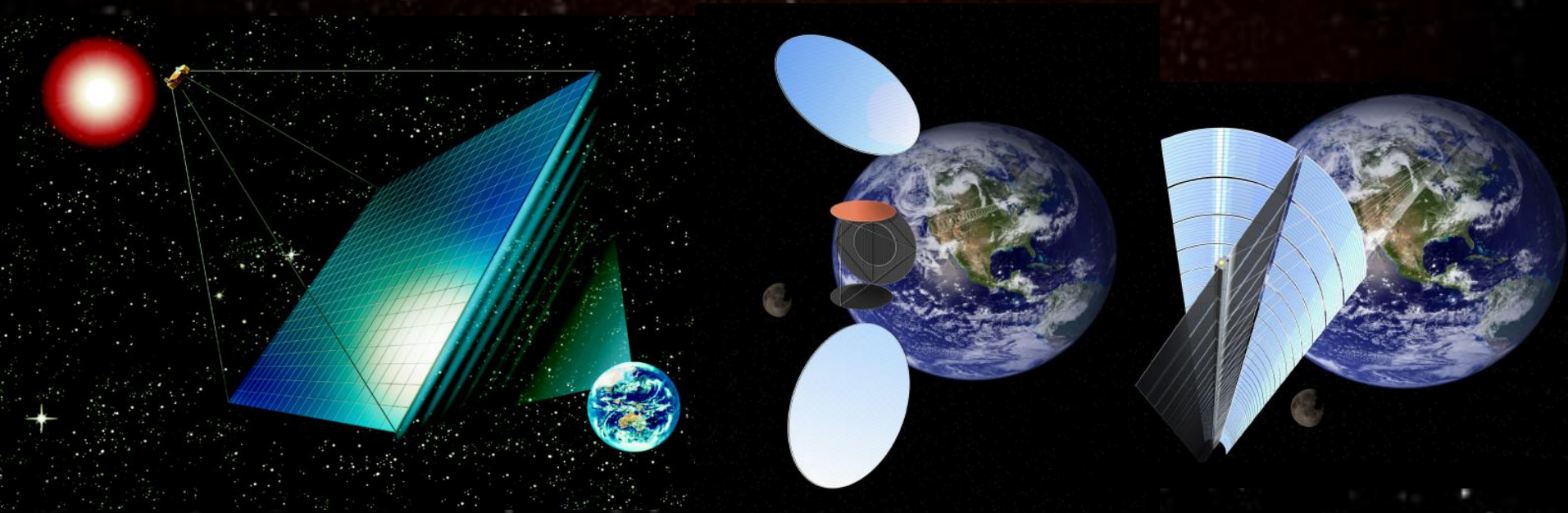


—In-Space Propulsionキックオフ—

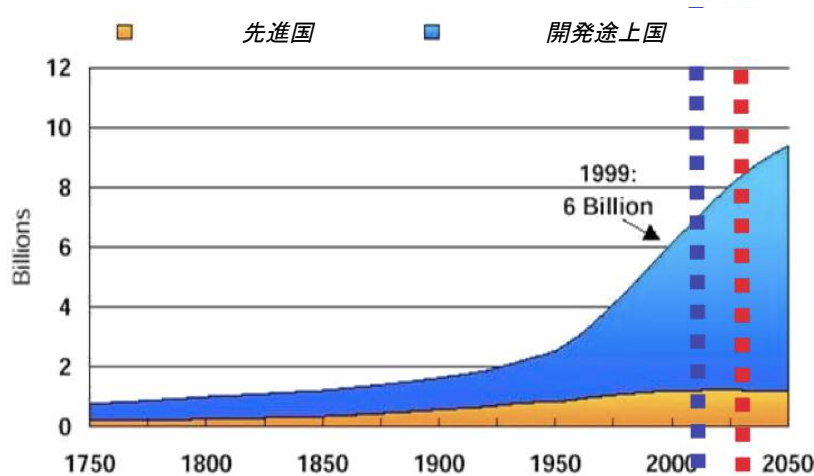
SPS(太陽発電衛星)建設からの電気推進への期待

- SPS研究の意義と現状
- SPSの建設と輸送の方法
- 電気推進への期待

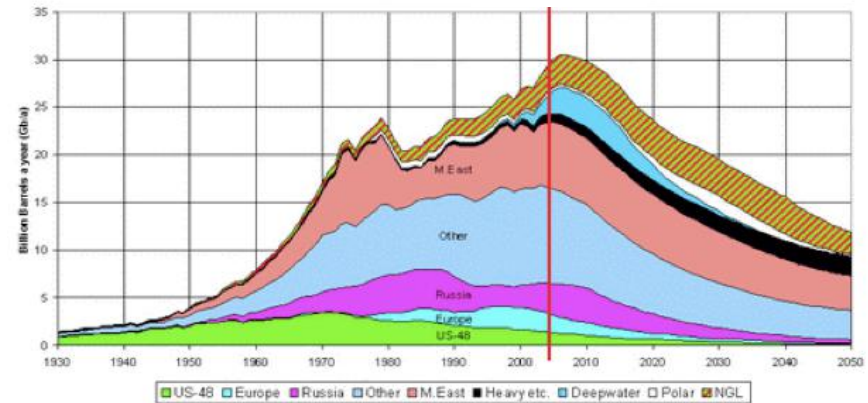


2011年10月

資源問題と地球環境問題

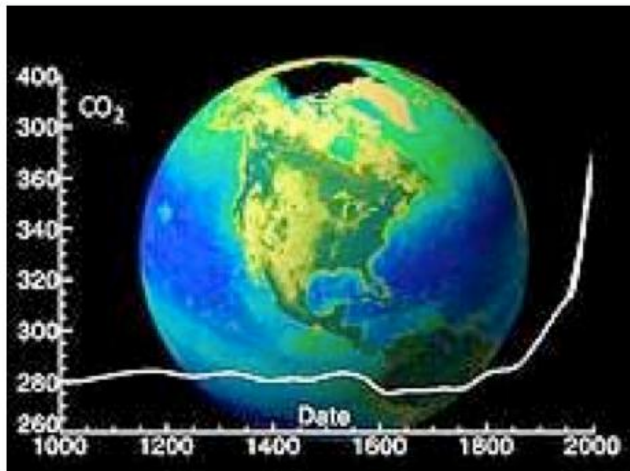


人口の増大



限界あるエネルギー資源

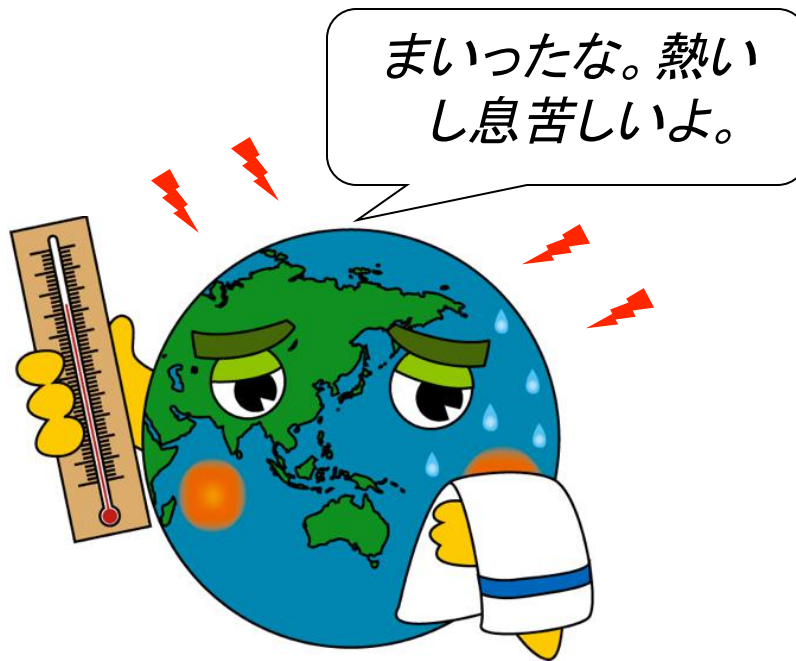
Ref: Abundant & Affordable Space-Based Solar Power Realizing the Opportunity John C. Mankins (2007)



CO₂ 問題

- ・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。
- ・石油の残存量(1兆バレル)は富士山を逆さにした容器として見立てるとその1/8程度しかない。

人類は地球にとってウイルス？

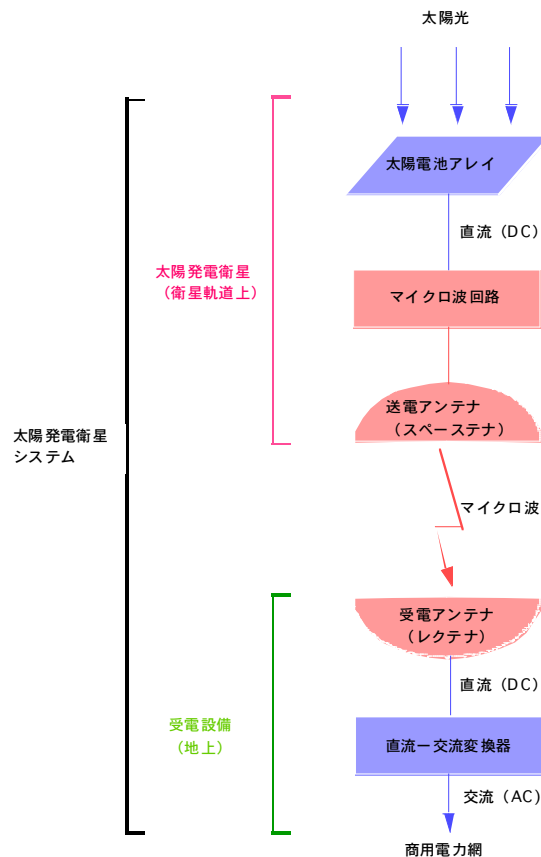
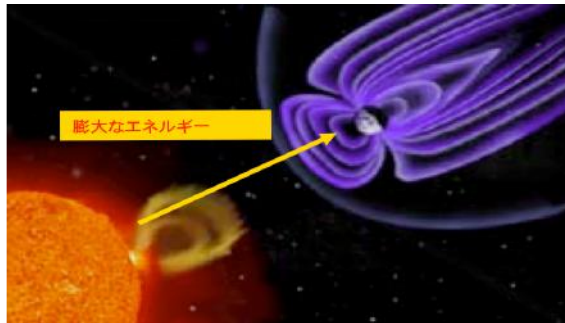


地球



他の惑星

宇宙空間における太陽エネルギーの利用



何故太陽か？

太陽からの地球へのエネルギーは

$1.77 \times 10^{17} \text{ Watt}$

現在の人類のエネルギーの消費量の

10,000倍

➡太陽エネルギーは人類のエネルギー源として大きな可能性を持っている。

何故宇宙か？

地球周辺の宇宙空間での太陽光のエネルギー密度は $1,350 \text{ W/m}^2$

地上での太陽光の年間平均エネルギー密度は $100 \sim 200 \text{ W/m}^2$

理由: 夜の存在、曇天・雨天の存在、大気による減衰

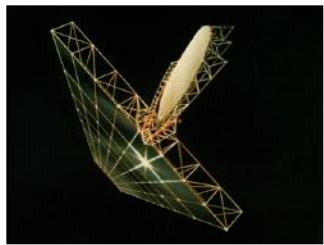
➡宇宙空間から地上への効率の良い電力輸送が可能であれば宇宙空間を太陽エネルギー取得の場として利用することが有望。

SSPSの種類

太陽発電衛星

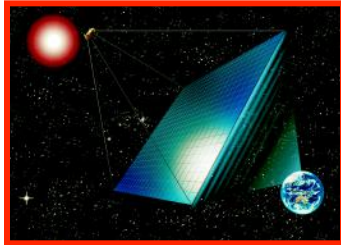
非集光型

バス電力型



NASA リファレンスモデル

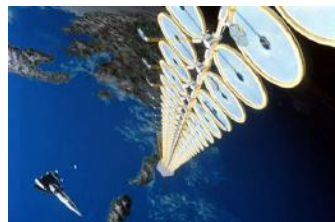
発電電一体型



USEF テザーモデル

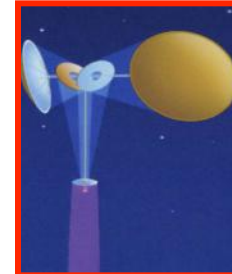
集光型

バス電力型



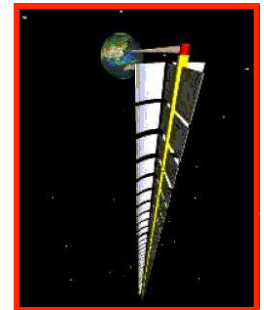
NASA サンタワー

発電電一体型

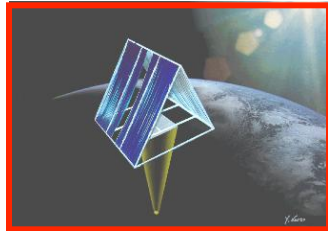


NASDA 2001モデル

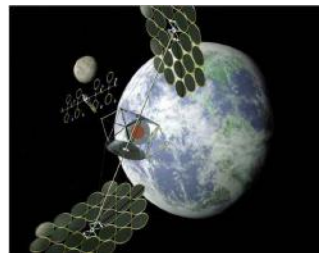
レーザー直接励起型



JAXA L-SSPS



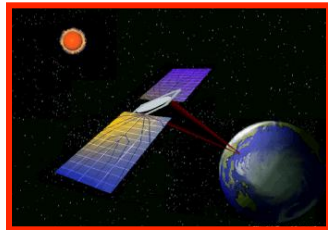
ISAS SPS2000



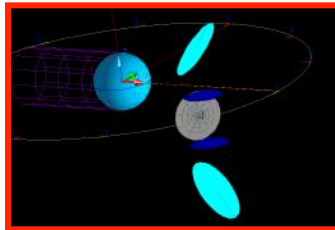
NASA ISC



IAA 研究モデル



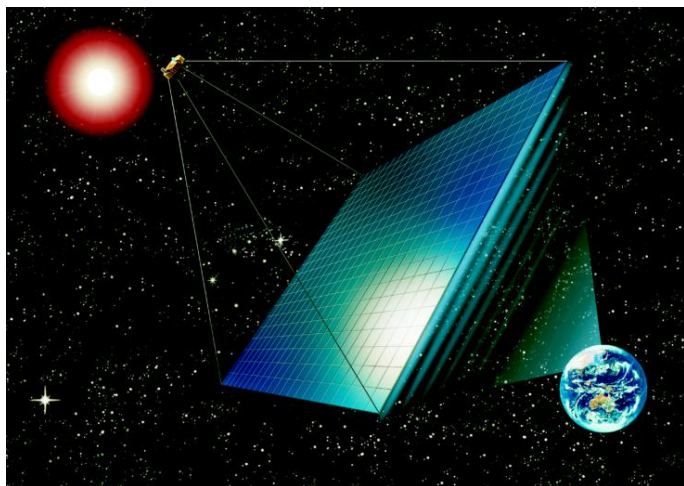
NEDO グランドデザイン



JAXA M-SSPS

日本のモデル

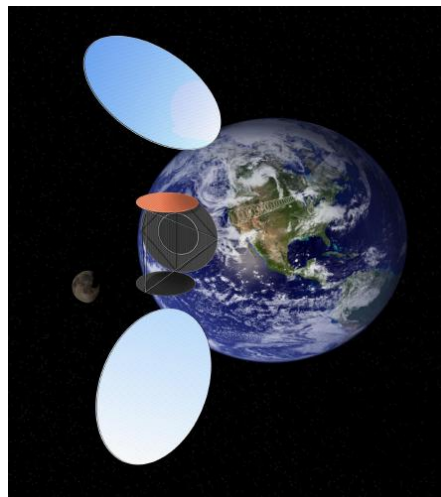
日本のSPSシステム代表的設計例(1GW級)



Basic Model

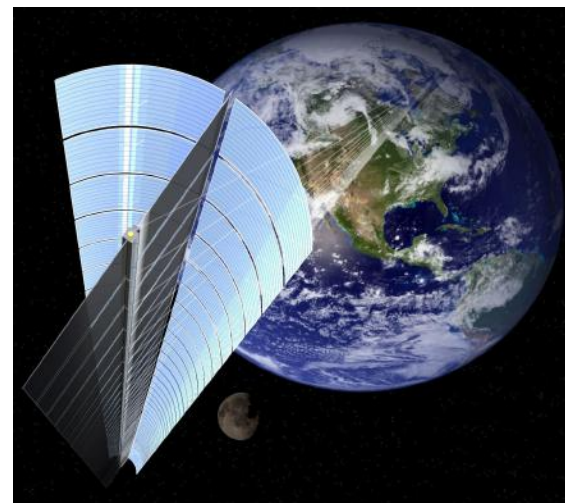
太陽非追尾マイクロ波型
発送電一体型パネルのモジュール構成

テザーによる重力安定
総重量: 2万トン
単純、低い電力効率(64%)



Advanced Model

太陽追尾マイクロ波型
ミラー(反射集光鏡)は編隊飛行
発送電分離型
総重量: 10,000トン(目標)
複雑、高い電力取得効率

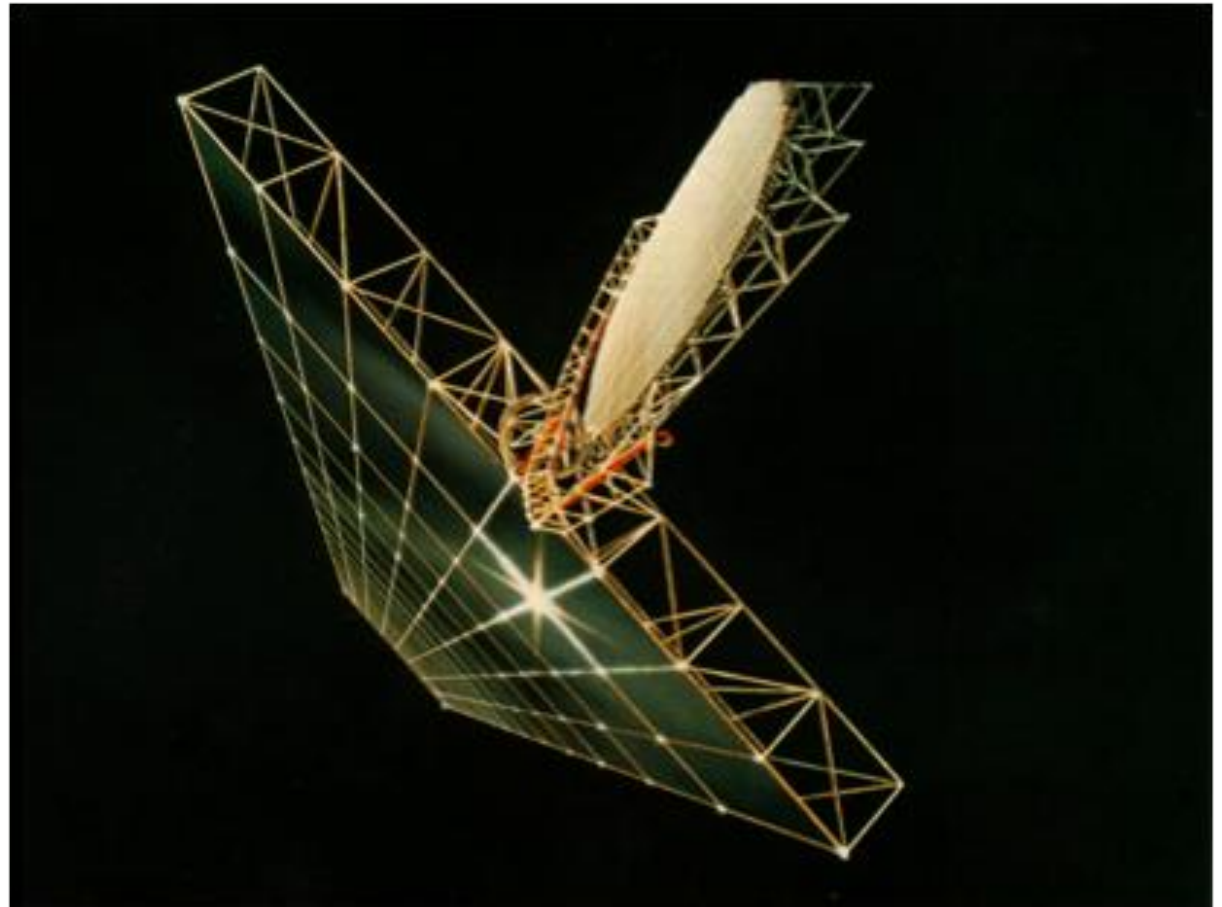


Laser Model

太陽光直接励起レーザー型
高倍率反射集光鏡・発送電・
放熱部のモジュール構成
総重量: 5,000トン(目標)
複雑、システムが小型

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

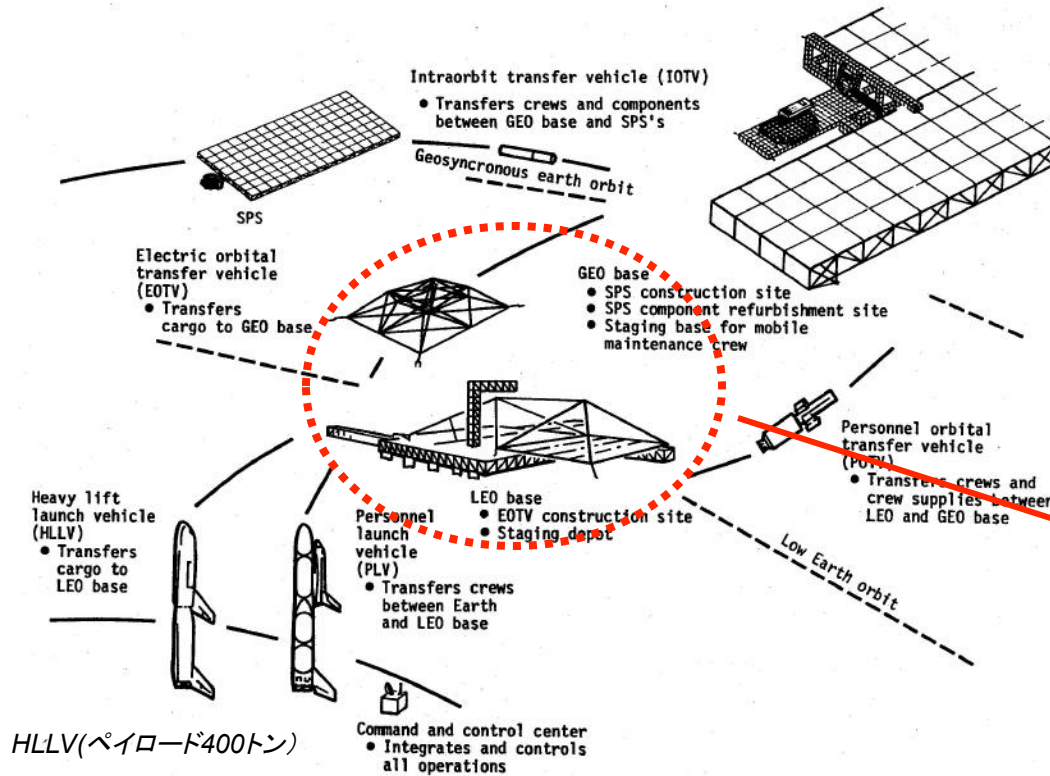


Figure VII-1.- SPS operational elements.

構築のシナリオ

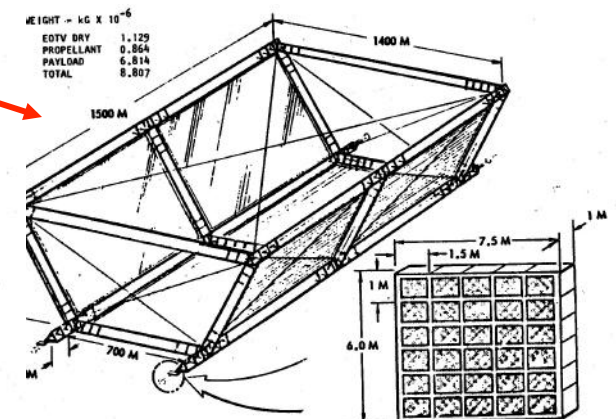
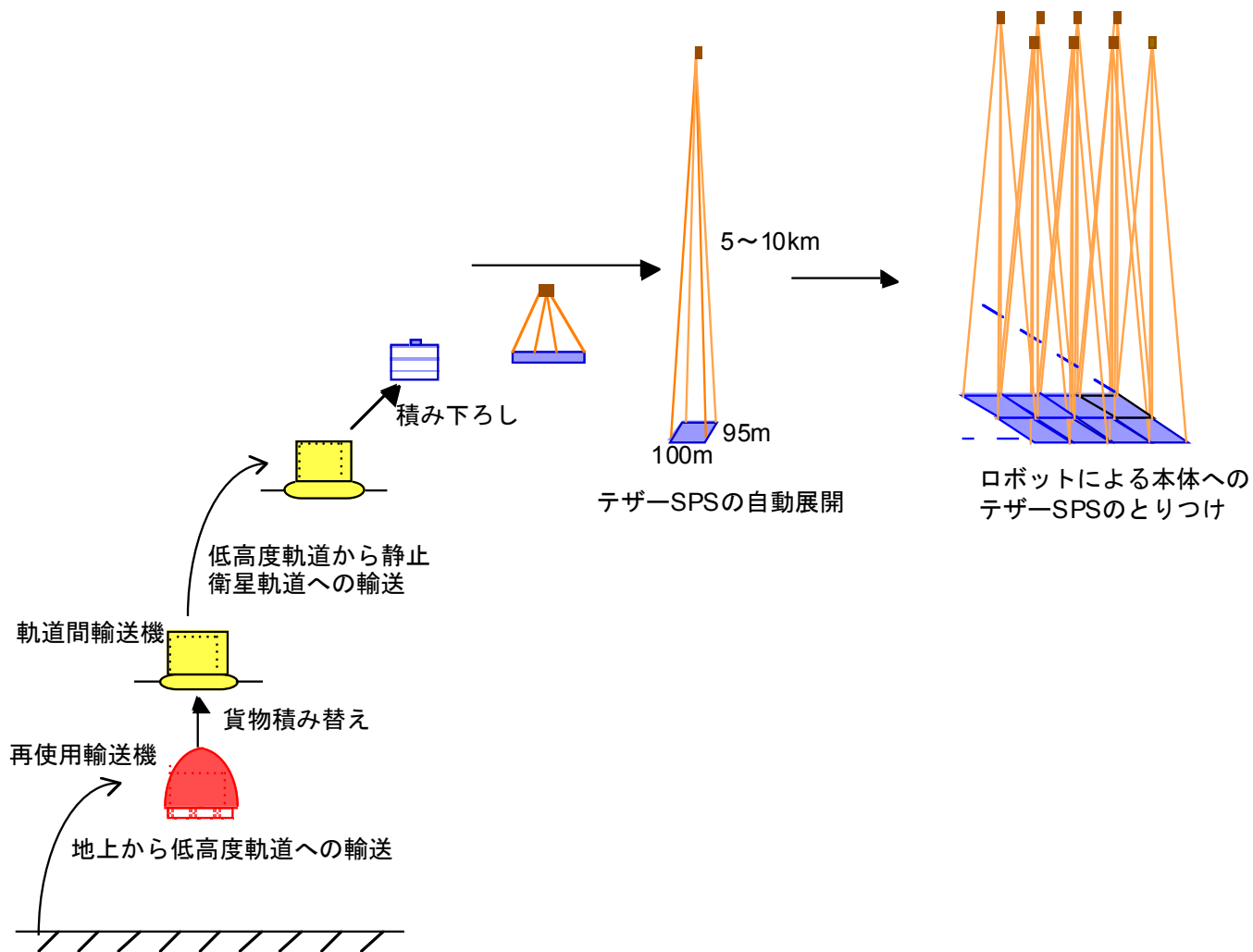


Figure 5.2-1. GaAs EOTV Configuration

EOTV(ペイロード5200トン)の構想



太陽発電衛星の建設シナリオ(無人で建設可能なシナリオ)



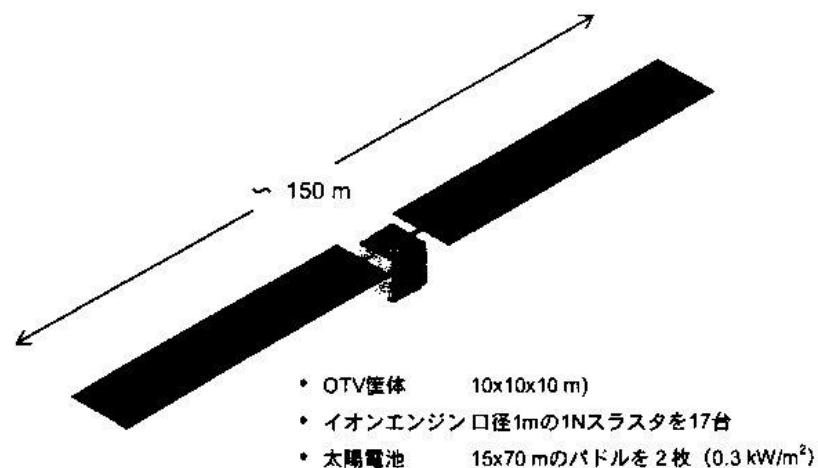
代表的SPS建設費に占める輸送費の割合(1GW級)

	NASAリファレンス モデル	NEDO 1993年モデル	JAXA 2003モデル	USEF 2002ベー スラインモデル
総重量	50,000トン	20,000トン	10,000トン	20,000トン
電力	5GW	1GW	1GW	1GW
総額	26500M\$(96年ドル換算)	23610億円	12929億円	17081億円
寿命	30年	30年	30年	40年
輸送	32.8%(G to LEO\$100/kg, LEO to GSO\$30/kg)	7,250億円(G to LEO 25,000円/kg、LEO to GSO 2500円/kg)	2,795億円(G to LEO 17,000円/kg計2,594億円、LEO to GSO1,000 円/kg 計200億円)	7,785億円(G to LEO 10,000円/kg, LEO to GSO 35,000円/kg)
輸送費の割合	33%	31%	22%	46%
電力コスト	8.5¢/kWh	23円/kWh	8.9円/kWh	13.4円/kWh
LEO to G 100万 円/kg	2.2\$/kWh	273円/kWh	112円/kWh	123円/kWh
LEO to G 50万 円/kg	1.1\$/kWh	145円/kWh	60円/kWh	68円/kWh
LEO to G 10万 円/kg	28¢/kWh	42円/kWh	18円/kWh	23円/kWh

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

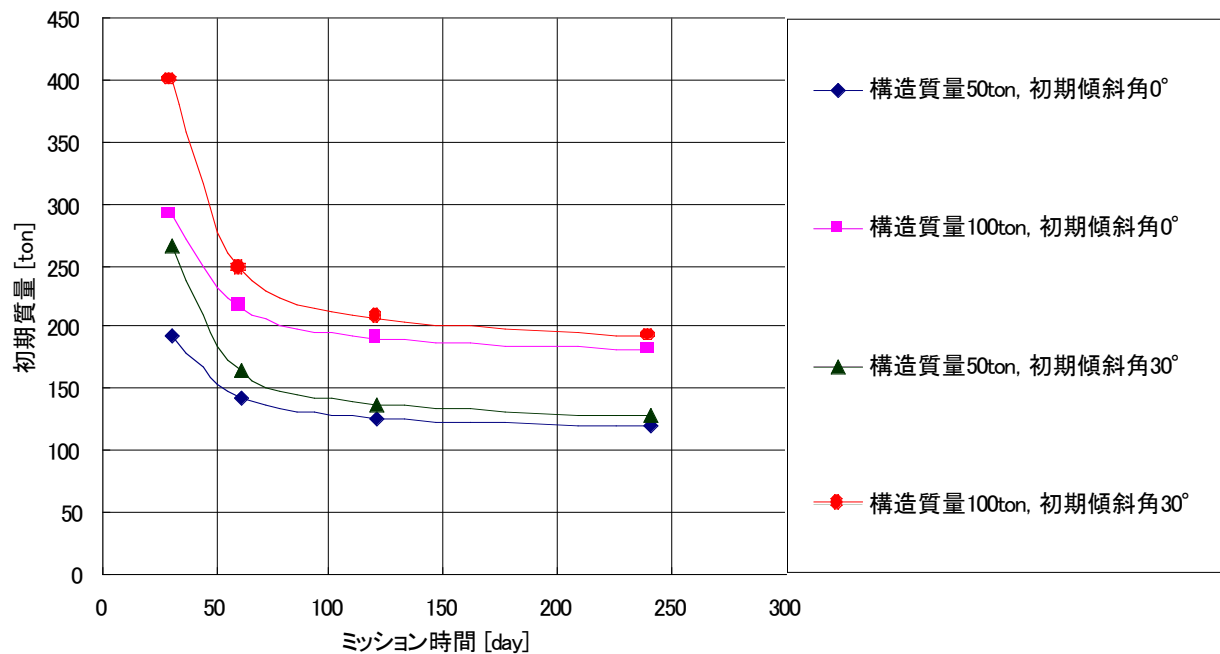
イオンスラスタOTVによる静止衛星への輸送

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

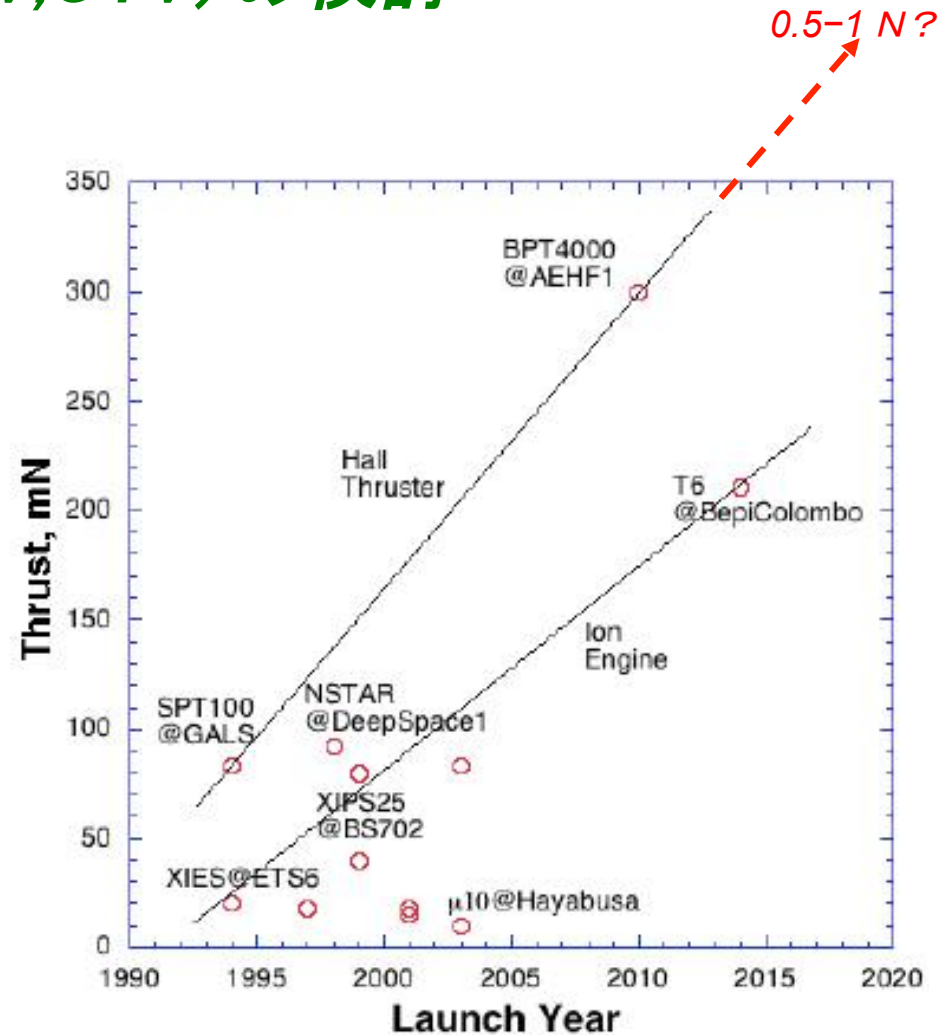
RLV

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、スラスト重量
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

推力0.5-1Nのクラスター化が現実
的か？



電気ロケットの発展経緯(趣意書、國中2011年)

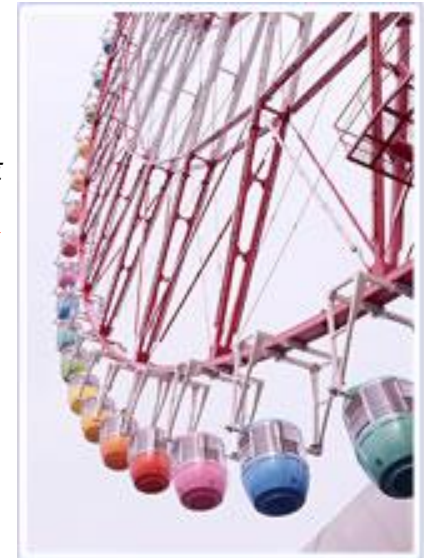
輸送機(RLV,OTV)の検討例

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あたりに必要なRLVの建造は1機、
OTVの建造は0.63機

大観覧車



SPS構築に必要なOTVの機能・性能

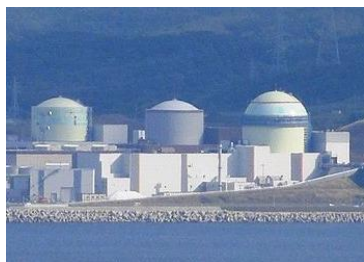
事項	要求値	備考
貨物	折り畳んだパネル(総量の95%以上)、燃料	パネルは半導体構成 燃料は建設ロボットと軌道維持用
貨物重量	50トン(典型値)	標準化
貨物体積	10mx5mx4m (典型値)	標準化
運行時間(往復)	4ヶ月(典型値)	LEO-GEO
シールドコンテナ	収納貨物に対し片道10krad以下	半導体からの要求
マニピュレーター	RLVとの貨物授受 静止衛星軌道での荷下ろし 静止衛星軌道での集荷	
オプション機能	パネル展開支援 SPS軌道維持支援	

SPSを構築するためのコスト目標

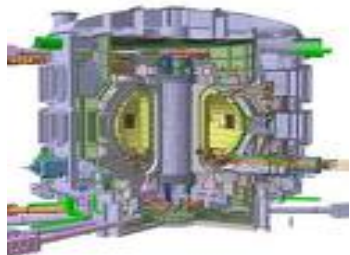
技術	テザーSPSでの目標	参考
太陽電池技術	発電効率35%, 2kW/kg, 50円/W	35%はDOE資料のトレンドを延長した数値 NEDOの技術ロードマップでは、2030年の目標として、結晶Si太陽電池50円/W、7円/kwh、効率22%、化合物結晶系効率40%、CIS効率22%、薄膜Si効率18%、としている。 次世代高効率薄膜(シャープ)のベアでは既に5kW/kg達成 50円/Wは、MRI報告(2004年3月)、USEF報告(2007年3月)で使用されている。
マイクロ波送電技術	効率85%, 5-10g/W, 100円/W 静止衛星軌道から3.5km径のレクテナへ90%の効率で電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	20,000円/kg(地上から低軌道10,000円/kg、低軌道から静止衛星軌道10,000円/kg)	NASAリファレンスシステムでは輸送全体で13,000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。NASAモデルでは30\$/kg、1994年のNEDOモデルでは2,500円/kg、2004年3月のJAXA/MRIの報告では1,000円/kg、2003年3月のUSEF報告書では35,000円/kg。

SPSの開発計画(他のエネルギーシステムの開発計画との比較)

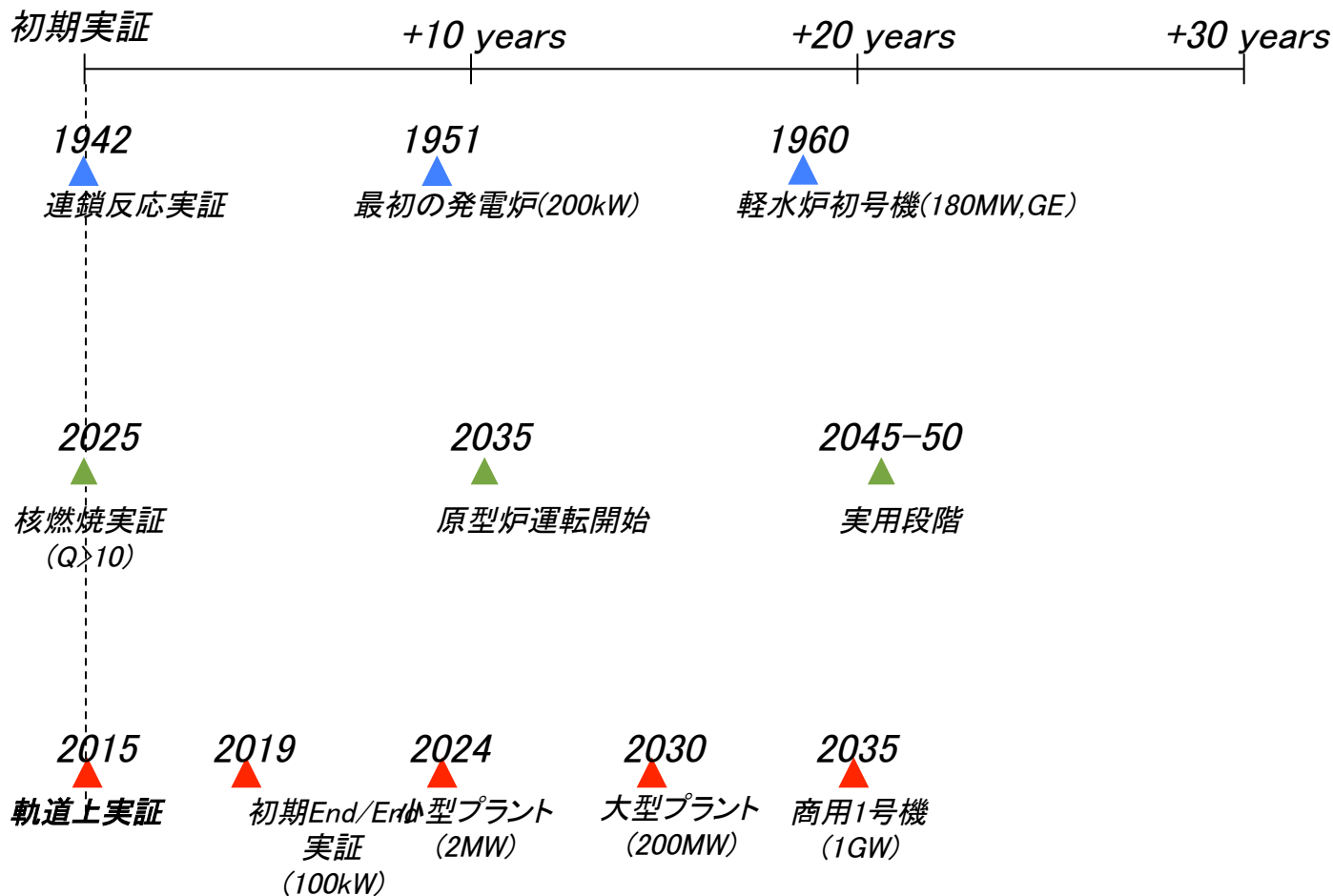
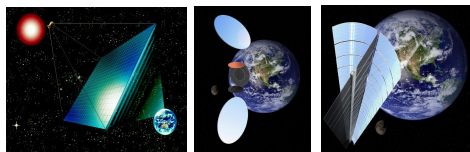
原子力発電(歴史)



核融合炉(計画)



宇宙太陽光発電(計画)



研究フェーズ

ロードマップ



地上実証



小型の軌道上実証



送電方式選択(マイクロ波/レーザー)

100kW 級軌道上実証



コンフィギュレーション選択

開発フェーズ



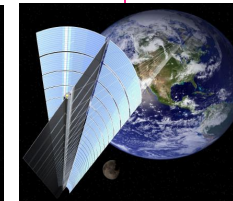
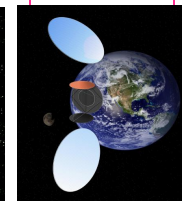
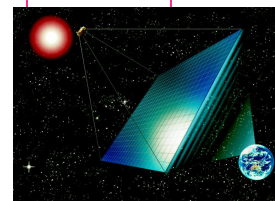
2MW級の軌道上実証

200MW級のプラント実証

実用フェーズ



1GW級商用SPS 1号機



商用SPS本格的建設・運用 (1SPS/year)

開発計画とロケットへの要求

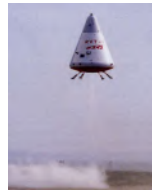
フェーズ	小型実証	大型実証	小型プラント実証	大型プラント実証	商用初号機	商用
実施時期	2015年頃	2020年頃	2025年頃	2030年頃	2035年頃	2035年以降
軌道	低軌道	低軌道	1000km	静止衛星軌道	静止衛星軌道	静止衛星軌道
電力規模	数kW	100kW	2MW	200MW	1GW	1GW
実証項目	400kmビーム制御 大気・電離層通貨実証	End-End実証(地上受電)	MW級プラント実証(地上配電)	100MWプラント実証	1号機フルスケール実証	
総重量	500kg	15トン	50トン	4000トン	20000トン	20000トン
建設期間	NA	NA	1年	3年	5年	1年
ペイロード重量	500kg	15トン	10トン	50トン	50トン	50トン
地上から低軌道の輸送系	小型ロケット(ELV) 500kg、低高度	大型ロケット(ELV) 15トン、低高度	再使用型(RLV) 1機5回往還 10トン、1000km 2.4ヶ月に1回打上	再使用型(RLV) 50トン、500km 4機各160回往還 1週間に1回打上	再使用型(RLV) 50トン、500km 8機各640回往還 3日に1回打上	再使用型(RLV) 50トン、500km 28機各640回往還 毎日2回打上
軌道間輸送機(OTV)	NA	NA	NA	50トン(燃料30トン) 往復6ヶ月 17機各6回往還	50トン(燃料30トン) 往復6ヶ月 40機各10回往還	50トン(燃料30トン) 往復6ヶ月 200機各2回往還



イプシロンロケット



H-II ロケット

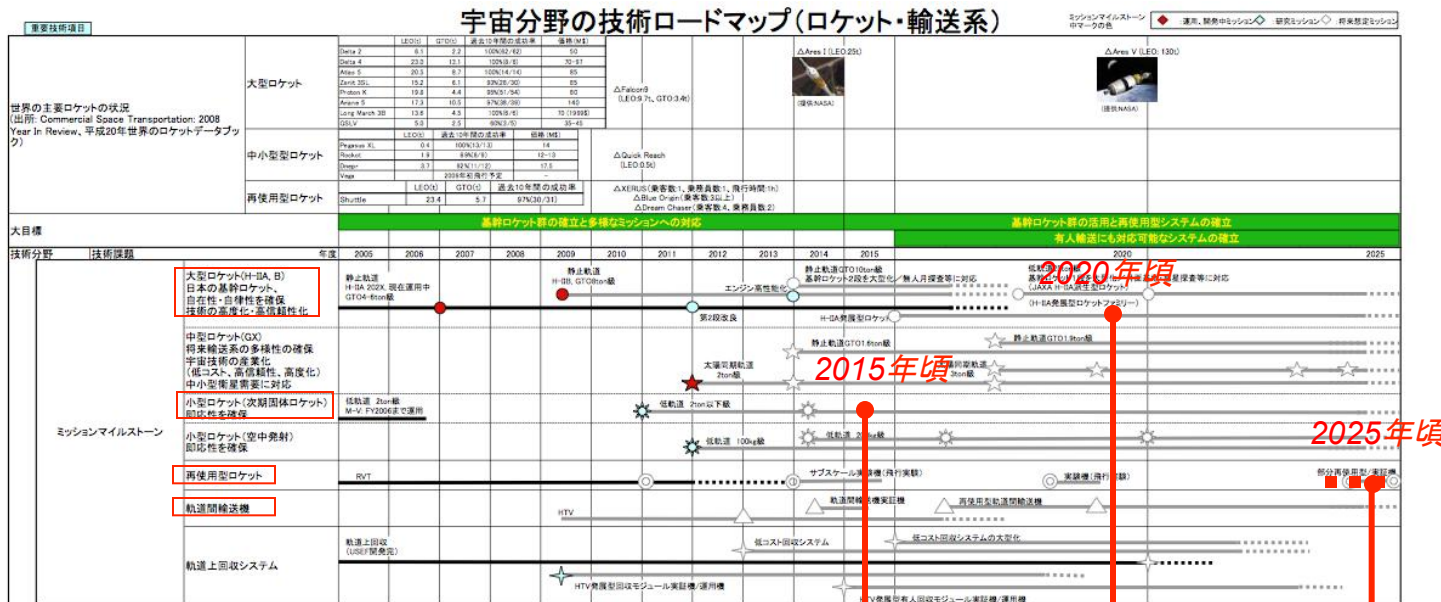


再使用ロケット

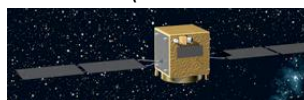


軌道間輸送機(イメージ図)

輸送系ロードマップ(NEDO技術戦略マップ)



小型実証 (kW級)



500kg級

大型実証
(100kW級)

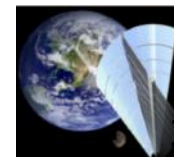
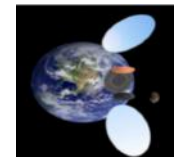
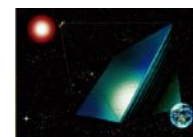


15トン級

プラント実証
(2MW級)
50トン級

プラント実証
(200MW級)
2000-
4000トン級

実用(1GW級)
1-2万トン級



まとめー現在のSPS構想から期待されるOTV

- ・低軌道(高度500km程度)から静止衛星軌道
- ・輸送期間(往復)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以下程度
- ・実現時期 2025年実運用(数十機)