



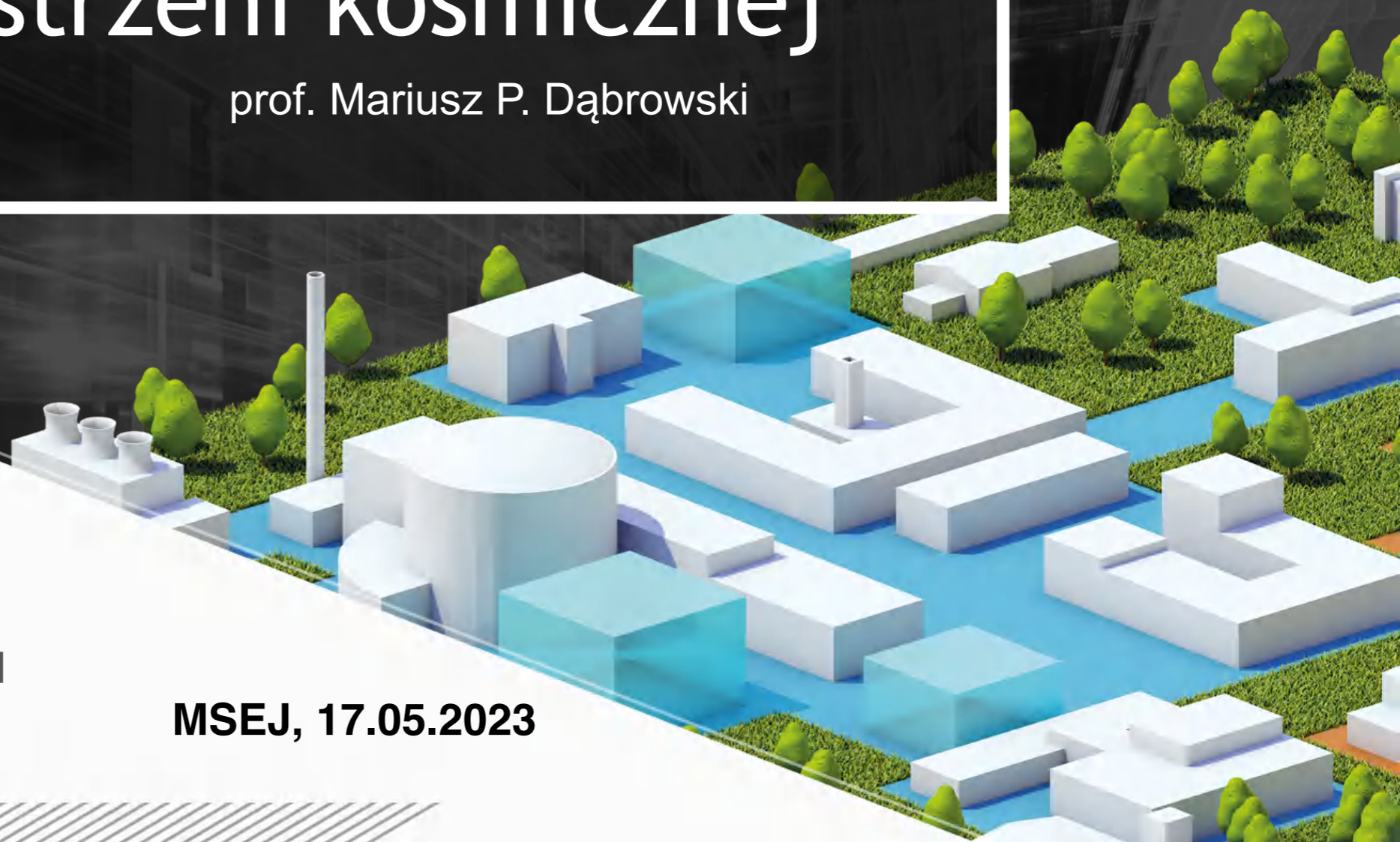
Energia jądrowa w przestrzeni kosmicznej

prof. Mariusz P. Dąbrowski



NARODOWE
CENTRUM
BADAŃ
JĄDROWYCH
ŚWIERK

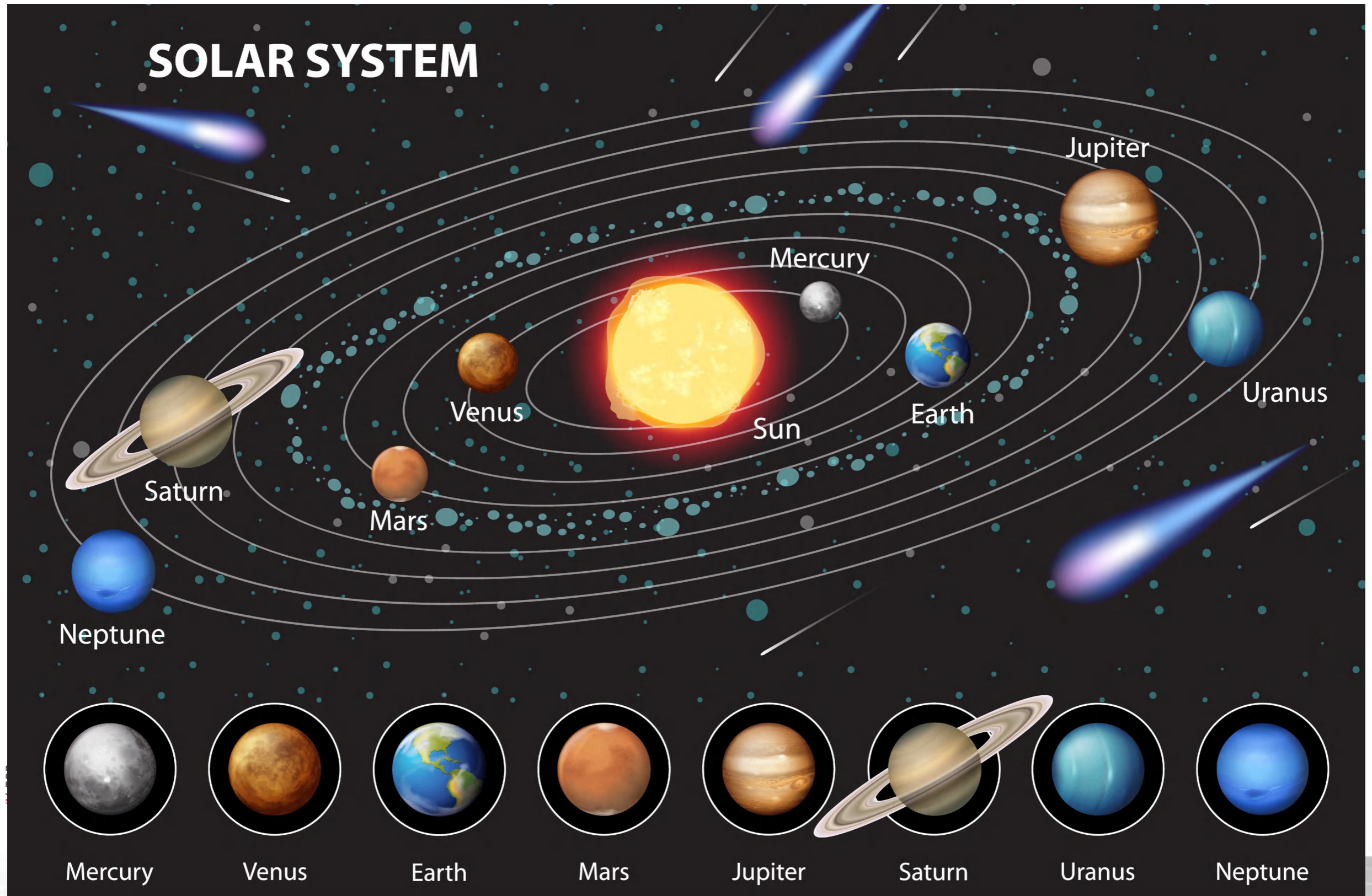
MSEJ, 17.05.2023



Plan wykładu:

- 1. Eksploracja kosmosu - cele i metody.**
- 2. Termoelektryczne źródła radioizotopowe (RTG) dla sond kosmicznych.**
- 3. Reaktory jądrowe do napędu rakiet kosmicznych.**
- 4. Jądrowe źródła energii dla pionierów Księżyca i Marsa.**
- 5. Podsumowanie.**

1. Eksploracija kosmosu - cele i metody.



Podróże kosmiczne - cele.

Ideą jest wyjście ludzkości poza Ziemię i **zasiedlenie innych ciał niebieskich**. Także funkcje **poznawcze**.

Aktualnie ze względu na bardzo bliskie ziemskim warunki fizyczne **celem tego zasiedlenia jest planeta Mars** - jednokierunkowa podróż pionierów Marsa.

Podobieństwa Marsa i Ziemi:

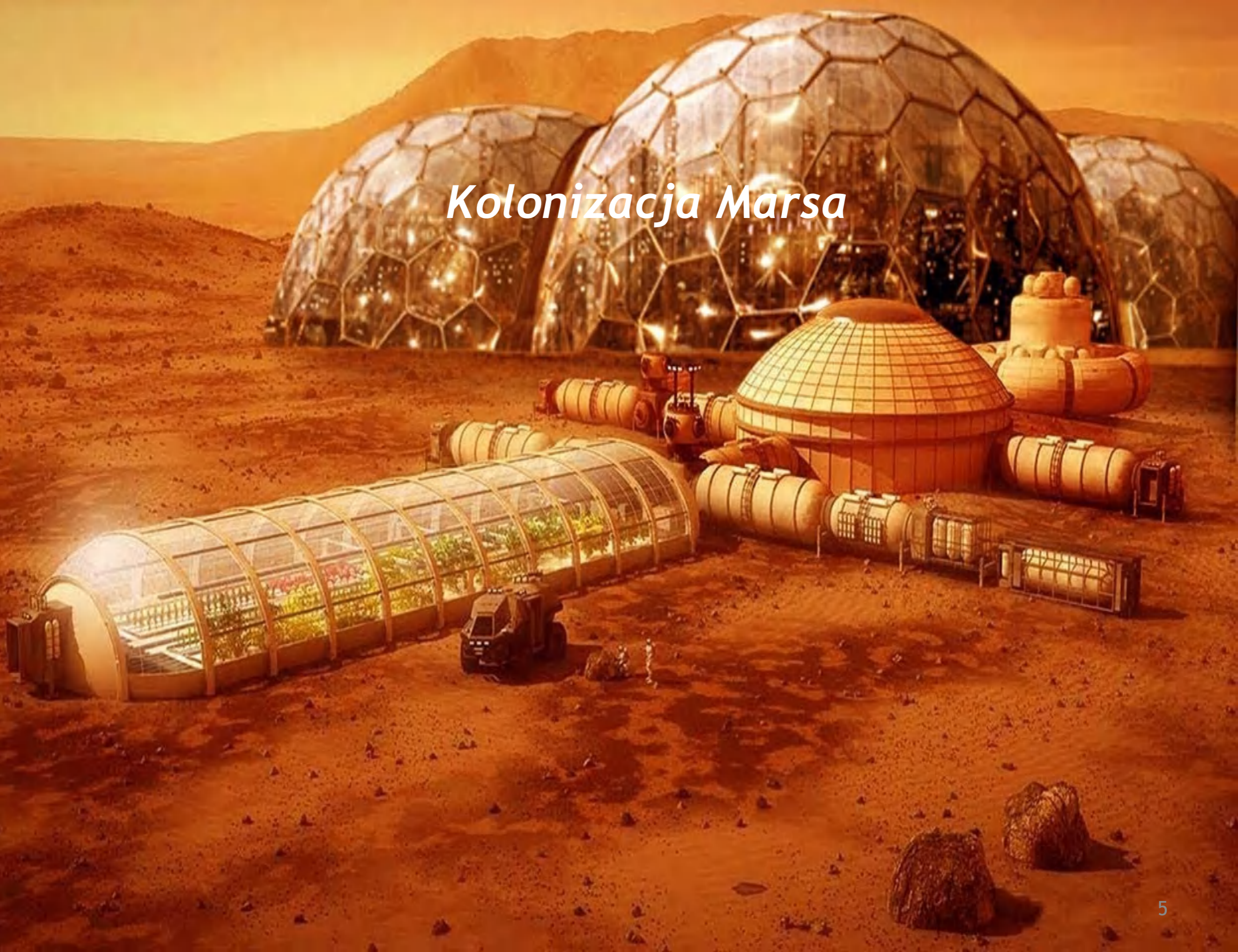
- zbliżony rozmiar

- występowanie (rozrzedzonej) atmosfery gazowej
- nieduża różnica odległości od Słońca (ekostrefa)

Różnice:

- dużo mniejsze księżyce słabiej stabilizujące orbitę
- duże wahania temperatury dzień/noc: +20C/-90C
- burze pyłowe

Kolonizacja Marsa



Podróże kosmiczne - gdzie i jak?

Gdzie:

- na **orbitę Ziemi**
- na **Księżyc** (misja Apollo, obecnie “Artemis”)
- na planety Układu Słonecznego i ich księżyce:
- **Mars, księżyce Jowisza**

Jak osiągnąć?

Trajektorie grawitacyjne: koło, elipsa, parabola, hiperbola

Prędkości kosmiczne:

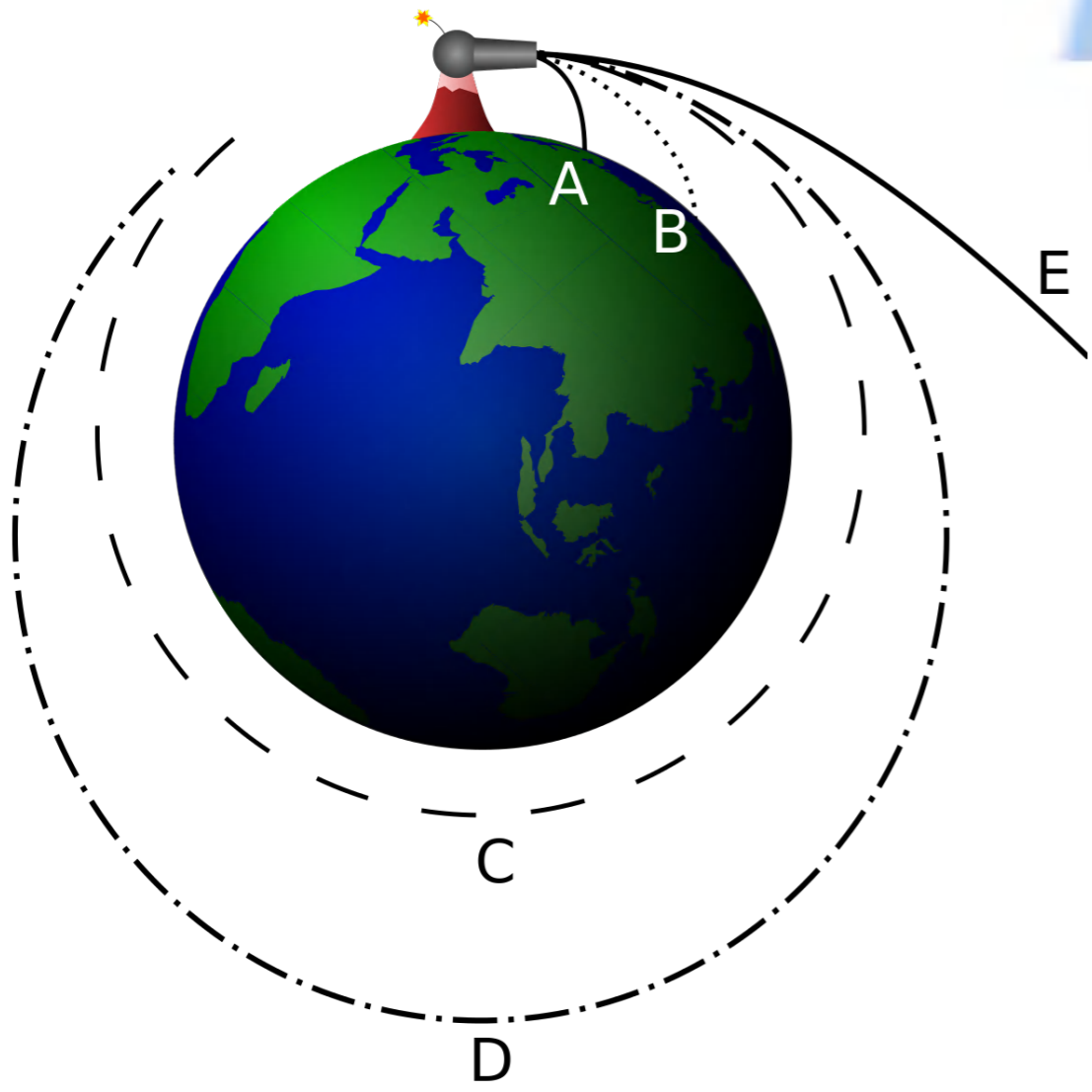
1-sza 7,92 km/s (orbita wokół Ziemi)

2-ga 11,2 km/s (opuszcza pole grawitacyjne Ziemi)

Pocisk z $V < 7,92$ km/s

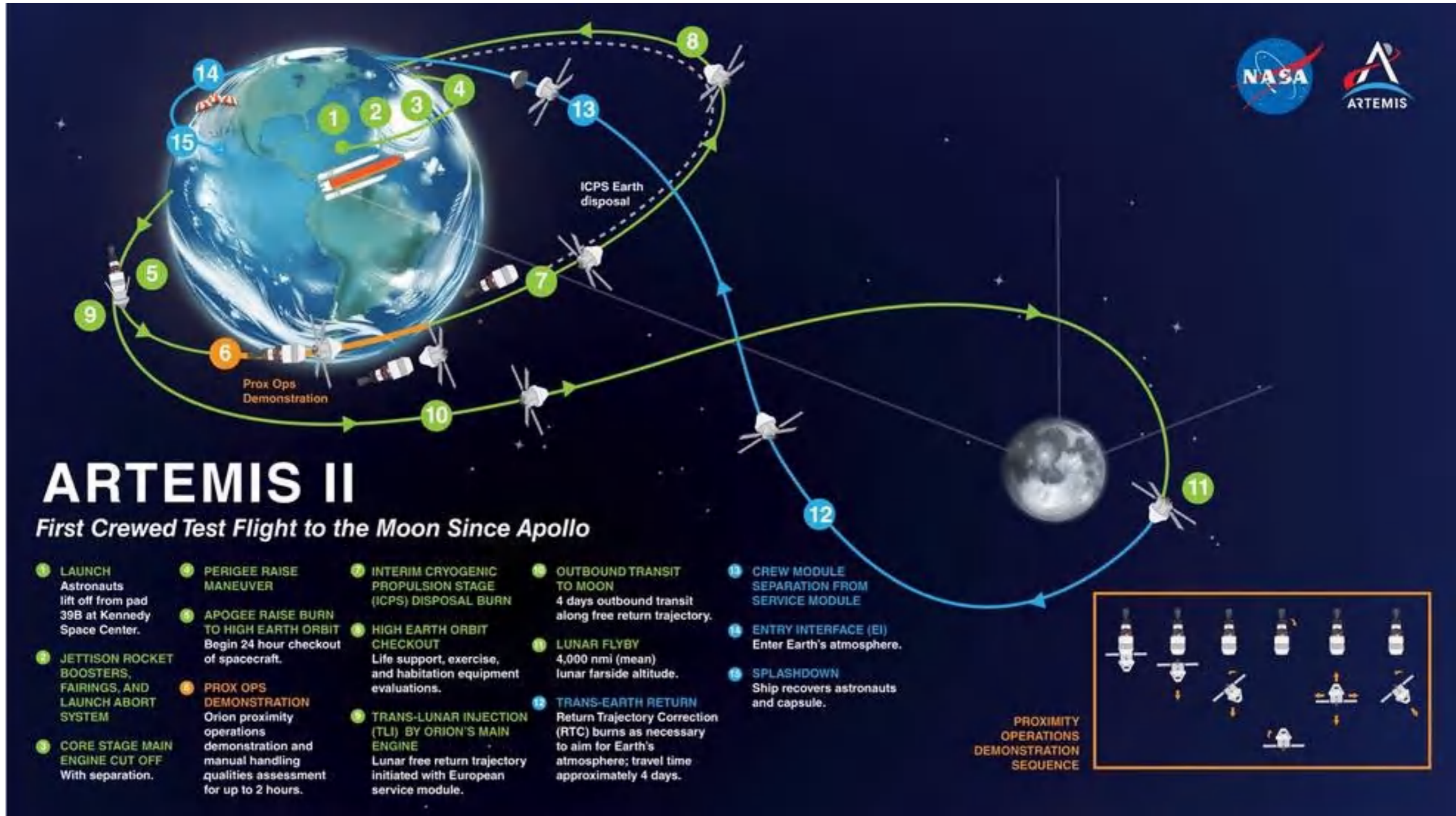


PHASES OF BALLISTIC MISSILE FLIGHT

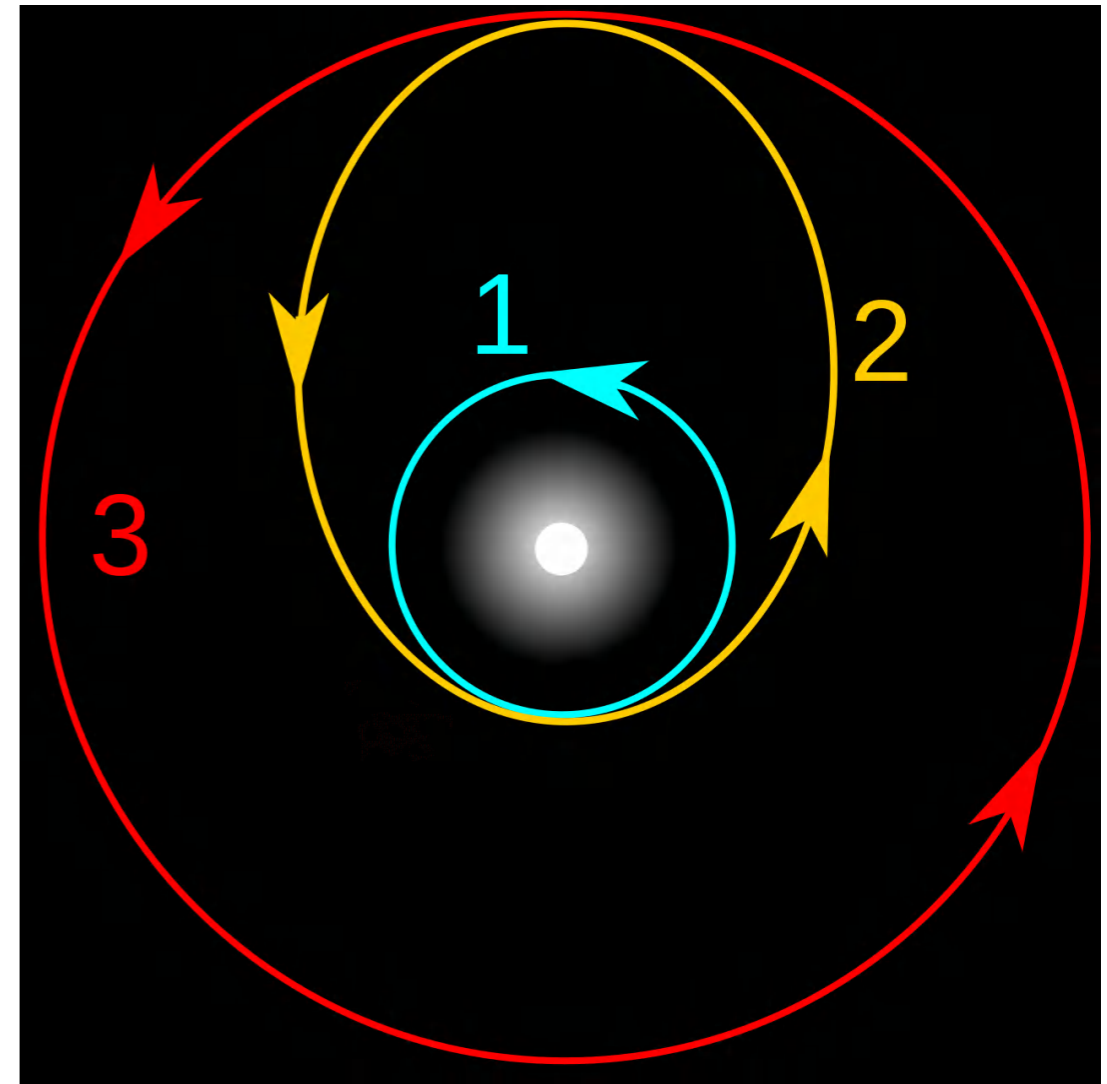
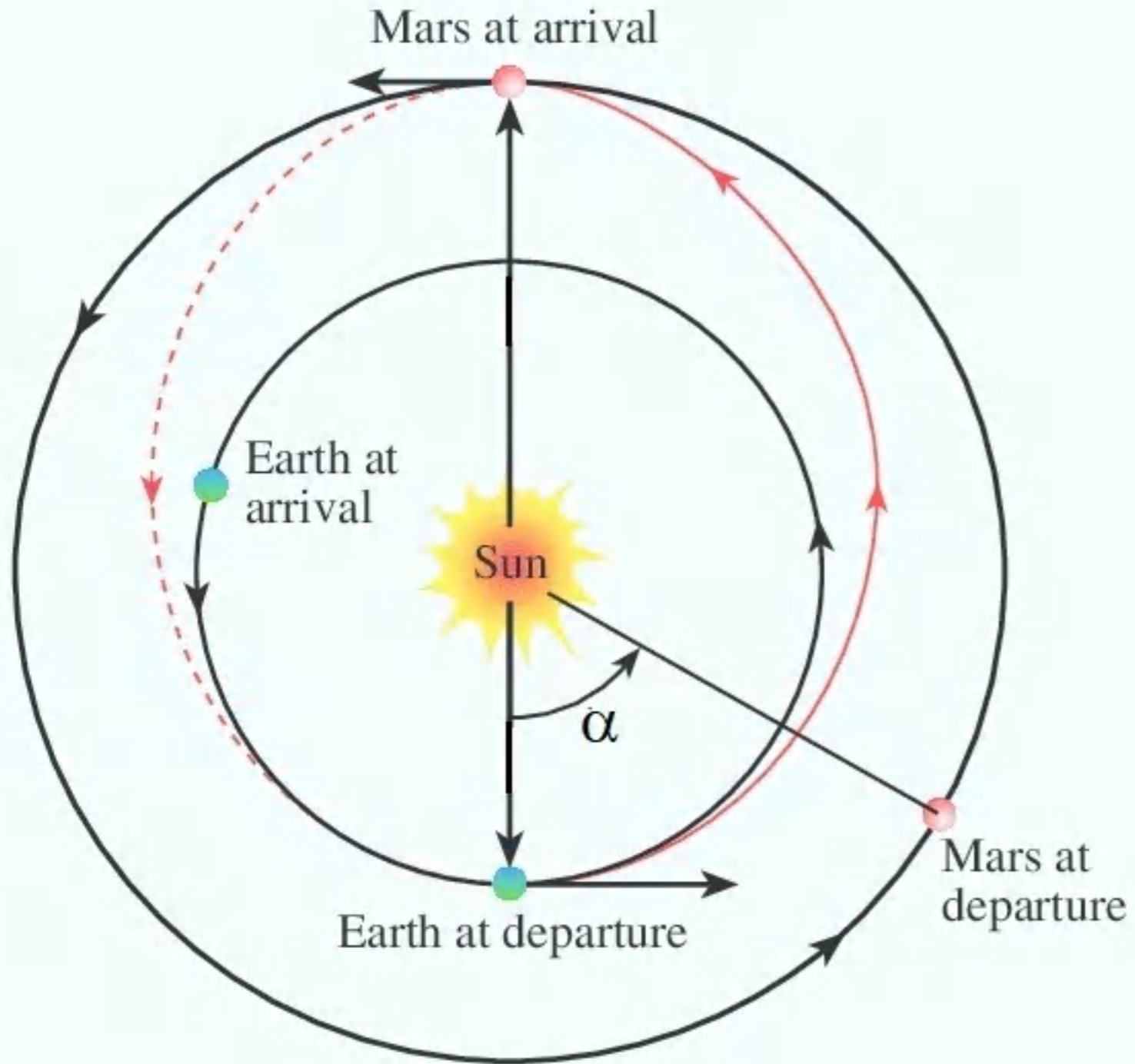


Satelita $V = 7,92$ km/s

Orbita misji na Księżyc $V > 11,2$ km/s

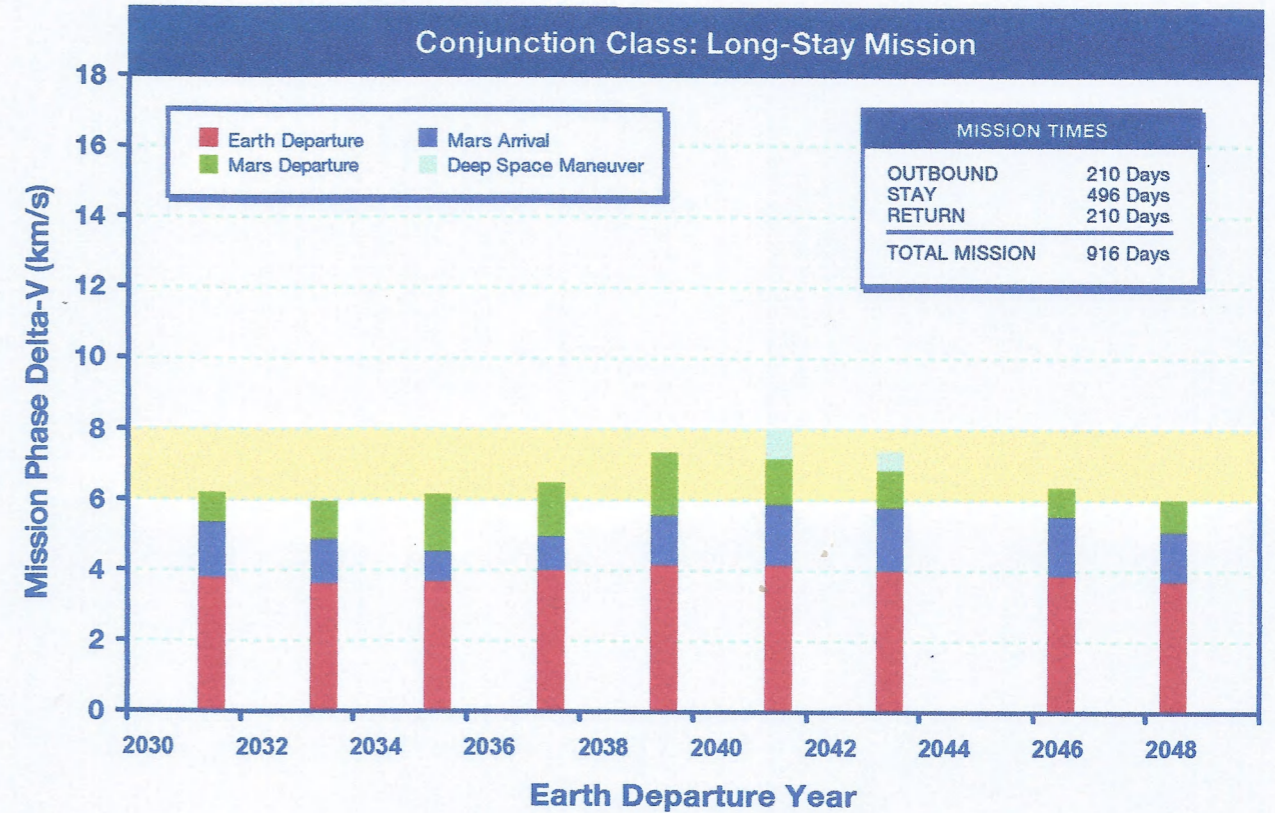
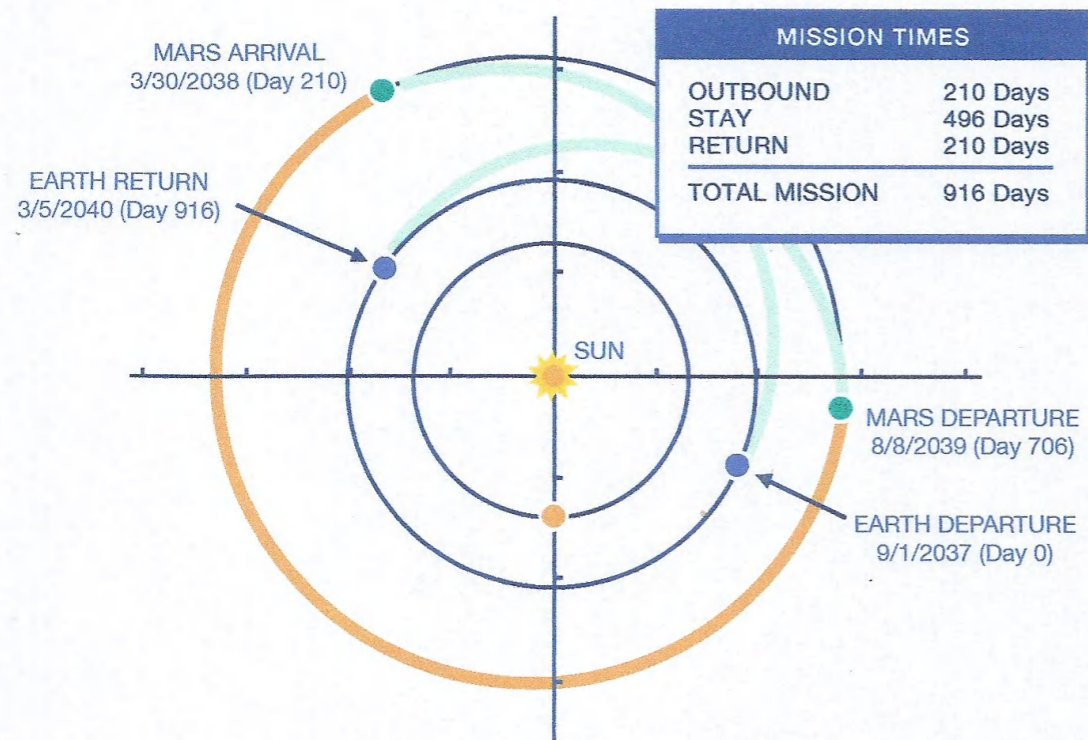


Orbita transferowa Hohmanna z Ziemi na Marsa

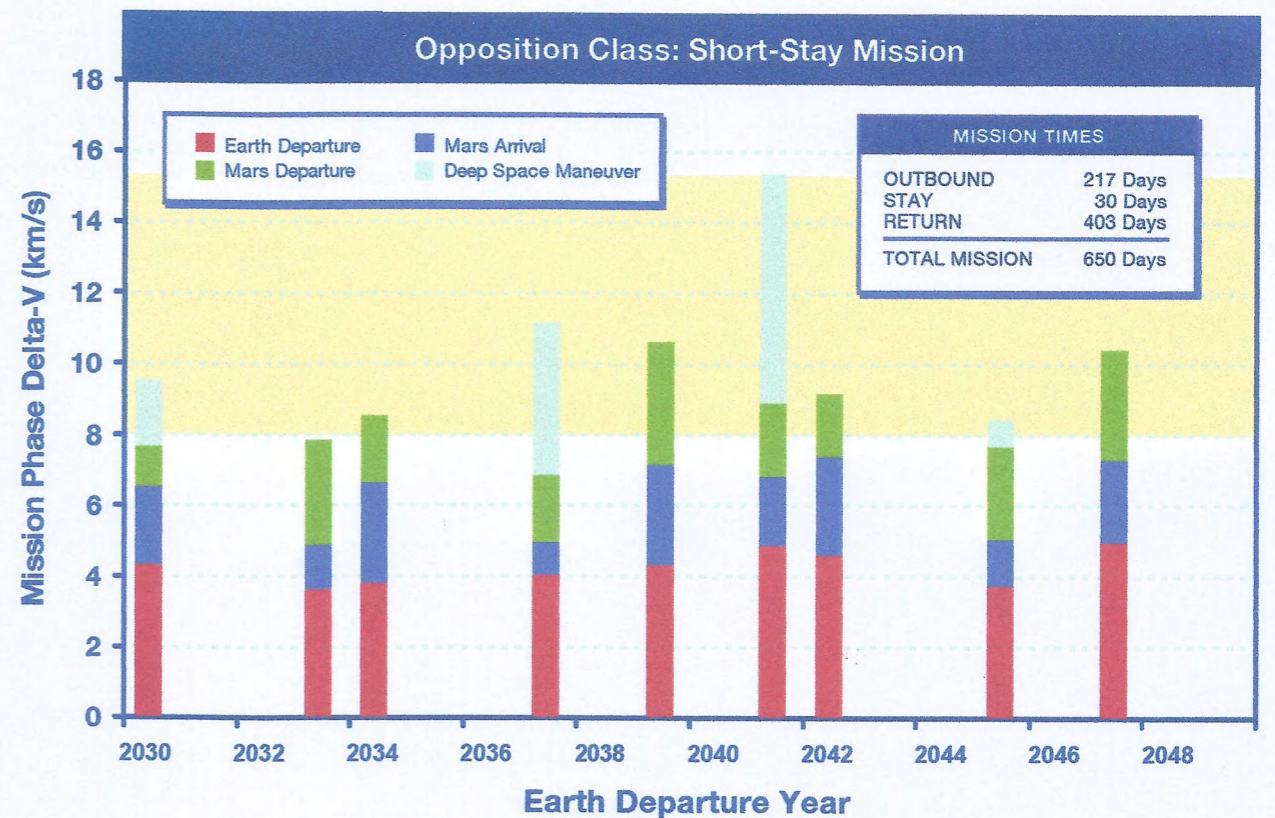
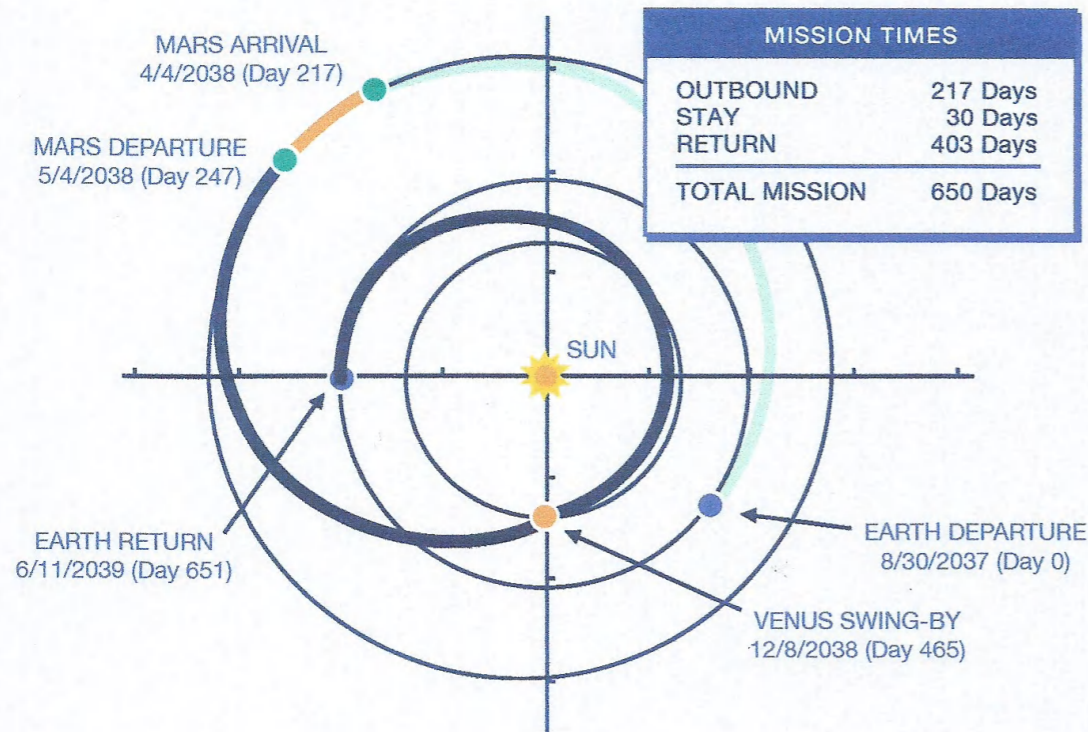


Planowane misje NASA - orbity koniunkcyjna i opozycyjna

Conjunction Class: Long-Stay Mission



Opposition Class: Short-Stay Mission



Aktualna misja łazika “Perseverance” (wytrwałość) - dotarła 18.02.2021 (wysłana 30.07.2020)

Cel:

Zbadanie/zrozumienie byłego życia na Marsie i
możliwości życia i przeżycia na Marsie.

Zadania:

- poszukiwanie wody (głównie pod powierzchnią)
- zebranie próbek skał i ziemi do badań
- testy technologii możliwych do użycia przez pionierów Marsa
- poszukiwanie **źródeł metanu** (nieatrważnego, więc lotnego). Możliwości produkcji: a) aktywność wulkaniczna, b) upadki komet, c) **metanogenne formy życia**



Atmosfera Marsa

**Dwutlenek węgla CO₂ - 95,32 %, Azot - 2,7%,
Argon - 1,6 %, Tlen - 0,13 %**

**Ciśnienie atmosferyczne (marsjańskie) -
średnie 600 Pa, maksymalne 1155 Pa
takie jak 35 km nad powierzchnią Ziemi**

**Ciśnienie atmosferyczne (Ziemia) -
101325 Pa (ok. 100 razy większe)**

**Mars helikopter “Ingenuity” - lekki pojazd latający
podobnie jak na Ziemi, mniejsza siła nośna, słabsza
grawitacja**



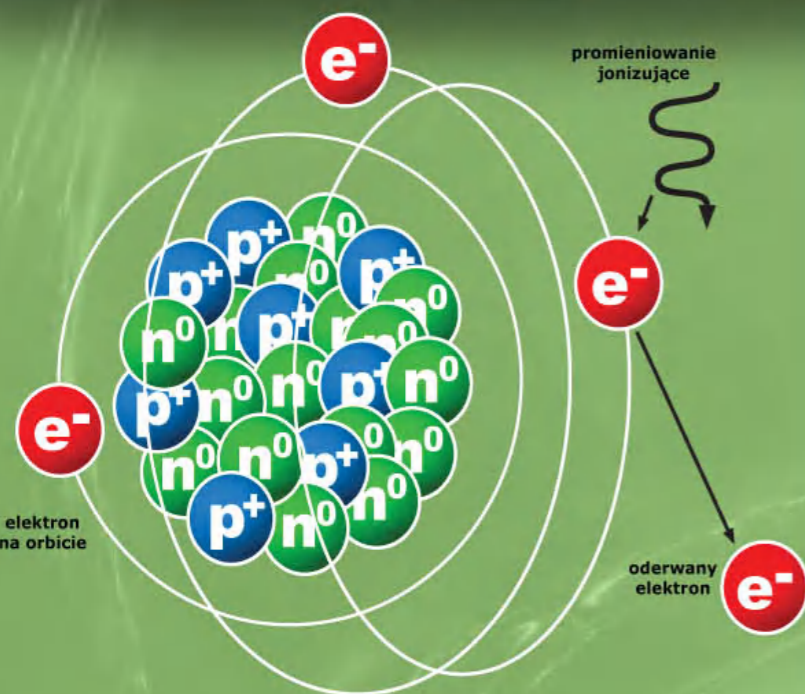
2. Termoelektryczne Źródła Radioizotopowe (Radioisotope Thermoelectric Generators - RTG) dla sond kosmicznych.

**Wykorzystują ciepło rozpadu radioizotopów
w celu generacji prądu elektrycznego
zasilającego sondy.**

Promieniowanie jonizujące

Co to jest ?

To cząstki, które padając na atomy mogą doprowadzić do oderwania krążących na orbitach wokół jąder atomowych elektronów powodując tym samym zniszczenie wiązań chemicznych substancji; w szczególności tkanek żywych (po lewej). Jest to głównie promieniowanie α , β i γ (jądra helu, elektrony i fale elektromagnetyczne o wysokiej energii).



Cząstka α
to jądro helu

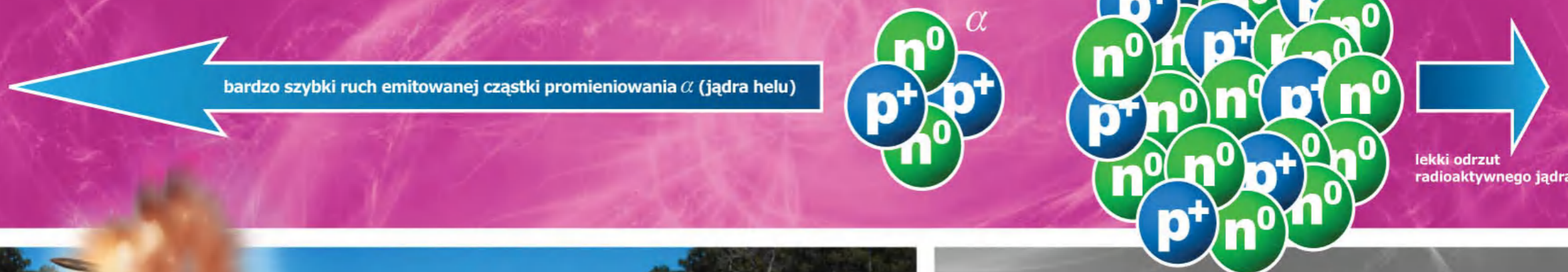


Cząstka β
to elektron obracający się
wokół jądra



Cząstka γ
to fala elektromagnetyczna
(tzw. foton)

Źródłem promieniowania α , β i γ są tzw. radioaktywne jądra atomowe. Jądra, w których równowaga pomiędzy siłami elektrycznymi dodatnich ładunków protonów oraz oddziaływaniem jądrowym (silnym i słabym) jest zachwiana i dążą one spontanicznie do jej wzmocnienia poprzez emisję promieniowania o wysokiej energii.



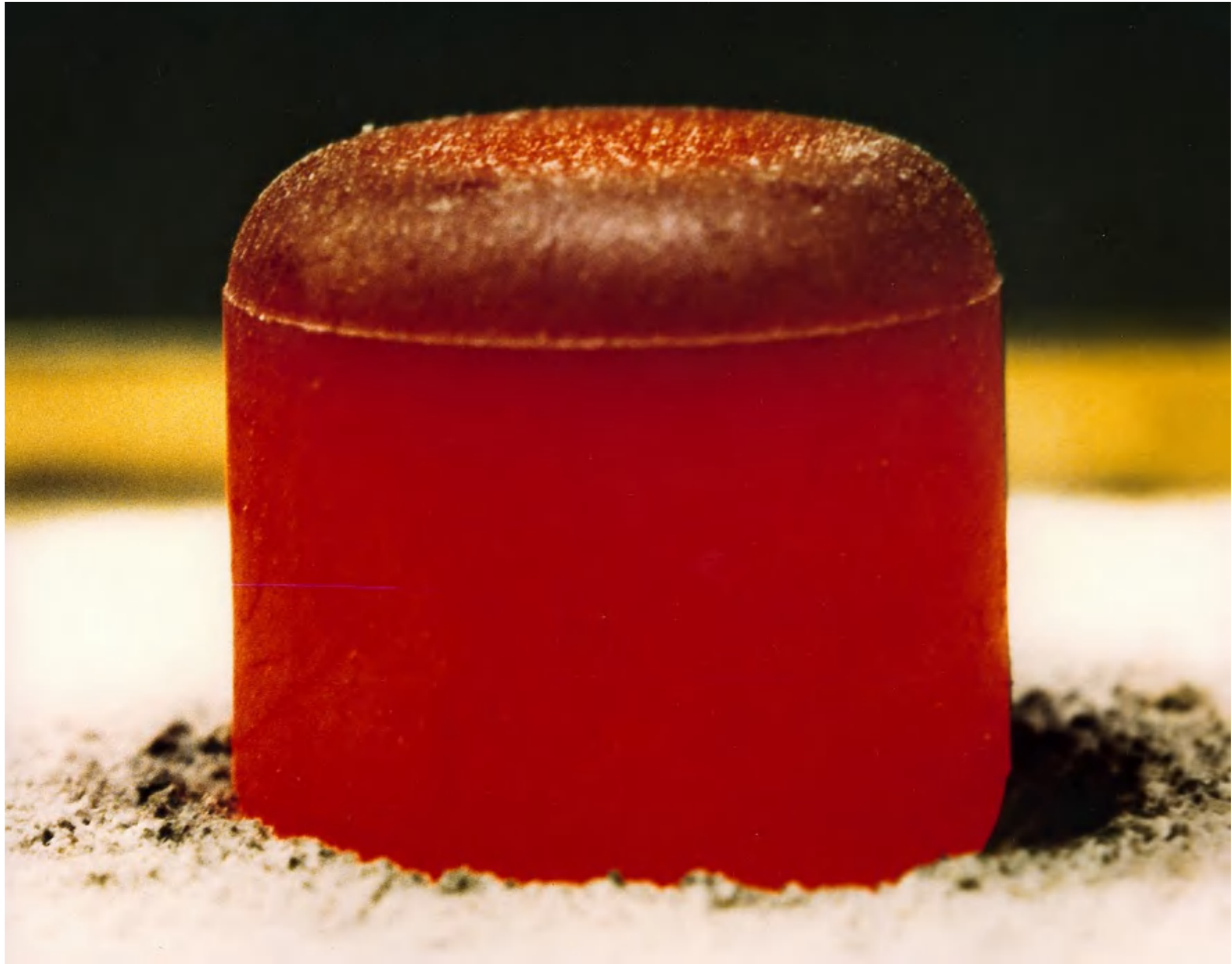
Taką emisję możemy porównać do wystrzału armatniego. Lufa armaty (jądro atomowe) po wystrzale nieznacznie cofa się, natomiast pocisk (tutaj wyemitowana cząstka promieniowania jonizującego α , β lub γ) pędzi z bardzo dużą prędkością (ma dużą energię) i może dokonywać zniszczeń na swojej drodze.

Izotopami tymi mogą być: Pluton 238, Stront 90, Polon 210, Ameryk 241 i Kiur 250

Izotop	Rozpad	Gęstość mocy (kW/kg)	Czas połowicznego rozpadu (lata)
^{238}Pu	α	0,57	87,7
^{90}Sr	β, γ	0,46	28,79
^{210}Po	α	140	0,38 (138,4 dnia)
^{241}Am	α, γ spontaniczne rozszczepienie	0,114	432
^{250}Cm	spontaniczne rozszczepienie	0,114	9000

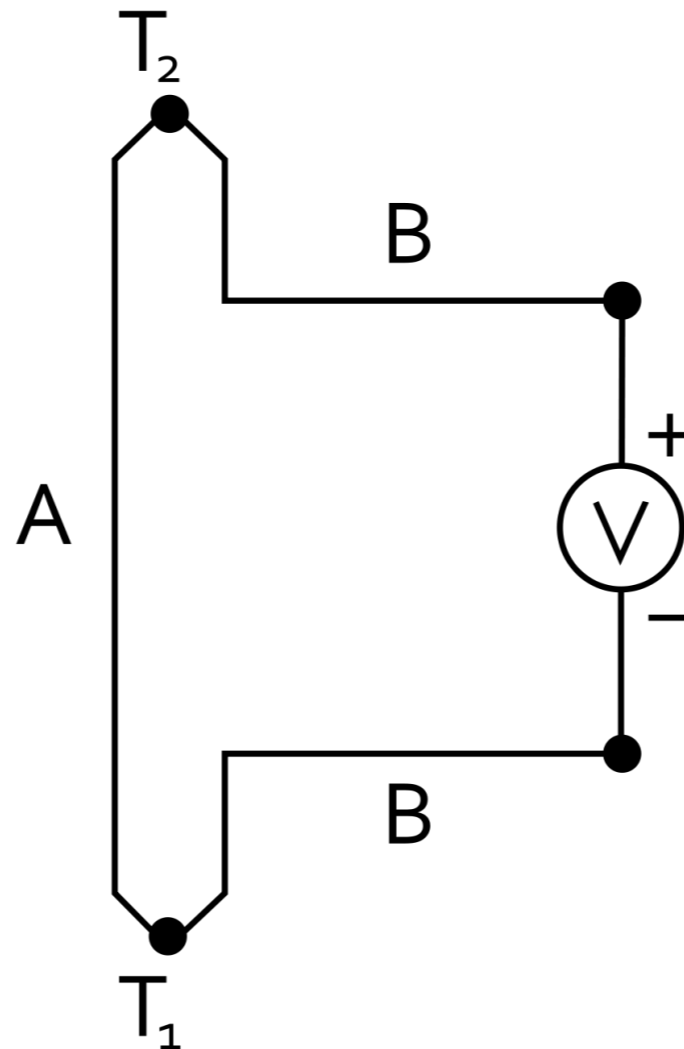
Sprawność konwersji ciepła na prąd: 5-9%

Próbka emitując cząstki α nagrzewa się



Wykorzystywane jest zjawisko Seebeka (efekt termoelektryczny)

Powstawanie prądu elektrycznego dla obwodów metali/ półprzewodników A i B, których złącza są w różnych temperaturach. Ładunki elektryczne przemieszczają się (dyfundują) w kierunku zimniejszego końca.



T_1, T_2 - temp. na złączach

S_A, S_B - wsp. Seebeka

$$V = \frac{S_B - S_A}{T_2 - T_1}$$

Termopara mierzy różnicę potencjałów pomiędzy gorącym i zimnym końcem różnych materiałów. Różnica jest proporcjonalna do różnicy temperatur pomiędzy gorącym i zimnym końcem (wykorzystywane w reaktorach jądrowych do pomiaru różnicy temperatur).

Najczęściej stosowany: **Pluton 238**

94 protony, 144 neutrony

energia naturalnego

rozpadu radioaktywnego α dla Pu238 **to 5,593 MeV**

(dla porównania **procesy jądrowe:**

fuzja 17,6 MeV,

rozszczerpienie 210 MeV)

Cząstki α **nie przenikają** nawet przez

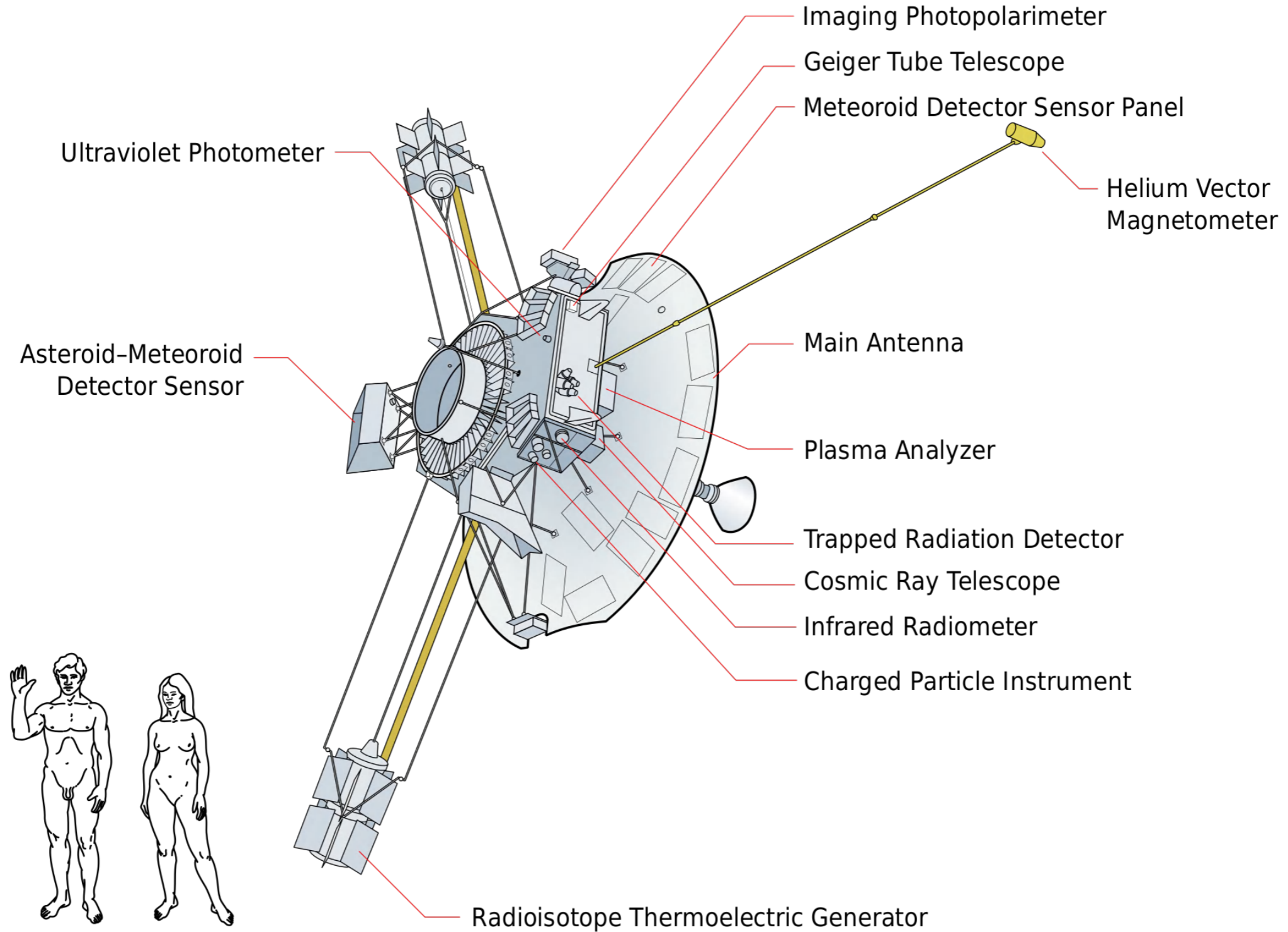
bardzo cienkie bariery (np. kartka papieru)

- **dobra ochrona radiologiczna** sprzętu pomiarowego

RTG w przestrzeni kosmicznej

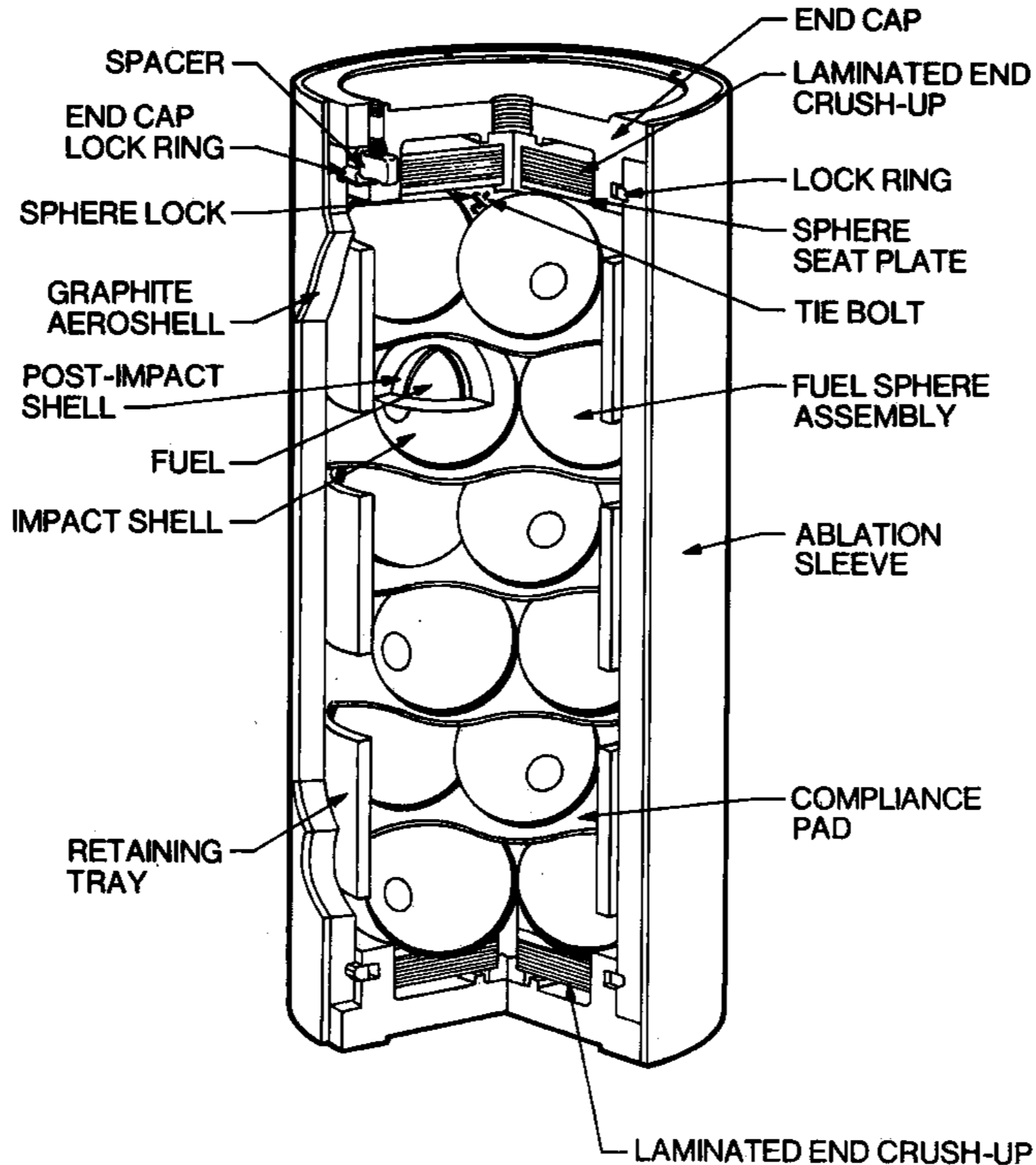
- Radioizotopowe źródła termoelektryczne (wynalezione przez K. Jordana i J. Birdena w 1954) stały się **głównym źródłem zasilania elektrycznego** statków kosmicznych począwszy od 1961 roku.
- Pioneer 11 (1973) dotarł poza Układ Słoneczny, jest 111,678 AU od Słońca (20.01.2023), **zmierza w stronę** gwiazdy Lambda Aquilae, gdzie dotrze za 4 mln lat
- Pioneer 10 (1972) **stracił zasilanie RTG** w 2003 roku
- Voyager 1 (1977) (bliźniak Voyagera 2) ma 3 źródła **RTG** o mocy 470 W, 4,5 kg Pu238, które **będą działać do 2025 roku**. Jest obecnie **najdalej znajdującym się obiektem** wysłanym z Ziemi, 19.04.2023 był w odległości 159,14 AU (23,807 mld km) w przestrzeni międzygwiazdnej

Pioneer 10 i 11

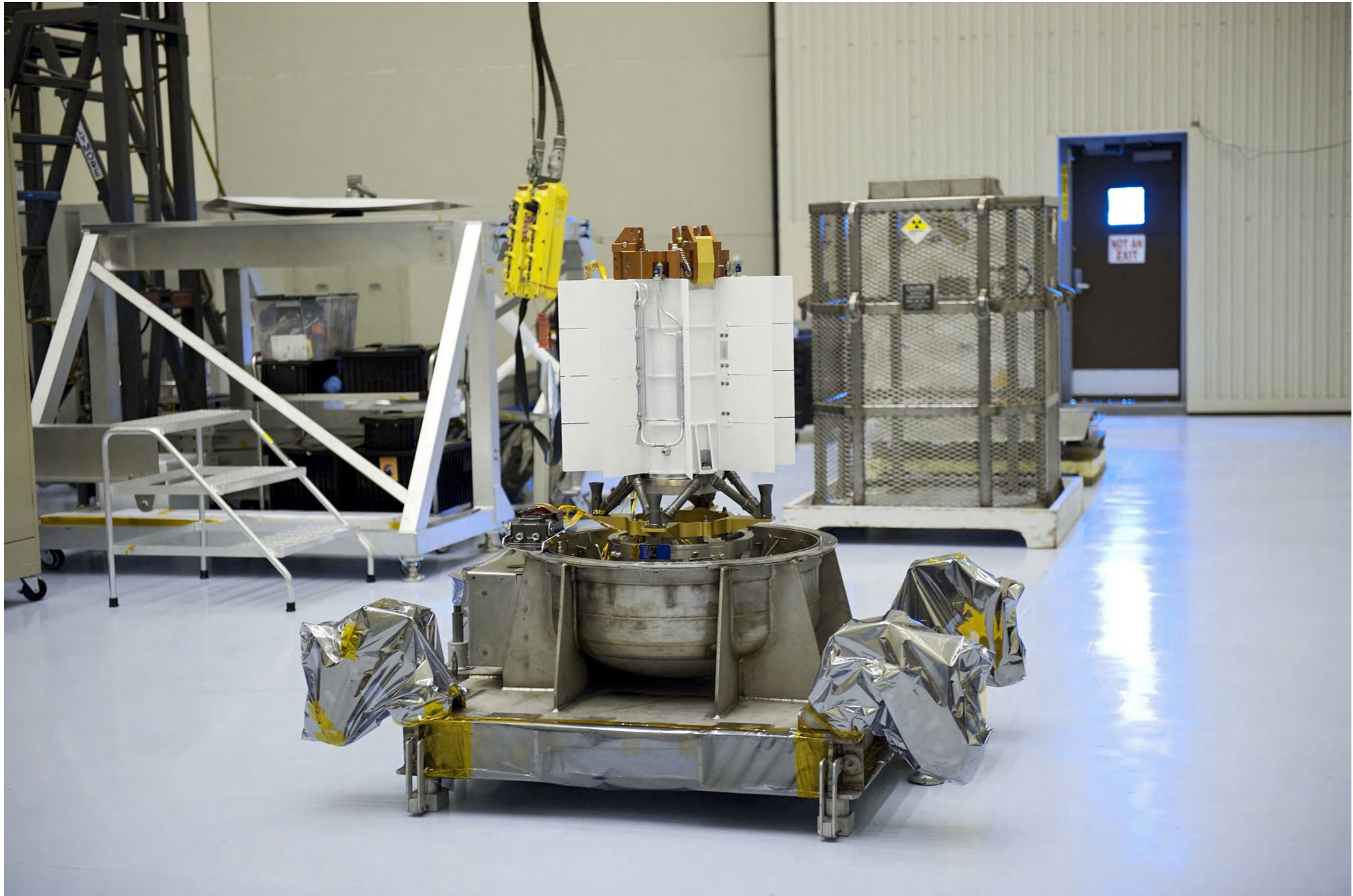


Based on <http://www.nasa.gov/centers/ames/news/releases/2001/01images/Pioneer10/pioneer10.html>

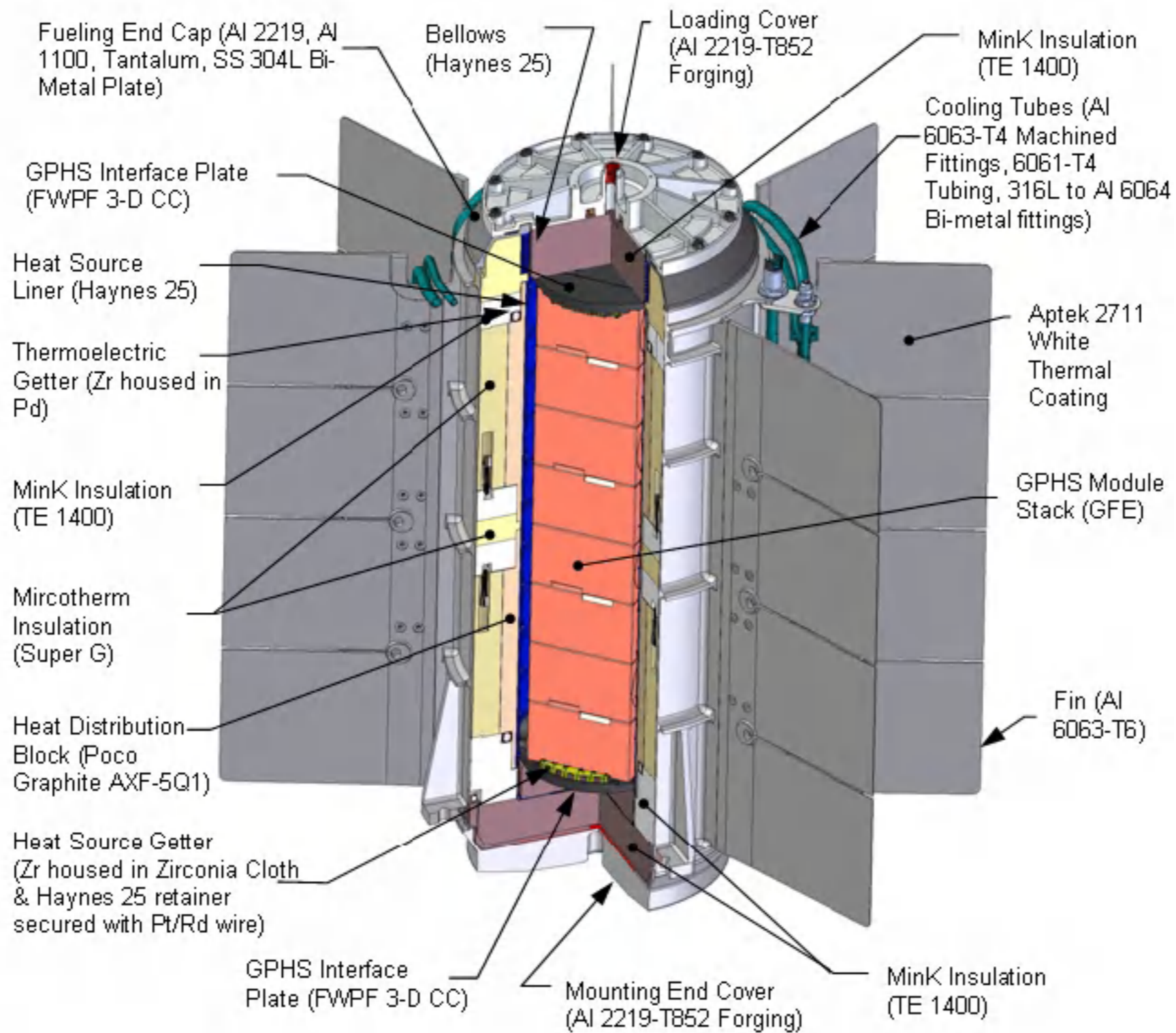
Voyager 1 - RTG zawiera 24 kule z tlenkiem plutonu



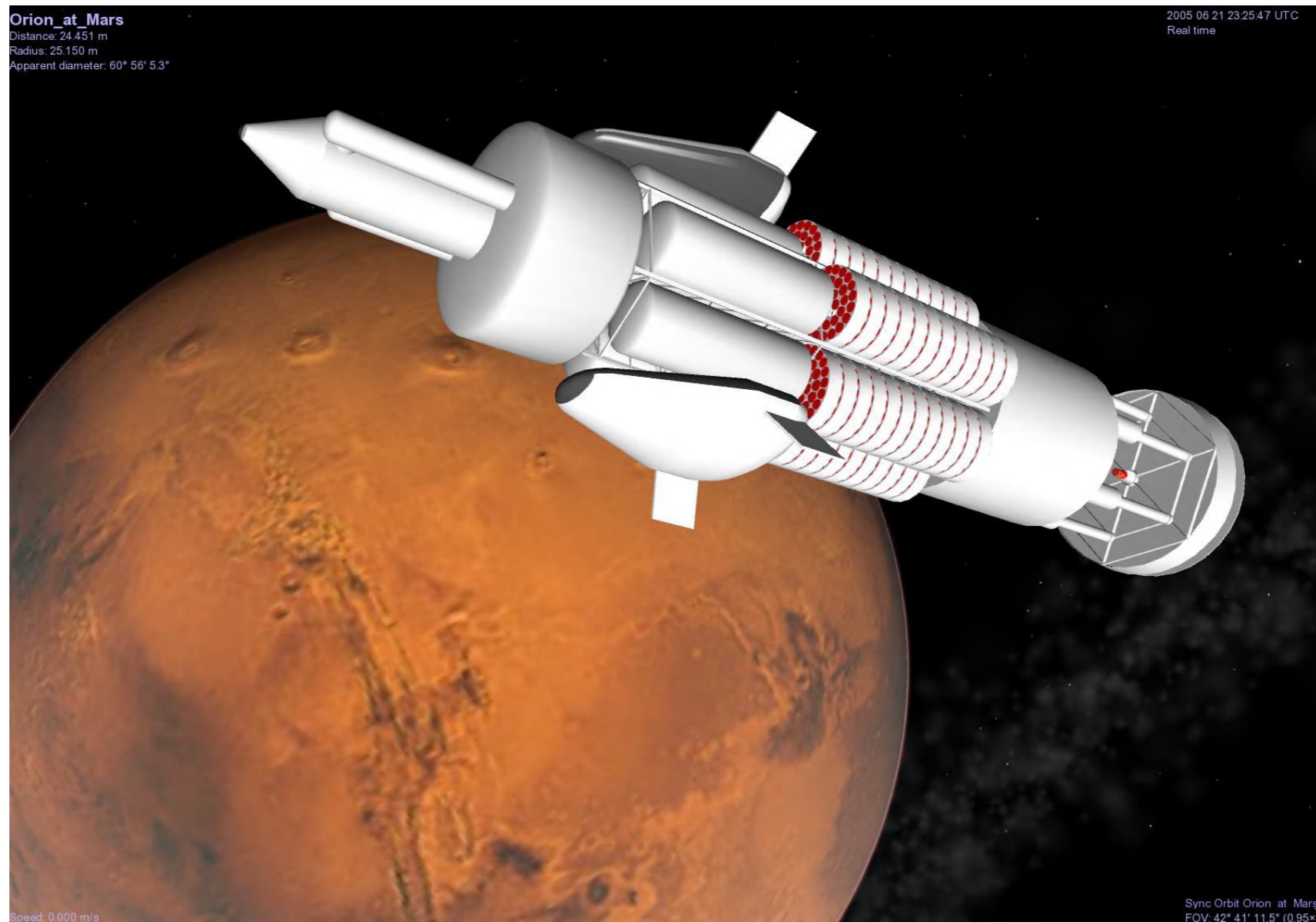
Najnowsze urządzenie: Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator (MMRTG)



**Misja "Perseverance" (luty 2021) na Marsa,
RTG zasilany Pu238, 110 W, 23-36 V prąd stały, koszt 200 mln \$**



3. Reaktory jądrowe do napędu rakiet kosmicznych.



Projekt Orion - lata 50-te i 60-te XX wieku (USA Air Force, NASA, DARPA) miał na celu zidentyfikowanie możliwości napędu jądrowego do rakiet kosmicznych (nuclear pulse propulsion).

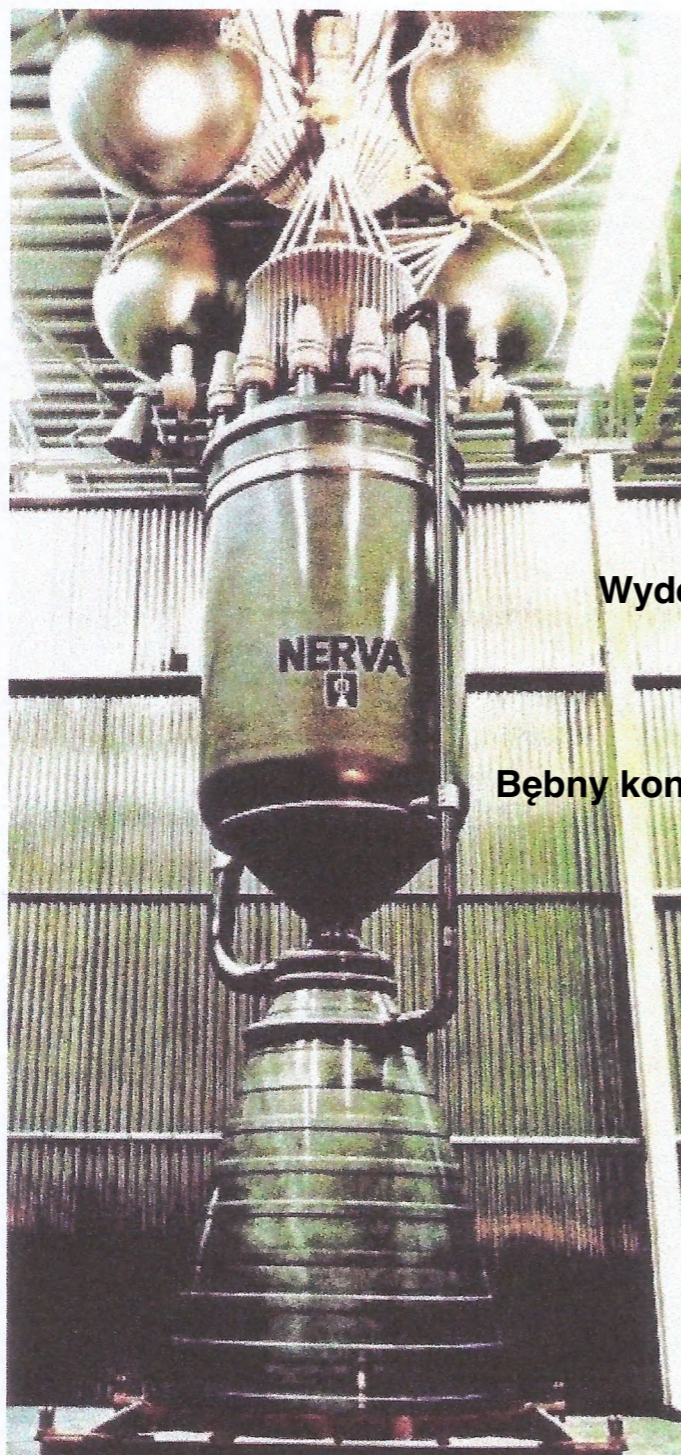
Koncepcja napędu jądrowego rakiety kosmicznej

(na przykładzie Nuclear Engine for Rocket Vehicle Applications (NERVA) - lata 1961-1973)

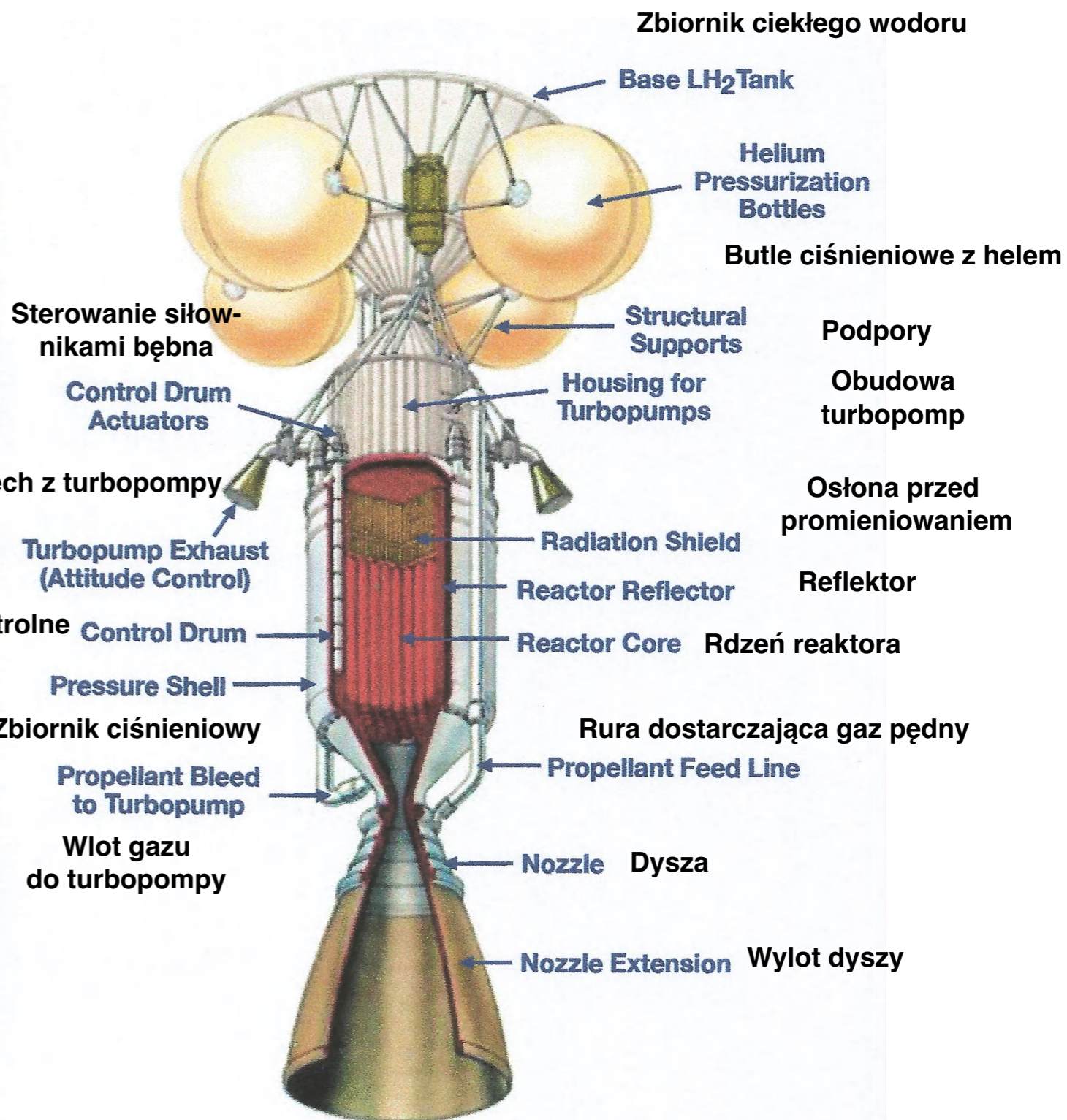
Układ zarzą-
dzania paliwem

Układ reaktora

Układ silnika
raketowego



NERVA Nuclear Thermal Rocket Prototype



Istotne elementy napędu jądrowego rakiety kosmicznej

- **reaktor zastępuje** komorę spalania (źródło ciepła) w napędzie chemicznym,
- **reaktor ogrzewa bezpośrednio gaz**, który przyspiesza wychodząc przez dyszę i wytwarza ciąg rakiety,
- **bębny kontrolne** w reflektorze pochłaniają neutrony i **służą do sterowania reaktora** (włączania i wyłączania, zmiany mocy reaktora)
- **turbopompy sterują** przepływem i ciśnieniem gazu pędnego (chłodziwa reaktora)
- można użyć zarówno paliwa **HEU** ($> 20\%$ wzbogacenia) jak i **HALEU** ($5\% < U235 < 20\%$), w drugim przypadku nie ma danych eksperymentalnych
- potrzebna **moc silnika** rakiety: 10-200 MW

**Nuclear thermal propulsion (NTP) -
jądrowy napęd termiczny ($\geq 1MW_e$)**

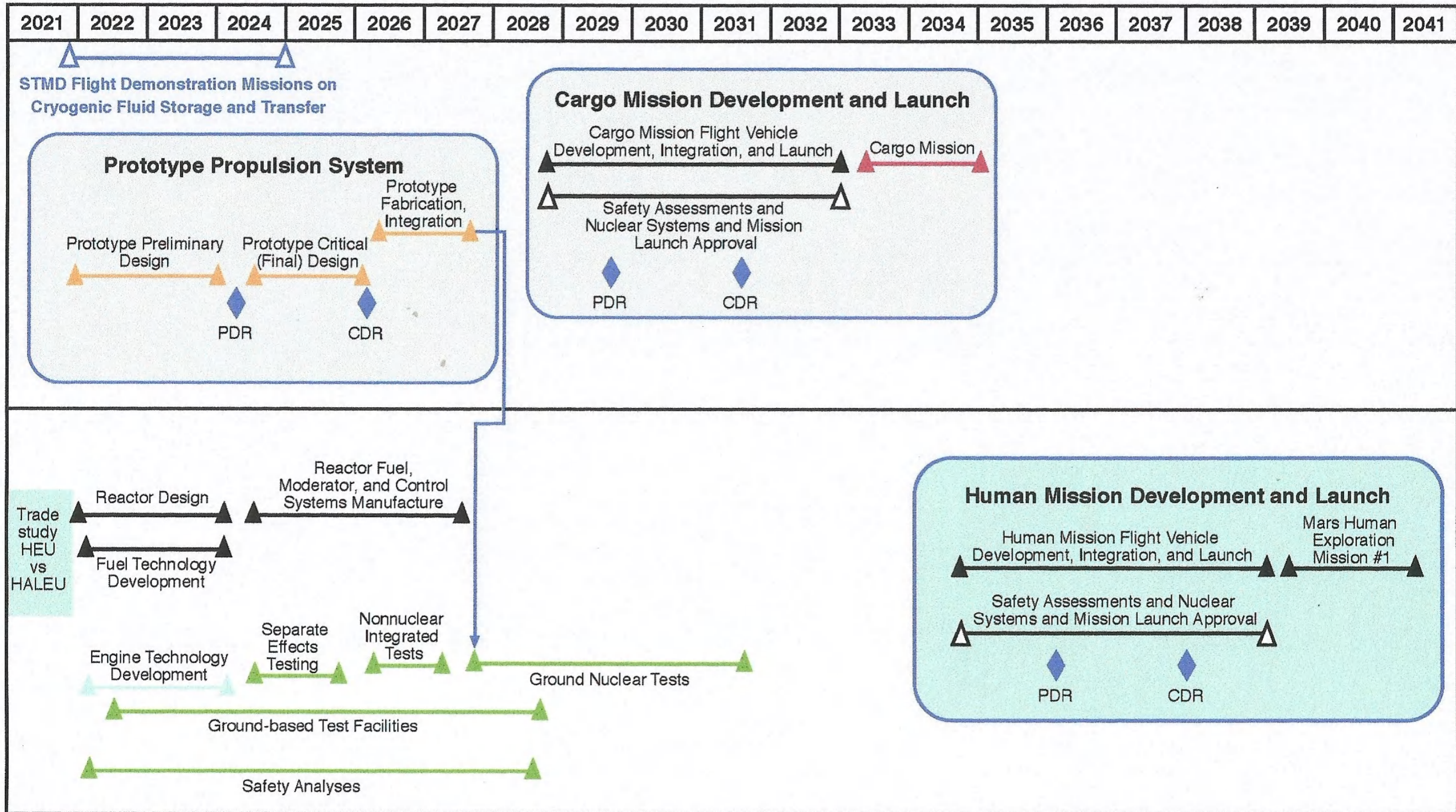
- **podgrzewanie gazu** (wodoru lub amoniaku) **za pomocą reaktora jądrowego,**
- **gaz jest wypuszczany z dużą prędkością z dyszy dając odpowiednią siłę ciągu (przyspieszenie) rakiety,**
- **silnik taki będzie używany wyłącznie w przestrzeni kosmicznej z dala od atmosfery Ziemi.**

Istotą rzeczy jest podgrzanie gazu za pomocą reaktora jądrowego - tak jak **chłodzenie reaktora gazem.**

Obecnie celem jest obniżenie stosunku

$$\frac{\textit{masa}}{\textit{moc}} \text{ lub } \frac{\textit{ciag}}{\textit{ciezar}}$$

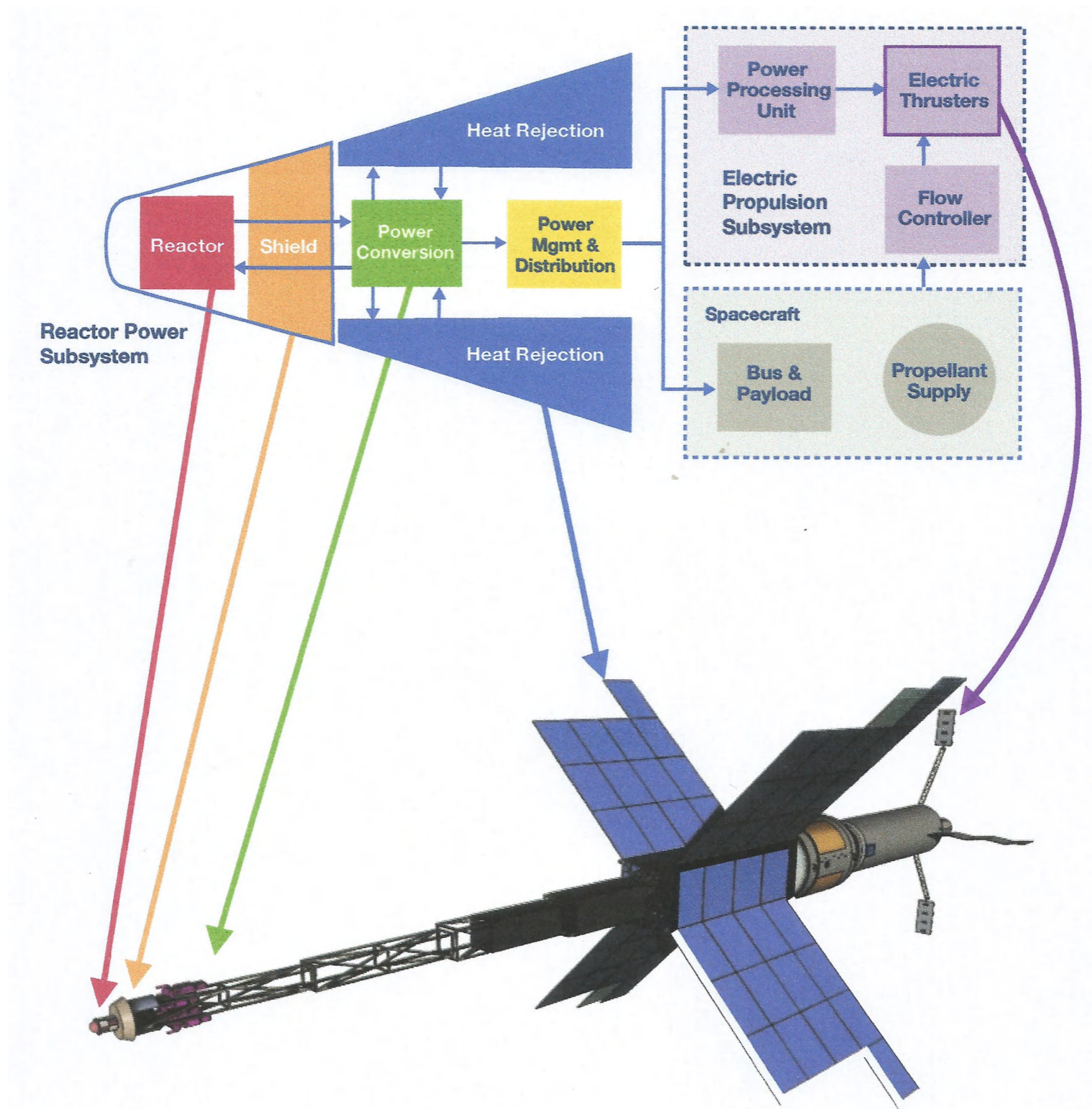
Mapa drogowa misji transportowej (poprzedzającej) oraz załogowej na Marsa



Nuclear electric propulsion (NEP) - jądrowy napęd elektryczny

- energia cieplna jest **transportowana** z reaktora do układu przetwarzania energii przez obieg pierwotny płynu chłodzącego reaktora do turbiny i **przetwarzana na prąd** (mogą być też użyte półprzewodniki lub diody plazmowe)
- istotną rolę odgrywa właściwe **chłodzenie reaktora** (2/3 ciepła wytworzonego musi być wydalone), w NTP ciepło wydzielane poprzez gaz pędny, w NEP potrzebne są **dodatkowe radiatory ciepła**, w wyższej temperaturze lepsze wypromieniowanie ciepła ($\sim T^4$), ale to wymaga bardziej odpornych na temperatury materiałów
- układ pracuje **w cyklu** Braytona, Rankina, Stirlinga lub termoelektrycznie bądź termionicznie.

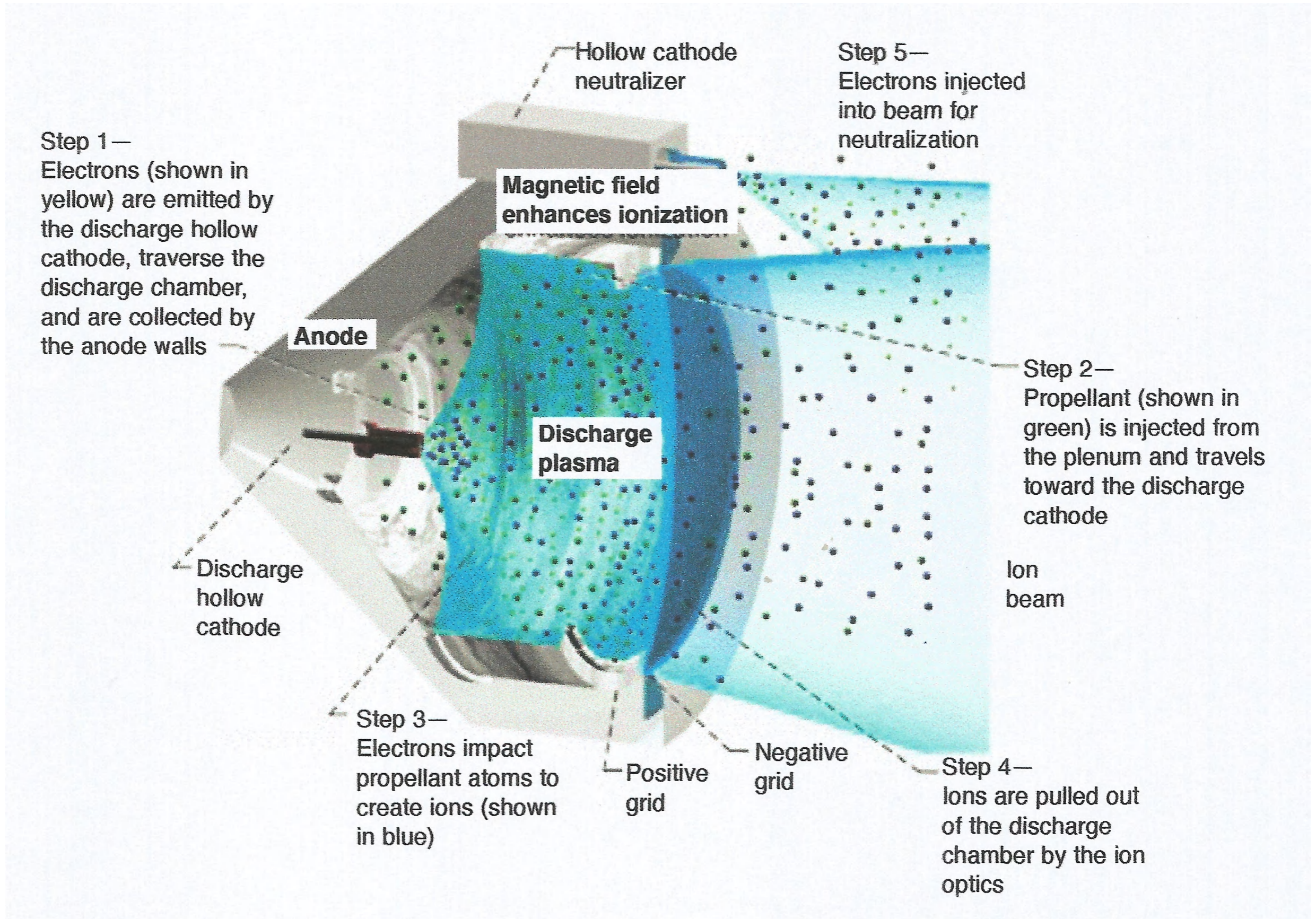
Nuclear electric propulsion (NEP) - konceptcja



Space Nuclear Propulsion for Human Mars Exploration. Washington, DC: The National Academies Press.

<https://doi.org/10.17226/25977>.

Odrzutowy silnik jonowy



Silnik jonowy - zasada działania

1. gorąca **katoda emituje elektrony**, które wpadają do komory jonizacyjnej, elektrony są przyspieszane za pomocą pola magnetycznego,
2. **gaz pędny** (szlachetny ksenon - neutralny chemicznie i nie powodujący korozji) jest **wtryskiwany do komory**,
3. **ksenon** zderzając się z elektronami katody **ulega jonizacji**,
4. powstałe **jony dodatnie rozpędzane** są przez pole elektryczne poprzez siatki (naprzemiennie dodatnie i ujemne) do prędkości nawet ok. 36 km/s,
5. **druga katoda** umieszczona poza siatkami **emituje elektrony**, które **neutralizują** wylatujące z komory jony ksenonu

patrz np.: <https://www.youtube.com/watch?v=grU8g9jnS4w>

**Aktualnie 3 amerykańskie firmy
(USNC, BWXT, X-energy)
pracują nad napędem jądrowym do
raket na zlecenie NASA.**

USNC - ULTRA SAFE NUCLEAR CORPORATION

**Zastosowanie reaktora wysokotemperaturowego
chłodzonego wodorem (HTGR) lub amoniakiem
(pryzmatyczny rdzeń)**

<https://www.usnc.com/ntp/>



USNC ma projekt reaktora HTGR (MMR - Micro Modular Reactor) wysokotemperaturowego chłodzonego helem do budowy na kampusach Uniw. Illinois oraz w Chalk River



BWXT Advanced Nuclear Reactor - Zaawansowany Reaktor BWXT (projektowanie paliwa TRISO dla misji kosmicznych)

FROM CONCEPT TO REALITY
Design, build and test new nuclear

- In-Space Power Systems for Lunar and Planetary Surface Presence
- NTP System Design, Fabrication Development & Testing
- BWXT Advanced Nuclear Reactor for DOE
- Transportable, Resilient Power Source for DoD

of Copernicus spacecraft courtesy of NASA

BWXT Advanced Technologies LLC © 2021 BWXT Technologies, Inc. All rights reserved. BWXT 1

X-Energy - reaktor wysokotemperaturowy chłodzony wodorem (rdzeń w postaci złoża usypanego)

Lunar temperatures range from 233 °F(112 °C) in daylight down to -276 °F (-171 °C) during the lunar night. Sustainable power is required to enable permanent habitats and activities on the Moon.



Artemis Habitat
Concept
NASA



Intuitive Machines
mission control room
Houston, TX

A joint venture of Intuitive Machines (IM) and X-energy, two companies founded by Dr. Kam Ghaffarian, IX assembled a best-of-industry team for a 1-year NASA funded study, combining capability in reactor design and operations, power conversion design, thermal management systems, and integrated space flight systems design with agility and an innovative culture to deliver a complete Fission Surface Power solution ready for spaceflight in the late 2020s.

IM has won three of the seven NASA Commercial Lunar Payload Services (CLPS) contracts, developed a lunar lander in 38 months, integrating 21 NASA and 6 commercial payloads.



4. Jądrowe źródła energii dla pionierów Księżyca i Marsa

Pionierzy zasiedlania kosmosu - zapotrzebowanie na energię.

Misja	Moc (kWe)	Cel
Księżyc “Artemis II”	10-100	Utrzymanie misji kolonizacyjnej
Mars	20-60	Utrzymanie misji kolonizacyjnej
Księżycyce Jowisza JIMO (Jupiter Icy Moons Orbiter)	200	Napęd w celu badań warunków do życia

Pionierzy Marsa - jakie pierwotne źródła energii.

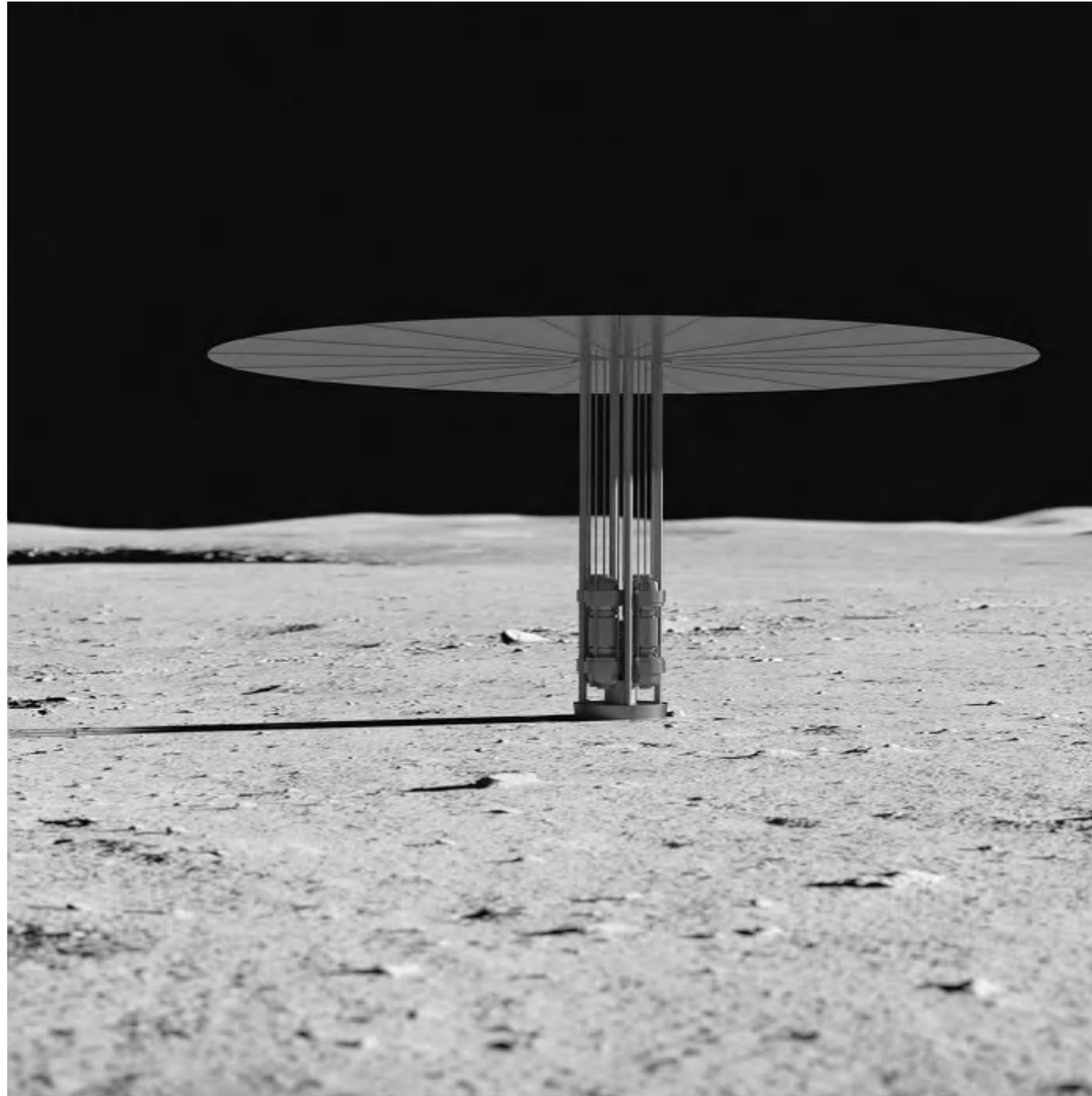
Odnawialne:

- **energia słoneczna - tak,**
- **energia wiatrowa - ???** (zbyt rzadka atmosfera - 100 razy mniejsze ciśnienie),
- **energia wodna - brak,**
- **energia z biomasy lub biogazu - brak,**
- **energia geotermalna/"marsotermalna"?** - potencjalnie, ale brak wody

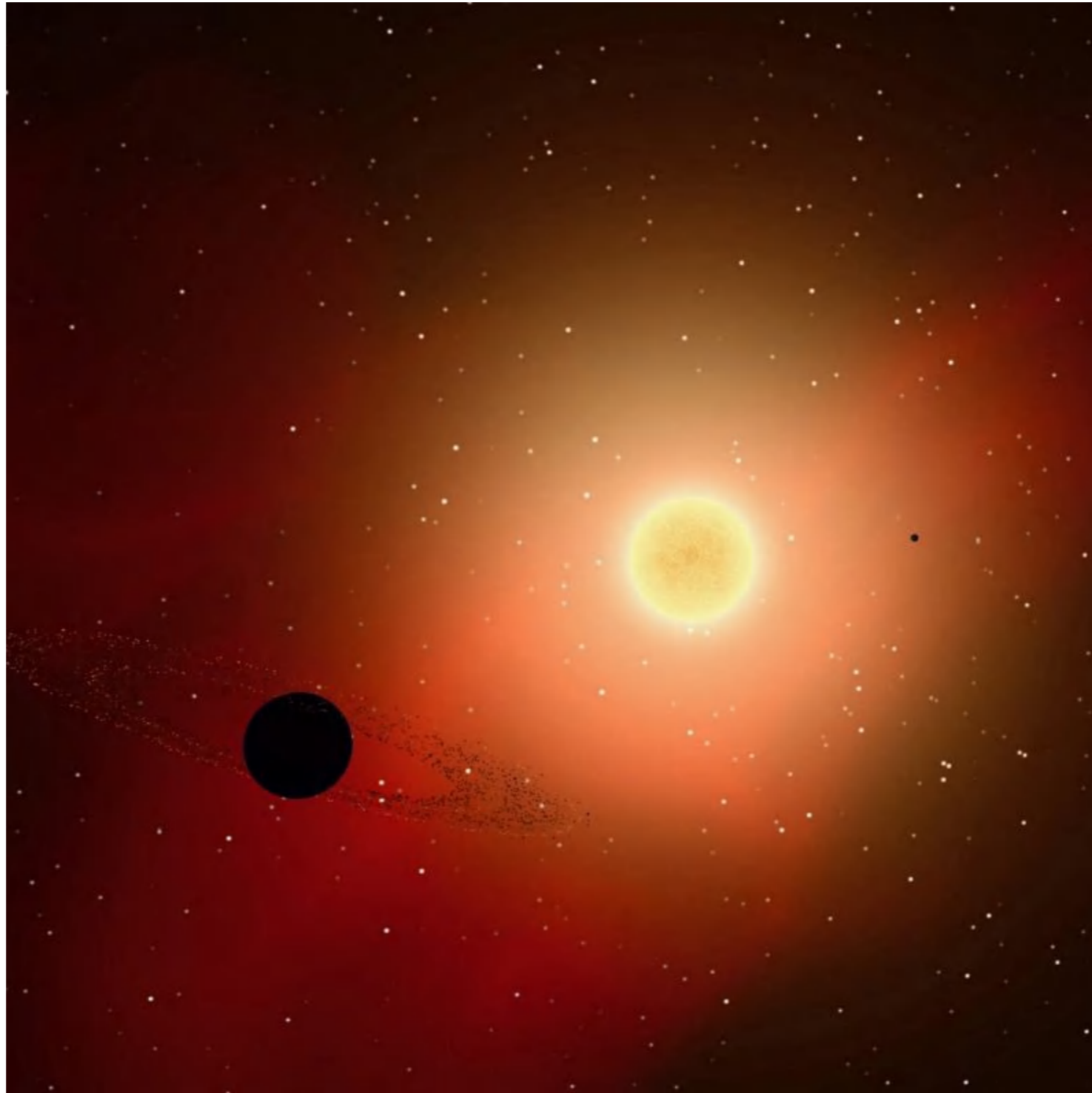
Pozostałe źródła energii:

- **energia chemiczna (węgiel, ropa, gaz) - ???**
- **energia jądrowa - tak, może być także użyta, gdy nie ma wystarczającego natężenia światła słonecznego**

**Reaktor jądrowy o mocy 40 kWe dla zastosowania na Księżycu (późne lata 20-te) - Idaho National Laboratory
Granty dla: IX, Westinghouse, Lockheed Martin**



**Proxima Centauri i inne gwiazdy z ich planetami - czas misji
liczony w latach świetlnych (przy obecnych napędach
nierealny). W praktyce dalszy “podbój” przestrzeni kosmicznej
możliwy tylko przez zastosowanie energii jądrowej**



5. Podsumowanie:

- Ludzkość z **przyczyn egzystencjalnych (ciekawość) oraz praktycznych** (wyczerpanie zasobów) będzie podróżować i zasiedlać przestrzeń kosmiczną
- Uważne rozważenie możliwych źródeł energii służących temu celowi wskazuje, iż ziemskie czyste (bezemisyjne) źródła energii **oprócz energii jądrowej** mogą nie wystarczyć do tego celu
- Dzieje się tak z przyczyn praktycznych - **wydajność** paliwa jądrowego wobec innego jest przeważająco większa i może zaspokoić potrzeby energetyczne na długi czas



Dziękuję za uwagę



**NARODOWE
CENTRUM
BADAŃ
JĄDROWYCH
ŚWIERK**