

# SPS建設に必要な軌道間輸送システム

1. SPSの紹介
2. 必要な軌道間輸送系

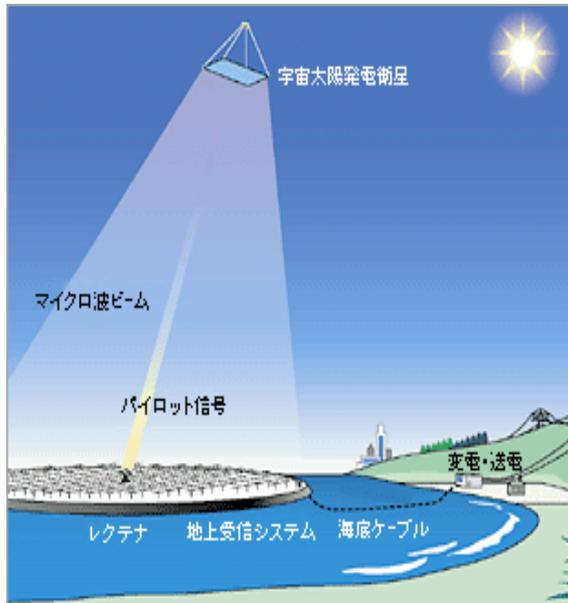
大電力化/モジュール化電気推進に関する研究会

2008年10月21日

# 太陽発電衛星(SPS)の原理と構成



地上の太陽光発電所(ドイツ5MW)

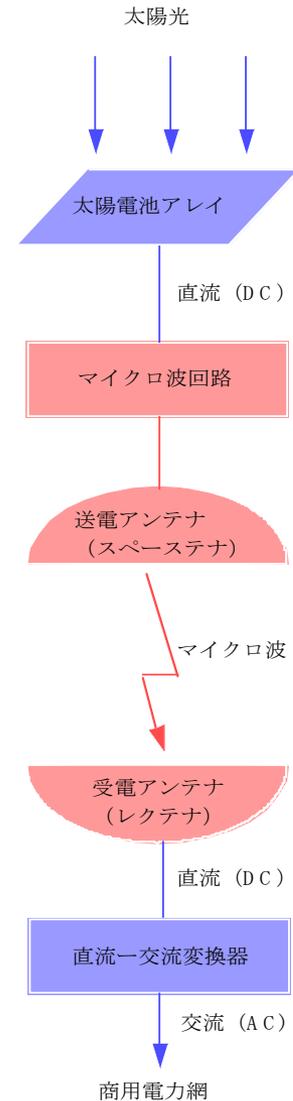


宇宙の太陽光発電所: **宇宙発電衛星**

太陽発電衛星システム

太陽発電衛星  
(衛星軌道上)

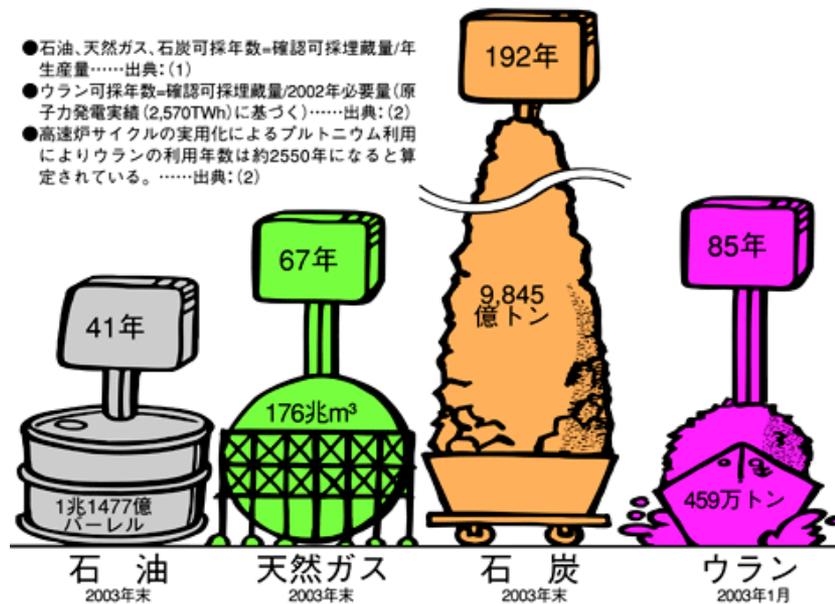
受電設備  
(地上)



# エネルギーと環境問題

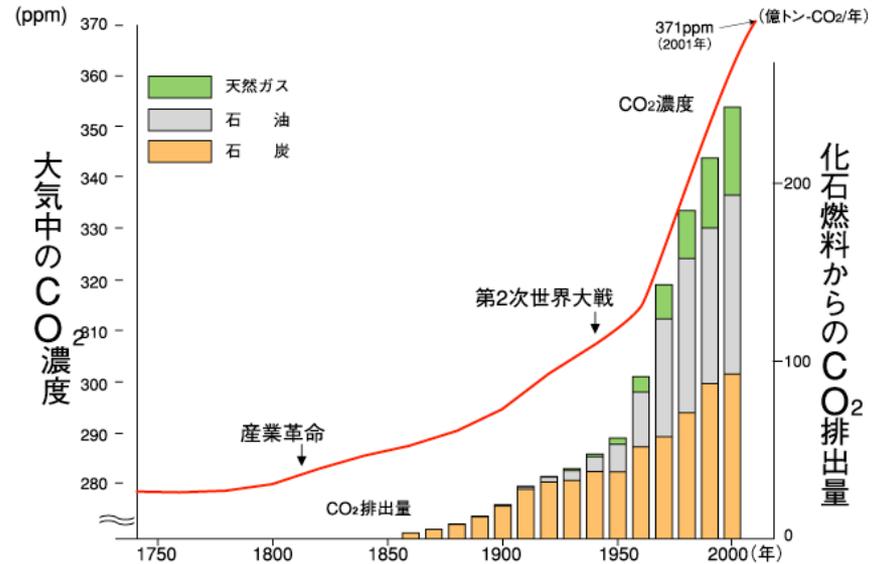
## 世界のエネルギー資源確認埋蔵量

- 石油、天然ガス、石炭可採年数=確認可採埋蔵量/年生産量……出典:(1)
- ウラン可採年数=確認可採埋蔵量/2002年必要量(原子力発電実績(2,570TWh)に基づく)……出典:(2)
- 高速炉サイクルの実用化によるプルトニウム利用によりウランの利用年数は約2550年になると算定されている。……出典:(2)



出典:(1)BP統計2004  
(2)URANIUM2003

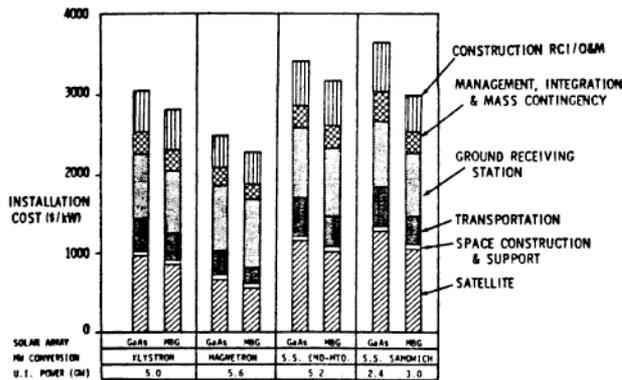
## 化石燃料からのCO<sub>2</sub>排出量と大気中のCO<sub>2</sub>濃度の変化



(注)1850年以前の化石燃料からのCO<sub>2</sub>排出量のデータは無いため記載していない。  
出典:環境省資料、気象庁資料、エネルギー・経済統計要覧 2003年版

・化石燃料は0.02%の変換効率で太陽エネルギーを2億年かけて蓄積。人類はこれをわずか100~150年で使い切ろうとしている。

# SPS の建設コストに占める輸送コストの割合

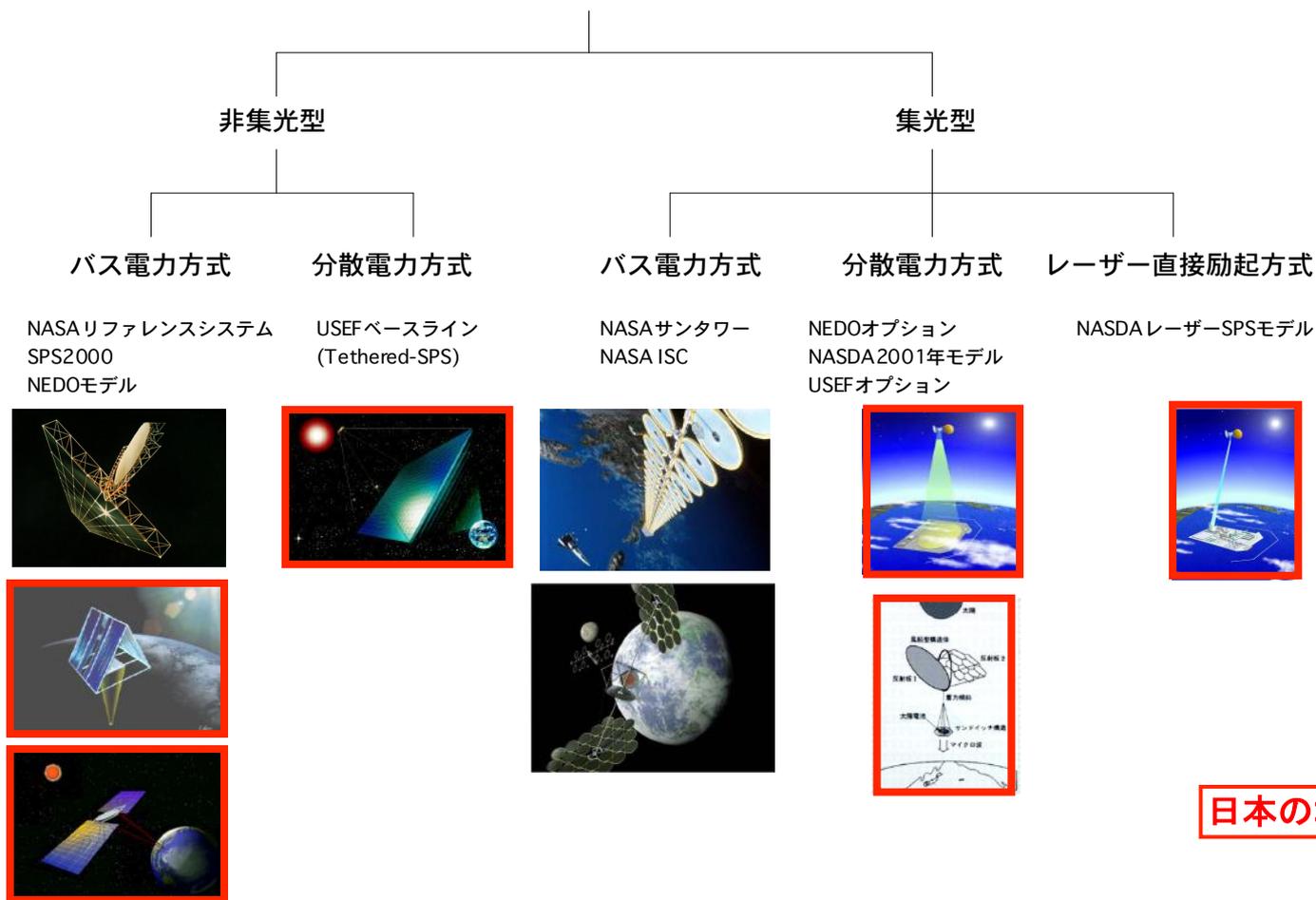


コスト区分	JAXA 2003モデル	テザーSPS
太陽電池	1,581 億円(7.91km <sup>2</sup> )	2,375 億円(11.875km <sup>2</sup> )
マイクロ波回路	6,713億円(1.34GW)	6,713億円(1.34GW)
構造体コスト	203億円(5800トン)*1	775億円(22135トン)*2
輸送コスト	2,795億円(宇宙セグメント9667トン)	7,691億円(宇宙セグメント26,600トン)
レクテナ	1.637 億円	1,637 億円
総コスト(上記総計)	12,929億円	19,191億円

**NASAリファレンスモデル: 15%**  
**JAXA2003年モデル: 20%**  
**テザーSPS: 40%**

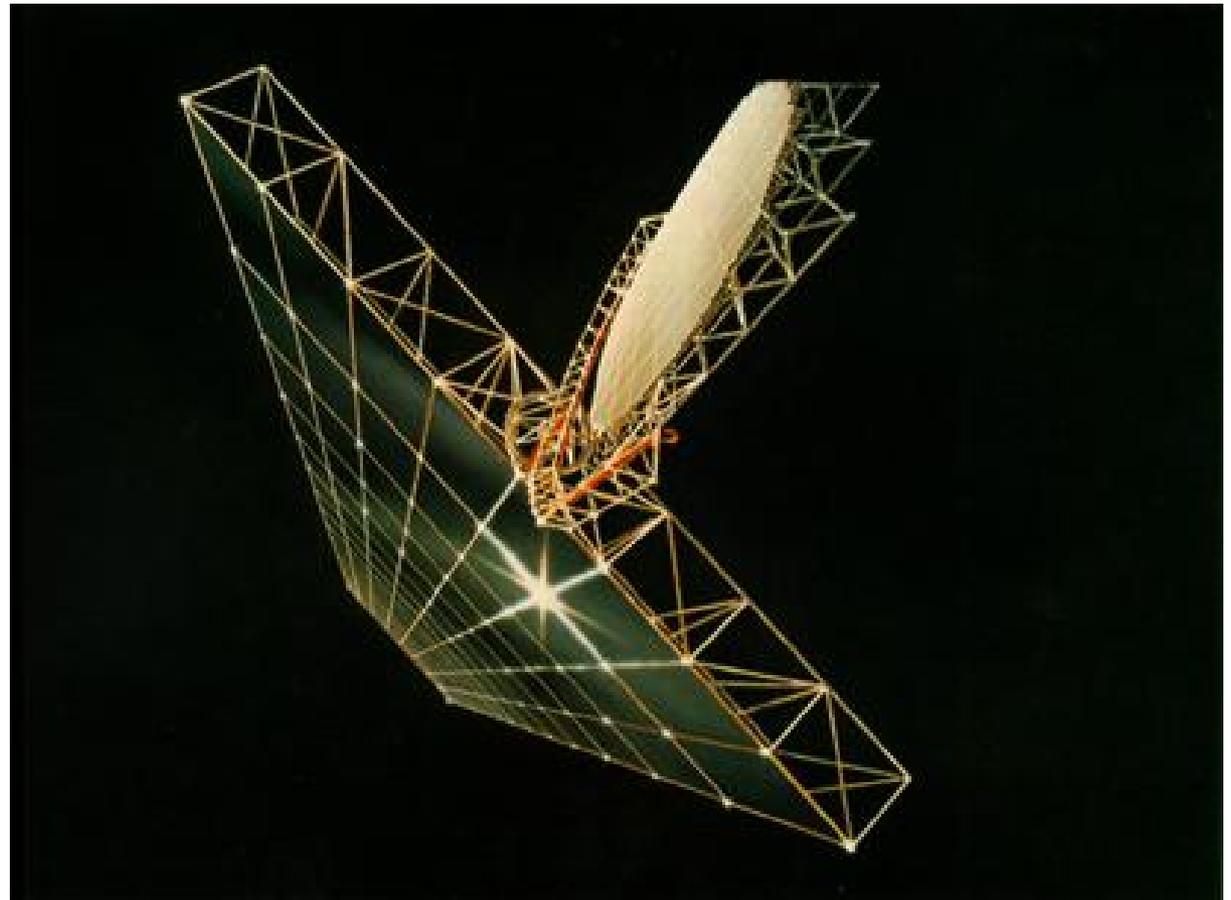
# 太陽発電衛星の分類

## 太陽発電衛星



# NASAリファレンスシステム

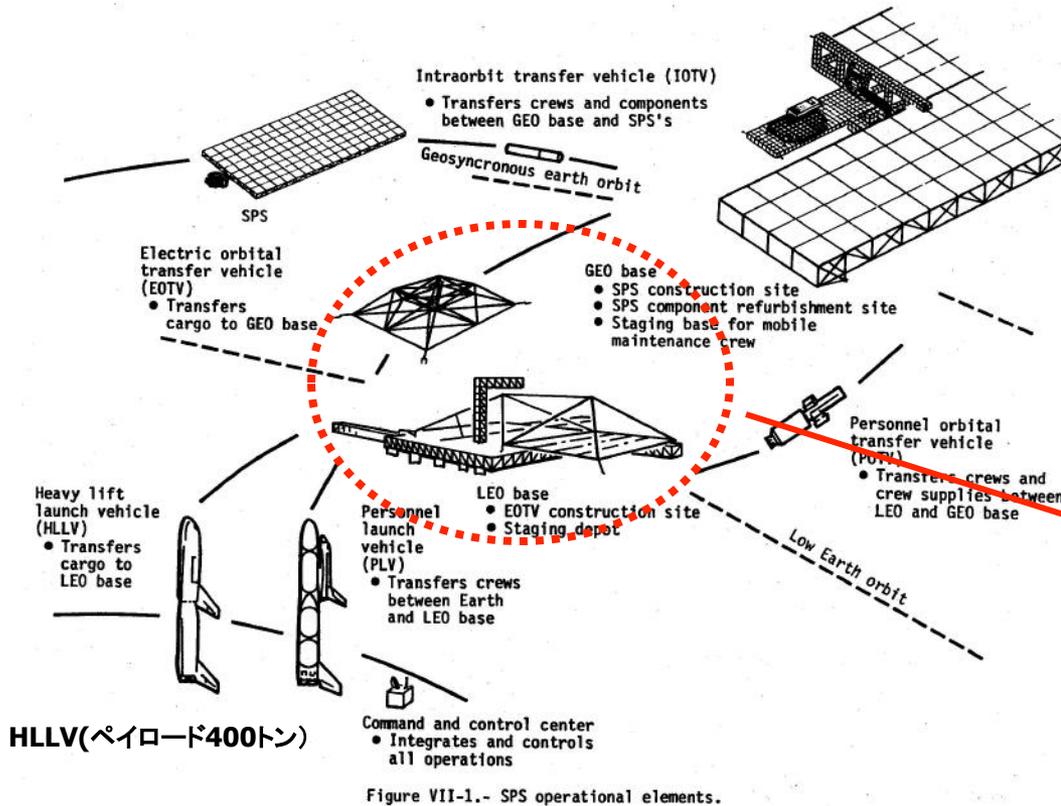
SPSの古典的なモデル  
出力5 GW  
重量5万トン  
面積5 km x 10 km  
厚さ0.5 km  
送電アンテナ直径1 km



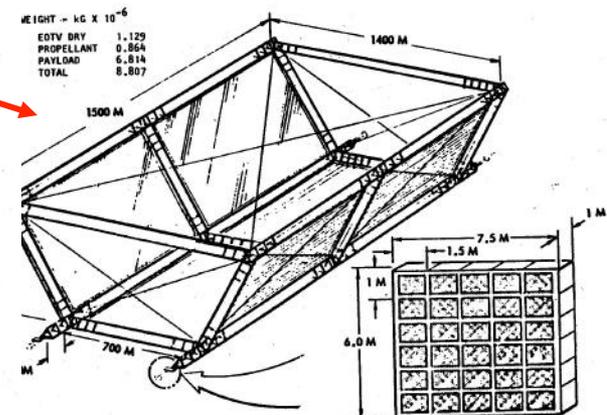
# NASAリファレンスシステムの場合の輸送と構築

Table 5.1-2. EOTV Thruster Characteristics

- MAXIMUM OPERATING TEMPERATURE - 1900° K
- TOTAL VOLTAGE - 8300 VOLTS
- GRID VOLTAGE - 2000 VOLTS MAXIMUM
- BEAM CURRENT - 1887 AMP
- SPECIFIC IMPULSE - 8213 SEC
- THRUSTER DIAMETER - 76 CM
- THRUST/THRUSTER - 69.7 NEWTON
- NUMBER OF THRUSTERS - 144 (INCLUDES 25% SPARES)
- MAXIMUM OF 64 THRUSTERS OPERABLE SIMULTANEOUSLY



構築のシナリオ



EOTV(ペイロード5200トン)の構想

# All JapanでのSSPS研究開発ロードマップ(検討中)

2000                      2010                      2020                      2030                      2040                      2050                      2060

▲  
石油（確認可採埋蔵分）減産開始

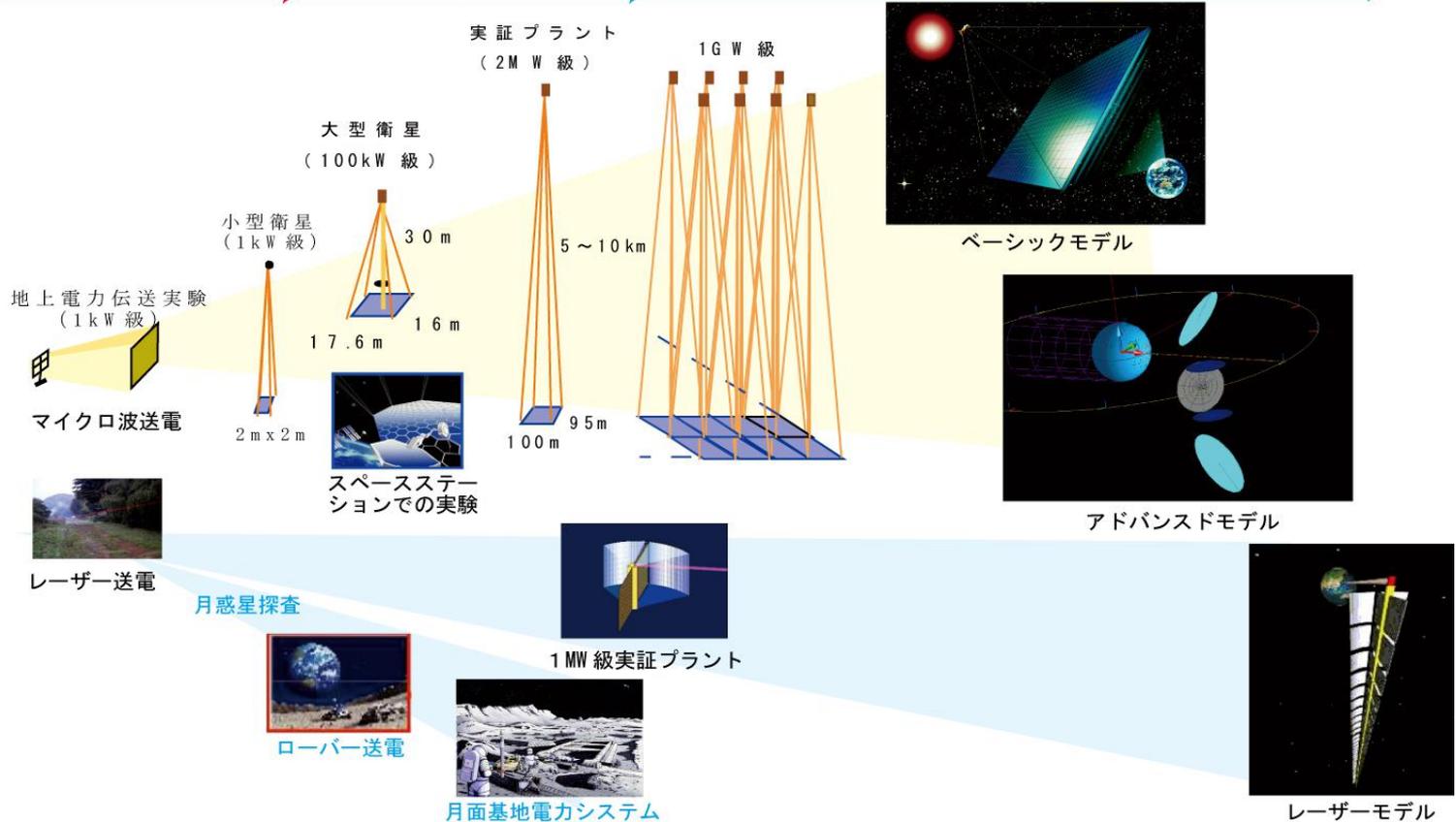
▲  
天然ガス（確認可採埋蔵分）減産開始

▲  
人口 90 億人

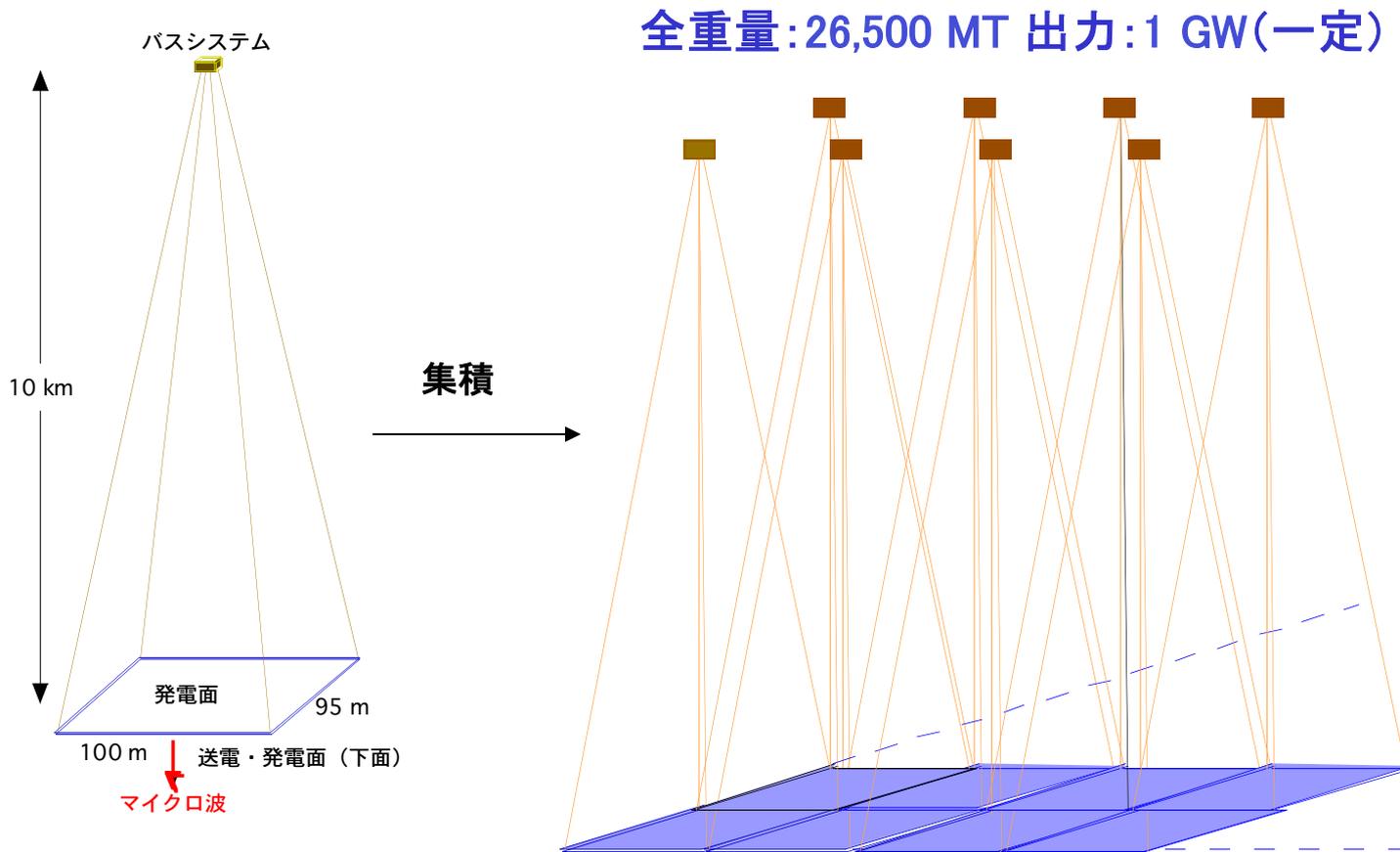
基礎研究フェーズ

開発研究フェーズ

実用フェーズ



# テザーSPSのコンセプト(バス分離型)

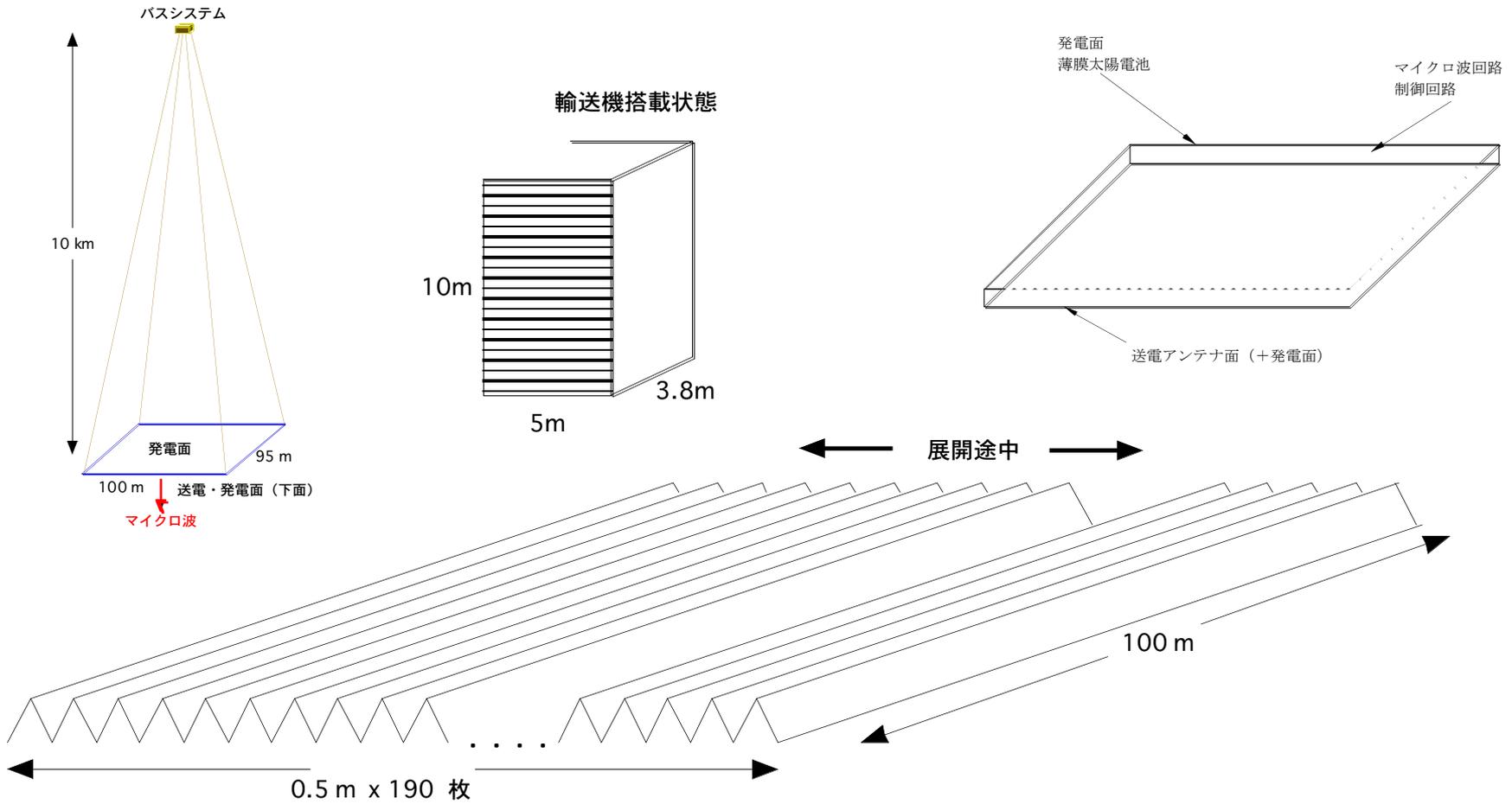




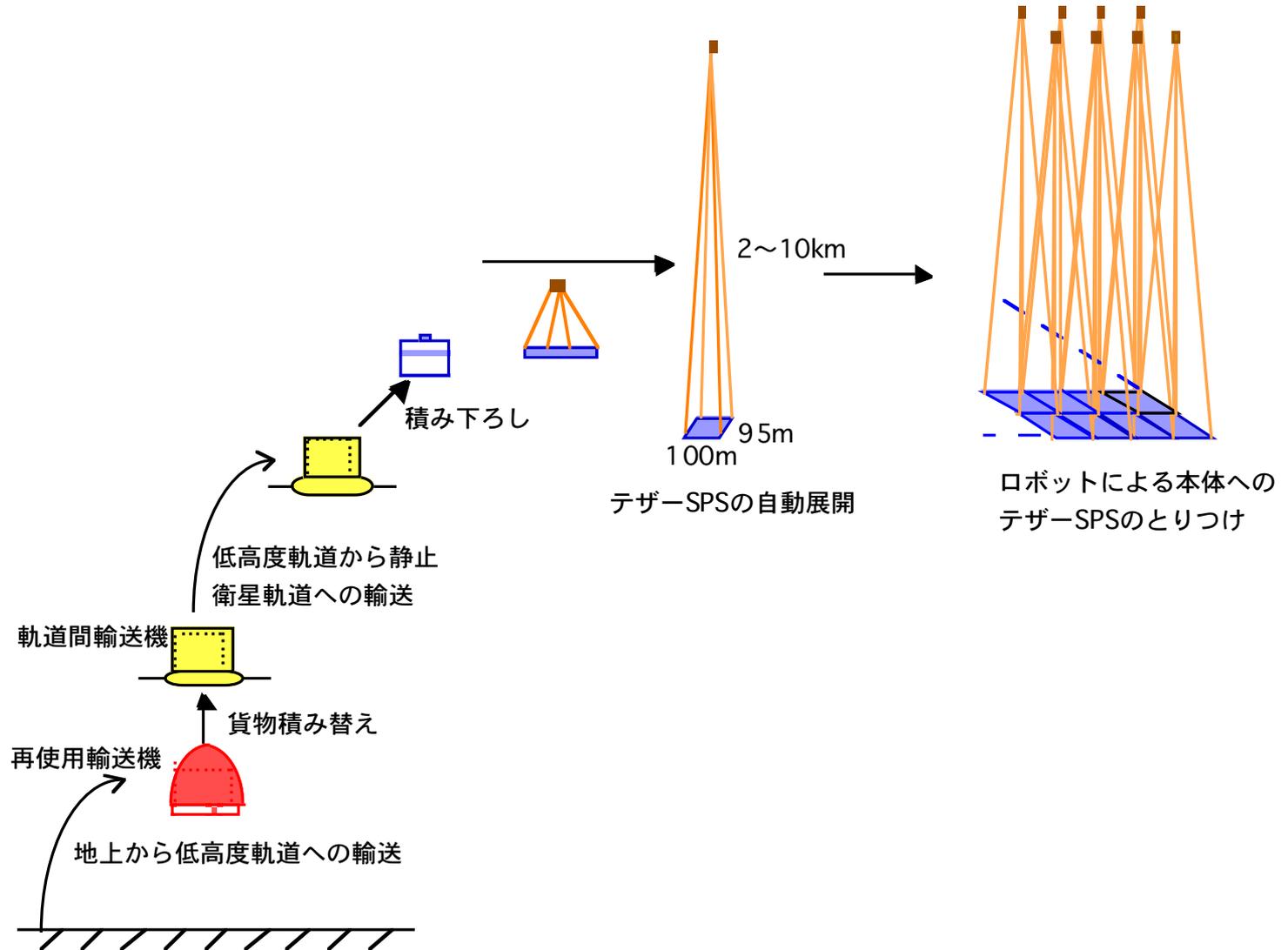
## 平板型テザー太陽発電衛星の主要性能（出力一定型）

システム構成 パネル寸法 テザー長	発電電一体型パネルを2500本のテザーワイヤーで吊り下げ 2.5 km x 2.375 km x 0.02 m 約10 km
全重量 パネル重量 バス部重量	26,500 トン 25,000 トン 1,500 トン
サブパネル パネル寸法 サブパネル総数	発電電一体型パネルを4本のテザーワイヤーで吊り下げ 100 m x 95 m x 0.02 m 625(25x25)
構造パネル 構造パネル数/サブパネル	10 m x 1 m x 0.02m 950(10x95)枚
モジュール 発電 送電 寸法 モジュール数/構造パネル	発電電機能 473 W max (1,350x0.85) 222 W一定 (473x0.95x0.97x0.6x0.85) 1 m x 1 m x 0.02 m 10
マイクロ波周波数 レクテナでの最終出力(DC)	5.8 GHz 1 GW(一定出力)

# 発電電一体型パネルの構成と展開



# テザーSPSの特性(無人で建設可能なシナリオ)



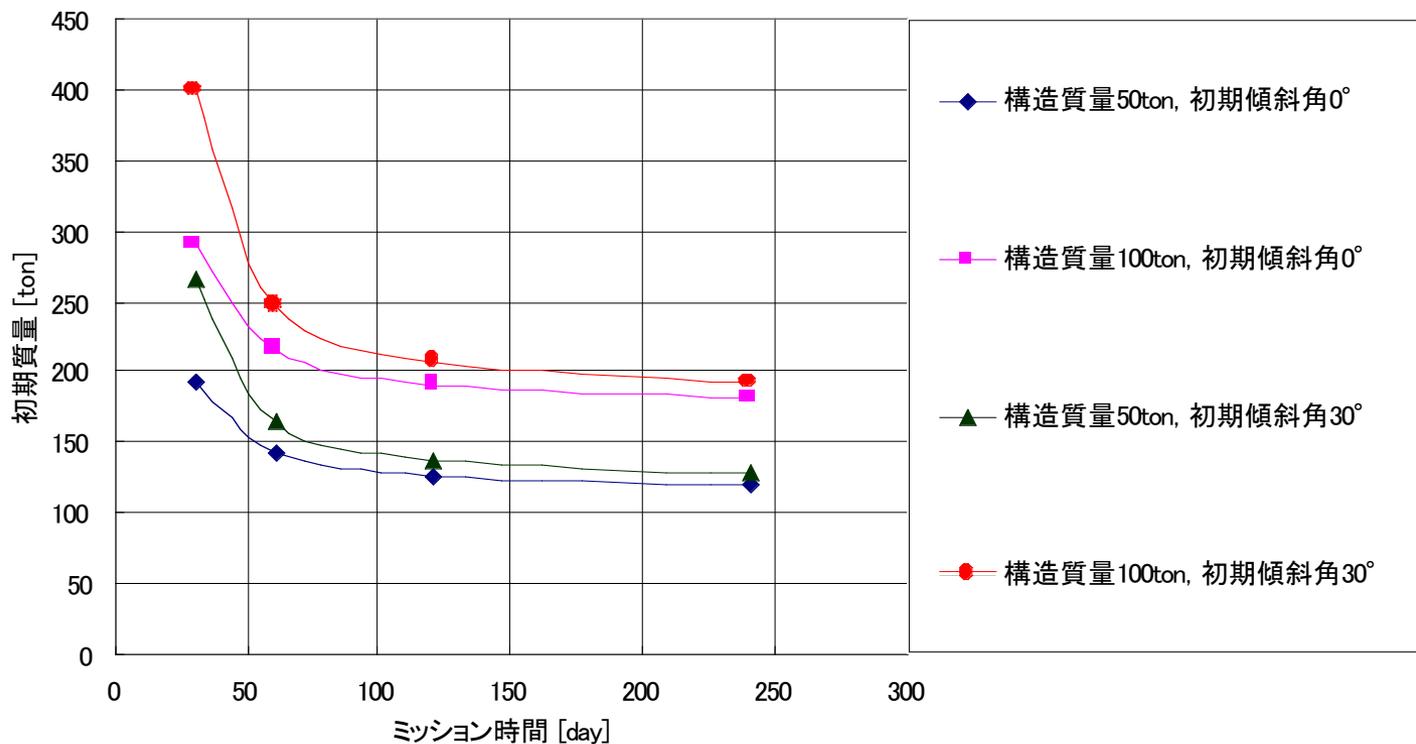
# イオンスラスタOTVによる静止衛星への輸送

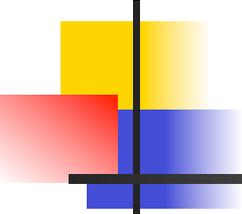
ペイロード重量 50ton、比推力3000秒、推進薬アルゴン、電源比重量10kg/kW、スラスタ比重量2kg/kW

輸送期間	LEO軌道傾斜角	構造重量	総重量(初期)	推力
4 months	0°	50 ton	128 ton	52.5 N
4 months	30°	50 ton	139 ton	73.2 N
4 months	0°	100 ton	192 ton	78.7 N
4 months	30°	100 ton	209 ton	110.0 N
8 months	0°	50 ton	121 ton	24.8 N
8 months	30°	50 ton	129 ton	33.9 N
8 months	0°	100 ton	182 ton	37.2 N
8 months	30°	100 ton	193 ton	50.9 N

# イオンスラスタOTVによる静止衛星への輸送期間

ペイロード重量 50ton、比推力3000秒、推進薬アルゴン、電源比重量10kg/kW、スラスタ比重量2kg/kW  
初期重量の観点からはミッション期間を3ヶ月程度に設定することが望ましい。





# 輸送機(RLV,OTV)の検討

---

## RLV

2000トン、ペイロード50トン

推進薬1800トン(液体水素250トン液体酸素1550トン)

観光丸の場合

打ち上げ重量550トン、年間飛行回数270回x10年、機体製作費700億円、1億円/フライト(目標)、液体水素70.7トン、液体酸素424トン、機体長さ22m、機体直径18m、乗客数50人

## OTV

総重量144.6トン、構造重量50トン、燃料重量18.8トン、スラスタ重量11.6トン、動力源重量(太陽電池)21.5トン、ペイロード重量50トン、推力118.4N、電力2150kWの場合、Days=58日

# 輸送機(RLV,OTV)の検討例

前提: SPS1基625(25x25)ユニット構成  
1ユニット50トン  
OTV, RLV625回/SPS1基  
1年で1基建設、RLV打ち上げ3.1回/日(OTV本体、燃料輸送を含む)  
RLV1回のフライトが2日、整備が3日  
OTVドライ150トン、荷物50トン(ユニット)、燃料30トン、合計230トン  
OTV往復時間4ヶ月(行き2.5ヶ月、帰り1.5ヶ月、120日)  
OTV寿命 1000往復

## 解析結果:

RLVの運行機数16機  
OTVの運航機数は205機  
1SPS当たりに必要なRLVの建造は1機、  
OTVの建造は0.63機

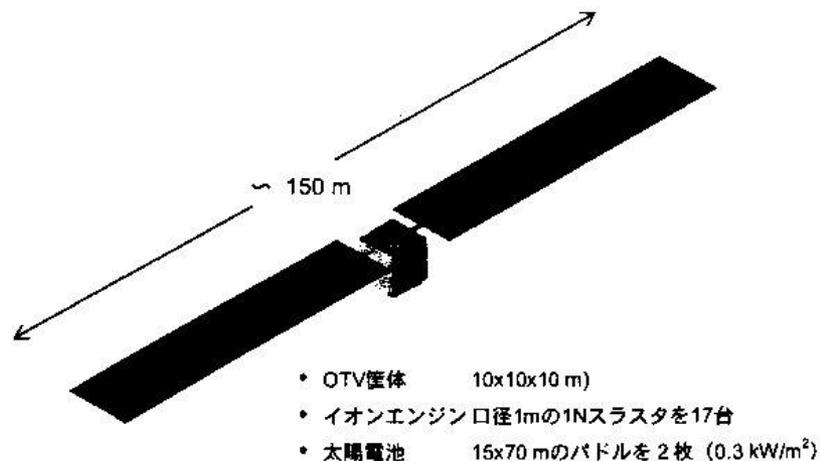
大観覧車



# OTVの仕様検討例(JAXA成果報告書)

初期重量	67トン
OTV航行日数	350日(往路239日、復路111日)
推力	16.9N(アルゴンイオンエンジン1N17機)*
消費電力	642kW
重量内訳	OTV再使用部分 17トン
	太陽電池 8トン
	推進剤 9トン
	ペイロード 33トン

\*:現状200mN級の開発が進められつつあるので、現実的な設定と言える。



宇宙エネルギー利用システム総合研究  
JAXA委託業務成果報告書 MRI, 2005年3月

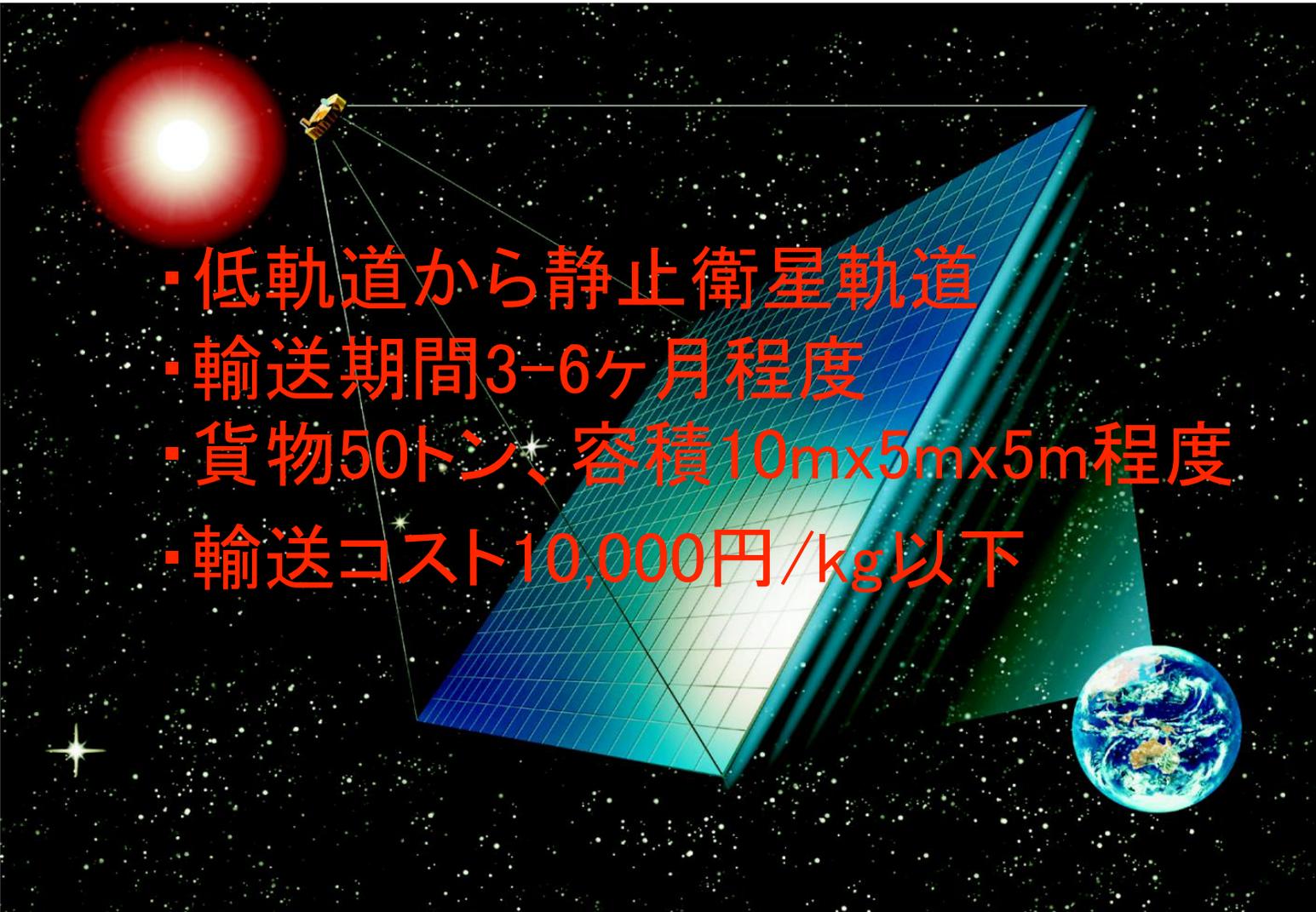
# SPS構築に必要なOTVの性能

事項	要求値	備考
貨物	折り畳んだパネル(総量の95%以上)、燃料	パネルは半導体構成 燃料は建設ロボットと軌道維持用
貨物重量	50トン(典型値)	標準化
貨物体積	10mx5mx4m(典型値)	標準化
運行時間(往復)	4ヶ月(典型値)	LEO-GEO
シールドコンテナ	収納貨物に対し片道10krad以下	半導体からの要求
マニピュレーター	RLVとの貨物授受 静止衛星軌道での荷下ろし 静止衛星軌道での集荷	
オプション機能	パネル展開支援 SPS軌道維持支援	

# SPSを構築するためのコスト目標

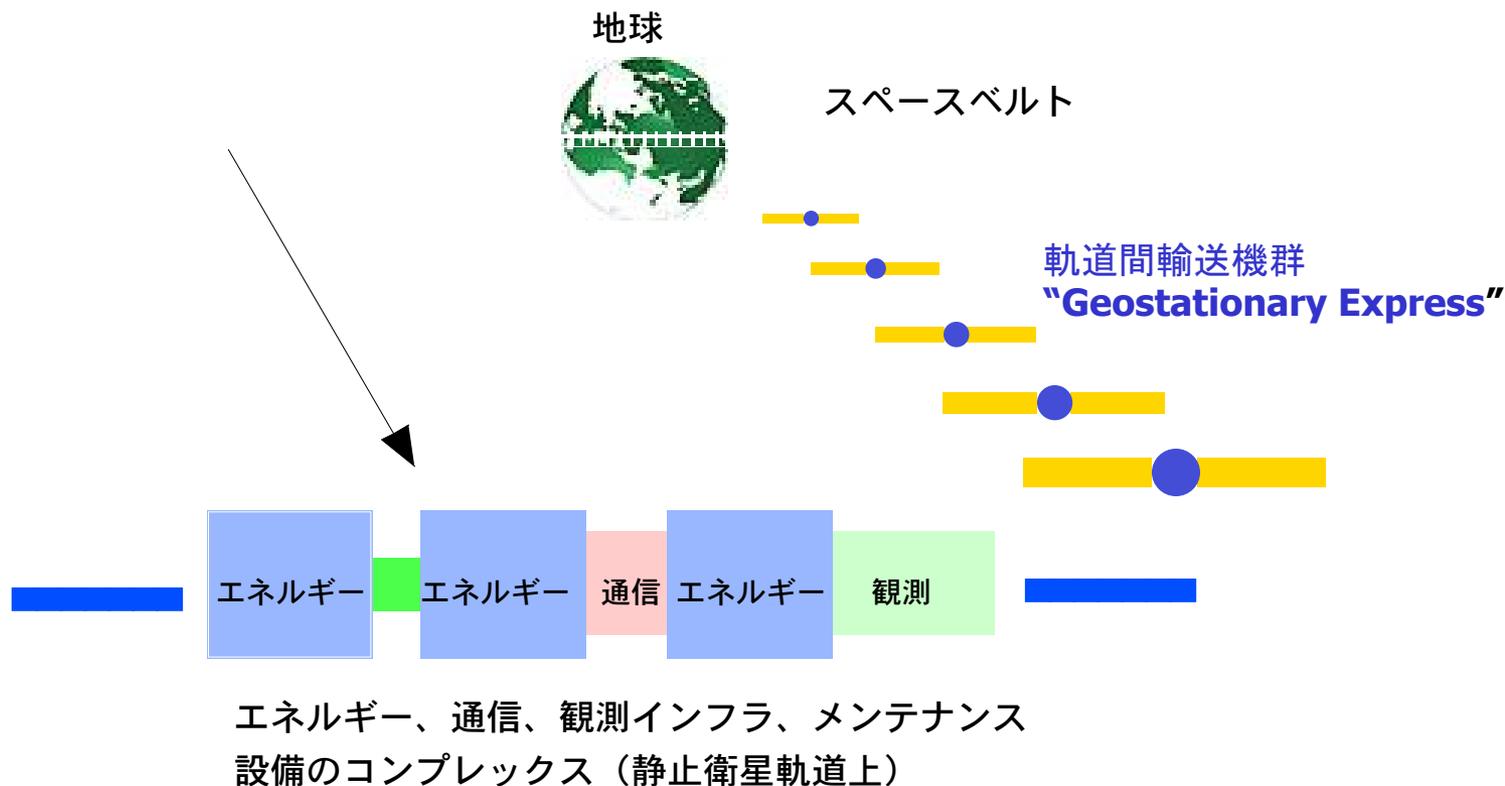
技術	テザーSPSでの目標	参考
太陽電池技術	発電効率35%, 2kW/kg, 50円/W	35%はDOE資料のトレンドを延長した数値 NEDOの技術ロードマップでは、2030年の目標として、結晶Si太陽電池50円/W、7円/kwh、効率22%、化合物結晶系効率40%、CIS効率22%、薄膜Si効率18%、としている。 次世代高効率薄膜(シャープ)のベアでは既に5kW/kg達成 50円/Wは、MRI報告(2004年3月)、USEF報告(2007年3月)で使用されている。
マイクロ波送電技術	効率85%, 5-10g/W, 100円/W 静止衛星軌道から3.5km径のレクテナへ90%の効率で電力を送るマイクロ波制御技術	NASAリファレンスシステムでは82%、JAXA2003モデルでは75%、USEFモデルでは80-75% NASAリファレンスシステムでは1.85g/W、2004年3月のMRI報告では、3.8g/W 100円/W(2.45GHz)-200円/W(5.8GHz)(2006年3月MRI報告) USEF報告2007年3月では300円/W
蓄電技術	1.5-0.7kWh/kg(DOD60%)、 0.9-0.5kWh/kg(DOD100%)、10円/Wh、 充放電効率90%、充放電寿命30,000回	リチウムサルファセルの理論限界2.6kWh/kg NEDOの平成19年度次世代蓄電システム実用化戦略的技術開発の目標は700Wh/kg(2030年)、30円/Wh 充電放電効率97%の例が報告されている(MHI技報) 衛星用リチウムイオン電池ではDOD25%で30,000サイクルの報告(GS News Technical Report, Vol. 58, No.1, p21-26, 1999)
マイクロ波受電技術	効率85%, 50円/W	82.7%(5.8GHzの報告あり)。USEF報告2007年3月では76-80%としている。2007年のUSEF作業用ロボットへのマイクロ波送電の試作ではアレイユニットに対しては64-65%の効率(5.8GHz)。ショットキーダイオードは現在1本100円程度で市販されている。 NASAリファレンスシステムでは100円/W。USEF報告2007年3月では100円/W。
輸送コスト	15,000円/kg(地上から低軌道10,000円/kg、低軌道から静止衛星軌道5,000円/kg)	NASAリファレンスシステムでは輸送全体で10,000円/kg RLV: 100\$/kg(2030)はNASAの予測。1994年のNEDOモデルでは25,000円/kg、2004年3月のJAXA/MRIの報告では17,000円/kg、2003年3月のUSEF報告書では10,000円/kg。 OTV: 検討例が少ない。1994年のNEDOモデルでは2,000円/kg、2004年3月のJAXA/MRIの報告では2,100円/kg、2003年3月のUSEF報告書では10,000円/kg。

# まとめー最新のSPS構想から要求されるOTV

- 
- ・低軌道から静止衛星軌道
  - ・輸送期間3-6ヶ月程度
  - ・貨物50トン、容積10mx5mx5m程度
  - ・輸送コスト10,000円/kg以下

# 赤道軌道資源の有効利用

他の通信インフラ、地球観測インフラも同じ形状のテザーパネルで統一することにより、異なる機能のパネル接続が可能となり、静止衛星軌道を有効に利用することが可能(スペースベルト構想)。



地球上の全ての一次エネルギー(13000 GW)を出力一定型のテザーSPSでまかなうとしたら全長32,500kmとなり、スペースベルト全周の14%を占めることになる。