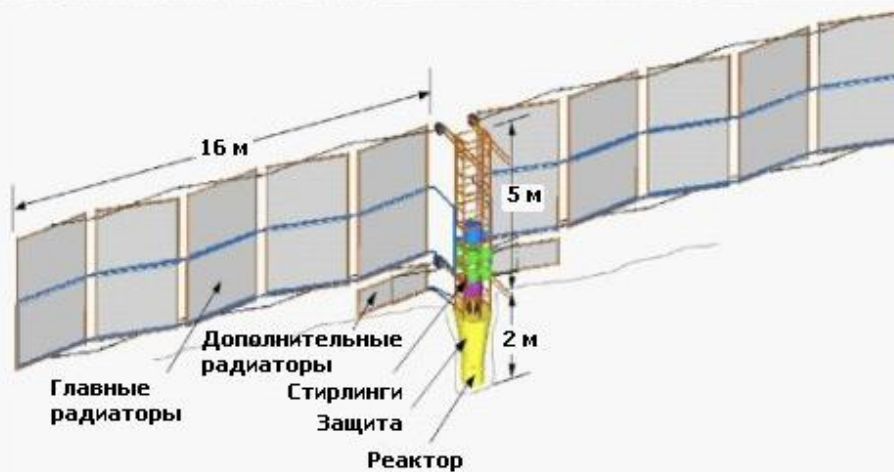
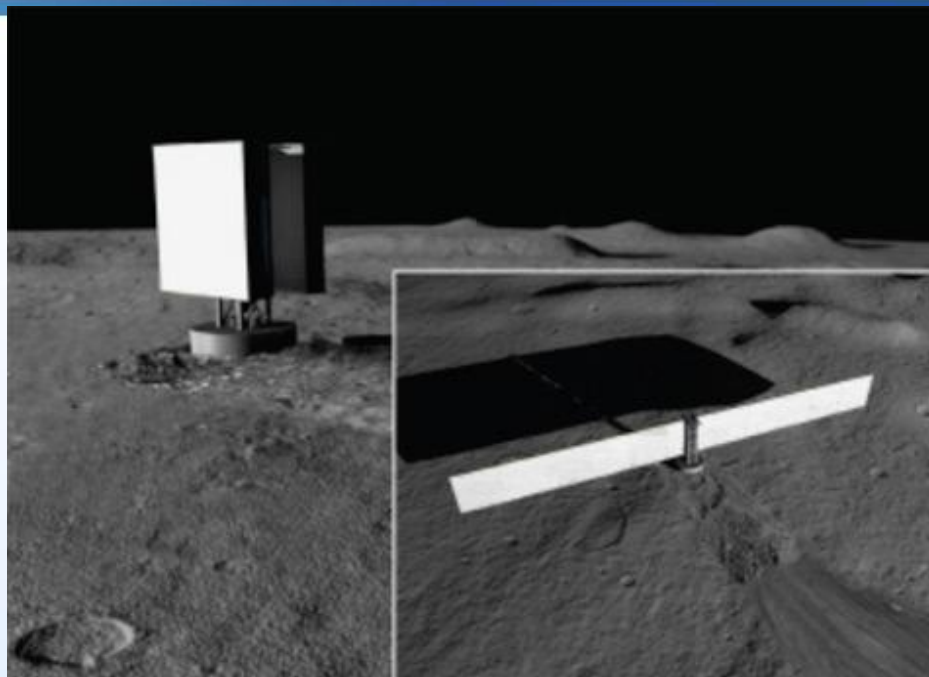
Концепция лунной базы США с ЯЭУ (продолжение)



Концепция лунной базы США с ЯЭУ (продолжение)

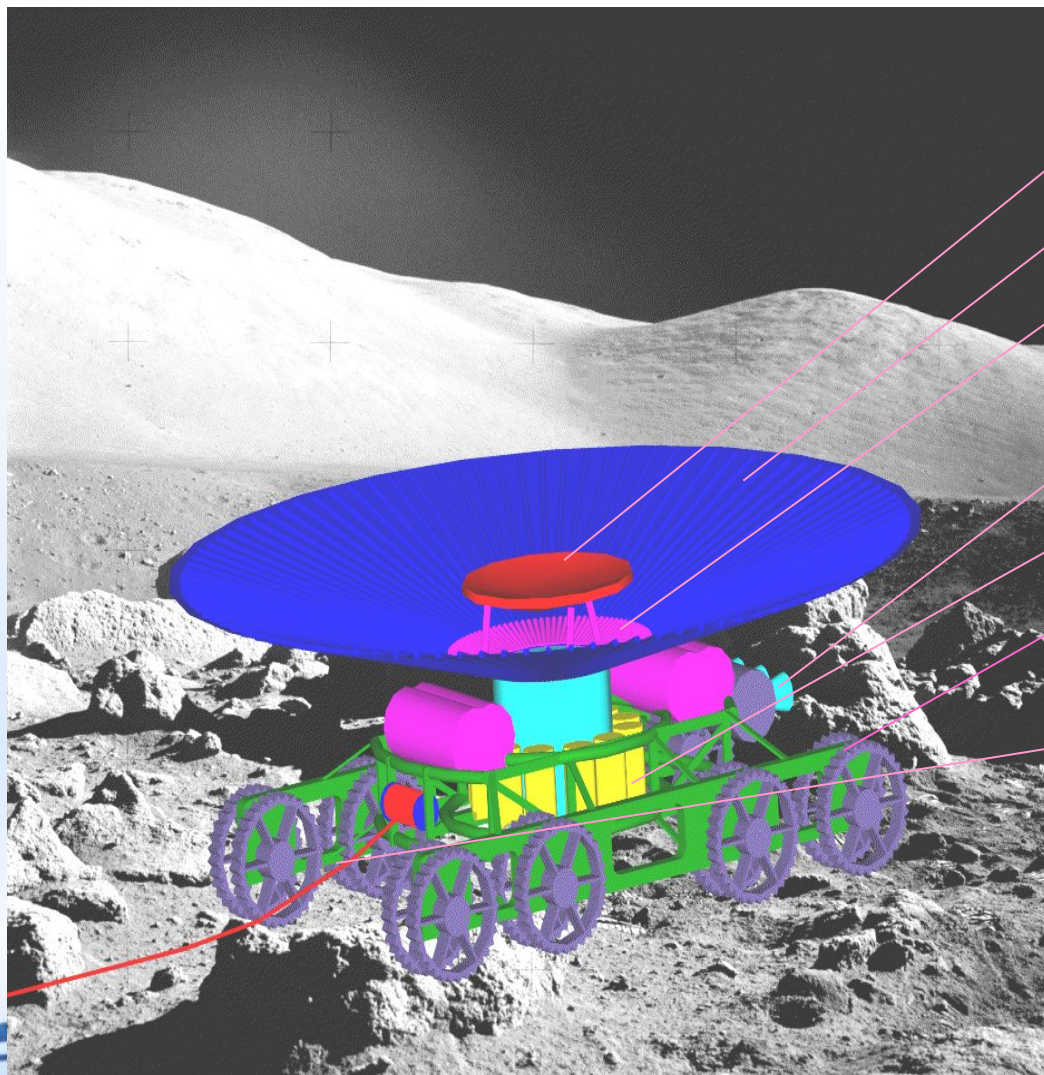


Концепция лунной базы США с ЯЭУ (продолжение)



Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термоэмиссионной ЯЭУ для лунной базы

ЯЭУ типа «SAFE-300-ТЭП»



Балластный излучатель

Радиатор

ТЭП

Телекамеры блока управления

Приводы

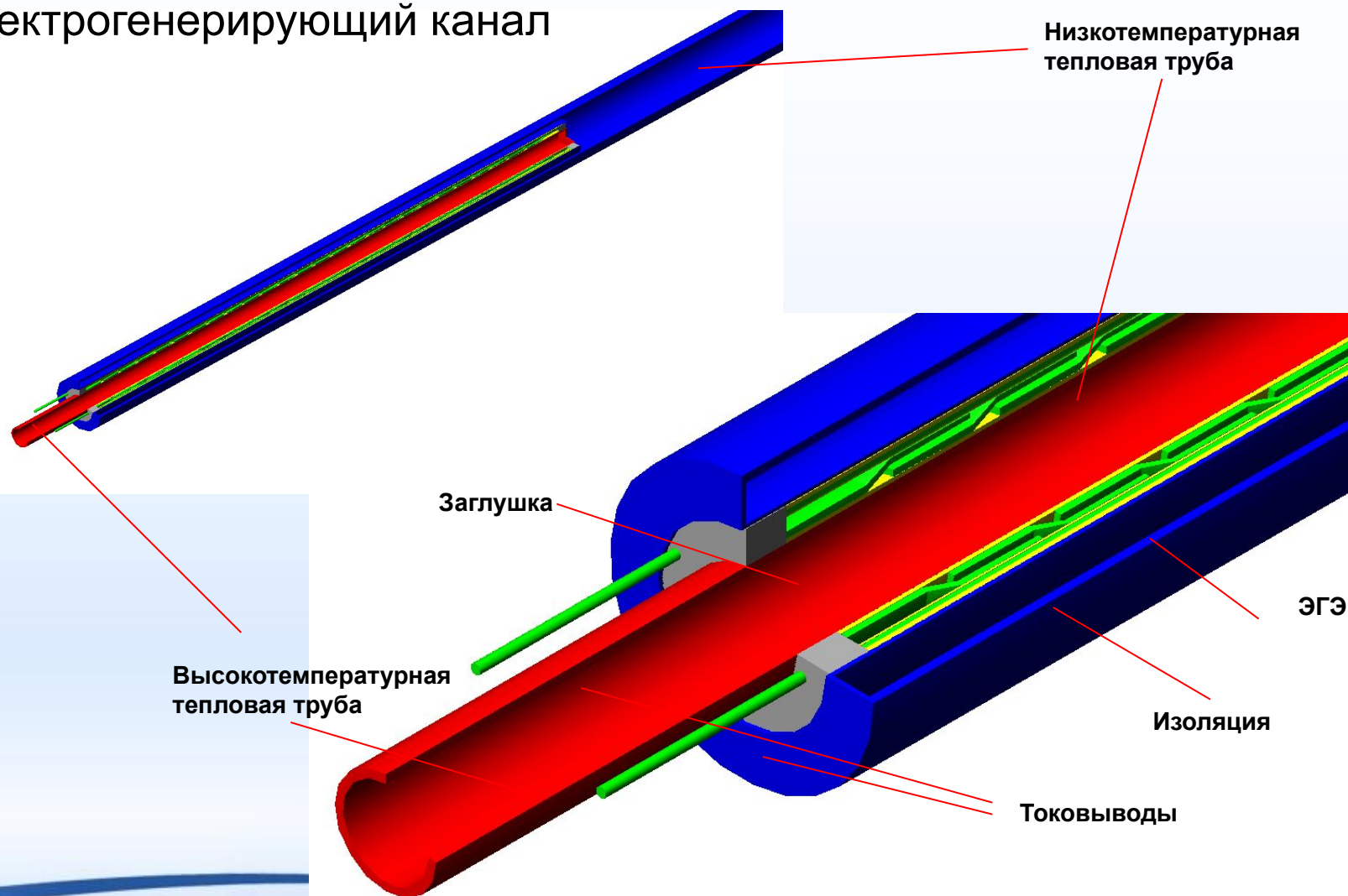
СУЗ

Шасси

Силовой и телеметрический
кабели

Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термоэмиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

Электрогенерирующий канал



Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термоэмиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

Технические характеристики электрогенерирующего элемента

Температура эмиттера, К	1458
Температура коллектора, К	836
Давление цезия, торр	0,56
Межэлектродный зазор, мм	0,8
Толщина эмиттера, мм	0,8
Толщина коллектора, мм	0,6
Длина коллектора и эмиттера, мм	16,5
Диаметр коллектора, мм	17,29
Диаметр эмиттера, мм	13,69
Напряжение, В	0,25
Плотность тока, А/см ²	5,8

Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термоэмиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

Результаты оценки масс узлов установки типа «SAFE-300-ТЭП»

Оборудование	Масса, кг
Реакторный блок, в том числе	394
- топливо	117
- выгорающий поглотитель	28
- отражатель	105
- корпус	12
- чехлы	35
- приводы СУЗ	97
СОТР, в том числе	156
- высокотемпературные тепловые трубы	40
- низкотемпературные тепловые трубы	80
- излучатель	23
Защита	60
Шасси, в том числе	555
- несущий корпус	365
- электродвигатели	70
- механизмы трансмиссии	60
- колесные диски с приводами	60
Электросиловой блок, в том числе	222
- ТЭП	42
- преобразователь DC-AC	60
- кабельстан с кабелем	120
Система управления и телеметрия, в том числе	70
- телекамеры	20
- электропривод шасси	30
Полная масса ЯЭУ	1454

Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термоземиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

Расчетные оценки ожидаемых технических характеристик установки типа «SAFE-300-ТЭП»

Характеристика	Размерность	Величина
Масса	кг	1454
Габариты: диаметр	мм	4300
высота	мм	1520
Мощность электрическая	кВт _{эл}	30
Мощность тепловая	кВт _{тепл}	300
Параметры тока на клеммах ЯЭУ: вид тока		постоянный
напряжение	В	120
сила тока	А	250
Дозовый фактор на расстоянии 100 м от реактора за 5 лет: - флюенс нейтронов	н/см ²	1 · 10 ¹¹
- поглощенная доза фотонов	рад	10
Доза за посадку или взлет - при остановленном реакторе	мкЗв	20
- при работающем реакторе	сЗв	1,5
Доза при двухнедельной миссии	сЗв	10

Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термоэмиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

Основные этапы жизненного цикла установки типа «SAFE-300-ТЭП»

1. Вывод 3-х модульного комплекса (ЯЭУ + посадочный модуль + разгонный модуль) ракетным носителем тяжелого класса типа «Протон» на промежуточную околоземную орбиту.

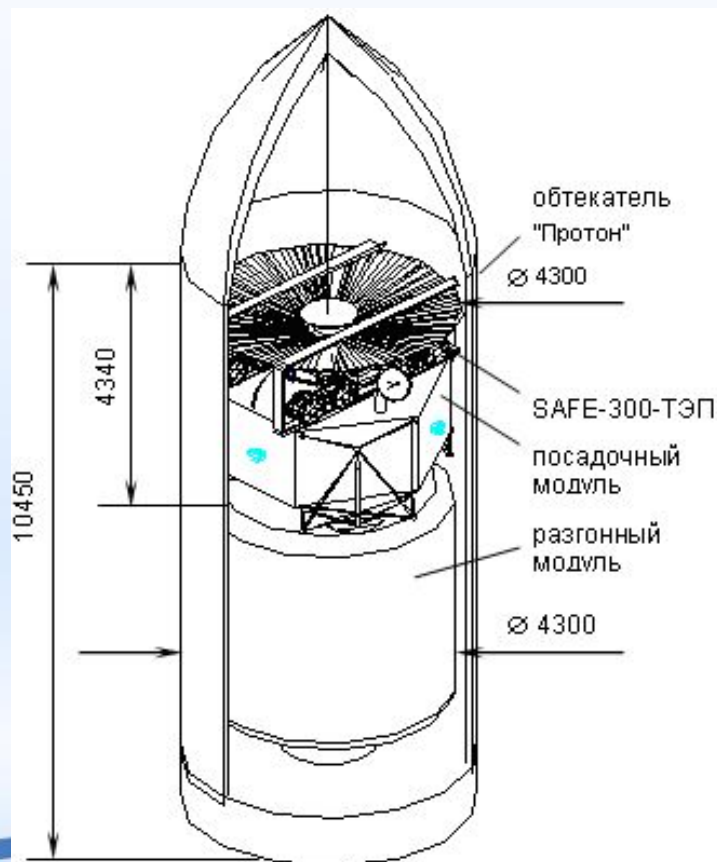


Схема компоновки установки типа «SAFE-300-ТЭП» вместе с разгонным и посадочным модулем под обтекателем ракетного носителя «Протон-М»

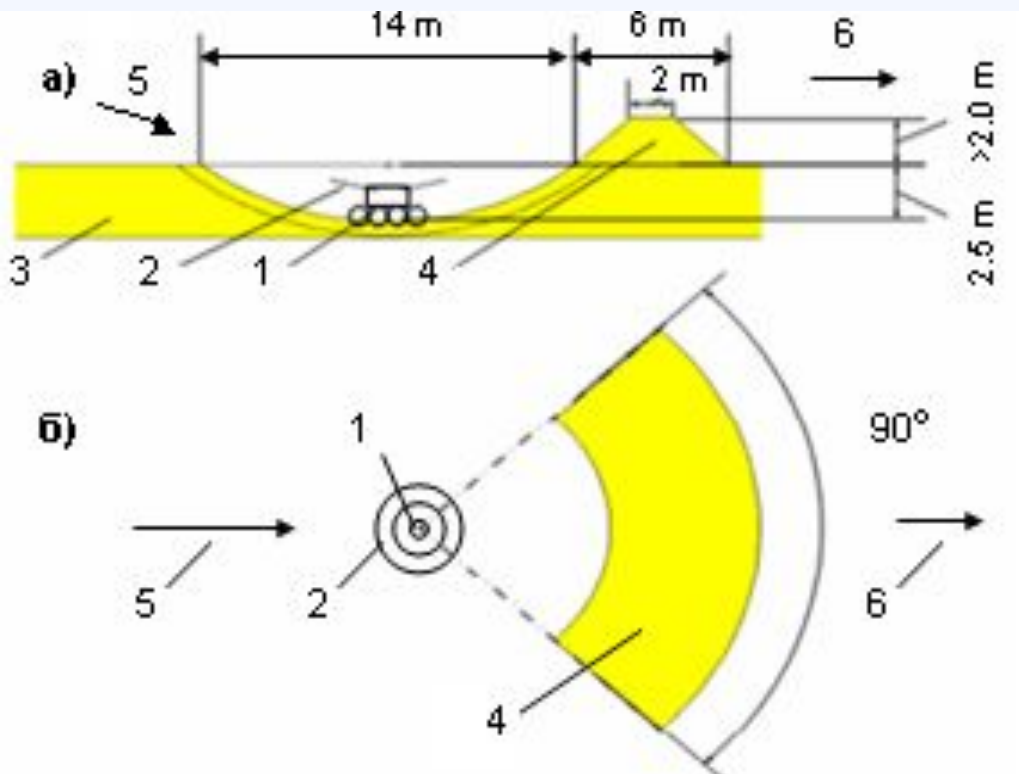
Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термозэмиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

2. Сброс обтекателя ракетного носителя и перевод комплекса на траекторию полета к Луне включением двигательной установки разгонного модуля. Коррекция траектории для выхода на промежуточную окололунную орбиту.
3. Перевод комплекса на полярную окололунную орбиту включением двигательной установки разгонного модуля.
4. Выбор площадки для размещения ЯЭУ.

Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термоэмиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

5. Отделение разгонного модуля и его сброс на площадку, выбранную для размещения ЯЭУ. Формирование на площадке искусственного кратера для последующего радиационно-безопасного размещения в нем ЯЭУ. Установка пассивных посадочных маяков.

Габариты радиационной защиты из лунного реголита



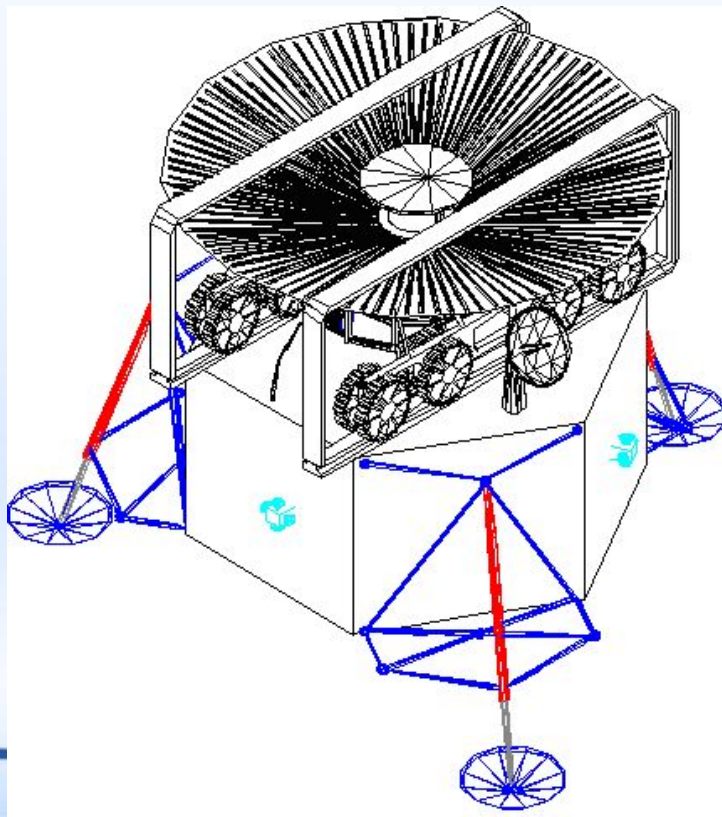
а) сечение, профиль

б) вид сверху

- 1 – реактор,
- 2 – радиатор,
- 3 – поверхность Луны,
- 4 – вал в окрестности кратера;
- 5 – траектория полета разгонного модуля;
- 6 – направление на лунную базу.

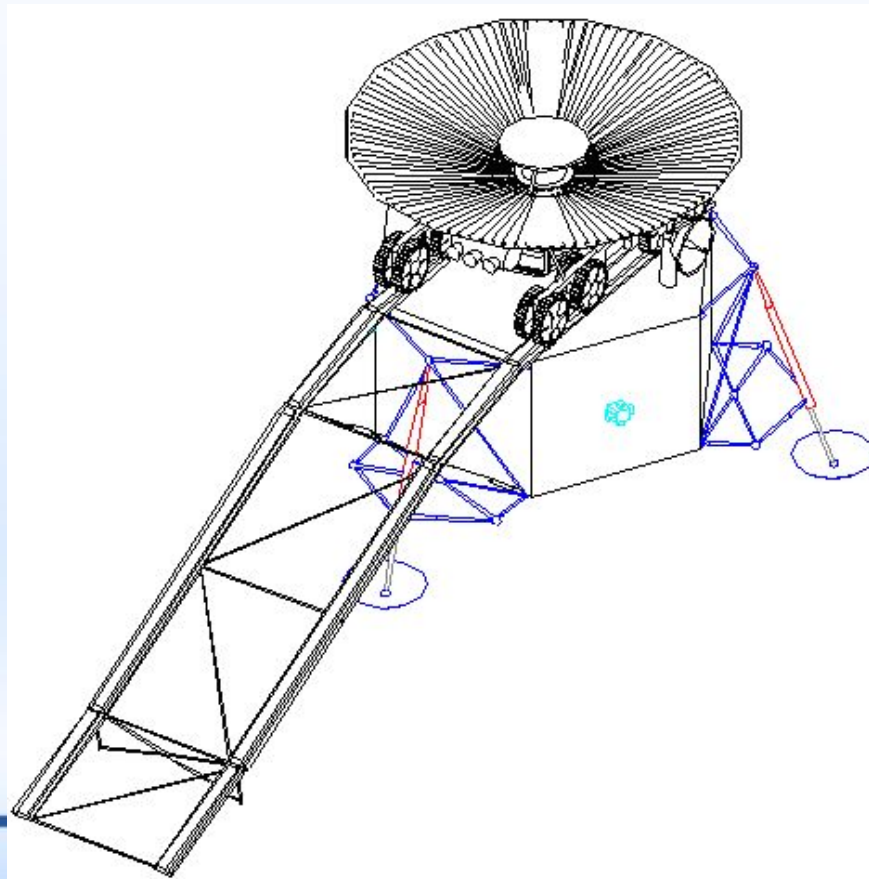
Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термоэмиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

6. Доставка ЯЭУ посадочным модулем на поверхность Луны в окрестность падения разгонного модуля. После посадки и осмотра местности с посадочного модуля выполняется его перелет с ЯЭУ в кольцевую зону с центром в точке падения разгонного модуля с внутренним и внешним радиусами ~80 и ~120 м, соответственно.



Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термозэмиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

7. Разворачивание аппарели, освобождение фиксаторов и съезд ЯЭУ с посадочного модуля. Источник питания – аккумуляторы посадочного модуля. При перемещении ЯЭУ в кратер от падения разгонного модуля разматывается силовой кабель и кабель телеметрии.



Концепция ГНЦ РФ-ФЭИ термоэмиссионной ЯЭУ для лунной базы (продолжение)

8. Проведение предпусковых процедур, пуск реактора и вывод ЯЭУ на энергетический уровень электрической мощности. Отбор мощности потребителями осуществляется на разъемах, размещенных на посадочном модуле.

По исчерпанию рабочего ресурса ЯЭУ переводится в глубоко подкритическое состояние без оборудования специального хранилища. Альтернатива – удаление с Луны посадочным модулем (при условии обнаружения замерзшей воды и организации электролизного разложения ее на кислород и водород).

Современный рынок космических услуг в кратко- и среднесрочной перспективе

Цели и задачи космической деятельности в России

Цель:

**национальная безопасность,
технологическая независимость,
благополучие граждан России**

ЗАДАЧИ:

- постоянное и беспрепятственное присутствие в космосе;
- безопасность в космосе и из космоса;
- территориальные и ресурсные интересы;
- престиж государства;
- развитие космических и производственных технологий;
- генерация новых знаний;
- воспитание технической элиты общества и использование потенциала нации.



Мировой космический рынок

За 50 лет

КОСМОС превратился в мощный инструмент мировой экономики, обеспечения независимости и безопасности государств

2007г. Объем мирового космического рынка **~ \$ 251,15 млрд**

• коммерческие программы и услуги ~ \$ 173,9 млрд

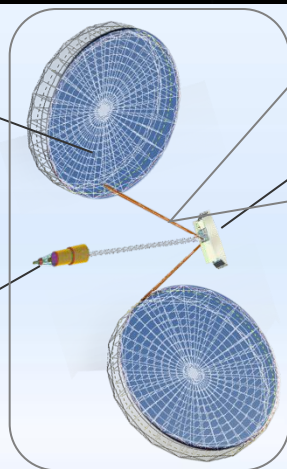
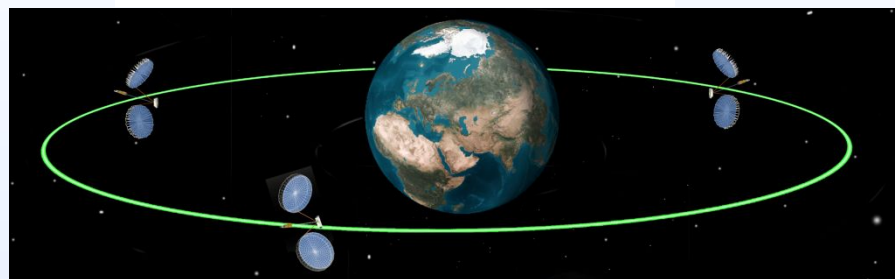
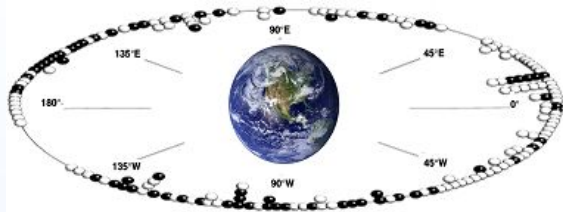
Динамика рынка космических услуг (млрд \$)



Глобальная система космической связи

Основные проблемы:

- Геостационарная орбита заполнена
- Частотный ресурс практически исчерпан



Антенна

Универсальная космическая платформа

Ядерная энергетическая установка

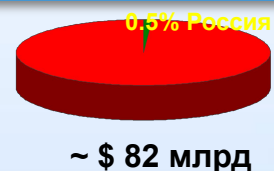
Назначение:

- Персональная связь по принципу «каждый с каждым», в том числе с подвижными объектами;
- Цифровое телерадиовещание;
- Диспетчеризация.

- Масса – 20 тонн;
- Ресурс – 10-15 лет;
- Мощность – от 150 до 500 кВт;
- Орбита – геоэстационарная.
- Штатная эксплуатация

Телевидение и связь. Коммерческие услуги

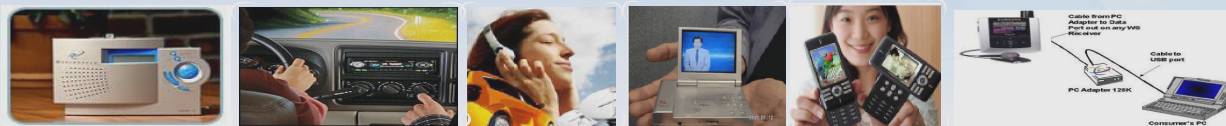
2008 г.



2020 г.



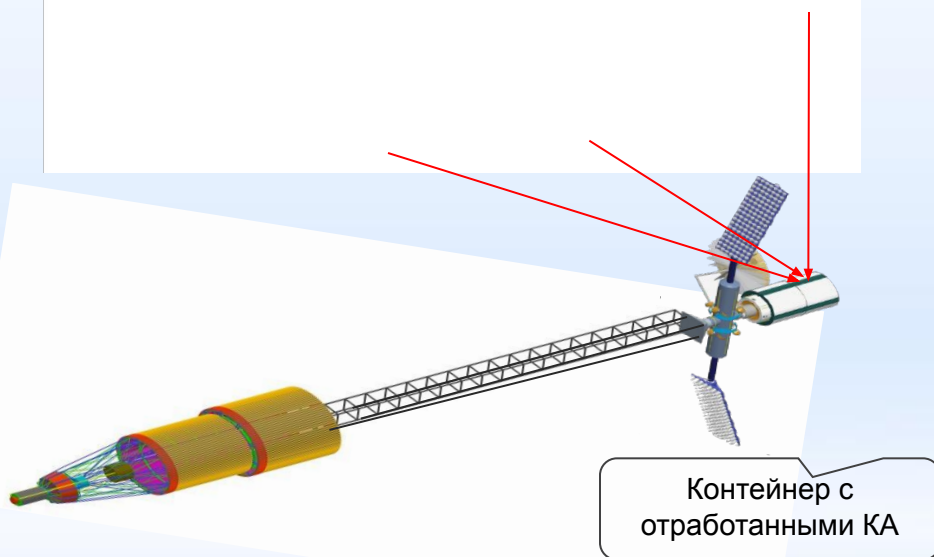
Мультисервисные услуги (аудио, видео, данные)



Буксир для очистки геостационарной орбиты от отработавших космических аппаратов

Основные проблемы:

- Геостационарная орбита заполнена
- Частотный ресурс практически исчерпан



Назначение:

Очистка геостационарной орбиты – более 600 неработающих космических аппаратов.

Состав системы:

- Буксир для сбора мусора;
- Контэйнер для захвата и утилизации космических аппаратов.
- **Масса** – 7-10 тонн;
- **Ресурс** – 10 – 15 лет;
- **Мощность** – от 150 до 500 кВт.
- **Штатная эксплуатация**

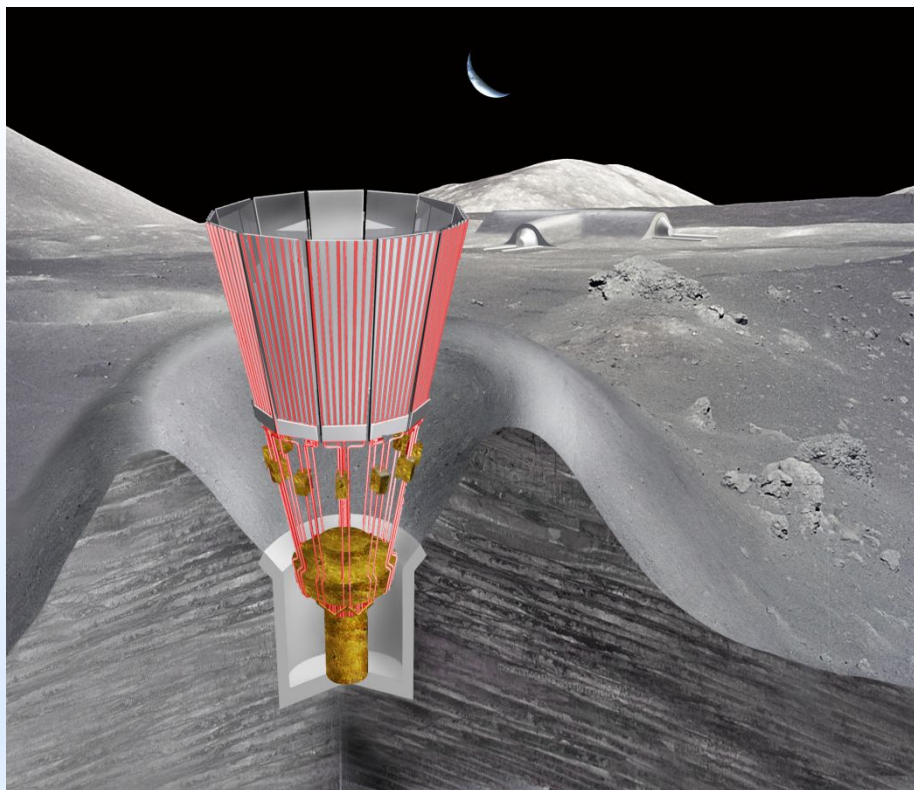
Коммерческий эффект:

Стоимость одной точки на геостационарной орбите – 20-50 млн. долл.

Оценка годового объема рынка



Ядерная электростанция на планетной базе



Назначение:

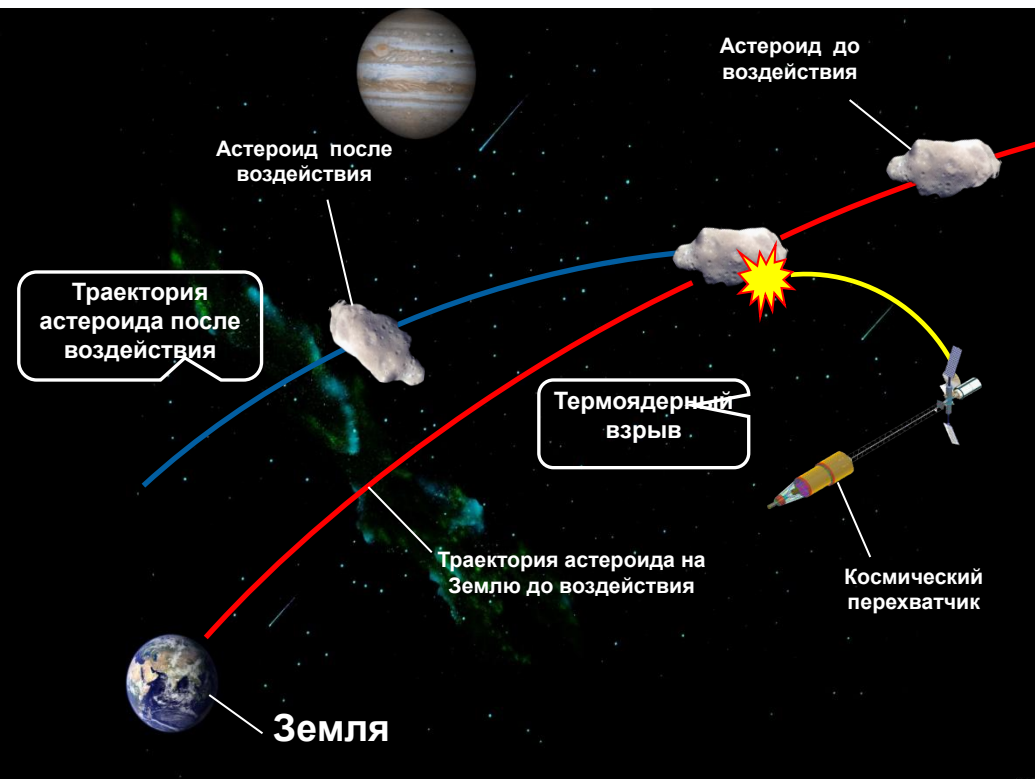
- Обеспечение электроэнергией планетной базы

- **Масса** – 7-11 тонн;
- **Ресурс** - 10 – 15 лет;
- **Мощность** 150 - 500 кВт
- **Радиационная защита** – грунтовый вал.
- **Штатная эксплуатация**

Оценка годового объема рынка



Система защиты Земли от астероидно-кометной опасности



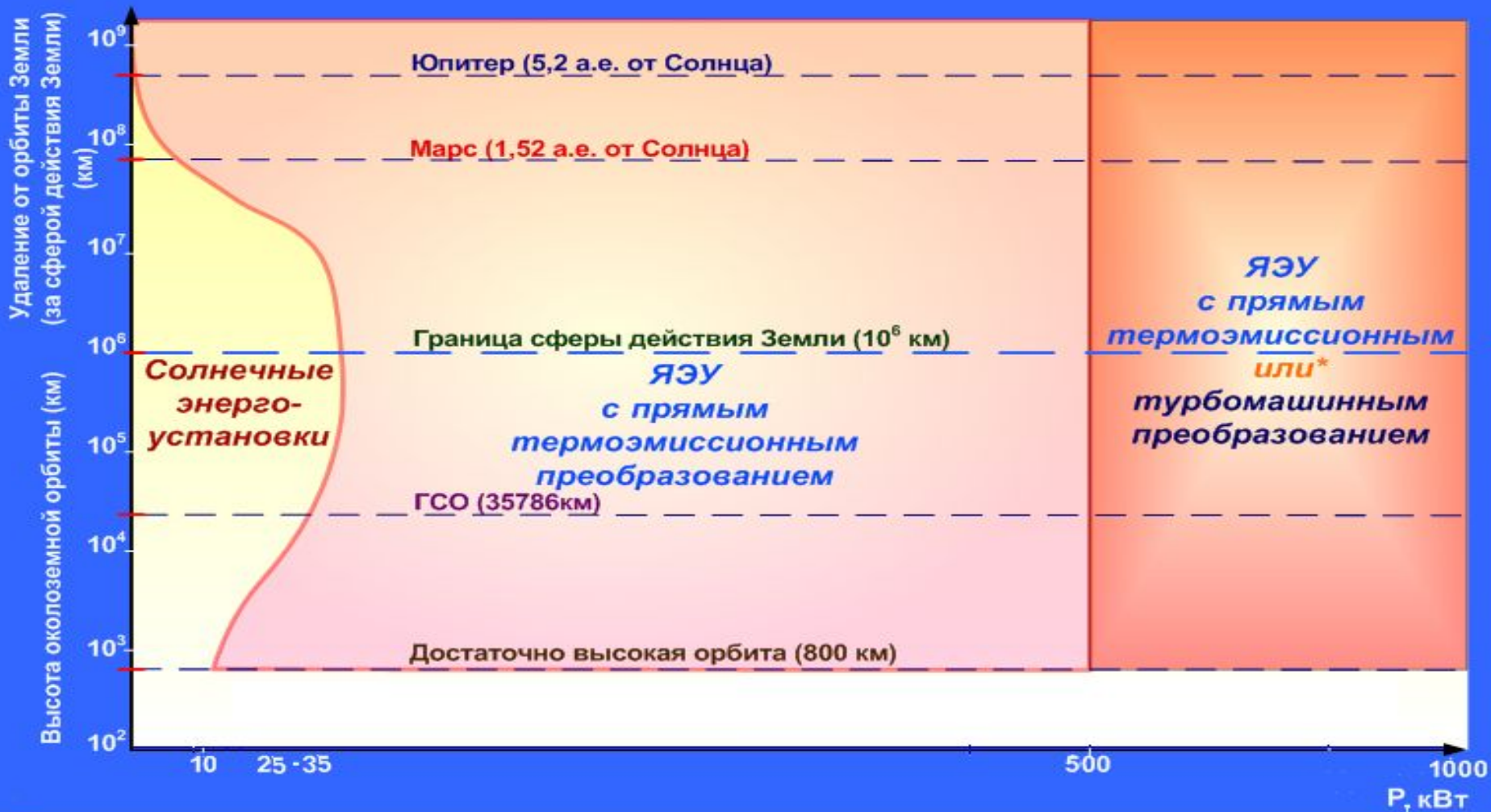
Назначение:

Защита Земли от астероидов и комет.

Состав системы:

- Космический аппарат для проведения испытаний средств воздействия;
 - **Масса** - 7-8 тонн;
 - **Ресурс** – 10 лет;
 - **Мощность** – 150 кВт.
- Космический перехватчик;
 - **Масса** - 15-50 тонн;
 - **Ресурс** – до 10 лет;
 - **Мощность** - 1-10 МВт.

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



Журавлев А.Ю. Универсальная космическая платформа с ядерной энергетической установкой (УКП ЯЭУ) «Плазма-2010». Королевские чтения. МГТУ им. Баумана, Москва, 2012 год.

Резюме

Нарастающий спрос на глобальные информационные технологии и углубление экологических проблем на Земле делают дальнейшее освоение космоса одним из важнейших путей обеспечения устойчивого развития земной цивилизации в XXI веке.

- Ядерная энергетика в космосе в среднесрочной перспективе будет играть доминирующую роль в реализации концепции транспортно-энергетических модулей для миссий различного назначения в ближнем и дальнем космосе.
- Ядерная энергетика является безальтернативной при выполнении полетов в дальний космос и проведении операций на других небесных телах.

СПАСИБО ЗА ВНИМАНИЕ!