

# 宇宙探査のための原子力

西山 潤

東京工業大学 科学技術創成研究院 先導原子力研究所

## 宇宙開発とは

宇宙開発の目的

人類社会の**発展**、人間の**探求心**を満たすため

機器を宇宙に送り出す  
人間自身が宇宙へ出ていく

人工衛星：通信、地球観測、宇宙観測など

宇宙ステーション：無重力、宇宙空間での実験

宇宙探査機：惑星探査など

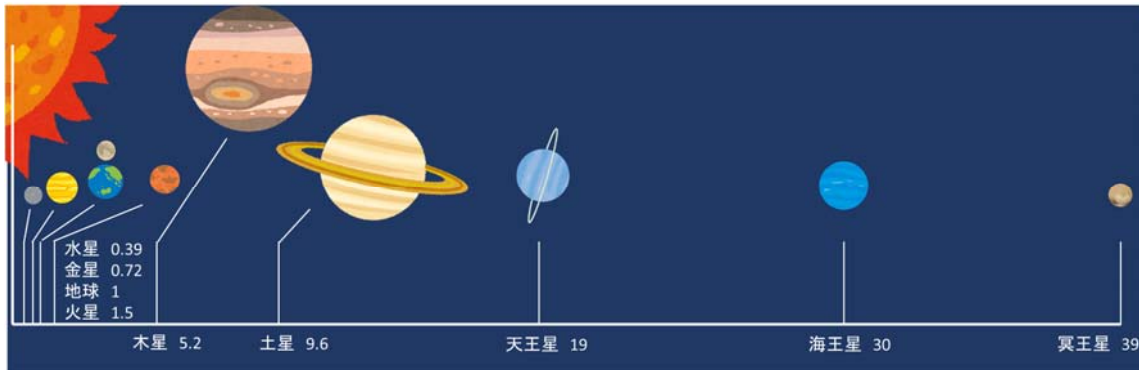
# なぜ宇宙で原子力が必要か

外惑星軌道外では**太陽光が弱い**

太陽定数(≈地球軌道の太陽光エネルギー)  $1.37 \text{ kW/m}^2$

火星軌道(1.52 AU)では地球の約43%、木星軌道では約4%しか太陽光エネルギー届かない

1 AU ≈ 1.5億 km



# なぜ宇宙で原子力が必要か



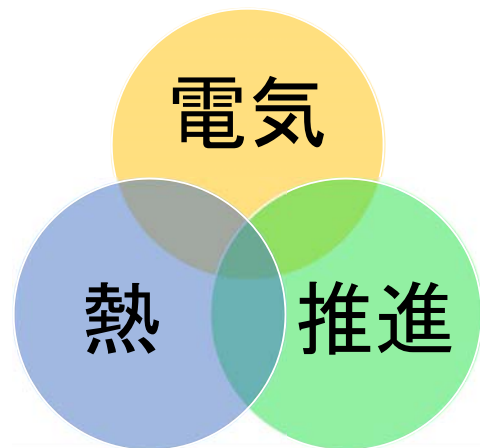
地球を脱出する方法はロケット  
莫大なエネルギー

軽くて小さいほうが有利

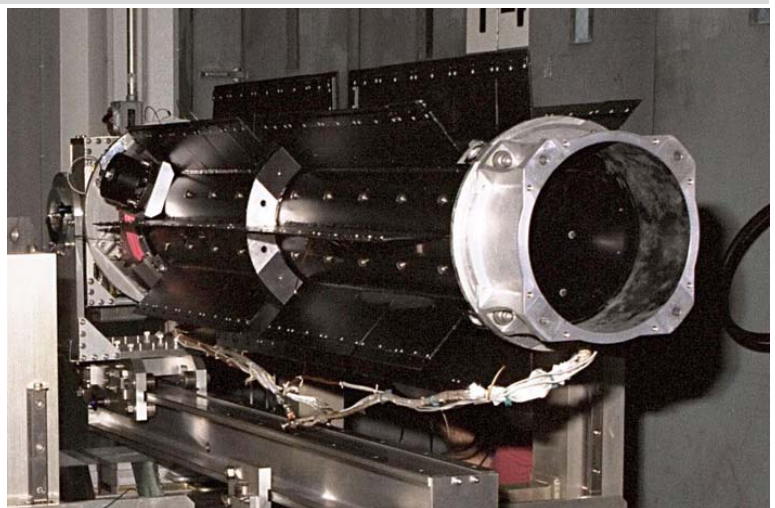
[Apollo 4 Saturn V](#)

# 講演内容

1. 原子力電池
2. 宇宙原子炉
3. 熱核ロケット



## 概要と開発の歴史、 最新の研究開発動向



GPHTS-RTG (NASA)

## 原子力電池

Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG)

# 原子力電池の概要

可動部がない非常に単純な構造(打ち上げ時の振動)

- 放射性同位体 → プルトニウム-238
- コンバーター → 熱電変換素子

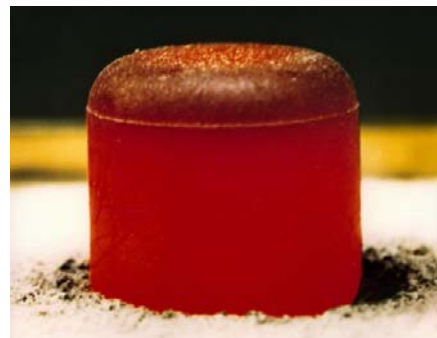
Systems Nuclear Auxiliary Power (SNAP)

1960年代にNASAによって実施された原子力電池と宇宙原子炉の実験プログラム

## 放射性同位体 プルトニウム-238

宇宙探査用原子力電池(RTG)の燃料として使われている**Pu-238**は非常に優れた熱源

- 出力密度 (540 W/kg)
- 半減期 (87.7年)
- 低放射線レベル
- 熱的に安定な化合物



PuO<sub>2</sub> pellet  
Pu-238, 110 g, 60 W

# 原子力電池の利用

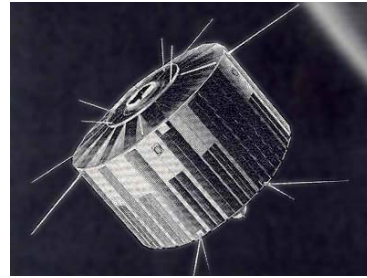
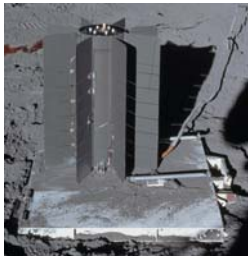
## Systems Nuclear Auxiliary Power (SNAP)

1960年代にNASAによって実施された原子力電池と宇宙原子炉の実験プログラム

SNAP-1: Ce-144同位体、水銀流体を用いたランキンサイクル

SNAP-3: 1961年、最初に宇宙へ打ち上げられた原子力電池  
(Transit4A,Bに搭載) Pu-238を使用、電気出力2.7 W

SNAP-27: アポロ12号で利用  
電気出力73 W



Transit 4A,B衛星測位システム

# 宇宙探査機搭載の例



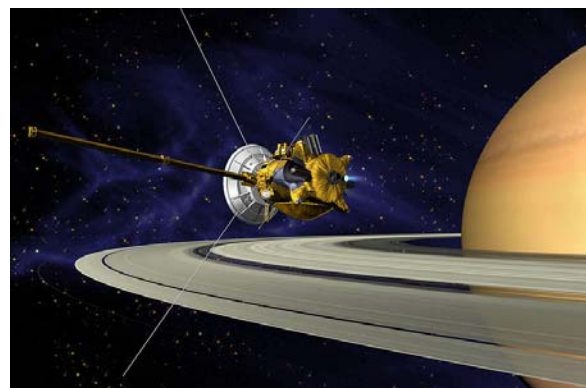
NASA's Curiosity rover

## MMRTG

重量 35 kg  
電気出力 125 W  
熱出力 2000W  
燃料 Pu-238 4 kg  
熱電変換素子 PbTe/TAGS

## GPMS-RTG 3 units

重量 55.9 kg  
直径 42.2 cm  
全長 114 cm  
電気出力 250 W  
熱出力 4400 W  
燃料 Pu-238 7.8 kg  
熱電変換素子 シリコン・ゲルマニウム

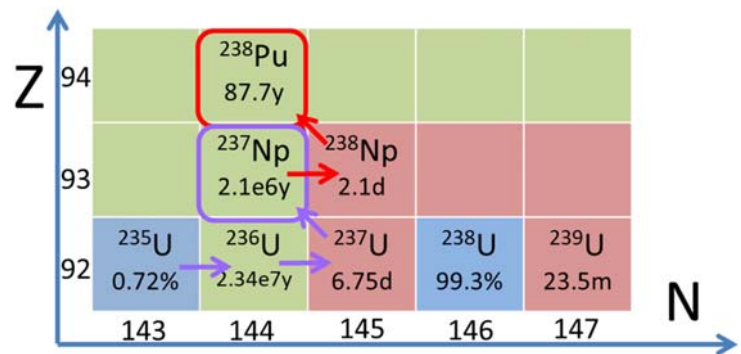


Cassini-Huygens

# Pu-238の供給不安

## Pu-238製造方法

1. 高濃縮ウランの中性子照射
2.  $^{237}\text{Np}$ の分離
3.  $^{237}\text{Np}$ 試料の中性子照射
4.  $^{238}\text{Pu}$ の分離



## プルトニウム生産炉:

原子爆弾用のPu-239を製造するための原子炉  
軽水冷却黒鉛減速炉、重水冷却炉

**核軍縮** 米国とロシアはプルトニウム生産炉協定 (PPRA) に合意し、24基のプルトニウム生産炉を閉鎖

Pu-238を大規模に生産できる施設がなくなった。

# 原子力電池に関する最近の動向

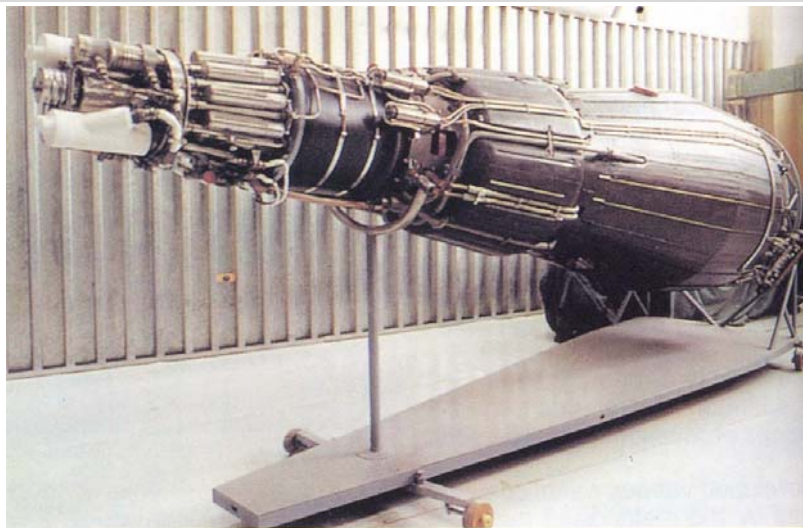
## • Pu-238の供給不安の対応

- アメリカ合衆国
  - NASAの計画済みのプロジェクトで10kgのPu-238が足りない。予算は~1億ドル
  - 2012年からオークリッジ国立研究所で、Pu-238を1.5 kg/yr. を目標に生産プロジェクトがスタート
- ヨーロッパ
  - $^{241}\text{Am}$  (半減期432年)を代替燃料

## • 高効率化へ向けた研究開発

- eMMRTG, ARTG
  - より効率的な熱電変換材料を使用して、効率化
  - スクッテルダイト (SKD)
- スターリングエンジンRTG
  - 動的駆動部を持ったRTG
  - 熱電変換より高効率

# 宇宙炉



ZrH減速NaK合金冷却宇宙用原子炉「TOPAZ」

Space Nuclear Fission Electric Power System

## 宇宙炉の概要

- 原子力電池：出力はPu-238の量に比例
- 原子炉：除熱能力に依存
- 宇宙炉の構成要素
  - 炉心：高濃縮ウラン
  - 反応度制御機構：制御ドラムなど
  - 遮蔽体：中性子、ガンマ線遮蔽
  - 除熱機構：冷却材、ヒートパイプ、放熱フィン
  - 発電機構：熱電変換、スターリング

# 宇宙炉開発の歴史

- 実際に使用された宇宙用原子炉
  - アメリカ合衆国  
SNAP-10A(1基),  
SNAP-10Aは誤信号で自動スクラム 43日  
で運用停止
  - 旧ソ連  
Buk (35基), TOPAZ(2基)  
1960年~1980年代に地球軌道の衛星で  
限定的に使用



## 様々な宇宙炉開発

Program	Country	期間	出力 [kWe]	設計寿命 [年]	燃料	冷却材	電気変換
TOPAZ II	USSR	1972-1992	6	3	UO <sub>2</sub>	NaK	熱電子
SP-100	USA	1983-1993	10-100	7	UN	Li	熱電 SiGe
Prometheus	USA	2003-2006	200	20	UO <sub>2</sub>	HeXe	Brayton, Rankine, 熱電子
Fission Surface	USA	2007-2011	40	8	UO <sub>2</sub>	Na or NaK	Starling or Brayton
Kilpower	USA	2015-present	1-10	12-15	UMo	Na heat pipe	Starling

実際に運用されるには適切なミッション計画が必要



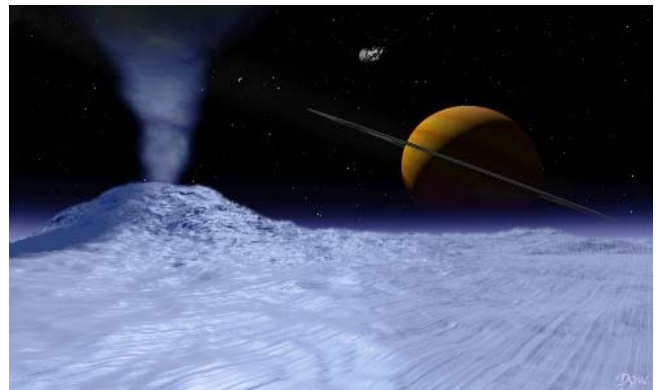
# 宇宙炉の適用ミッション

## 火星有人探査



## 地球外生命の探査

- 木星の衛星エウロパ
- 土星の衛星エンケラドス



土星の衛星エンケラドス

# 宇宙探査用電源としての 小型CANDLE燃焼炉の研究

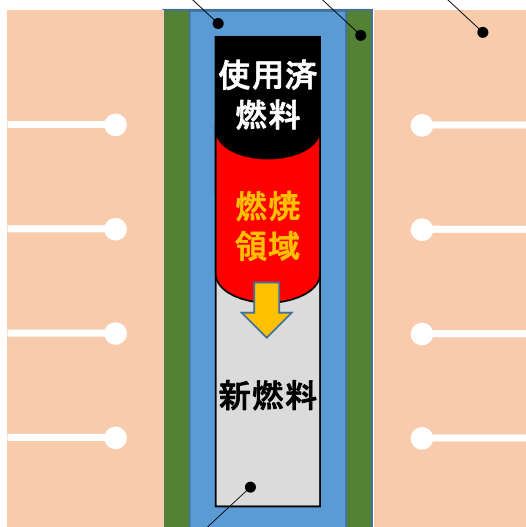
# 研究の背景

- 外惑星探査には原子力エネルギーが必要不可欠  
(弱い太陽光、長期間のミッション)
- 原子力電池は燃料となるPu-238の供給不足
- 原子炉による代替システム
  - 小型、低出力(熱出力: 20 kW、電気出力:1 kW)
  - 長寿命(20年運転)
  - シンプルな構造
    - 発電方式: 熱電変換

## 小型CANDLE燃烧型原子炉の提案

# 宇宙探査用小型CANDLE燃烧炉

反射体 熱電素子 放熱フィン



CANDEL型原子炉

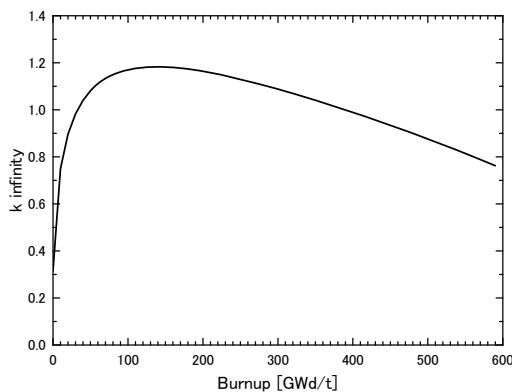
原子力電池の熱源をCANDLE炉で置換

燃烧領域が軸方向に自律的に移動  
それに伴い炉特性が変化しない  
→反応度制御機構が不要

冷却材(熱輸送流体)を使用しない  
→動的機構がない

単純な構造、安定した出力、長寿命

# 可燃性毒物と炉系



CANDLE燃焼炉に必要な燃焼特性

天然ウラン: 上に凸

濃縮ウラン: 単調減少

→

可燃性毒物で燃焼初期の反応度を抑制

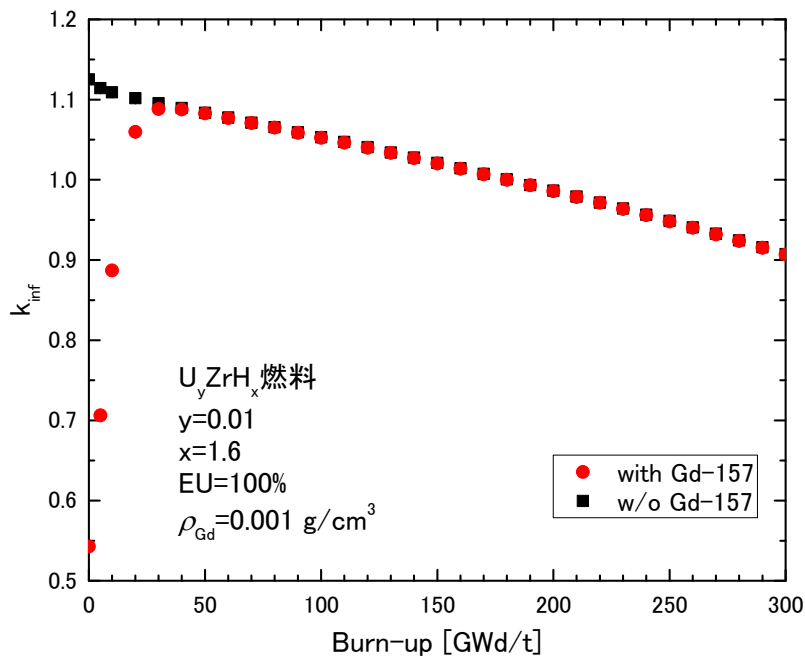
- 高速炉体系での十分に大きな実効断面積を持つ可燃性毒物がない  
→ 減速材を用いた熱中性子炉

濃縮ウラン + 減速材 + 可燃性毒物

# 燃料形態・減速材の選択

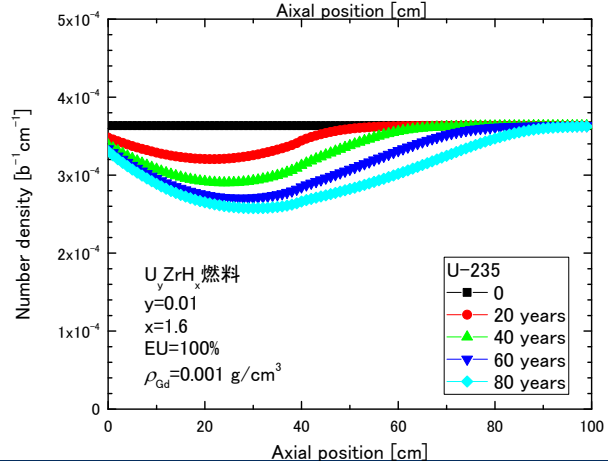
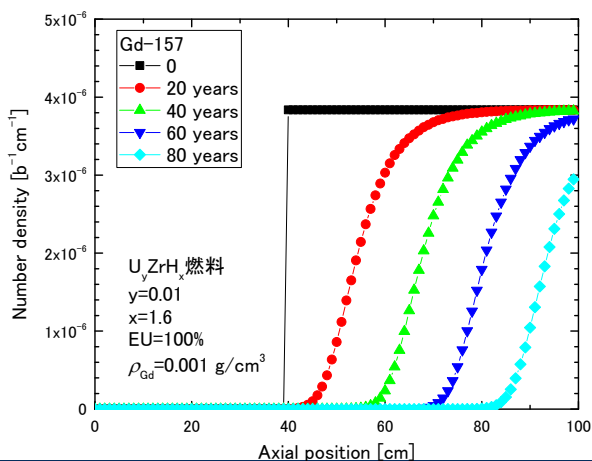
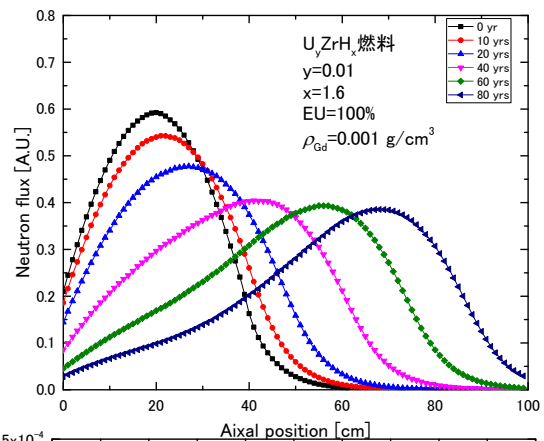
- 燃料・減速材
  - UZrH(Uranium-Zirconium Hydride)燃料
    - 合金水素吸蔵燃料
  - 使用実績
    - 宇宙炉用燃料 SNAP-10A 1960年代
    - TRIGA炉燃料
- 可燃性毒物: Gd-157
- 反射対: ベリリウム

# UZrH燃料の燃焼特性

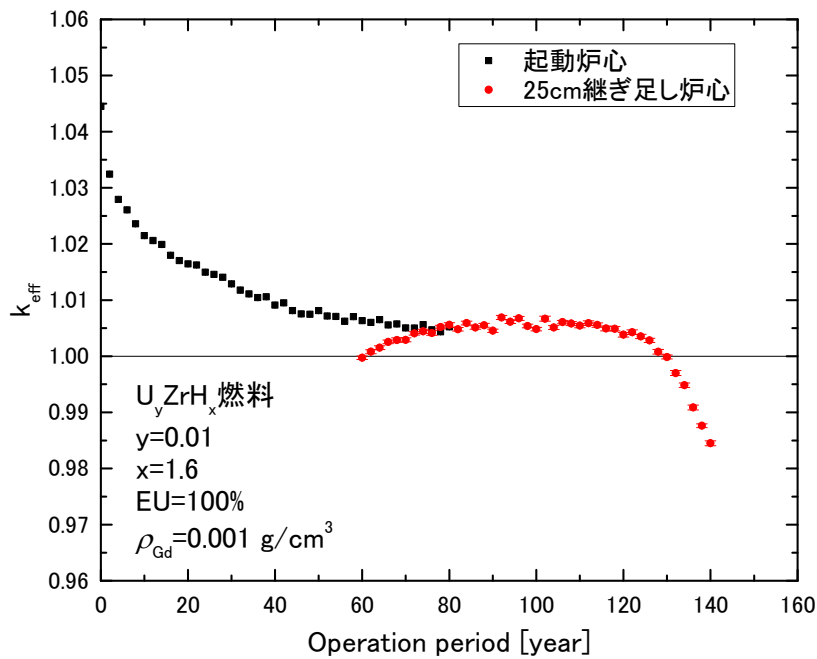


## 起動炉心

中性子束分布  
核種数密度分布



# 継ぎ足し炉心の実効増倍率変化



## Nuclear Thermal Propulsion System 熱核ロケット



# 熱核ロケットの概要

- 推進剤を原子炉で加熱  
(高温ガス炉)
- 達成できる比推力  
化学ロケットの2~3倍  
(固体炉心の場合)

比推力 specific impulse  $I_{sp}$

$$I_{sp} [s] = \frac{\text{推力}}{\text{推進剤流量} \times \text{重力加速度}}$$



## Project Rover/NERVA

- Rover計画(1955-1973)
  - アメリカで実施された熱核ロケット開発計画
  - 初期目的はICBMのバックアップ
  - その後、目的を宇宙用に切り替え
- NERVA計画(1960-1973)
  - Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application
  - Rover計画後半の実用エンジン開発フェーズ

熱核ロケットの基礎設計、基礎試験、爆発実験も



KIWI-B4-E



KIWI-TNT



飛べない鳥 キーウィ

## プロジェクトの終了

- 1970年、ニクソン政権はNASAの予算を大幅に削減
  - アポロ18, 19, 20号は中止
  - サターンVの生産も中止
  - 火星有人探査なども中止
- NERVAエンジンはサターンV上段としての利用を想定していたため、適用先がなくなり中止  
(1973年1月5日)

# Journey to Mars

- オバマ大統領が2030年代中頃までに火星有人探査を行うと表明(2010)
- NASA's Journey to Mars (2015) :  
Pioneering Next Steps in Space Exploration



SLSに原子力推進、熱核  
ロケットを使用する案も

過去の開発データを精査