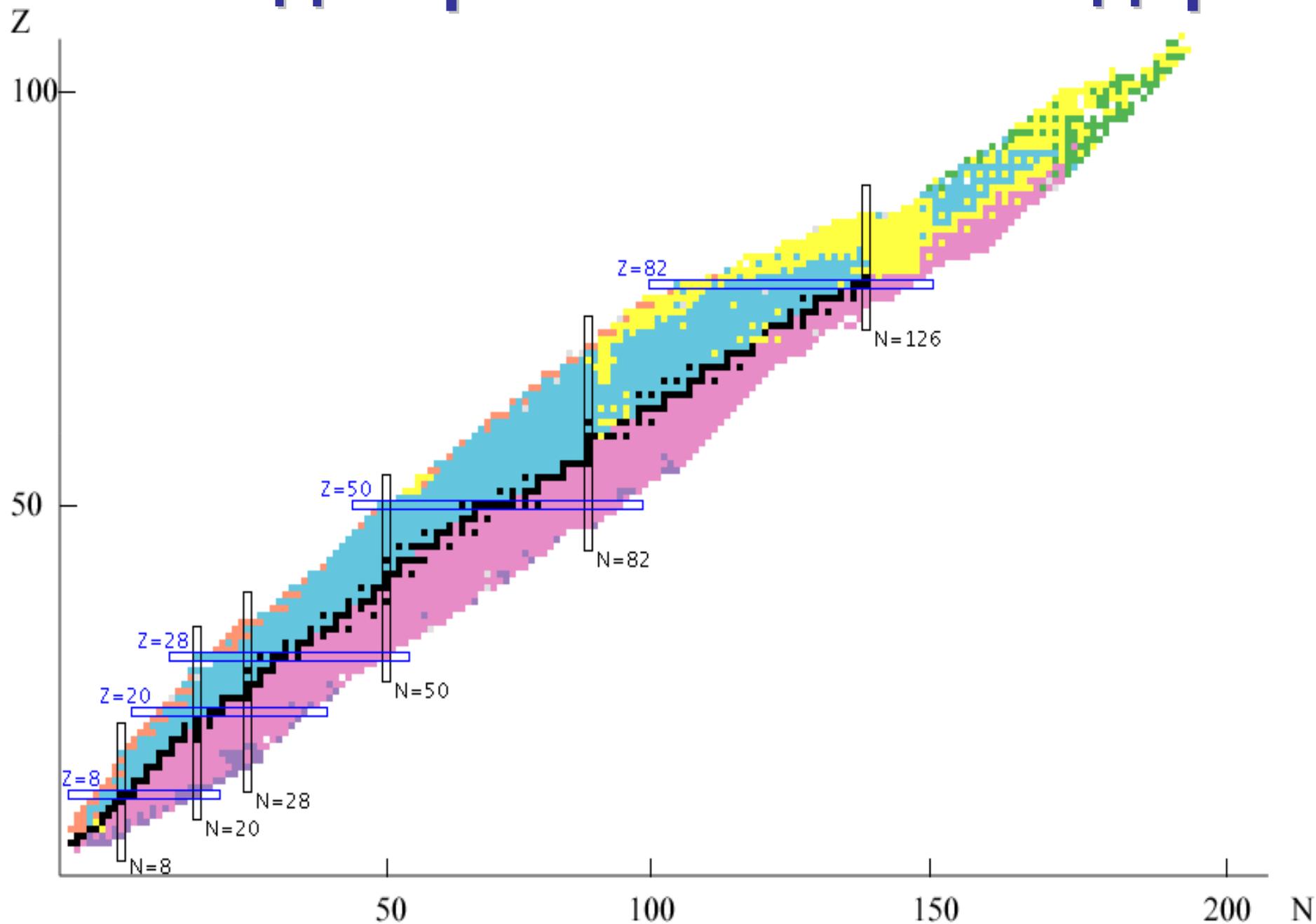




# Ядерная физика и Человек

# **РАДИОИЗОТОПНЫЕ ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ**

# N-Z диаграмма атомных ядер



# Радиоактивность

**Радиоактивность** – свойство атомных ядер самопроизвольно изменять свой состав в результате испускания частиц или ядерных фрагментов.

# Радиоактивный распад

- **$\alpha$ -распад** – испускание ядрами  $\alpha$ -частиц,
- **$\beta$ -распад** – испускание (или поглощение) лептонов,
- **$\gamma$ -распад** – испускание  $\gamma$ -квантов,
- **спонтанное деление** – распад ядра на два осколка сравнимой массы.

К более редким видам радиоактивного распада относятся испускание ядрами одного или двух протонов, а также испускание **кластеров** – лёгких ядер от  $^{12}\text{C}$  до  $^{32}\text{S}$ . Во всех видах радиоактивности (кроме гамма-радиоактивности) изменяется состав ядра – число протонов  $Z$ , массовое число  $A$  или то и другое одновременно.

# Радиоактивность

Радиоактивный распад может происходить только в том случае, если масса исходного ядра  $M_i$  больше суммы масс продуктов распада  $\sum M_f$

$$M_i > \sum M_f .$$

Разность

$$Q = \left( M_i - \sum M_f \right) c^2$$

выделяется в виде энергии продуктов распада.

# Постоянная распада $\lambda$

Постоянная распада  $\lambda$  характеризует вероятность распада атомного ядра в единицу времени.

Если в образце в момент времени  $t$  содержится  $N$  радиоактивных ядер, то количество  $dN$  ядер, распадающихся в интервал времени  $t$  —  $t + dt$ , определяется соотношением

$$dN = -\lambda N dt$$

Знак «минус» означает, что общее число радиоактивных ядер уменьшается в результате распада.

# Закон радиоактивного распада

$$N(t) = N_0 e^{-\lambda t}$$

$N_0$  — количество ядер в радиоактивном источнике в начальный момент времени  $t = 0$ ,

$N(t)$  — количество радиоактивных ядер, **оставшихся** в источнике в момент времени  $t$ ,

$\lambda$  — постоянная распада.

**Энергия продуктов распада**

$$Q = \left( M_i - \sum M_f \right) c^2$$

# Радиоизотопные источники энергии

Устройства, использующие энергию, выделяющуюся при радиоактивном распаде, для нагрева теплоносителя или преобразующие её в электроэнергию.

Распад используемых изотопов уступает лишь делению ядер и превосходит химические источники (аккумуляторы, топливные элементы и др.) в десятки и сотни тысяч раз по массовой и объёмной энергоёмкости.

Обеспечивают автономность работы оборудования, значительную надёжность, малый вес и габариты

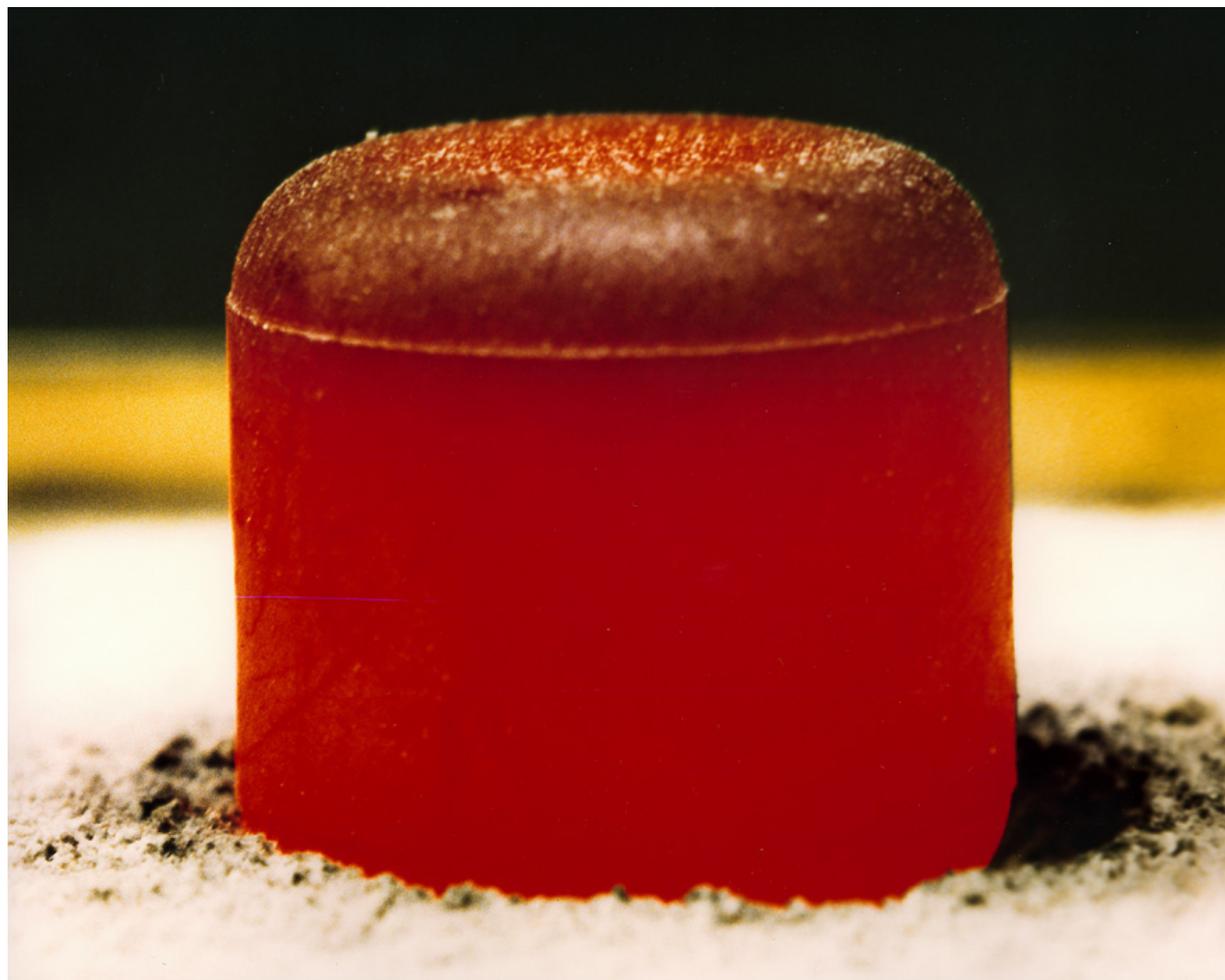
# Требования к радиоизотопным источникам

- высокая активность для получения значительного энерговыделения в ограниченном объёме установки (относительно малый период полураспада)
- длительный период поддержания мощности (период полураспада – годы и десятилетия)
- безопасный вид ионизирующего излучения (простая и легкая защита от излучения)
- для изотопов, способных к делению, возможно большая критическая масса
- дешевизна и простота получения изотопа

# Некоторые изотопы для источников энергии

Изотоп	Получение	Удельная мощность, Вт/г	Температура плавления топлива, °С	$T_{1/2}$	Энергия распада, кВт·ч/г
$^{238}\text{Pu}$	ядерный реактор	0,568	2500	86 лет	608,7
$^{90}\text{Sr}$	осколки деления	0,93	2460 (SrO)	28 лет	162,721
$^{144}\text{Ce}$	осколки деления	2,6	~2600	285 дней	57,439
$^{242}\text{Cm}$	ядерный реактор	121	~2270	162 дня	677,8
$^{210}\text{Po}$	облучение висмута	142	600 (PbPo)	138 дней	677,59
$^{244}\text{Cm}$	ядерный реактор	2,8	~2270	18,1 года	640,6
$^{232}\text{U}$	облучение тория	8,097	2850	68,9 лет	4887,103
$^{106}\text{Ru}$	осколки деления	29,8	2250	371,63 сут	9,854

# Радиоизотопные источники энергии



Топливный  
элемент из  
оксида  $^{238}\text{Pu}$

Падение  
энерговыведения  
0,78% в год

# Области применения радиоизотопных источников энергии

- космические аппараты, в особенности «глубокого космоса», где крайне мал поток излучения от Солнца
- глубоководные аппараты
- крайний Север, Антарктика
- энергопитание маяков, бакенов, метеостанций
- питание электрокардиостимуляторов

# Применение радиоизотопных источников энергии

- силовые источники электроэнергии
- источники тепла
- источники высокопотенциального тепла
- маломощные источники очень высокого напряжения
- реактивные двигатели малой мощности для маневрирования спутников

# Наземные радиоизотопные термоэлектрические генераторы

В СССР было изготовлено 1007 РИТЭГ для наземной эксплуатации. Почти все они делались на базе радиоактивного тепловыделяющего элемента с изотопом  $^{90}\text{Sr}$ . Мощность от 10 до 120 Вт, срок службы 10-30 лет. Обеспечивали электропитанием маяки вдоль всего Северного Морского Пути.

В настоящее время большая часть утилизирована и заменена альтернативными источниками питания.

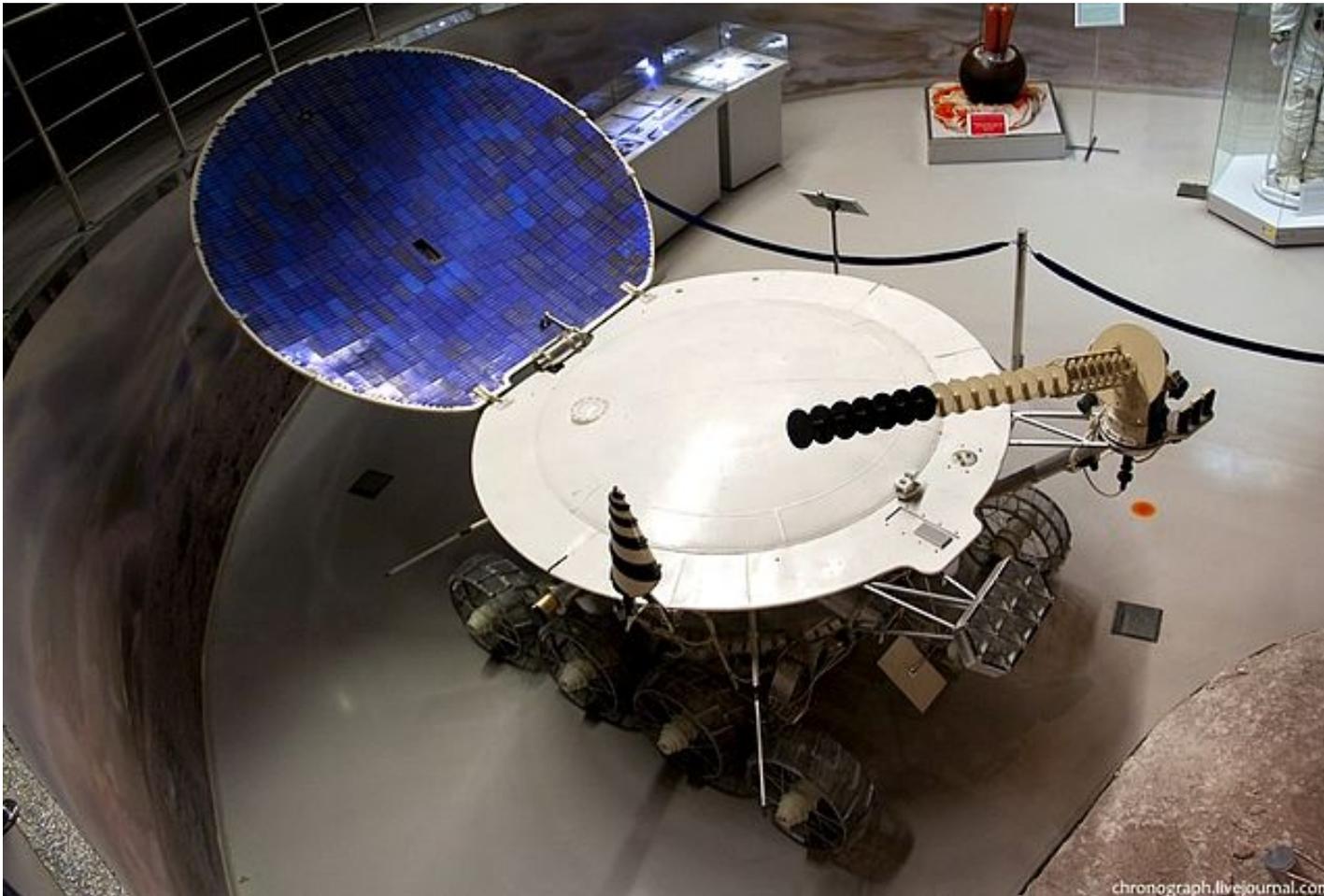


# Наземные радиоизотопные термоэлектрические генераторы

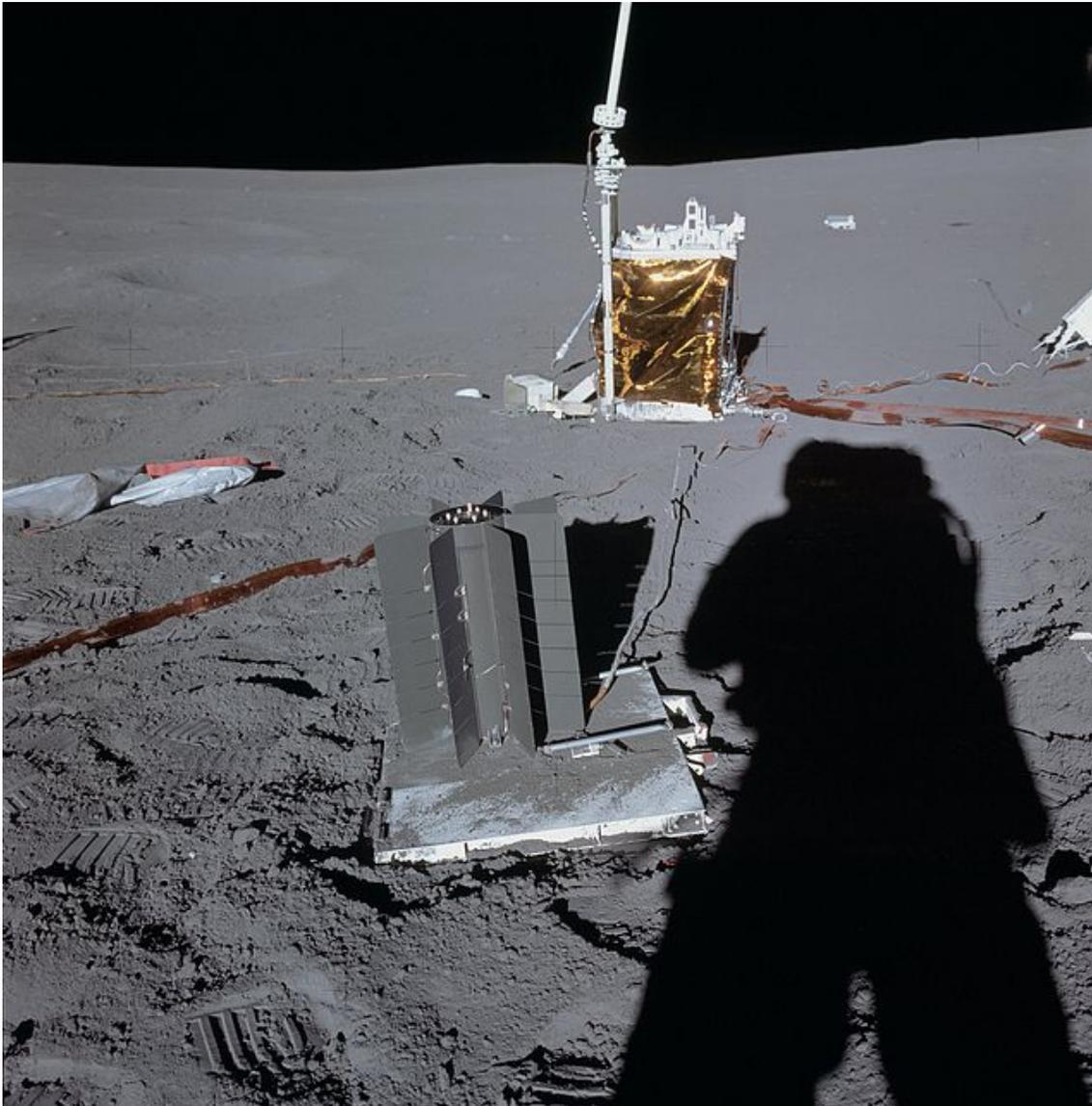


# Радиоизотопные источники энергии вне Земли

Источник тепла на основе  $^{210}\text{Po}$  использовался на Луноходе-1 и 2.



# Радиоизотопные источники энергии вне Земли

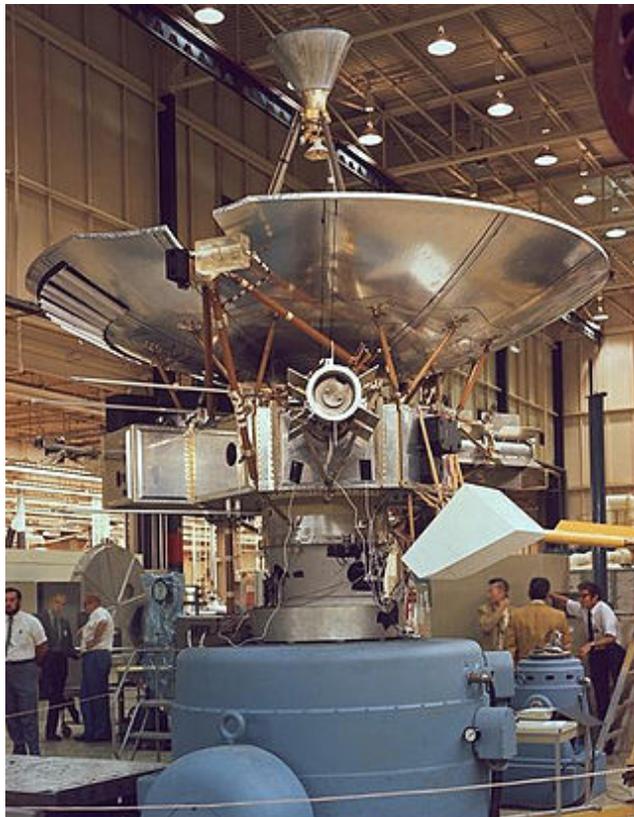


Программа  
исследования Луны.

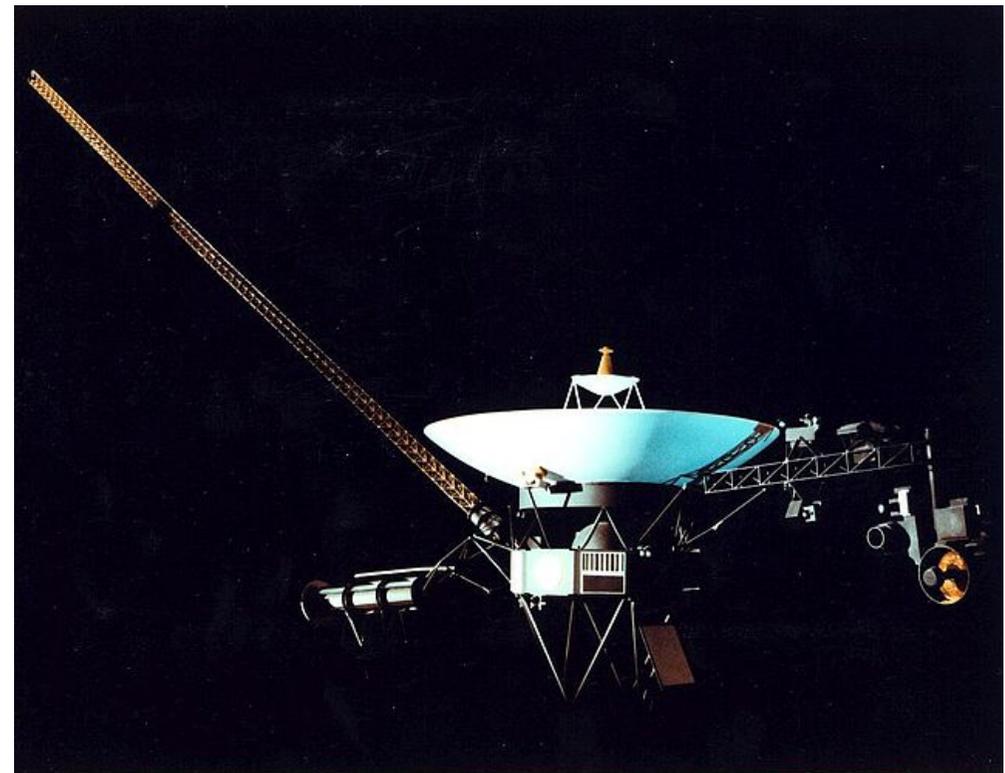
РИТЭГ SNAP-27,  
полет Апполон-14.

# Применение радиоизотопных источников энергии в космических аппаратах

Пионер-10, запущен в 1972 г.

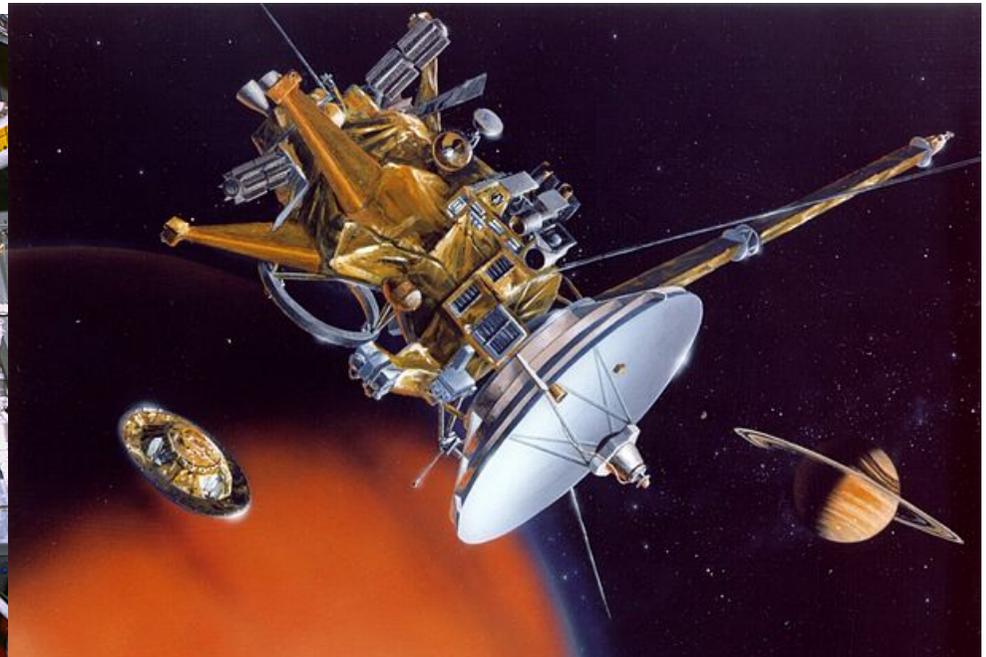
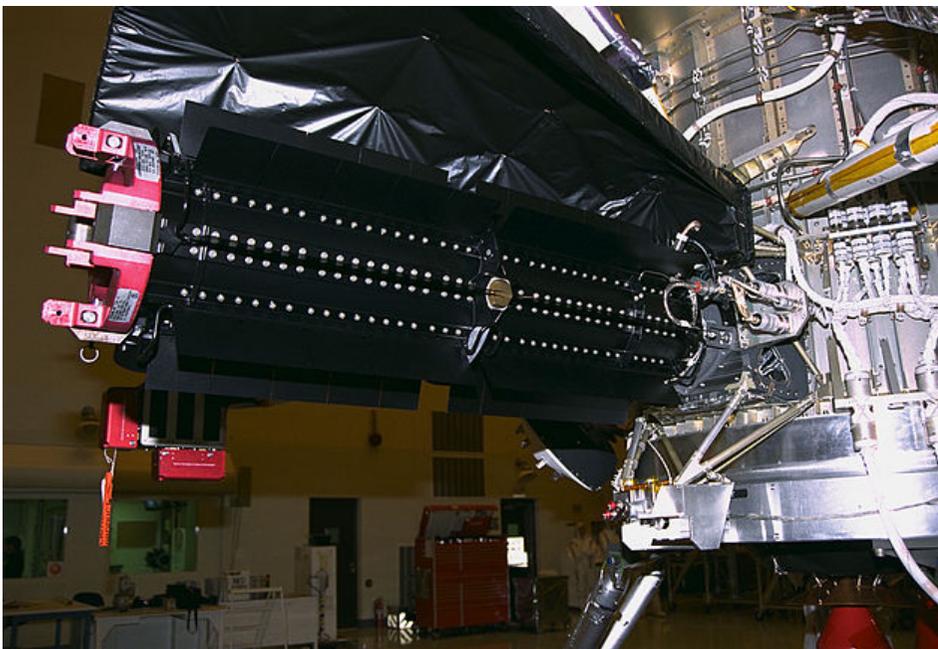


Вояджер-2, мощность питания при старте в 1977 г – 470 Вт, в 2006 г. – 290 Вт



# Использование РИТЭГ в космических аппаратах

Программа Кассини-Гюйгенс - исследование Сатурна и его спутника Титана  
Запуск с Земли в 1997 г., посадка зонда Гюйгенс на Титан в 2005 г., станция Кассини продолжает работать (до 2017 г.)

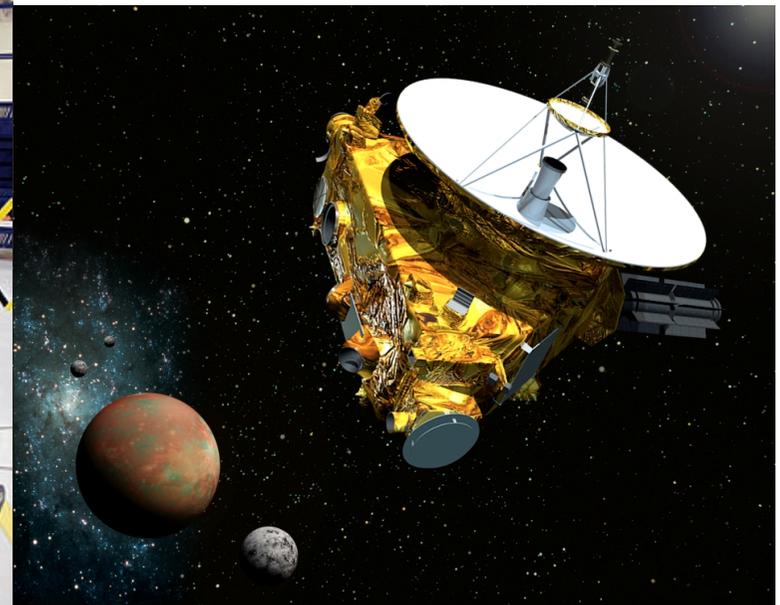


# Использование РИТЭГ в космических аппаратах

Станция «**Новые горизонты**» и предназначенная для изучения Плутона, его естественного спутника Харона и объектов пояса Койпера. Запущена в 2006 г.



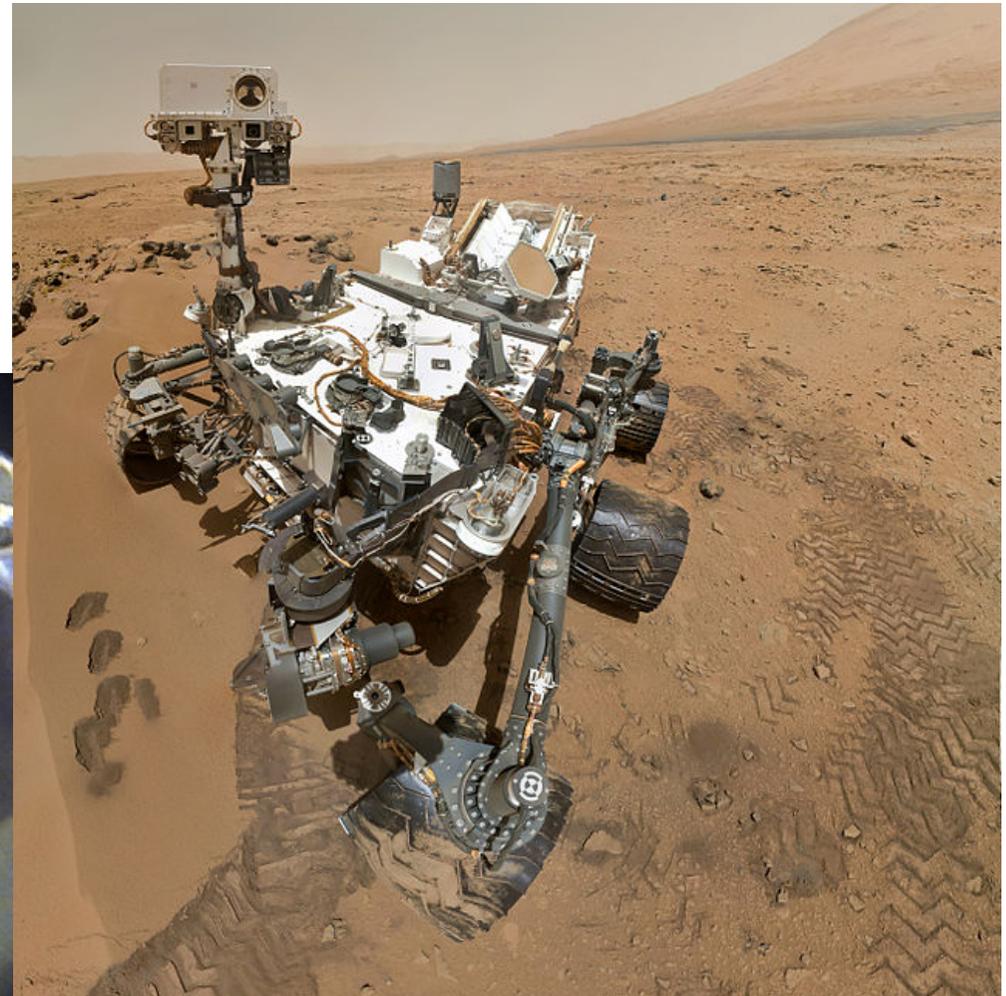
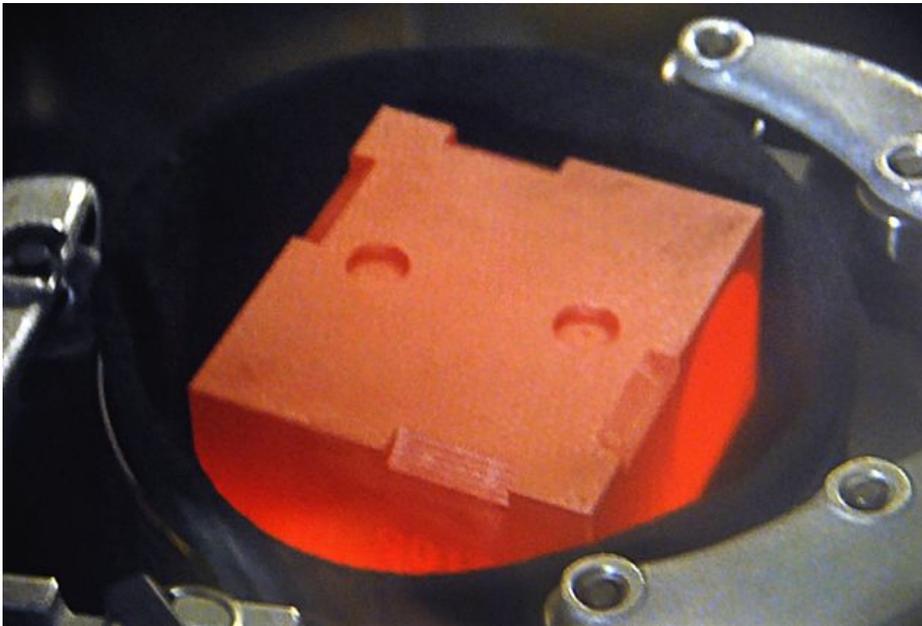
Стартовая мощность РИТЭГ – 228 Вт.



# Марсианская научная лаборатория (Кьюриосити)

Питание марсохода обеспечивает РИТЭГ начальной мощностью 125 Вт

Одна из капсул РИТЭГ марсохода

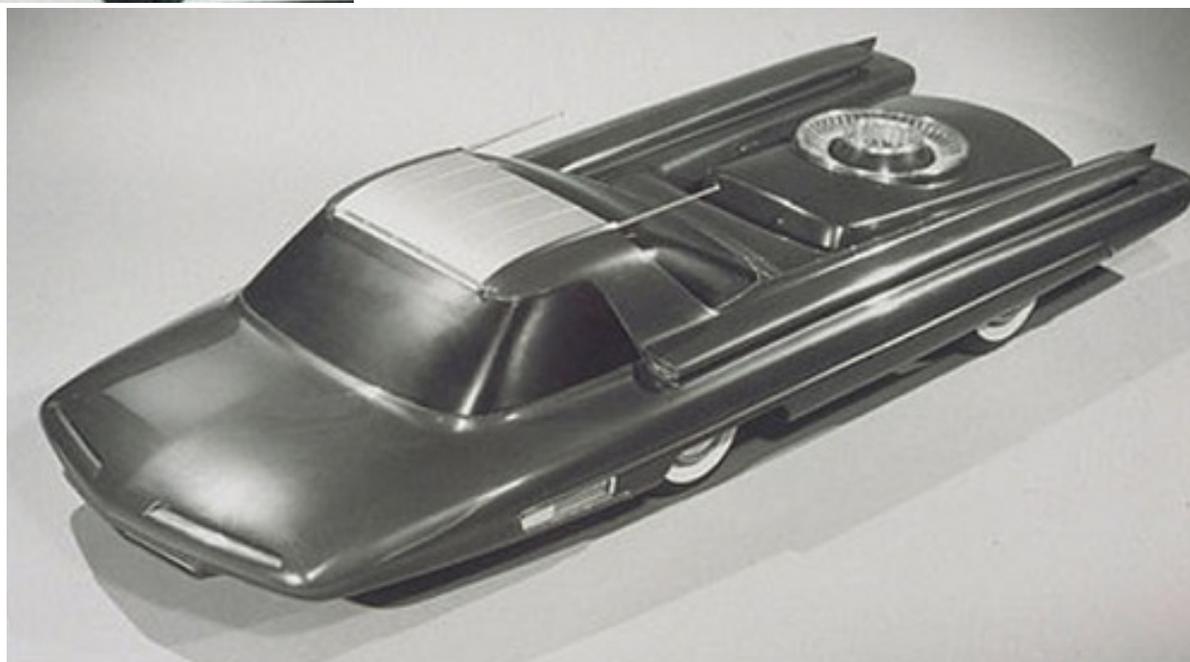


# Проекты 50-60 годов 20-го века



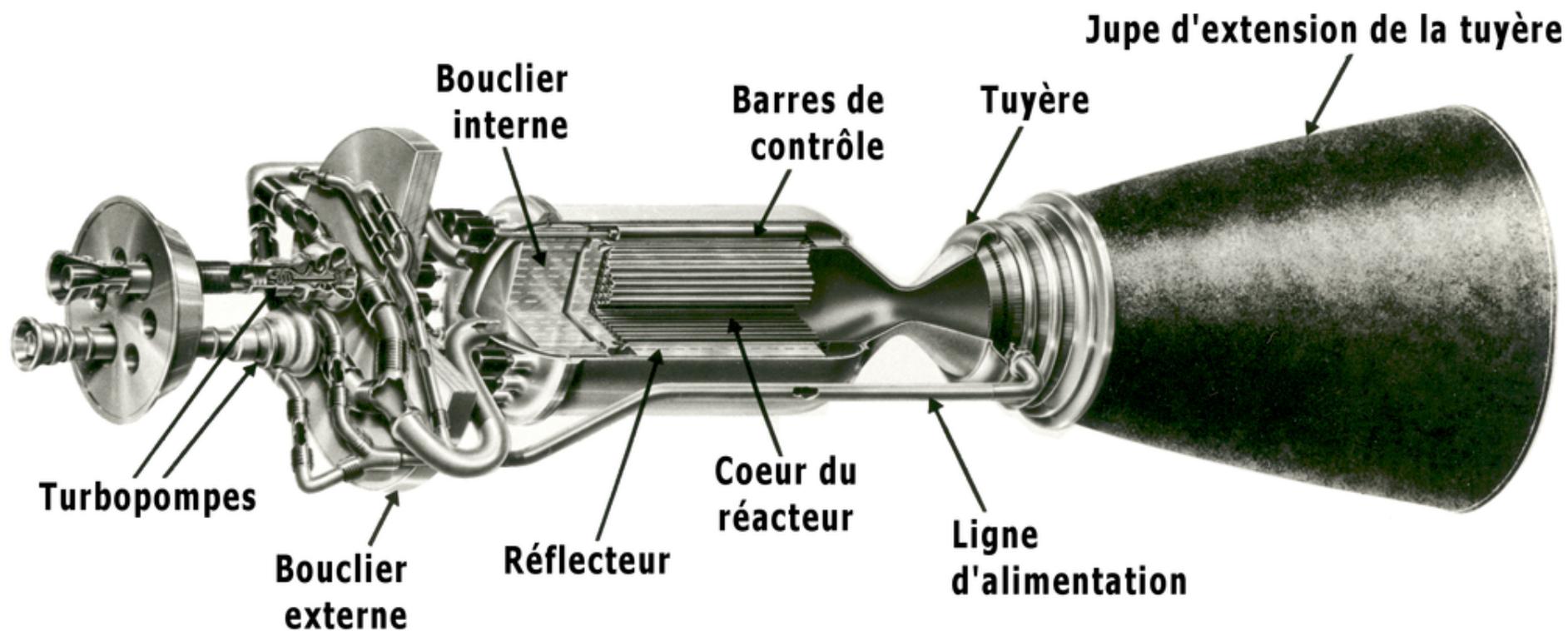
Французская компания "Arbel", предложила в 1958 г. **концепцию** "Arbel Symetric". Предполагалась установка РИТЭГ мощностью 40 кВт в качестве батареи, перезаряжаемой раз в пять лет.

В 1958 году компания "Ford" предложила **концепцию** машины "Ford Nucleon" с полноценным ядерным реактором с запасом энергии на 5000 миль.



# Ядерный реактивный двигатель

## Схема ЯРД



# Двигатель РД-0410

Музей КБ химавтоматики,  
г. Воронеж

Разработка и испытания  
проводились в 1965-1985 гг.



Испытания на Семипалатинском  
полигоне в шахте, реактивная струя  
водорода бьет вверх.



# Характеристики двигателя РД-0410

Тяга в вакууме	35.28 кН
Рабочее тело	смесь водорода и гексана
Удельный импульс	9000 м/с
Средняя температура на входе в сопло	3000 К
Время работы	3600 с
Количество включений	10
Масса с радиационной защитой и адаптером	2000 кг
Тепловая мощность реактора	196 МВт
Размеры реактора:	
– высота	800 мм
– диаметр	500 мм
Размеры двигателя:	
– высота	3700 мм
– максимальный диаметр	1200 мм

# Проект космического корабля для дальнего космоса

...Lets us explore what kind of trips to Alpha Centauri are possible with present-day technology, how long they would take and how much they would cost...

Журнал

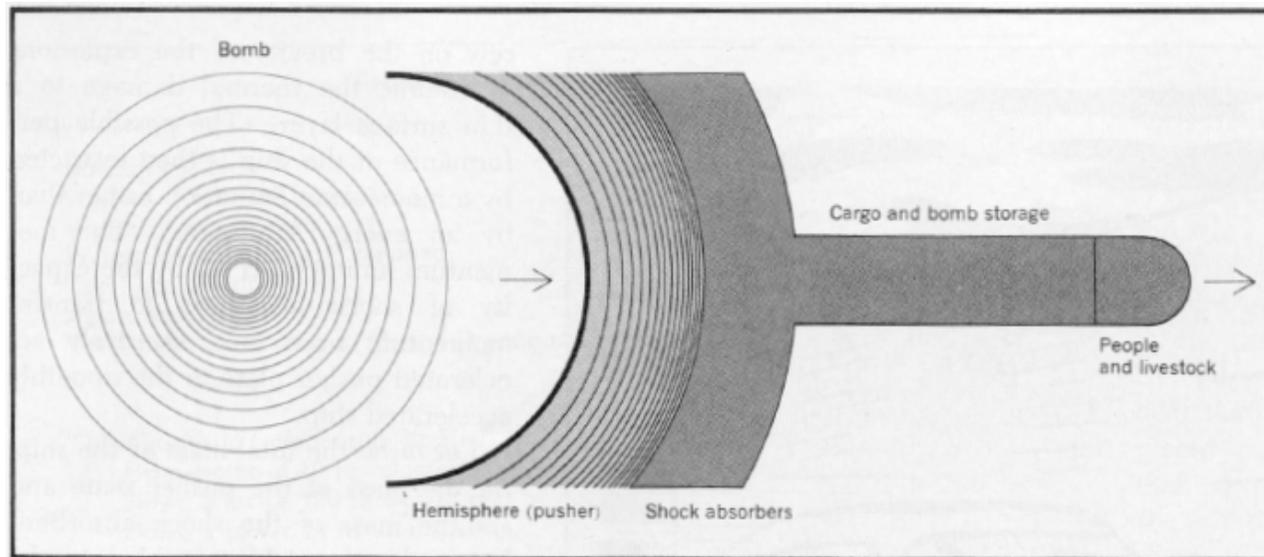
Physics Today, October 1968, pp.41-45.

Статья "Interstellar Transport"

Фримен Дж. Дайсон



Freeman J. Dyson came to the US from England in 1947, with a BA from Cambridge, as a graduate student at Cornell. He became a professor there in 1951 and joined the Institute for Advanced Study at Princeton in 1953. He was elected a Fellow of the Royal Society in 1952. Still at the Institute, his interests have changed from pure mathematics through particle physics to astrophysics.



**BOMB-PROPELLED SPACE SHIP.** Debris from the exploding bombs transfers momentum to the shock absorbers and hence to the payload section of the ship. Mission velocities for this primitive design would be 500–10 000 km/sec; the upper limit is similar to supernova-debris velocities.

# Проект космического корабля для дальнего космоса

Table 1. Conservatively Designed Space Ship

Weight of copper hemisphere	$5 \times 10^6$ tons
Weight of remainder of structure and payload	$5 \times 10^6$ tons
Weight of empty ship	$10 \times 10^6$ tons
Weight of $3 \times 10^7$ bombs	$30 \times 10^6$ tons
Weight of fully loaded ship	$40 \times 10^6$ tons
Mass ratio $R$	4
Energy efficiency	0.75
Mission velocity	1000 km/sec
Total acceleration time	$3 \times 10^9$ sec = 100 years
Mean acceleration	$3 \times 10^{-5} g$
Total fuel cost of mission ( $3 \times 10^9$ pounds deuterium)	$\$6 \times 10^{11}$
	= one Gross National Product

Время полета 1300 лет, экипаж 20000 человек,  
диаметр тяговой плиты 20 км.

# Проект космического корабля для дальнего космоса

Table 2. Ablation Space Ship

Mission velocity	10 000 km/sec
Weight of $3 \times 10^5$ bombs	$3 \times 10^6$ tons
Weight of empty ship	$10^6$ tons
Weight of structure and payload	$5 \times 10^4$ tons
Total acceleration time	$10^6$ sec = 10 days
Mean acceleration	1 g
Total fuel cost of mission ( $3 \times 10^8$ pounds deuterium)	$\$6 \times 10^{10}$ = 0.1 GNP

This optimistic (momentum-limited) design is:

Up a factor of 10 in velocity

Down a factor 100 in weight and payload

Down a factor 10 in total cost

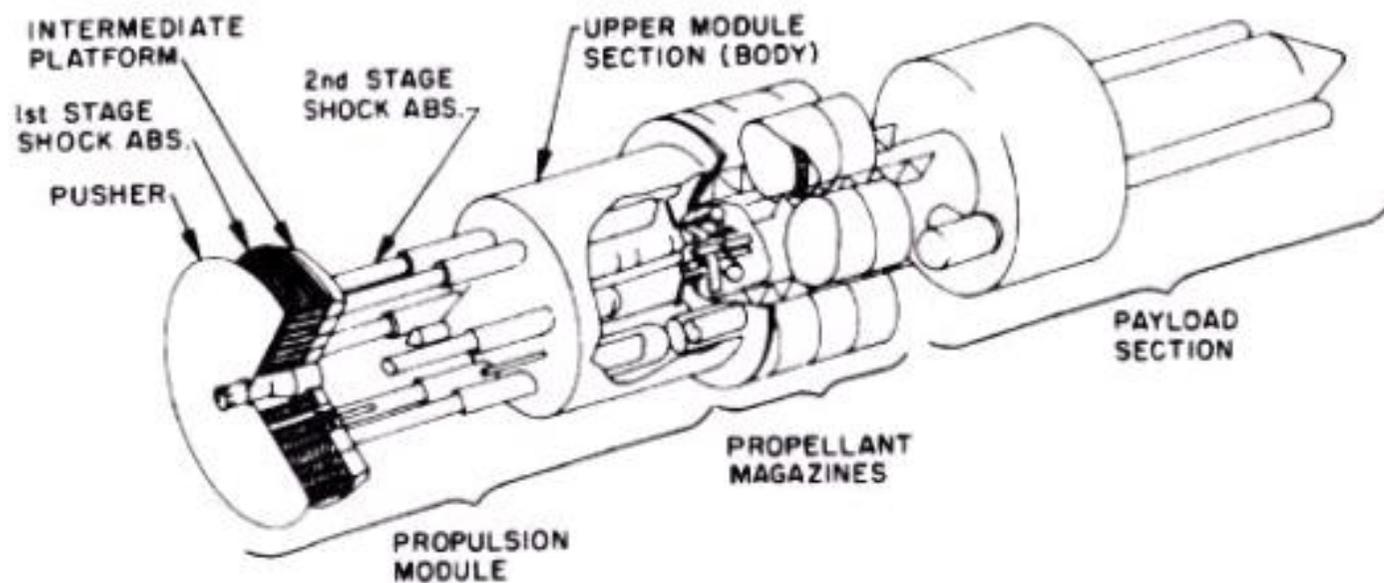
Up a factor 10 in cost per pound

compared with the conservative (energy-limited) design of Table 1.

# Проект «Орион» (США)

Импульсные технологии движения космических аппаратов за счет внешних взрывов изучались в 1958–1965 году в США по проекту «Орион». Предполагалось, что оснащённая 800 плутониевыми зарядами общей массой в полтонны ракета могла бы забросить на Луну 700 т груза.

Проект был закрыт, но на модели с обычной взрывчаткой показана возможность устойчивого полета по импульсной схеме – 6-ю взрывами по 1 кг С4 аппарат поднялся на 100 м.



**Спасибо за  
внимание!**