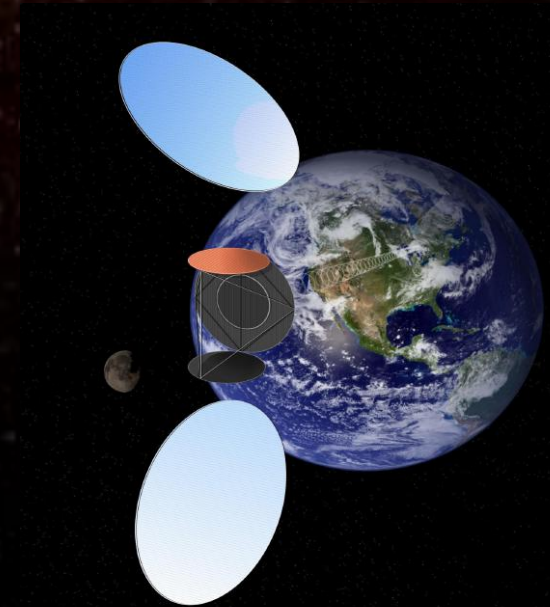
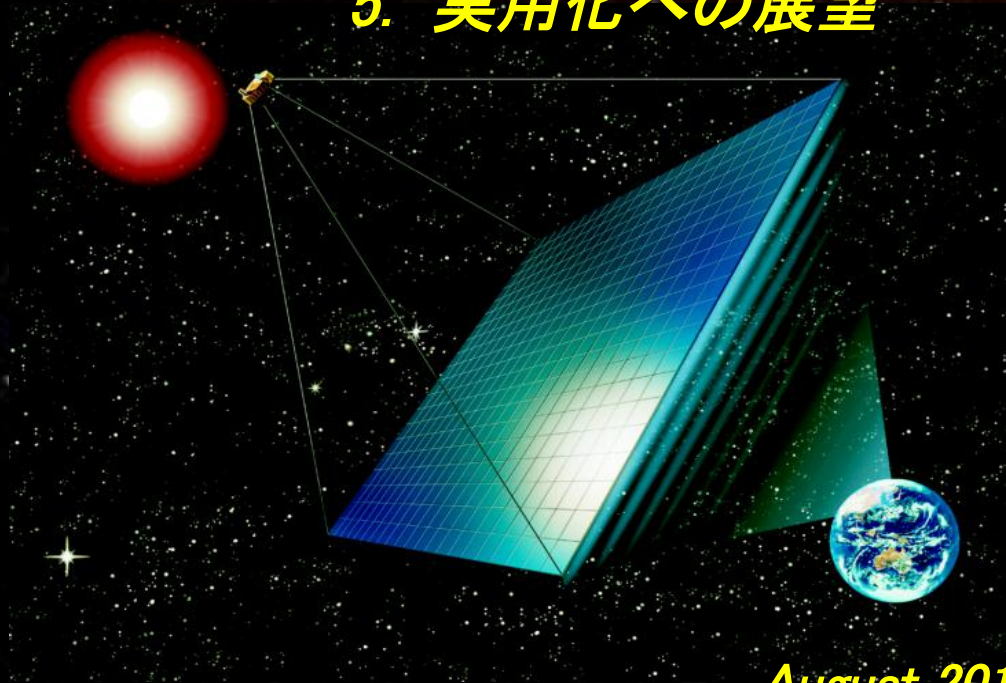


ここまで来た太陽光発電衛星のデザイン

1. 宇宙太陽光発電の原理と特徴
2. システム設計の現状
3. サブシステム技術の現状と目標
4. 安全性・環境への影響・社会受容
5. 実用化への展望



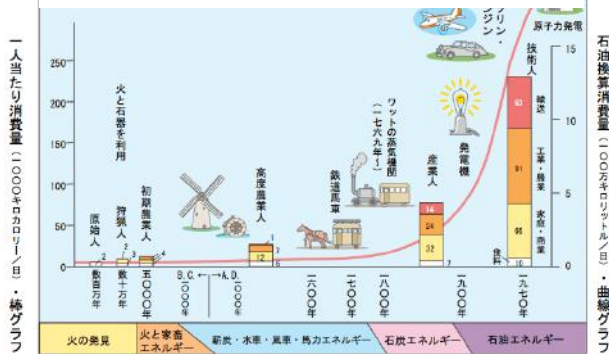
August 2013

1. 宇宙太陽光発電の 原理と特徴



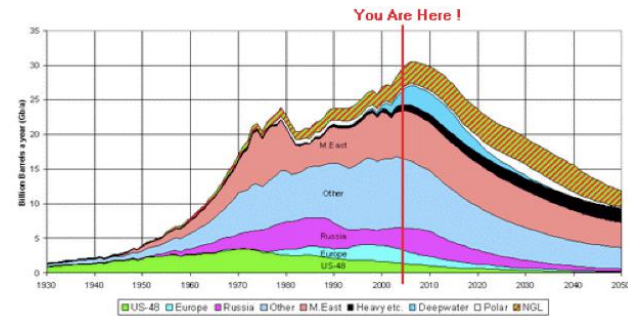
資源問題と地球環境問題

エネルギー消費の増大(人口の増大、途上国の消費増大)



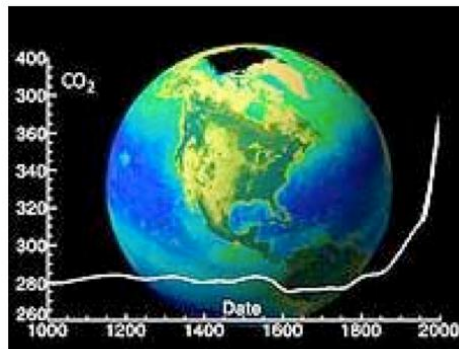
総合研究開発機構「エネルギーを考える」

限界あるエネルギー資源



地球文明を維持・発展させるためには新しい
クリーンなエネルギーシステムが必要

エネルギー資源を巡る
国家間の確執



化石燃料のCO₂ 問題

原子力発電を巡る
安全性問題

宇宙空間における太陽エネルギーの獲得による問題の解決

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。

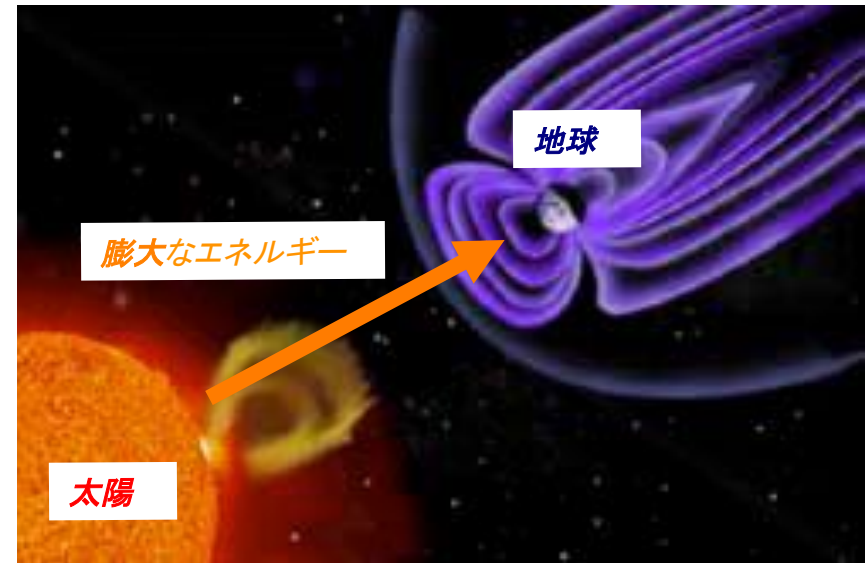
何故宇宙か？

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。



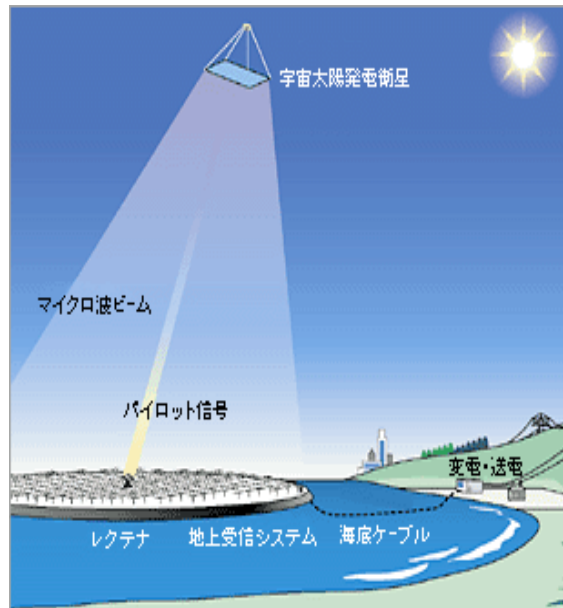
宇宙太陽光発電システム

環境問題、エネルギー問題という地球規模の問題に対し、地球閉鎖系ではなく、地球の外即ち宇宙空間に解決を求めようとするもの。

宇宙太陽光発電 (SSPS) の原理と構成

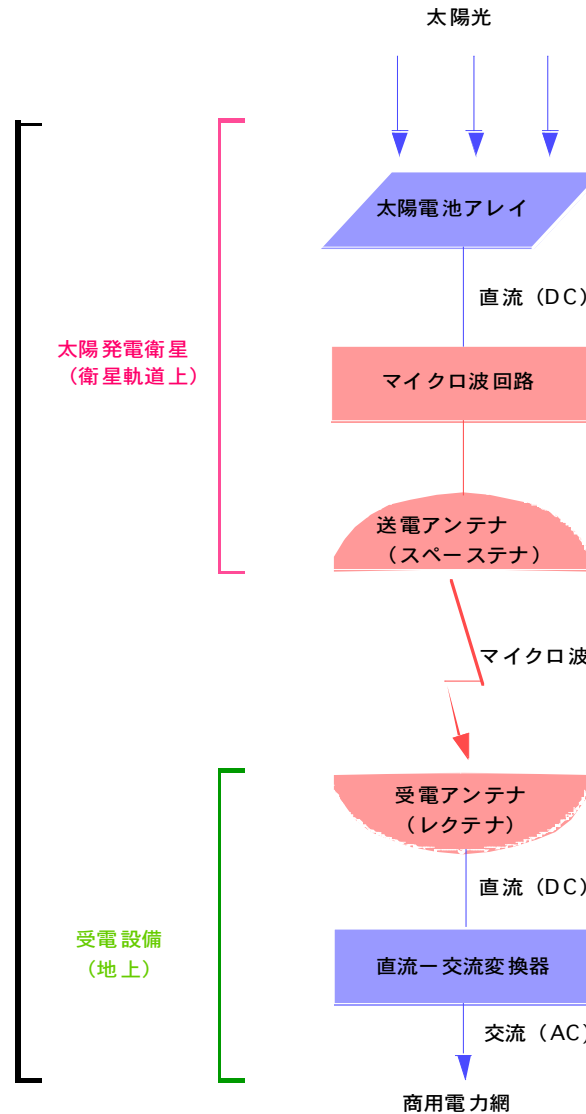


カナダ 80MW (2010年、約1km²)

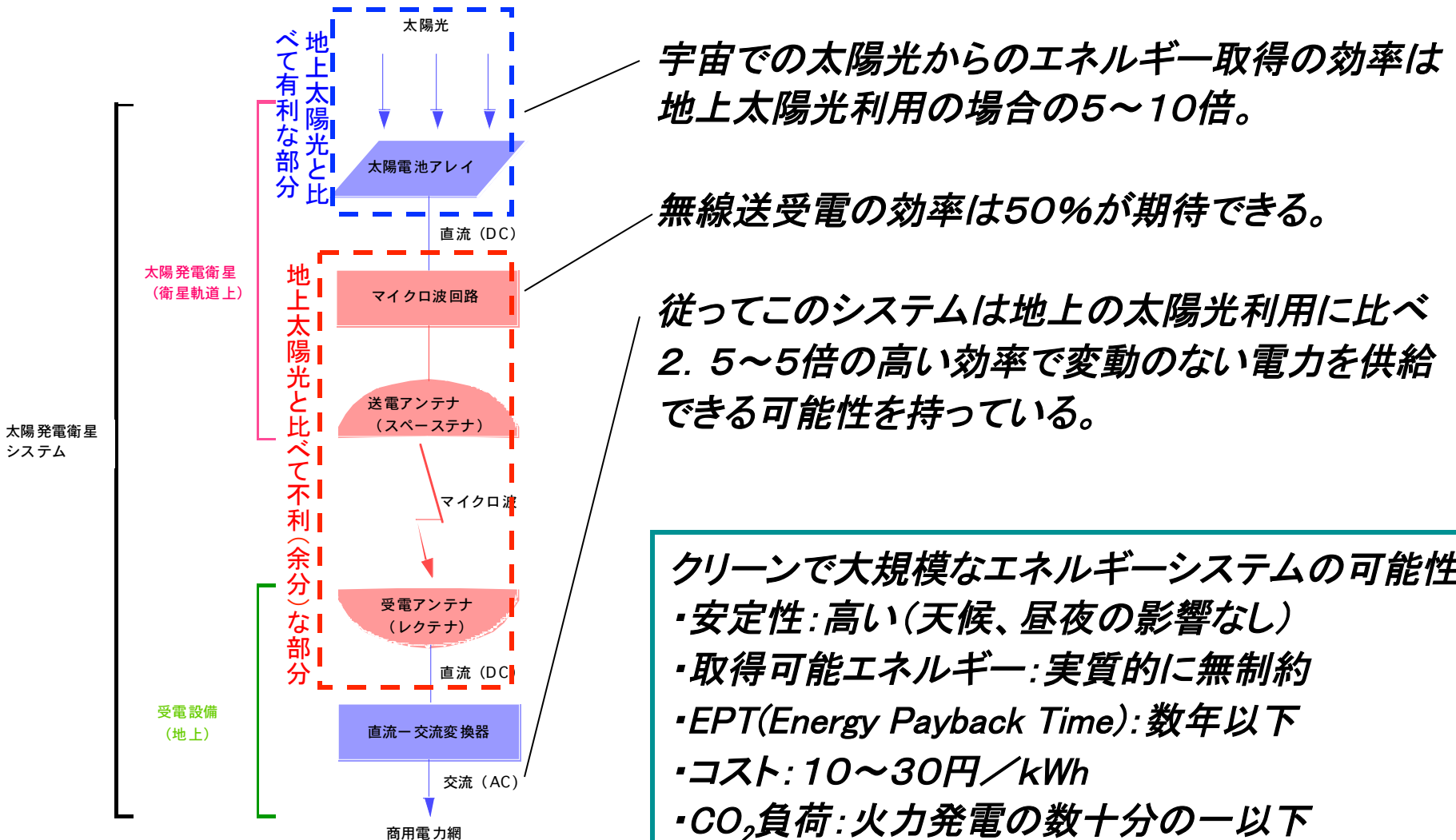


宇宙の太陽光発電所: 宇宙太陽光発電

太陽発電衛星
システム



エネルギーシステムとしての特徴



宇宙太陽光発電システムのCO₂負荷

CO₂負荷：1時間1kWの電力を作るために
発生するCO₂の重さ (g)

(g-CO₂/kWh)

発電方式	経常運転時	建設時	合計
太陽発電衛星	0	20	20
石炭火力発電	1222	3	1225
石油火力発電	844	2	846
LNG 火力発電	629	2	631
原子力発電	19	3	22

宇宙太陽光発電システムのコスト試算の例

モデル名	検討年	寿命	総額	電力コスト	EPT
NEDOグランドデザイン	1994	30年	2兆4千万円	23円/kwh	2年
NASA Fresh Look Study	1995		10～100億ドル (目標)	1～10c/kwh (目標)	
NASDA1998年コストモデル	1998	30年	2兆7千億円	23.2円/kwh	5年
NASDA2003年コストモデル	2002	30年	1兆2500億円	8.5円/kwh	0.91年
USEFモデル	2003	40年	1.7～0.78兆円	13.4～7.7円/kwh	

但し科学技術(半導体、宇宙大型構造、宇宙輸送分野)の革新的な発展があることが前提となっている。

太陽発電衛星に関わる歴史的な流れ

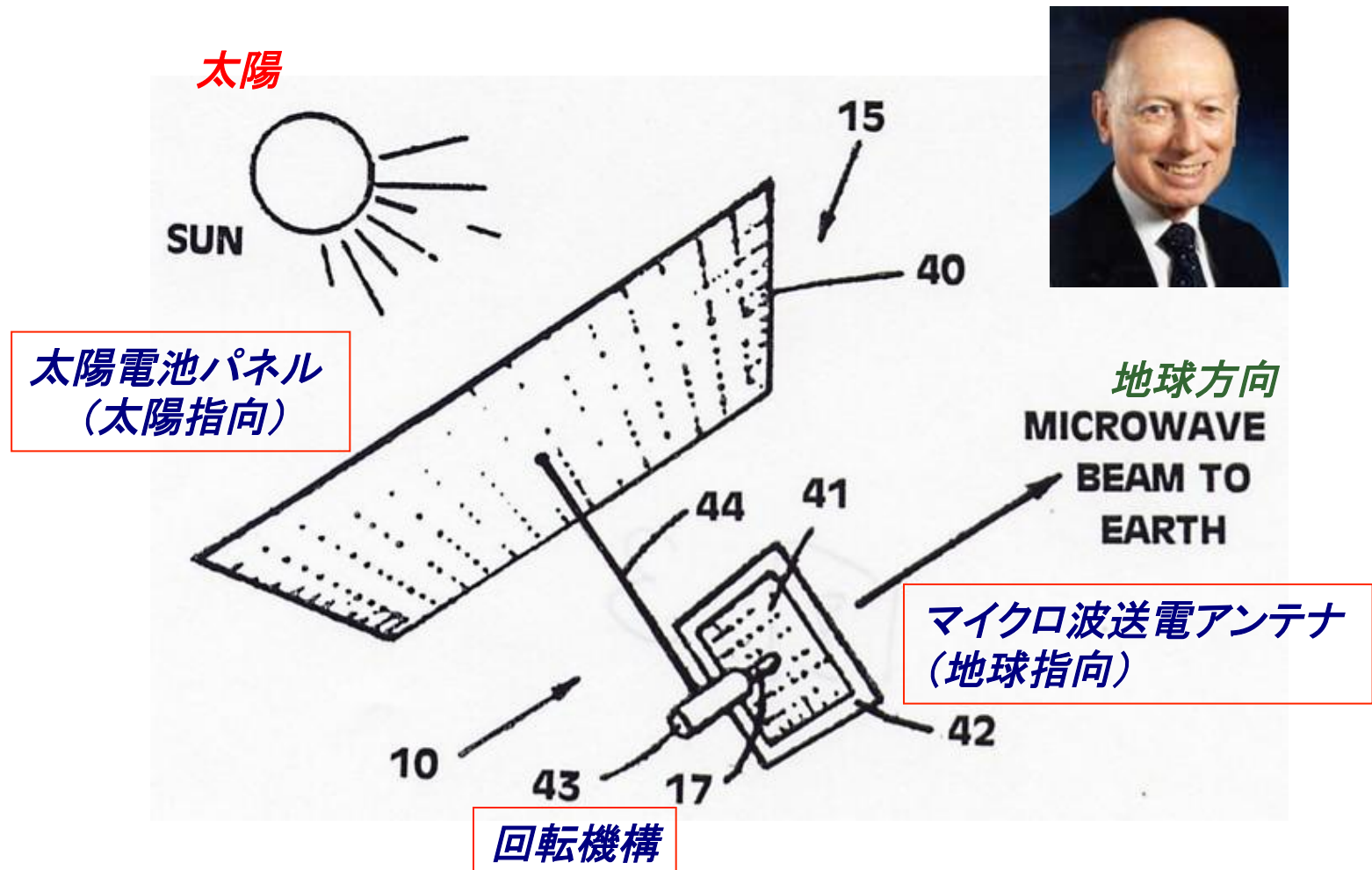
赤字は日本での事項

1968年	ピーターグレーザーのサイエンスの論文 “効率的で安全なマイクロ波ビームによる電力伝送、宇宙空間における電力プラント” の概念、特許化（1973年）
1970年代	NASA/DOE (US Department of Energy) リファレンスシステム
1980年	米国でのシステムの研究は中断
1983年	MINIX実験（観測ロケットによる電離層とマイクロ波の相互作用研究）
1990年代	環境問題のたかまり、エネルギーオプシオンの必要性から世界的に再注目
1990年-2000年	宇宙科学研究所（現JAXA）SPS2000研究
1992年-1994年	調査研究 MRI (NEDO) 宇宙発電システムに関する調査研究1GWシステムグラ ンドデザイン
1993年	ISY-METS実験（観測ロケットによるマイクロ波送電実験）
1994年-	マイクロ波長期曝露研究施設（電総研、現産総研）
1995年-2004年	NASA研究再開
1998年-	NASDA（現JAXA）調査研究
2000年-	USEF（現Japan Space Systems 経産省系）調査研究
2002年-2004年	ESA SPS調査研究
2007年	URSI（国際電波科学連合）によるSPS白書（我が国の研究者が主導）
2009年	日本政府の宇宙基本計画に宇宙太陽光発電の研究開発を明記
2011年	IAA（国際宇宙航行連盟）によるSPSの評価報告書

2. システム設計の現状



ピーターグレーザーの特許公告(1973年)

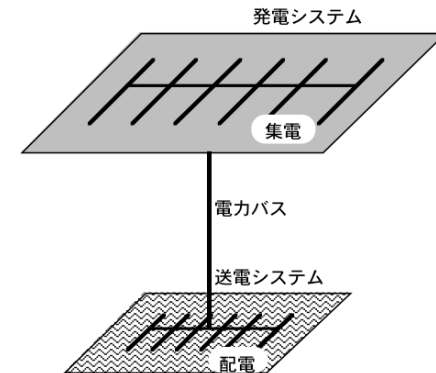


電力システム的方式

バス電力方式（集電方式）（発電部・送電部独立型）

例：リファレンスシステム、NEDOグランドデザイン、
サンタワ、SPS2000、JAXA-MSSPS

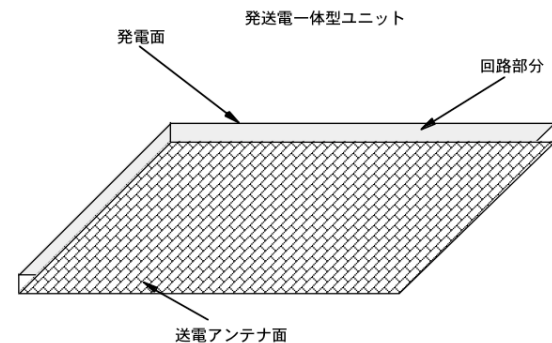
- ・ 電力管理に自由度（ガウスビームが可能）
- ・ 電力が集中するためロバスト性に欠ける
- ・ 集電系の重量が重い
- ・ 高電圧を使用する場合は昇圧・降圧システムが必要



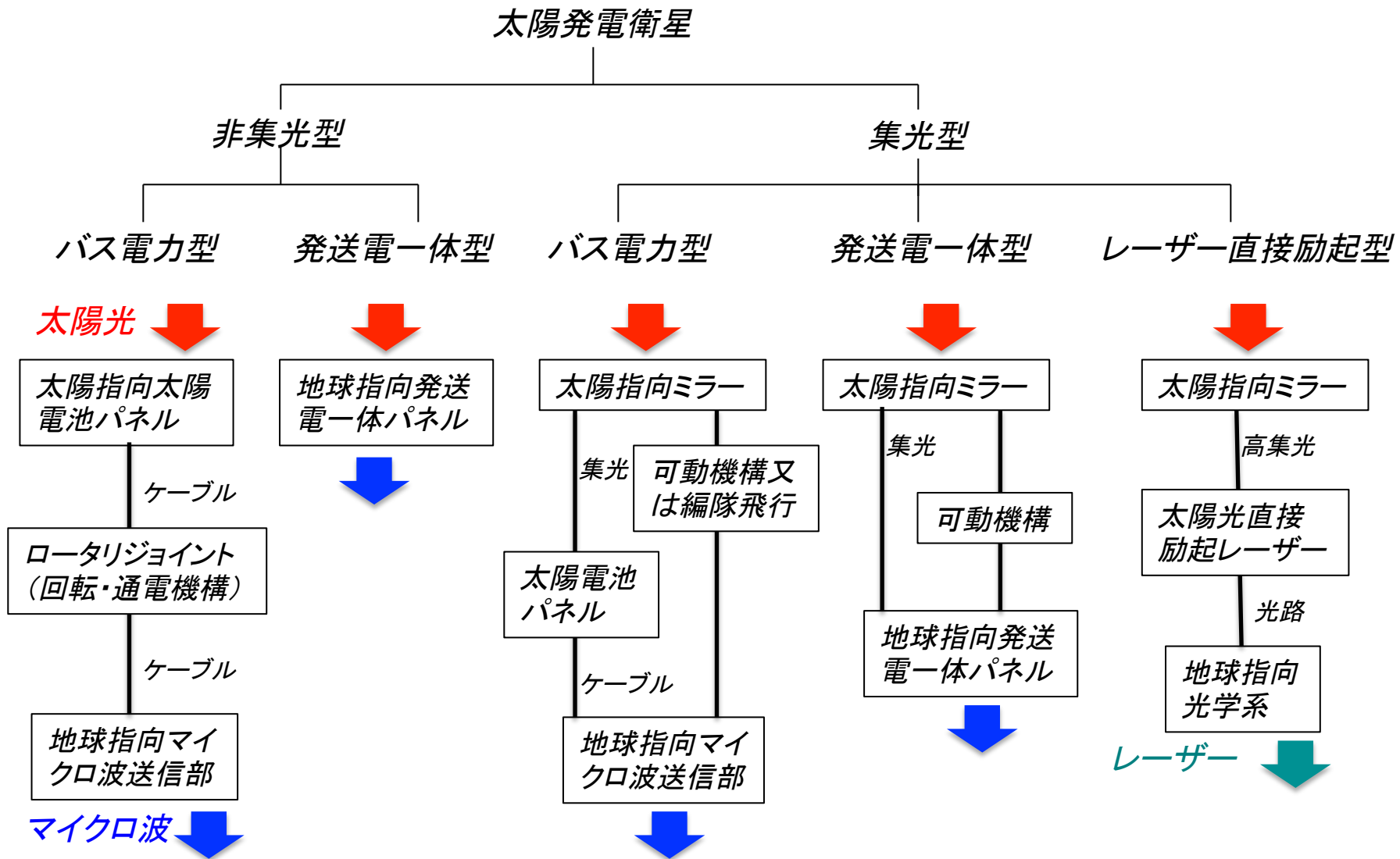
発送電部一体型方式（分散方式）（サンドイッチパネル）

例：NEDOグランドデザインオプション案、
NASDA2001年モデル、USEFテザーSSPS

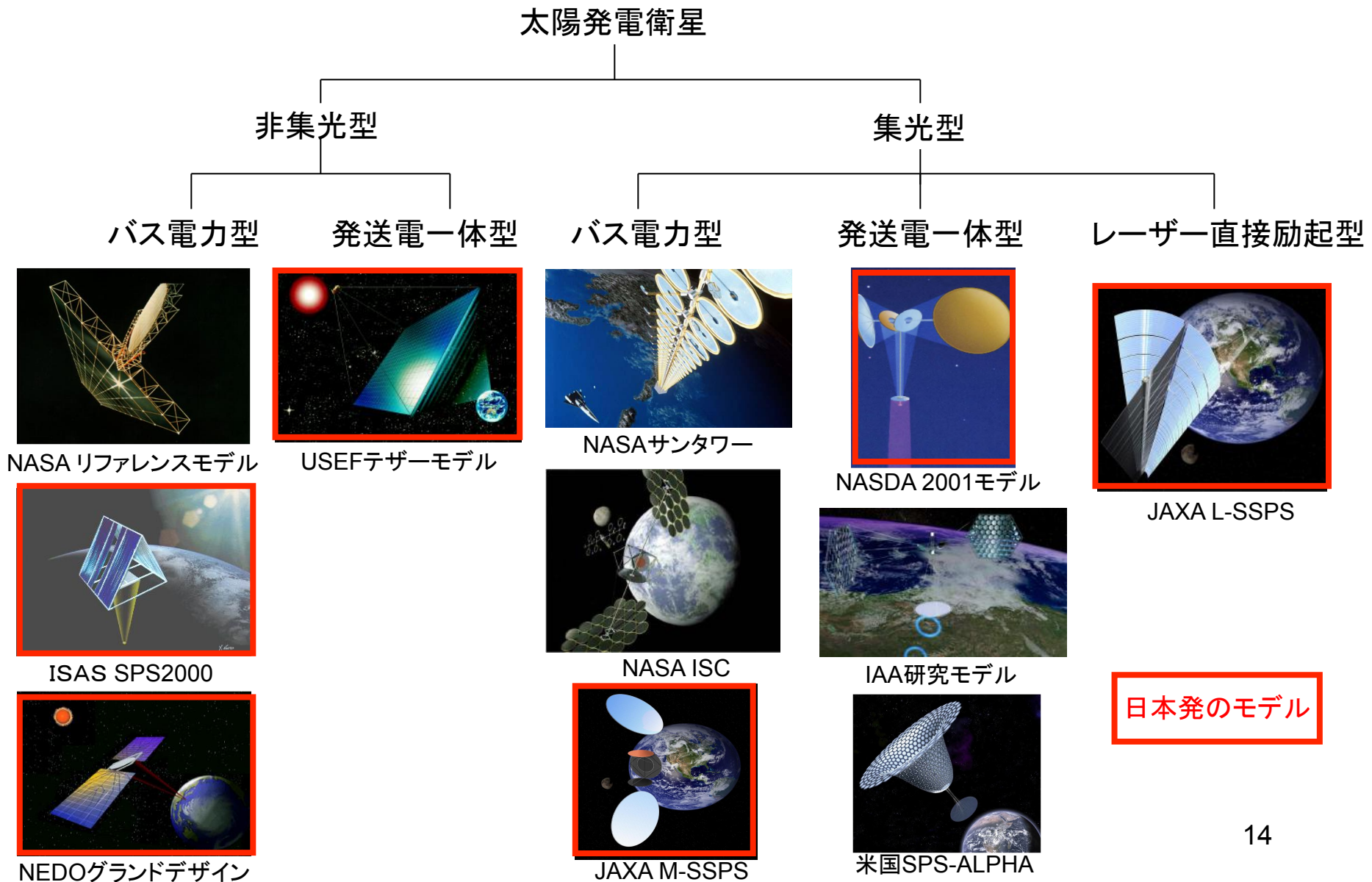
- ・ ユニット化できるため故障分離が容易（ロバスト）
- ・ 集光と組み合わせないかぎりシステムが大きくなる
（送電部の大きさは発電部の大きさと同じ）
- ・ 集光すると放熱が非常に困難



SPSの種類



SPSの種類



太陽発電衛星の比較表

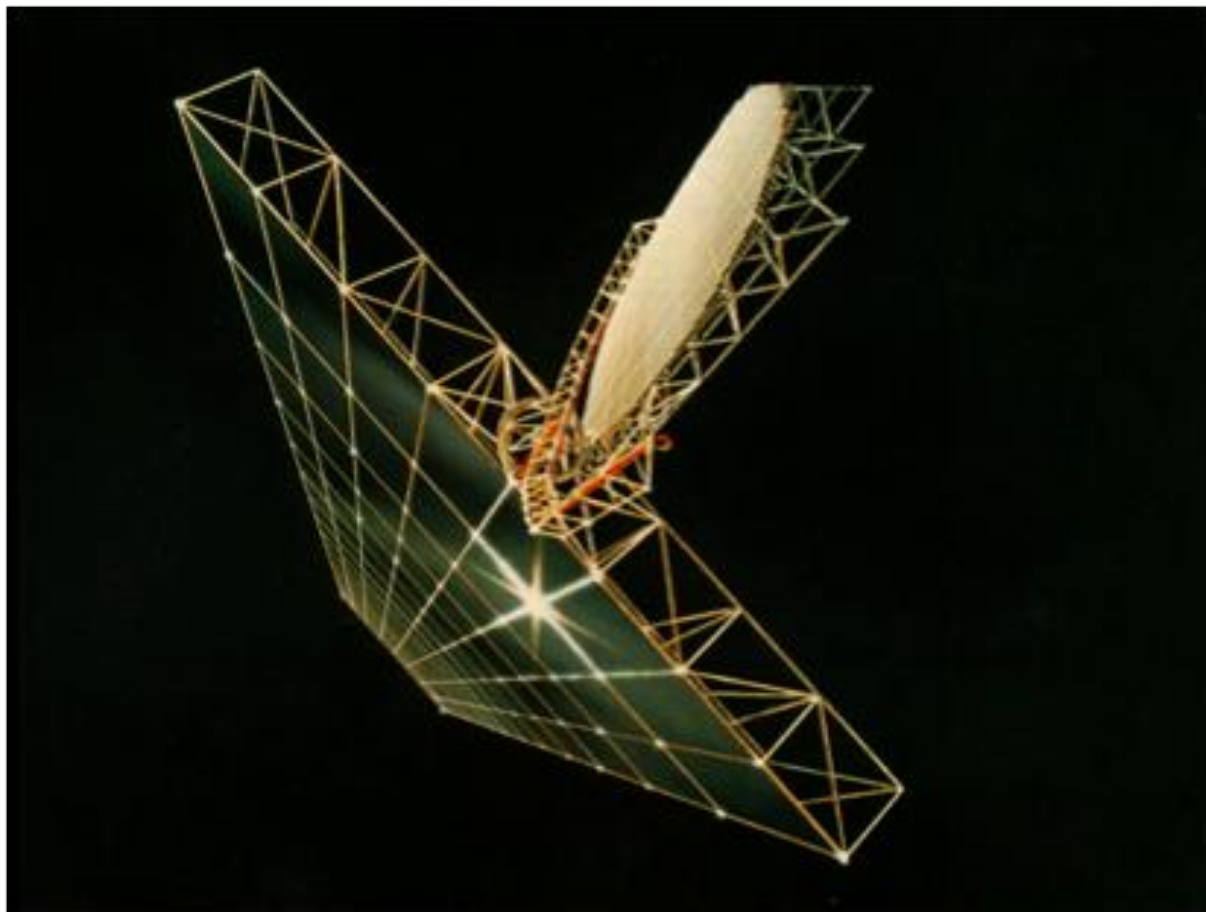
	NASA リ ファレンス システム	NEDO グ ランドデザ イン	NEDO グラ ンドデザイ ン オプション	SPS2000	サンタワー	セイルタ ワー	Integrated Symmetrical Concentrator	JAXA L-SSPS (レーザー方式)	JAXA M-SSPS (マイクロ波方式)	USEF テザー SPS
国	米国	日本	日本	日本	米国	欧州	米国	日本	日本	日本
機関	NASA/ DOE	NEDO	NEDO	ISAS	NASA	ESA	NASA	JAXA	JAXA	USEF /ISAS
年	1979	1992	1992	1993	1995	1999	2001	2004	2005	2005
出力	5 GW	1 GW	1 GW	10 MW	250 MW	450 MW	1.2 GW	1 GW	1 GW	1 GW
方式	マイクロ波	マイクロ波	マイクロ波	マイクロ波	マイクロ波	マイクロ波	マイクロ波	レーザー	マイクロ波	マイクロ波
軌道	GEO	GEO	GEO	LEO	MEO	GEO	GEO	GEO	GEO	GEO
基本構 成	長方形太 陽電池パ ネル(5x1 0km)と円 形送電 (1km径)ア ンテナ	2ヶの電池 パネルと 1ヶの円形 送電アン テナ	2枚の集 光ミラー	三角柱、 上部2面に 太陽電池、 下部に正 方形送電 パネル 300m長	円形発電部 を樹木状に 結んだ塔形 状、下部に 円盤状送電 パネル (250m径) 15km長	長方形発電 部を帆のよ うに結んだ 塔形状、下 部に円盤状 送電アンテ ナ(1km径) 15km長	2枚の貝殻状 集光ミラー (5x10km)、発 電部と送電部 (1km径)を分 離して熱問題 を回避	100x100mの 集光ミラー2 枚とレーザ発 振部を1ユ ニットして、 100機を直線 的に組み合 わせる	2枚のフリーフ ライング主鏡 (2.5kmx3.5km)、 2枚の太陽電池 パネル(直径 1.25km)と送電パ ネル(直径1.8km) の組み合わせ	発電電一 体型パネ ルをテ ザーワイ ヤで保持 (2x2km)、 高さ10km
重量(t)	50,000	20,000	報告無し	200	数千(推定)	2,000	30,000	5,000	10,000	27,000
電力収 集	バス	バス	分散	バス	バス	バス	バス	分散	バス	分散
ロータリ ジョイン ト	有り	有り	無し	無し	有り	有り	無し	無し	無し	無し
回転・集 光ミラー	無し	無し	有り	無し	固定集光ミ ラー	無し	有り	有り	有り	無し

太陽発電衛星の比重量比較

フェーズ	モデル	軌道上出力	重量	比重量
実用	NASA リファレンスシステム ¹⁾	6.5 GW	50000 トン	7.7 g/W
実用	NASDA2001 モデル ¹³⁾	1.34 GW	10000 トン	7.5 g/W
実用	USEF テザーSPS ¹¹⁾	1.32 GW	26500 トン	20 g/W
実用	Sun Tower(GEO) ⁷⁾	1.2 GW	22300 トン	19 g/W
実用	Integrated Symmetrical Concentrator ⁷⁾	1.2 GW	18000～ 31500 トン	15g/W～ 26g/W
実用	European Sail Tower ⁶⁾	275 MW	2140 トン	7.8 g/W
実証	SPS2000 ⁴⁾	10 MW	240 トン	24 g/W
実験	テザーSPS 軌道上実証実験 モデル ¹⁴⁾	420kW	18.1 トン	43g/W
実験	小型衛星マイクロ波送電実 験モデル ¹⁵⁾	3.8kW	500kg	132g/W

NASAリファレンスシステム

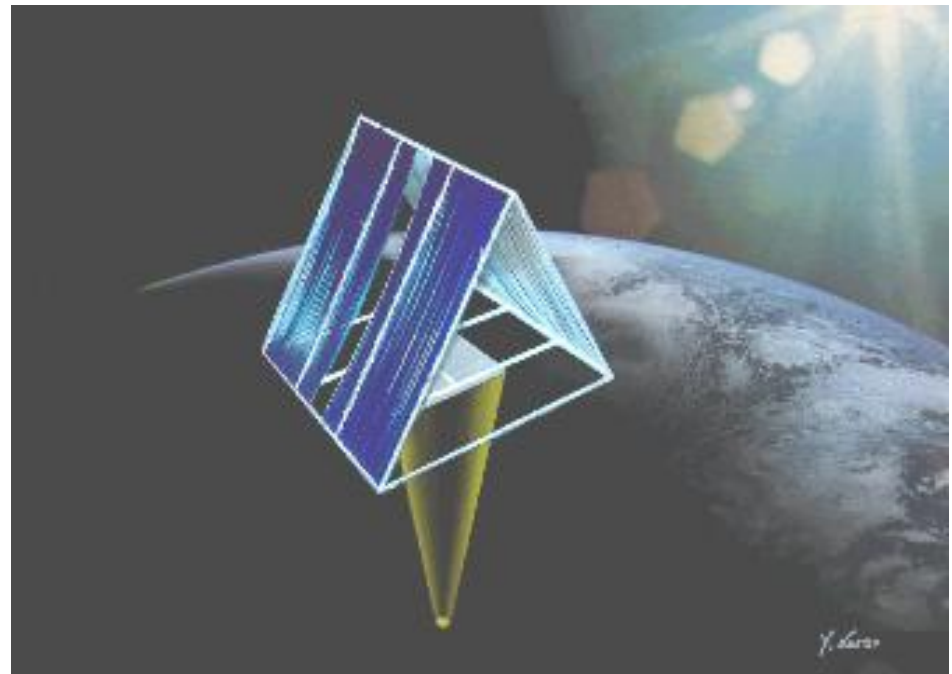
SPSの古典的なモデル
出力5GW
重量5万トン
面積5kmx10km
厚さ0.5km
送電アンテナ直径1km



宇宙科学研究所のSPS2000モデル

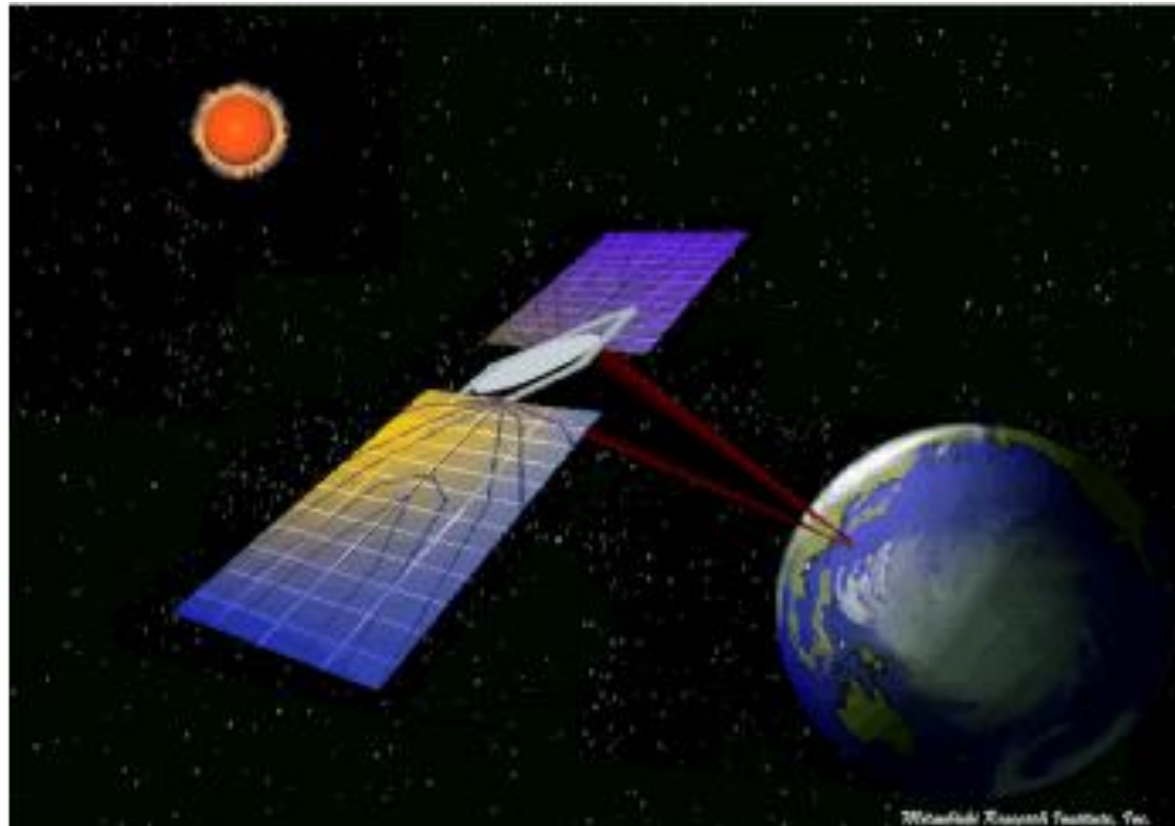
日本で初めての本格的なSPSの設計研究

事 項	諸 元
軌道	赤道軌道高度1,100 km
構造	断面330 mの正三角形、長さ300 m
姿勢制御	重力安定
組み立て	自動展開及び組み立てロボットの組合せ
発電電力	1万6千kW
発電電圧	1,000 V
地上受電電力	1万 kW
送電媒体	マイクロ波 2.4 GHz
送電アンテナ	フェイズドアレイによるビーム方向制御
地上受電アンテナ	リフレクタ付きワイヤーアンテナ
総重量	240トン
打ち上げロケット	アリアンV（16回のフライト）
運用	日照時のみ送電
寿命	10年以上



NEDOグランドデザイン

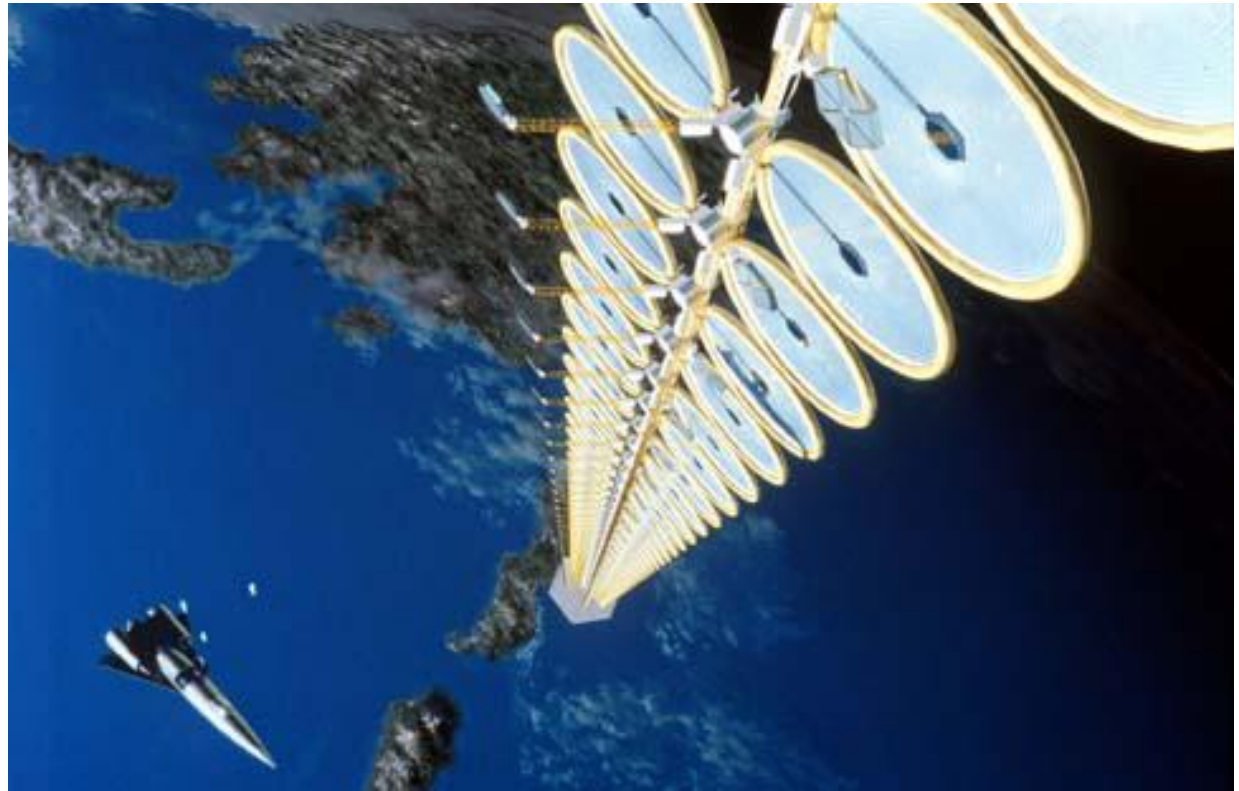
1991-1993年度の
NEDOの委員会(サン
シャイン計画)により
設計検討の行われた
1GWクラスのSPS。
総重量約2万トン
2枚の太陽電池パネ
ルと1ヶの円形送電ア
ンテナで構成される。
太陽電池パネル
3kmx2kmx2枚
送電部直径1km



NASAのサンタワー

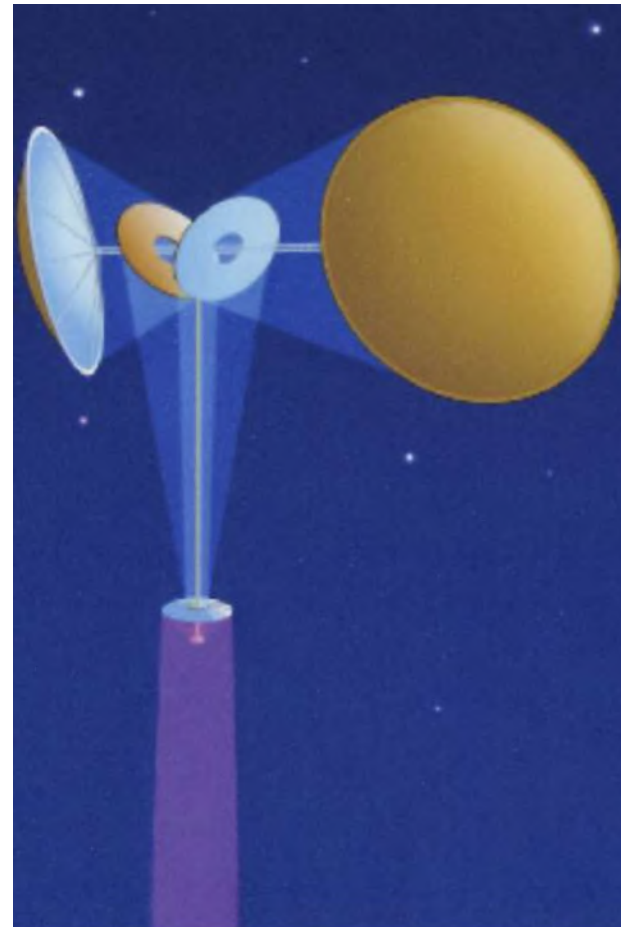
NASAの研究再開(1995年～)時のスタディモデル(低高度軌道版)
出力100~300MW
高さ15km
集光ミラー直径60m
送電アンテナ250m

静止衛星軌道版
5.8GHz, 1.2GW出力、RF
変換効率80-85%、ステア
リング角6度(緯度±50
度)、2-3MW/モジュール、
アンテナサイズ500m径、
レクテナ電力変換効率
80-85%

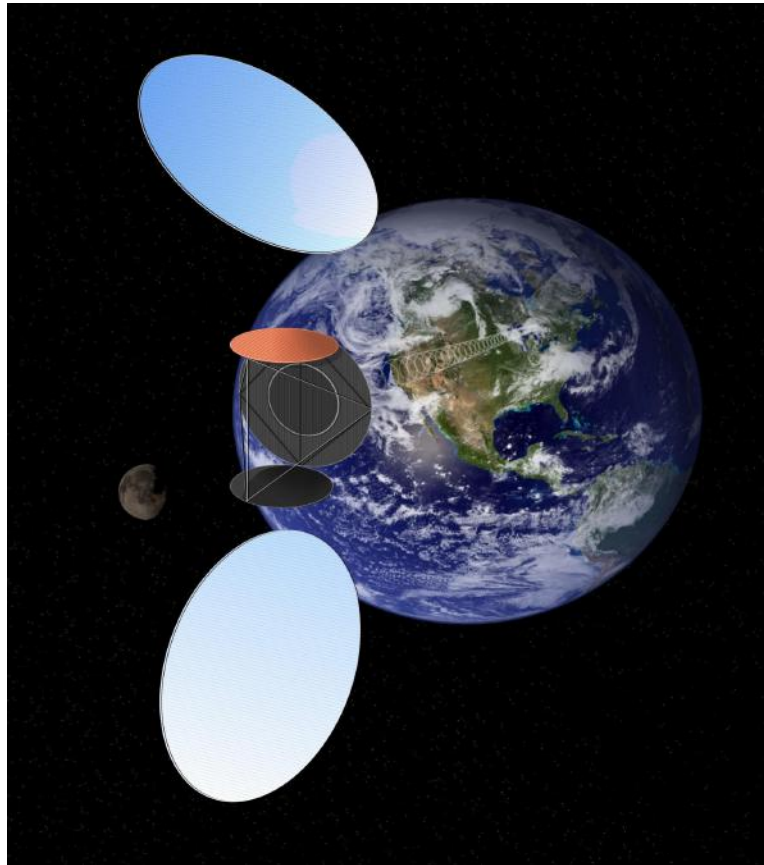


JAXA (旧NASDA) のモデル (2001年モデル)

JAXA(旧NASDA) のスタディ
モデル(2001年)
出力1GWモデル
総重量約1万トン
重力傾斜安定
太陽追尾反射集光型



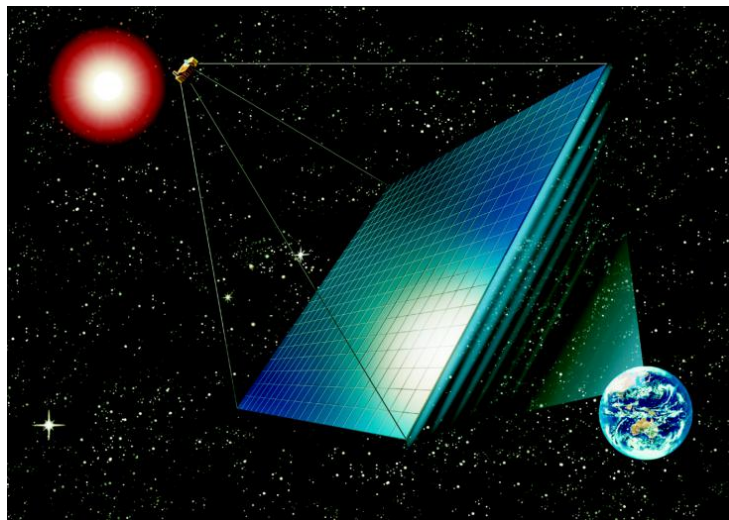
JAXA M-SSPS(Advanced Model)



太陽指向100万kWモデル
反射集光ミラー(編隊飛行):
2.5 km x 3.5 km 1000 tons x
2枚、100–300g/m²
発電パネル: 1.25 km Φ x2 枚
送電システム: 1.8 km Φ

総重量: 10,000 トン(target)
システムが複雑だが、エネ
ルギー収集効率が高い。

USEF Tethered-SPS (Basic Model)



Single-Bus Model

地球指向100万kWモデル
発送電一体型パネルをテザー
(5-10km)で重力安定化
発送電パネル: 2.5 kmx2.375km

総重量: 27,000 トン(target)
完全モジュール化(100mx95m,
42トン)

エネルギー収集効率は低い(太陽
指向方式と比較して64%)が、シス
テムが単純。



Multi-Bus Model

分散型SSPSのコンセプト

1GWモデル

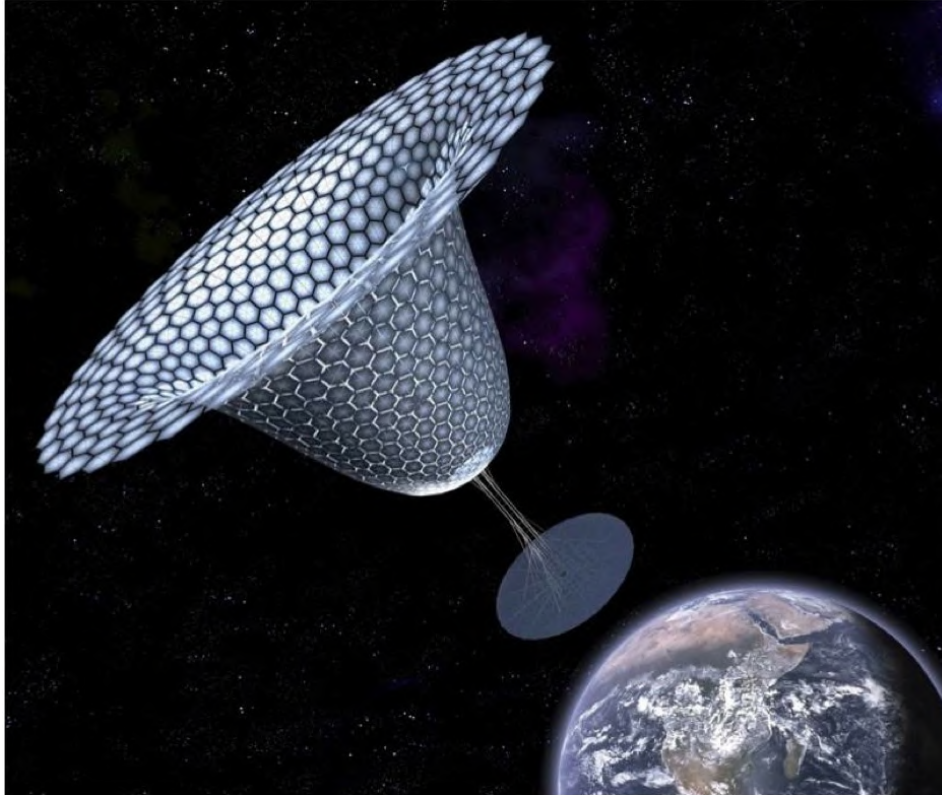
三菱電機で検討された
小型のSPSを編隊飛行させ
て大型システムを構築
グレーティングローブの抑圧
とレクテナサイズの小型化
が課題

具体的なイメージとして
アンテナ径225m、アンテナ
間隔260m、周波数
5.8GHz(三神等、第3回SPS
シンポジウム、2000年10月)



T.Mizuno et al., 2002

SPS-ALPHA



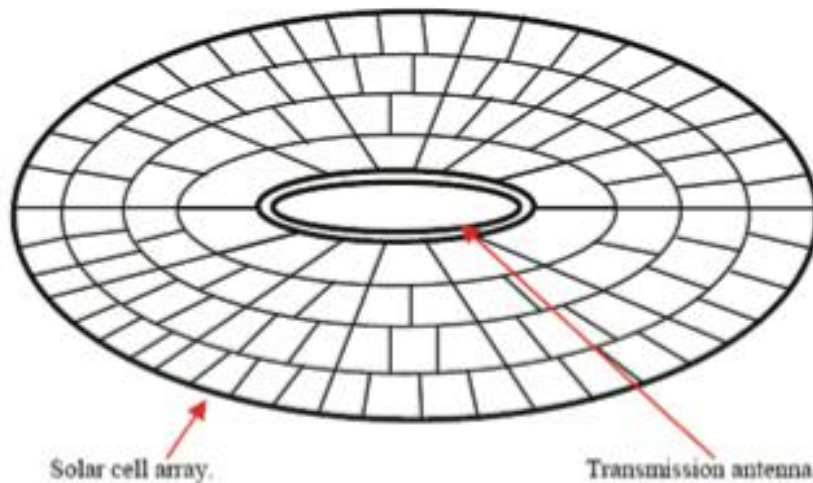
Mankins, 2012

*SPS-ALPHA(Solar Power Satellite via Arbitrarily Large PHased Array)
2011-2012NIAC(NASA Innovative Advanced Concepts)Phase-1
Projectの一つとして選定される。
各部品を高度に小型化(500kg以下)。*

System Element	Description	Element Image	Approx. Number [1]	Est. Mass (kg)
HexBus	The "HexBus" is a specially configured "smallsat" (diameter 4m) capable of wirelessly communicating with neighboring systems.		90,000	25-35 kg
Interconnects	The "Interconnects" are nanosats that mechanically link essentially all other SPS-ALPHA modules to one another.		90,000	1-2 kg
HexFrame Structure	The "HexFrame" structures are simple deployable beams (specific type to be determined) that provide the base structure for the reflectors, and connect the reflector array to the power/transmitter array.		3,000-5,000	10-20 kg
Solar Harvest Reflectors	The "Solar Harvest Reflectors" (SHR) are large, thin-film reflectors (e.g., aluminum on Kapton) that redirect incoming sunlight to the SPG; each wedge is one SHR.		3,000-5,000	200-300 kg
Solar Power Generation (SPG) Modules	The solar power generation (SPG) modules generate the power for the WPT transmitter; there are six per HexBus.		80,000	2-4 kg
Wireless Power Transmission (WPT) Module	The WPT modules convert the electricity on the platform into a coherent RF (microwave) transmission to the receiver on Earth; there are numerous units per HexBus.		80,000	~1-2 kg
Modular Robotics	The Modular Robotics Modules connect with one or more HexBus units to operate as 4-6 limbed robotic In-Space Assembly and Construction (ISAAC) modules.		600	6-12 kg
Attitude Control / Propulsion Module	The Attitude Control (AC) / Propulsion Modules provide the required propulsion for guidance, navigation and control (GN&C) and station keeping for the Platform. Mass depends on time between refueling.		200	50-500 kg

[1] Number of elements based on approximately 1,200 meter diameter power generation/transmitter array

Concentric Disc System



SUMMARY OF CONCENTRIC DISC SPS

Description	Quantity	Unit
outer diameter of annulus solar cell array	2.76	km
inner diameter of annulus solar cell array	1.01	km
diameter of disc transmission antenna	1.01	km
number of patch antenna	4.5×10^8	
total solar power collected	5.5	GW
total DC power	1.92	GW
total microwave power transmitted	1.1	GW
operating frequency	5.8	GHz

中国からのシステム提案としては、初めての例か？
マイクロ波放射は一様
バス電源方式
スピン安定(地球指向をどうやって実現するかは不明)

A New Solar Power Satellite System Faced to Engineering: Concentric Disc

Shi-Wei Dong, Hongxi Yu, Yazhou Dong, Liming Gong, Ying Wang

WE-P-1-11, 2013 IEEE Wireless Power Transfer Conference 2013, May 15-16, 2013, Perugia Italy (出席した京大篠原氏からの論文情報)

3. サブシステム技術 の現状と目標



SPS実現のための主な技術の目標 と現在の到達点

主要な技術	現状の到達レベル	目標レベル	オーダー
宇宙太陽光発電	数十kW（国際宇宙ステーションで80kW）	GW	10, 000
マイクロ波送電	数十kW（地上）、1kW（宇宙）	GW	100, 000
レーザー送電	数kW（地上）、1W以下（宇宙）	GW	1, 000, 000
排熱	数十kW	数百MW	10, 000
大型構造物	100mクラス（国際宇宙ステーション）	数km	10
宇宙輸送のコスト	100万円/kg	2万円/kg	1/50

1GW=30～50万世帯分

3.1 発電技術の現状



発電素子分野の技術課題と技術現状

技術課題	技術項目	技術の現状	技術の目標
高性能太陽電池	高効率(面積比)	15%(宇宙用では 30%)	30-35%
	高効率(重量比)	1kW/kg(薄膜太陽電池)	1kW/kg
低コスト太陽電池		数百円/W(民生用、宇宙用は極めて高い)	50 円/W
豊富な資源を材料とする太陽電池		稀少資源(In,Ga,Ag など)は避ける	
太陽電池の耐宇宙環境性	耐宇宙放射線	10 年	30-40 年
	耐デブリ(メテオロイド)	30-40 年で 95%発電能力維持が目標、設計で実現	

宇宙用太陽電池パドルの例

宇宙機	パドルの重量	パドルの発生電力	単位重量当たりの発電量	構造、セル
ISS	1100 kg	33 kW	30 W/kg	フレキシブルパドル、Si
COMETS	90 kg	3.5 kW	39 W/kg	フレキシブルパドル、GaAs
ADEOS	143 kg	4.5 kW	31 W/kg	フレキシブルパドル、Si
ETS-VII	59.7 kg	2.36 kW	40 W/kg	リジッドパドル



田中等、薄膜太陽電池の宇宙応用、
平成15年度宇宙エネルギーシンポジウム

国際宇宙ステーション太陽電池パドル(1基11.6mx35.5m)

太陽電池の種類と太陽発電衛星用として有望なタイプ

薄膜、フレキシブル、軽量、高効率（重量当たりの電力）

型	種類	特徴	SPS用としての評価
バルク型 (厚いタイプ)	Si (単結晶、多結晶)	現在の生産の主流	重量あたりの出力が低い
	III-V族結晶化合物	超高効率 宇宙用、高コスト	資源的制約 (Ge, In) 集光系との組み合わせで可能性有り。但し、正確な太陽指向が必要
*薄膜型 (10 μ m以下)	アモルファスシリコン	量産性、低コスト、製品としての先行	当面有力
	CdTe	構造が簡単で安定性が高い 低コストの可能性	資源的制約 (Cd, Te)
	CIS	高効率、長寿命、耐放射線性に優れる	資源的制約 (In) 将来有望
	多結晶シリコン	ハイブリット型での組み合わせ	
	化合物	高効率 (25%)	新規、今後の展開待ち



衛星で使われている太陽電池のパネル

フィルム型アモルファスシリコン太陽電池



太陽電池に必要な材料の資源と他産業の関係

	主要元素	他産業／年	5GW／年
バルク Si	Si	—	—
	Ag	3.6%	～0.3%
a-Si	Ge	2.1%	～2.9%
CIS	In	3.5%	0.5～3.3%
	Se	1.5%	～0.2%
	Ga	0.7%	～0.4%
CdTe	Cd	1.95%	～0.05%
	Te	0.8%	0.1～0.8%

以下、既存資源の需要と埋蔵量の見通し(出典:原田幸明 (独)物質・材料開発機構、2007年)

2050年に現有埋蔵量をほぼ使い切るもの: Fe, Mo, W, Co, Pt, Pd

2050年までに現有埋蔵量の倍以上の使用量となるもの: Ni, Mn, Li, In, Ga

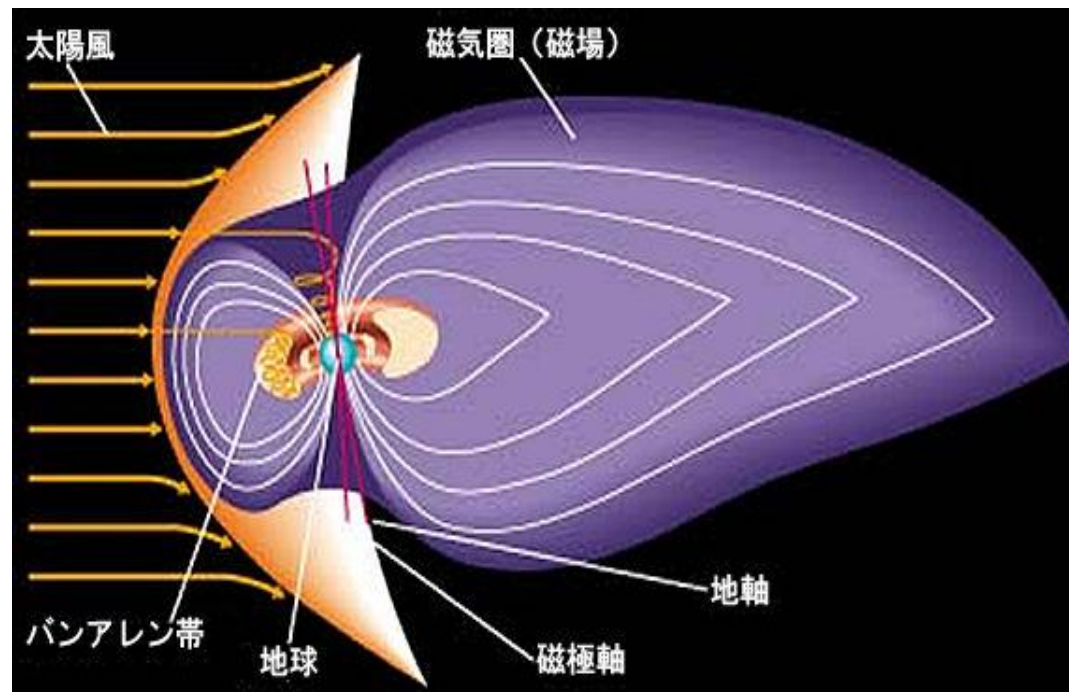
2050年までに埋蔵量ベースをも超えるもの: Cu, Pb, Zn, Au, Ag, Sn

太陽発電衛星用の太陽電池は宇宙特有の環境に耐える必要

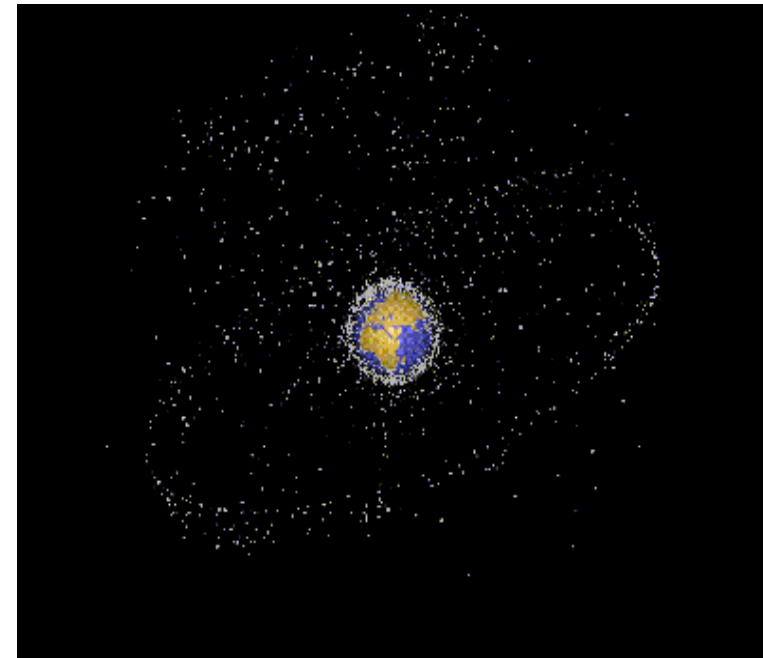
高い宇宙放射線耐性

⇒放射線に強いタイプの太陽電池の開発・
選定

宇宙ゴミ（デブリやメテオロイド）との
衝突破壊を考慮した設計⇒故障が伝搬しないモジュール化設計



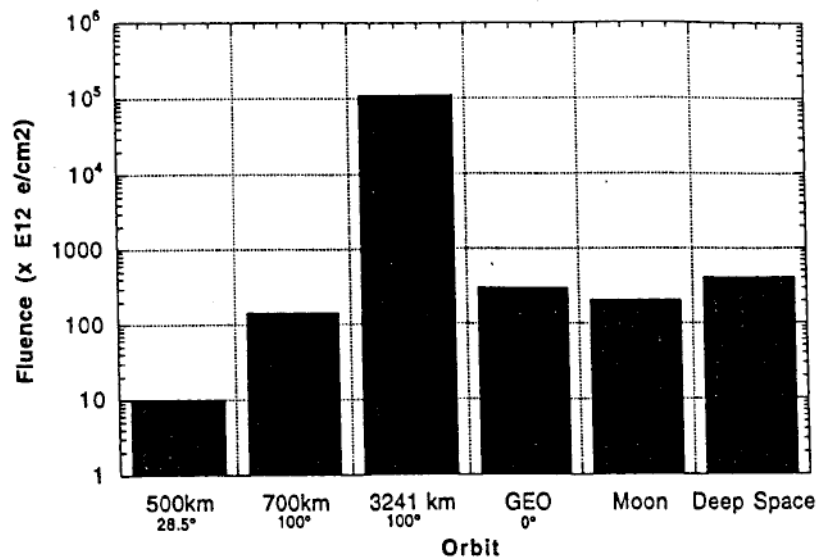
静止衛星軌道: $6 \times R_e$ (地球半径)
磁気圏境界: $10 R_e$ (地球半径)



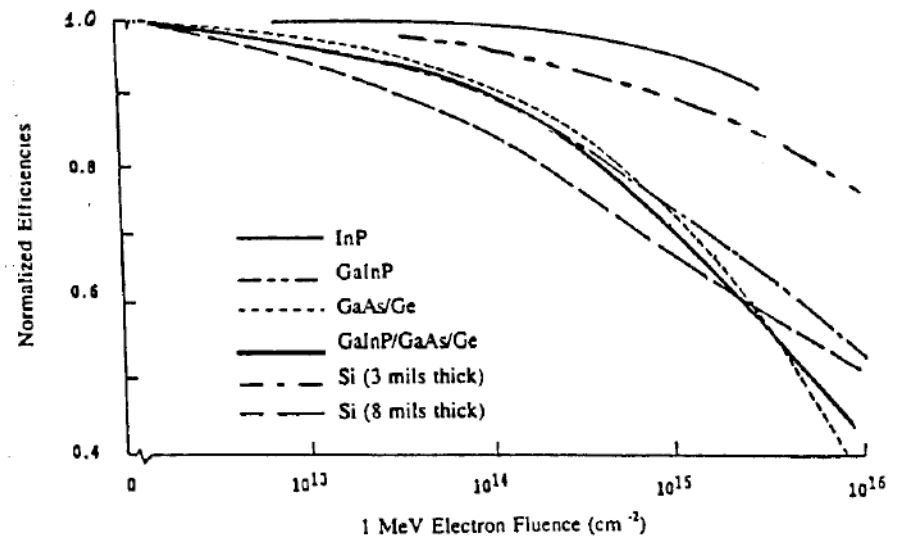
デブリ映像



放射線強度と各種太陽電池の劣化



各軌道のフルエンス(5年間積算)



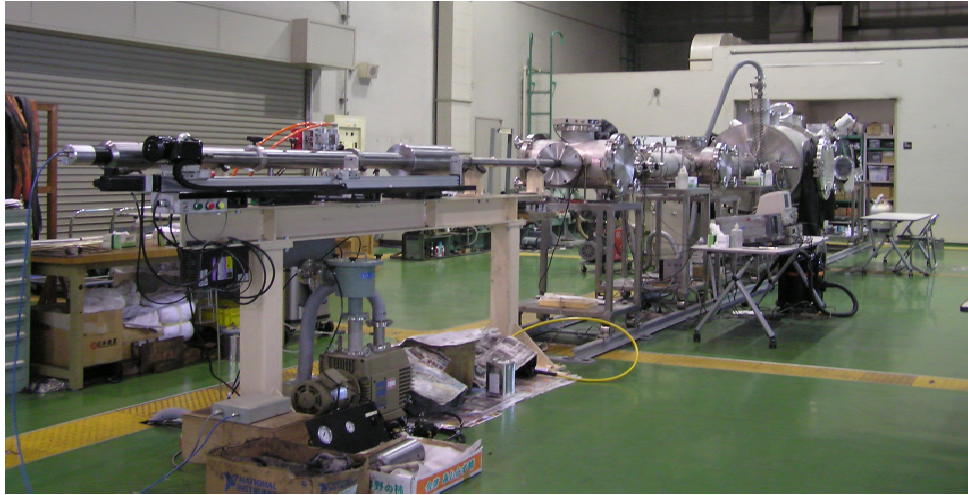
フルエンスに対する太陽電池の劣化量

S.Bailey, G.Landis, and D.Flood, Photovoltaic Space Power, AIAA 98-1053, 36th Aerospace Sciences meeting & Exhibit, Jan.12-15, 1988, Reno, NV

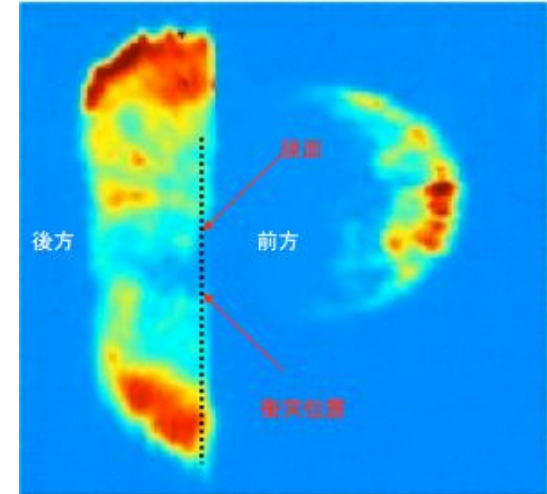
参考: JAXAの耐放射線設計基準¹²⁾によれば、1MeV電子線 $10^{15}/\text{cm}^2$ で、JAXA認定品のシリコン太陽電池セル(100 μm)の最大電力保存率は67%、三接合太陽電池セルの最大電力保存率は87%

参考: 輸送時は1mm厚のアルミのシールドコンテナ(貨物40トンに対し600kgの重さ)を用いれば、放射線の効果を1/10以下に現象することが可能。

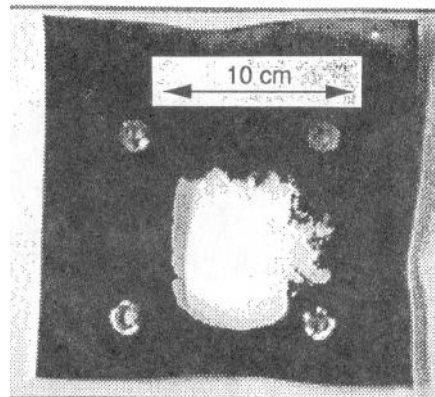
宇宙ゴミ（デブリ）の衝突の影響を最小限にとどめる設計のための超高速衝突実験



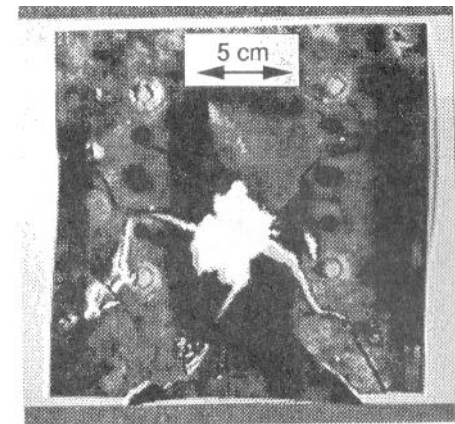
JAXA宇宙科学研究所の超高速衝突実験設備 二段式軽ガス銃(0.3gの物体を秒速5km以上に加速可能)



爆発的な超高速衝突現象



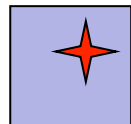
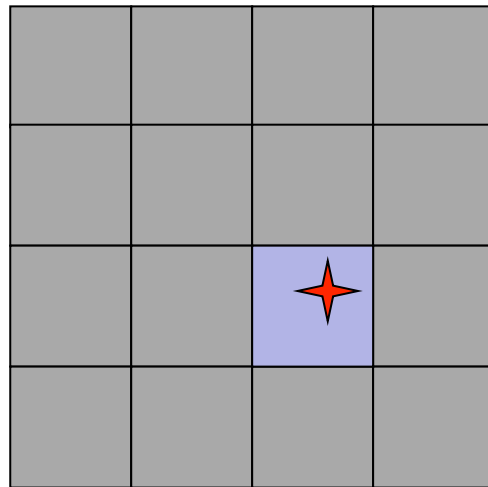
The front polyester sheet



The rear polyester sheet

薄板状の物体の超衝突破壊の状況(概ね高速弾の10倍程度までの破壊)

太陽電池パネルの宇宙塵や宇宙ゴミに対する耐性の確保



超高速衝突で破壊されたモジュール



健全なモジュール

静止衛星でのパネル状構造物への衝突頻度は、 km^2 あたり、

10 cmサイズ 70年に1回

1 cmサイズ 3年に1回

1 mmサイズ 2400回/年

太陽電池のモジュールサイズを $0.5\text{m} \times 0.5\text{m}$ とし、モジュールの破壊は1mm以上のサイズの高速体の衝突で生じるとした場合、破壊が1モジュール内にとどまるように設計すれば、40年間の宇宙塵や宇宙ゴミの衝突による電力ロスは4.8%程度(両面衝突を考慮)となる。

宇宙電力管理分野の技術課題

技術課題	適用モデル	技術項目	技術の現状	技術の目標
低損失集配電	バス電力タイプ	宇宙高電圧技術	150V(数百V)	10kV-15kV
		超電導技術	十分に検討できていない	
ロータリジョイント電力技術	バス電力、太陽指向タイプ	スリップリング方式	10kW 級	GW 級
		非接触電磁結合	十分に検討できていない	
高効率電圧制御器	バス電力タイプ	高効率・軽量変圧(昇圧・降圧)	95%、数 kg/kW (1kV 級)	95%、1kg/kW (10-15kV 級)
高効率・長寿命蓄電	地球指向タイプで電力平準する場合	高効率・長寿命バッテリー	200Wh・kg、数千回充放電	500-1000Wh・kg、数万回
大容量排熱	集光タイプ	ヒートパイプ	設計に伴い今後検討	

集電系の重量評価(計算例)

銅	電気抵抗 密度	$\rho/\Omega m = 1.55(0^\circ C) - 2.23(100^\circ C) \times 10^{-8}$ 8.98g/cc
---	------------	--

1km, 1.5GW, 1000V、ケーブル1m径、 $\rho/\Omega m = 2$ の時

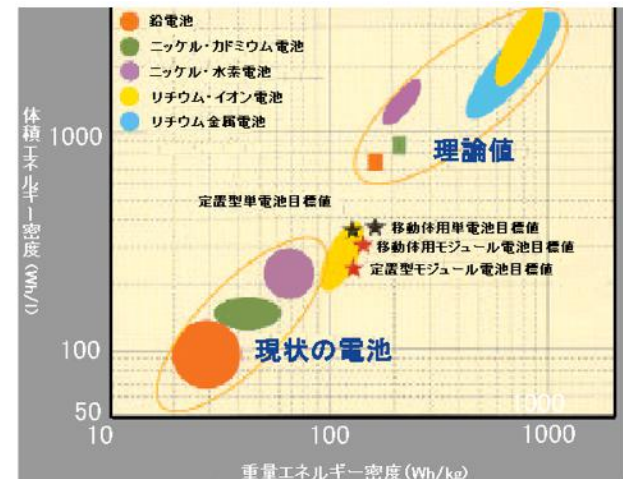
断面積	0.785m ²
体積	785m ³
重量	約7000トン(片側)、14000トン(往復)
抵抗	$2.55 \times 10^{-5} \Omega$
電流	1.5MA
電圧降下	38.3V(29.7V(0°C)–42.7V (100°C))
電力損失	3.8%

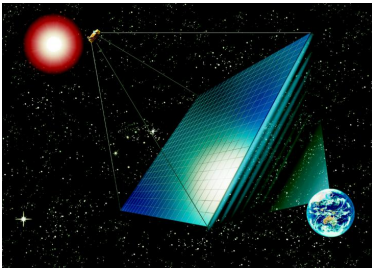
バス電圧として10kV以上が必要。これに伴い昇圧、降圧機器が必要。現状は100V→1kV程度(変換効率90%)で数kg/kwの重量なので、高い電圧に対し1kg/kwを実現する必要がある。

リチウムイオン電池の現状と将来目標

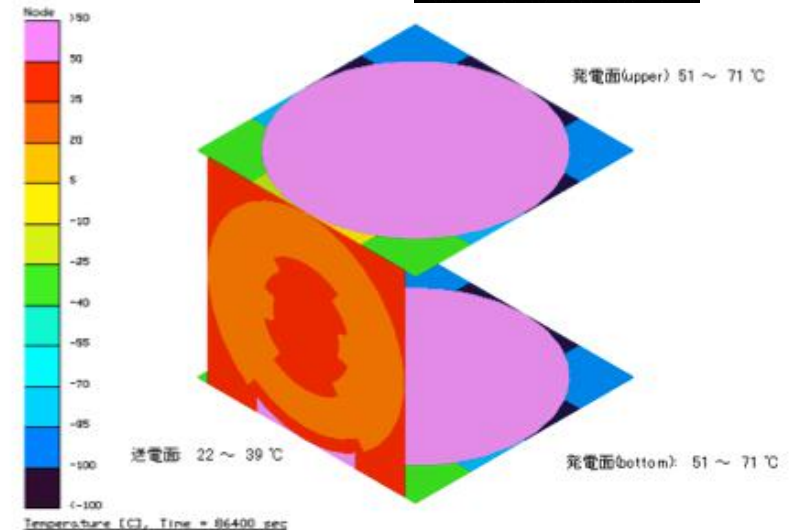
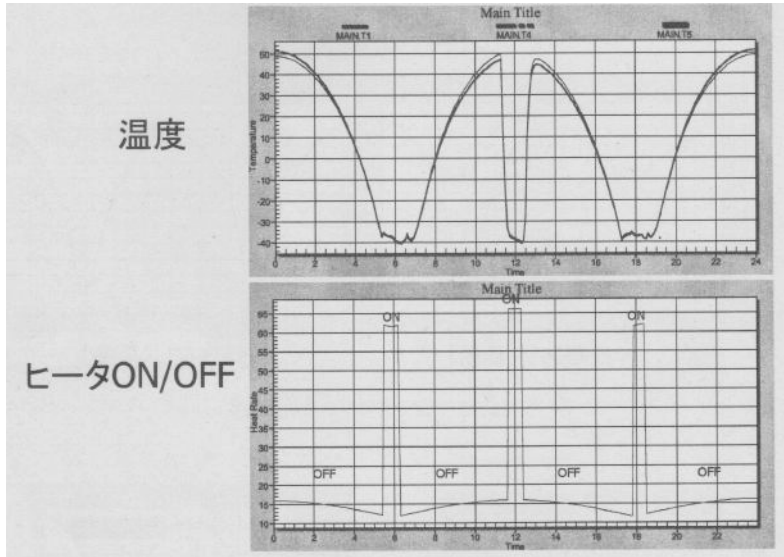
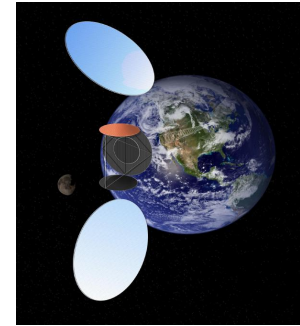
タイプ	重量エネルギー密度	容積エネルギー密度	寿命、DOD、効率、特長	備考
リチウムイオン (民生用)	150 Wh/kg	300 Wh/l	1000 サイクル以上、効率95%、エネルギー密度が高い、大電流放電が可能、コスト低減及びサイクル寿命向上が課題	400Wh/kg(世界記録、米 Envia Systems 社、2012 年) ¹⁰⁾ 150Wh/kg、95%の数値は NEDO 報告(2002 年) ¹¹⁾ NEDO ロードマップ 2010 の目標は 500Wh/kg ¹²⁾ 理論エネルギー密度は 583Wh/kg ¹³⁾ リチウムイオンエネルギーの EV 用リチウムイオンバッテリー LEV50 は 110Wh/kg、1000 サイクルで 86% ¹⁴⁾
宇宙用リチウムイオン電池 (Planet-C 用) 角型 23.5Ah	107Wh/kg	265 Wh/l	85%PSOC サイクル試験、550 サイクルで、放電終止電圧の変化極めて小。	平成 21 年度宇宙エネルギーシンポジウム ¹⁵⁾ (古河電池)
宇宙用リチウムイオン電池(次世代) 122Ah, 3.7V, 2.77kg	163 Wh/kg	334 Wh/l	100%DOD サイクル試験、2000 サイクルで放電要領維持率 85%	、平成 22 年度宇宙エネルギーシンポジウム ¹⁶⁾ (GS ユアサ)

テザー太陽発電衛星のような太陽非指向型の平板型太陽発電衛星では、送電電力を時間的に一定に保つためには、太陽発電衛星側または受電側で平滑用の蓄電機能が必要。蓄電機能を衛星側で持つためには少なくとも 500Wh/kg 以上の重量エネルギー密度が実現することが必要。





熱解析の例



USEFテザーSSPS(Basic Model)の熱解析例。熱放射面積が大きい
ため低温側が厳しい。発電電一体
型パネル。太陽光の入射が小さい
時は、ヒータの動作が必要。

JAXA M-SSPS(Advanced Model)の熱解析例。熱放射面積
が小さいため高温側が厳しい。集
光倍率2倍、太陽電池セル変換効
率27.5%、波長選択膜あり、日照
中心、の場合の解析結果。

3.2 送電技術の現状



無線電力送電の手段

無線送電方法	マイクロ波	レーザー
周波数／波長	～数 GHz	～1 μm
電力変換	太陽光→DC→マイクロ波・・・DC	太陽光→DC→レーザー・・・DC 又は太陽光 →レーザー・・・DC
電力変換効率	高	低
システムの大きさ	大	小
ビームのエネルギー密度	小(安全側)	大
既存インフラとの電磁適合性	低	高
送電の天候依存性	小	大
技術の成熟性	大	小
適用	宇宙-地上	宇宙-宇宙、宇宙-地上

優位な点

送受電分野の技術課題と技術現状

技術課題	適用モデル	技術項目	技術の現状	技術の目標
マイクロ波ビーム制御	マイクロ波方式	ビーム形成技術	3 度(進行中)	100 μ rad
		ビーム方向制御	0.5 度(進行中)	10 μ rad
高効率・低コスト マイクロ波送受電	マイクロ波方式	マイクロ波増幅	70%	80-85%
		マイクロ波受電効率	60-70%(アレイ)	80-85%(アレイ)
		増幅器コスト	数千円/W	数百円/W
		位相器効率(損失)	-1 dB/bit	-0.1 dB/bit
		比重量	50g/W	1-10g/W
レーザービーム制御	レーザー方式	ビーム方向制御	1 μ rad	0.1-1 μ rad
高効率・低コスト レーザー送受電	レーザー方式	レーザー発振効率	30-40%	60%
		レーザー受電効率	20%	60%
		レーザーコスト	40\$/W	数\$/W
高効率排熱	マイクロ波ガウス分布放射 レーザー方式	ヒートパイプ等	技術の目標は設計による。	

マイクロ波送電実証実験

NASA JPL Goldstoneの送電実験

送電アンテナ径 26m

周波数 2.388GHz

送電距離 1.54km

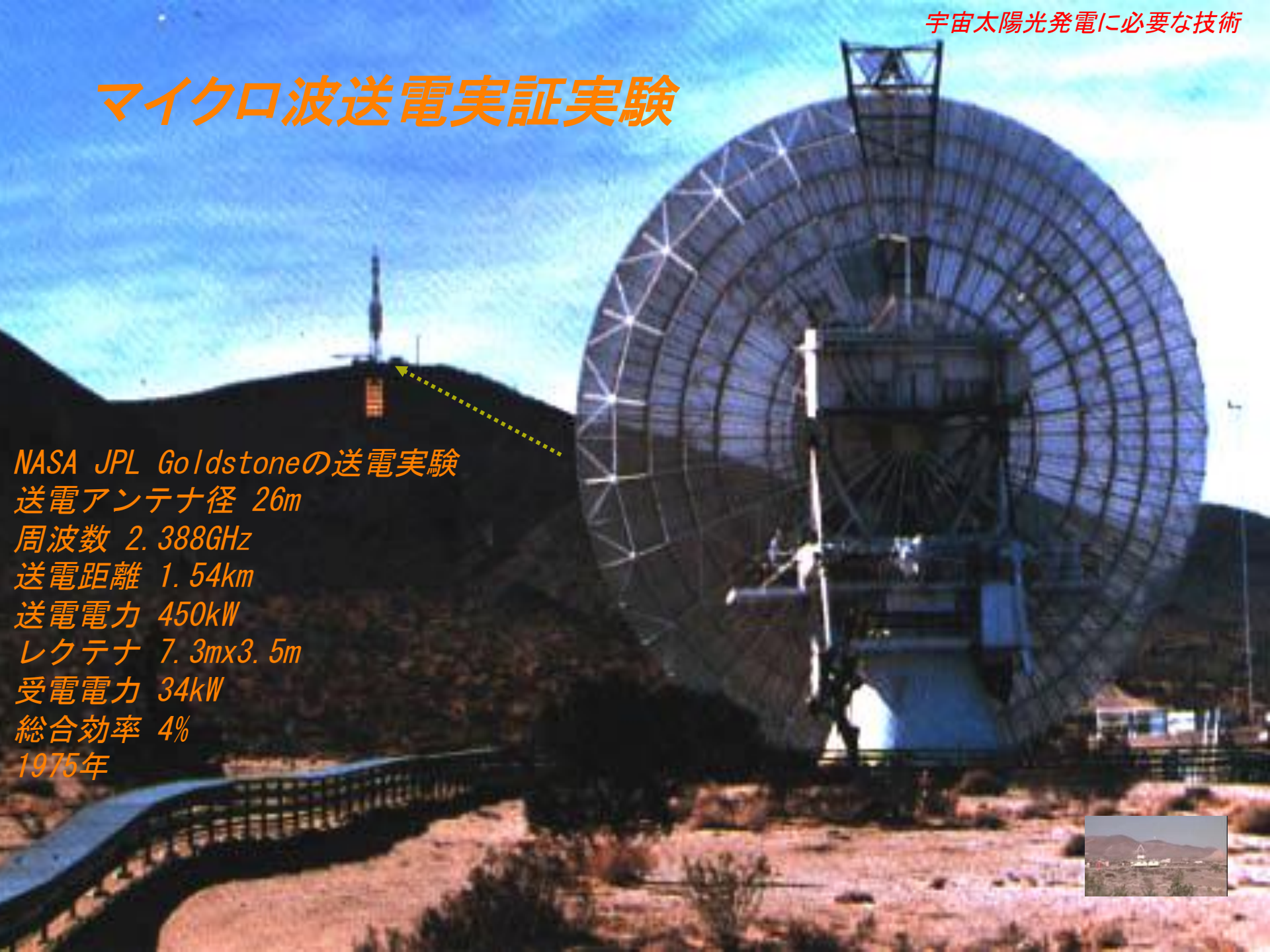
送電電力 450kW

レクテナ 7.3m x 3.5m

受電電力 34kW

総合効率 4%

1975年



最近のマイクロ波送電実験(地上)



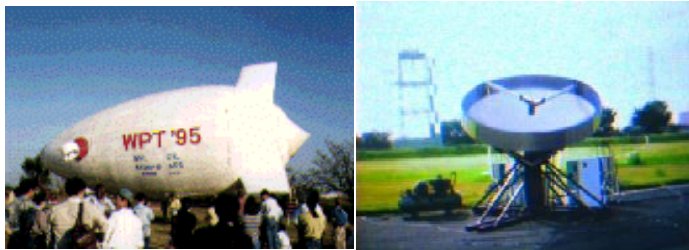
小型も径飛行機への送電実験(1992、神戸大、京大、他.)



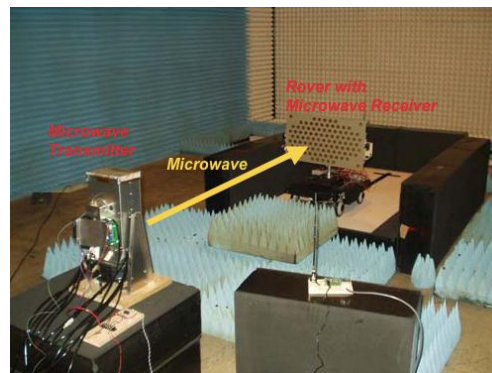
SPS2000 デモ実験
(1994、ISAS)



山崎50 m電力伝送実験
(1994、京都大、神戸大)



飛行船への送電実験(1995、神戸大)

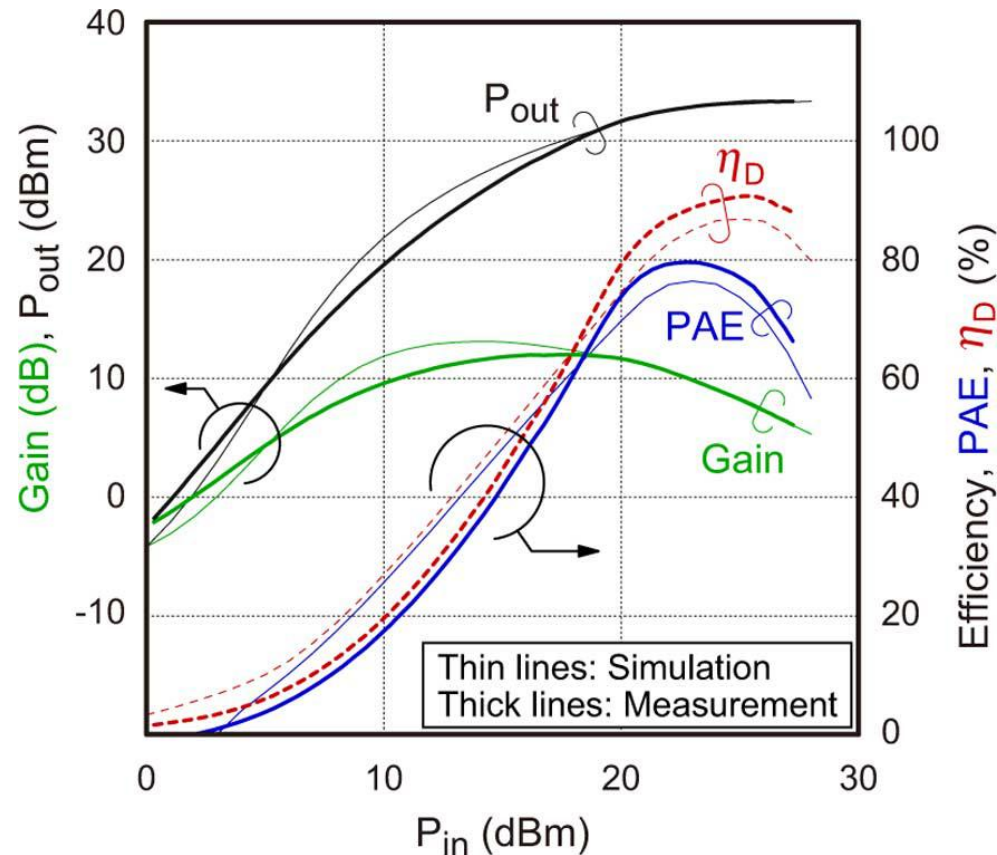


ローバーへの送電実験
(2006、USEF)



ハワイ長距離送電実験
(2008神戸大& 米国チーム)

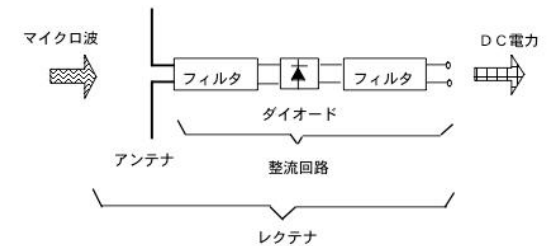
高効率半導体増幅器の例



最近の高効率5GHz帯GaN HEMTの例。最大PAE効率は79%に達している。

M. Kamiyama, R. Ishikawa, K. Honjo, "5.65-GHz High-Efficiency, GaN HEMT Power Amplifier with Harmonics Treatment up to Fourth Order," *IEEE Microwave and Wireless Components Letters*, vol.22, No.6, pp.315-317, June 2012.

レクテナの電力変換効率



<i>Rectenna type</i>	<i>Paper</i>	<i>Frequency (GHz)</i>	<i>Peak Conversion Efficiency (%)</i>	<i>Peak output power/Element (Wdc)</i>	<i>Polarization</i>	<i>Mass to DC Output Power Ratio (W/kg)</i>	<i>Specific Mass (kg/m²)</i>
<i>Printed dipole</i>	<i>W.C.Brown, 1984</i>	<i>2.45</i>	<i>85</i>	<i>5</i>	<i>Linear</i>	<i>4,000</i>	<i>0.25</i>
<i>Circular patch</i>	<i>M.Onda et al., 1999</i>	<i>2.45</i>	<i>81</i>	<i>5</i>	<i>Dual</i>	<i>263</i>	<i>2.5</i>
<i>Printed dipole</i>	<i>J.J.Schlesaket al., 1988</i>	<i>2.45</i>	<i>70</i>	<i>1</i>	<i>Dual</i>	–	–
<i>Printed dual rhombic</i>	<i>B.Strassner and K.Chang, 2002</i>	<i>5.61</i>	<i>78</i>	<i>0.084</i>	<i>Circular</i>	–	–
<i>Circular patch</i>	<i>Y.Fujino et al., 2002</i>	<i>5.8</i>	<i>76</i>	<i>3</i>	<i>Linear</i>	–	–
<i>Printed dipoles</i>	<i>Y.-H.Suh and K.Chang,, 2002</i>	<i>2.45/5.8</i>	<i>84.4/82.7</i>	<i>0.094/0.052</i>	<i>Linear</i>	–	–
<i>Square patch</i>	<i>P.Koertand J.T.Cha, 1993</i>	<i>8.51</i>	<i>66</i>	<i>0.065</i>	<i>Dual</i>	–	–
<i>Circular patch (CMSA)</i>	<i>T.Fujiwara et al., 2007</i>	<i>5.8</i>	<i>74.3</i>	<i>0.2</i>	<i>Linear</i>	<i>10(20W/2kg)</i>	<i>10 (60x34cm)</i>

A:J.O.McSpadden and J.C.Mankins, 2002⁴⁾, B:T.Fujiwara, 2007

これまで報告されたレクテナ(国際会議、最近の報告)

マイクロ波を狙った受電所にどのように向けることができるか？

SPS技術の中で最も困難な技術の一つ

レトロディレクティブ制御: 地上局の誘導電波を用い、数万km離れた直径数kmの地上アンテナに正確に送電する必要がある(1km離れて10cmの的に1cmの精度で指向する必要)。

軌道上のマイクロ波送電アンテナ

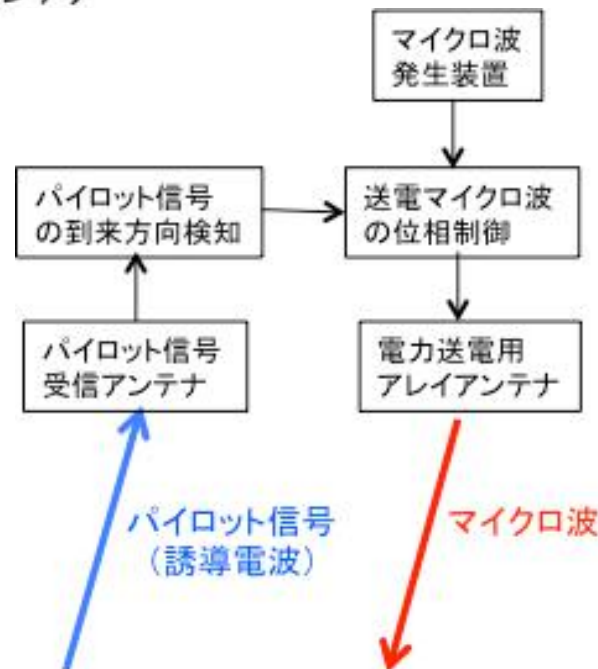
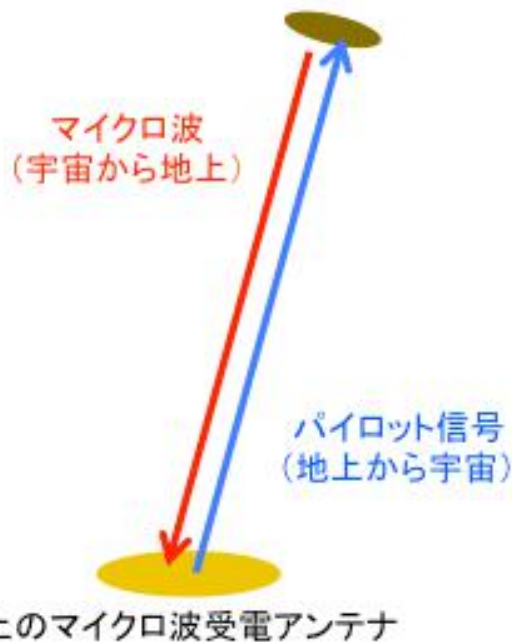


図21 半円を描くように広がる電波

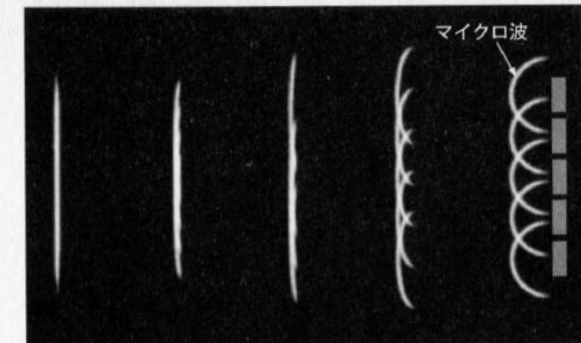


図22 いくつものアンテナが並び、電波の波がそろった状態



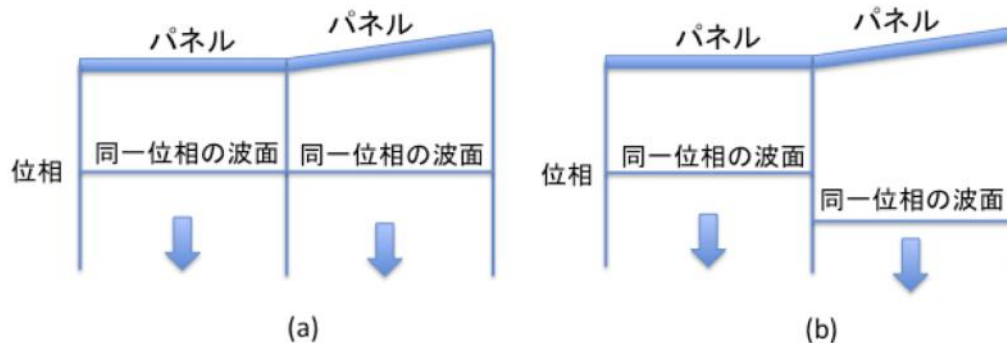
図23 電波を発するタイミングをずらすことで、位相を変えられる

マイクロ波送電のビーム方向制御法（方向制御）

モデル	レトロ方式	パイロット信号	備考
NASA リファレンスシステム	位相共役回路(ハードウェアレトロ) 対称 2 周波パイロット信号、送電側に発信器あり、ヘテロダイン方式	$\omega_0 \pm \Delta \omega$	送電周波数(ω_0) 2.45 GHz 参考文献 2)
SFU METS NEDO グランドデザイン	位相共役回路(ハードウェアレトロ) 非対称 2 周波パイロット信号、送電側に発信器($2\omega_0$)あり、ヘテロダイン方式	$\omega_0 + \Delta \omega$ $\omega_0 + 2\Delta \omega$	送電周波数(ω_0) 2.45 GHz 参考文献 3)
SPS 2000	ソフトウェアレトロ 方向検知して送電ビーム制御、送電側に発信器あり (2.45GHz, 245MHz)	245MHz,	送電周波数(ω_0) 2.45 GHz 1 サブアレイ(1316 送電アンテナ)に 4 受信アンテナ+1 方向検知器 参考文献 4)
METLAB での 1/3 周波数利用レトロディレクティブ	位相共役回路(ハードウェアレトロ) 1 周波パイロット信号 送電側に発信器なし	816 MHz	送電周波数(ω_0) 2.45 GHz 基準信号受信部で 2 通倍し、各アンテナからのパイロット信号と位相共役をとりフィルターで位相共役信号のみ取り出し、3 通倍して送電アンテナから放射。参考文献 5.6)
神戸大の IAF モデル	位相共役回路(ハードウェアレトロ) 1 周波パイロット信号 送電側に発信器あり(2.4GHz, 4.8GHz) ヘテロダイン方式	2.4 GHz	送電周波数(ω_0) 4.8 GHz リファレンスの 2.4GHz を内部で生成し、パイロット信号と比較して位相を検知し、4.8GHz の送電波の位相を制御する。 参考文献 7)
UCLA の位相共役モデル	位相共役回路(ハードウェアレトロ) 1 周波パイロット信号 位相共役方式(アナログ)、リファレンス信号は送電側で発信させるかまたはパイロット信号から生成	ω_0 (送電周波数と同じ)	パイロット信号と送電信号は同一周波数(ω_0)。 $2\omega_0$ を発振させるかパイロット信号から生成。 $2\omega_0$ と各アンテナからのパイロット信号をミキシングして低周波分(ω_0)を送信。 $2\omega_0$ をパイロット信号から生成する場合は、送信波とパイロット信号とのアイソレーションはサーキュレーターでとる。参考文献 8)
Texas A&M の位相共役モデル	位相共役回路(ハードウェアレトロ) 1 周波パイロット信号 送電側に発信器あり(2.9GHz, 5.8GHz) ヘテロダイン方式	2.9GHz	送電周波数(ω_0) 5.8 GHz リファレンスの 2.89GHz を内部で生成し、パイロット信号と比較して位相を検知し、5.8GHz の送電波の位相を制御する。 参考文献 9)
USEF の位相共役モデル	位相共役回路(ハードウェアレトロ) 1 周波パイロット信号 送受共用アンテナ 送電側に発信器あり(3.8613GHz, 5.744GHz) ヘテロダイン方式	3.8466GHz	送電周波数(ω_0) 5.766 GHz リファレンスの 3.8613GHz を内部で生成し、パイロット信号と比較して位相を検知し、5.766GHz の送電波の位相を制御する。 参考文献 10)
MHI の PAC 法	各パネルと基準のパネルでパイロット信号から角度と位置の差を検出し送信波の位相を制御。送電側に源信を持つ。	2.9GHz	送電周波数(ω_0) 5.8 GHz 参考文献 11)
J-Space Systems/JAXA 地上実証	ソフトウェアレトロ パイロット信号の方向を検知して送電ビーム制御、送電側に発信器あり	2.45GHz	送電周波数(ω_0) 5.8 GHz パイロット信号の方向検知は振幅モノパルス方式 パネル間の位相同期方式は REV 方式 参考文献 12)

マイクロ波送電のビーム方向制御法 (パネル間位相制御)

区分	タイプ	適用例	同期方式	備考
宇宙機側	有線による基準信号分配	SPS2000 設計	1つの源信を分岐して光ケーブルで配信。 アレイモジュール(88枚)ごとに配信した後、アレイモジュールからサブアレイモジュール(22枚)に配信	SPS2000 概念計画書 (1993) ⁽⁴⁾
	無線による基準信号分配	USEF 試作	1つのバス部の原振を無線で各モジュールに配信し同期させる。2モジュールの試作により、周波数で 0.6ppm、位相で 3.5 度までの同期を確認(USEF,MHI)	USEF 報告書 ⁽⁶⁾
	隣接パネル間での情報共有 (PAC 法)	MHI 検討、試作	4.2.5 (2) 7)で記述。各パネルの源信の位相同期とレトロを同時に実現。	Narita et al.,2010 ⁽⁰⁾
地上側	素子電界ベクトル回転法(REV 法)	ETS-VI,VIII で適用 J.Space Systems/JAXA 試作	各アレイの位相を回転してレクテナ側で強度で監視し各アレイの位相の修正信号を一括でアップリンク。三菱電機で良く使用されている。処理時間、電力変動の計測精度が課題。4.2.5 (2) 8)で記述。	田中正人等 1997 年 ⁽⁷⁾ 高橋徹等 2005 年 ⁽⁸⁾
	ビームタギング法	京都大学で検討、試作	アレイの位相を回転してレクテナ側で強度で監視し各アレイの位相の修正信号を順次アップリンク。ビームを REV より早く受電点に向けることが可能。REV と同様、処理時間、電力変動の計測精度が課題	大畑良行等 2006 年 ⁽⁹⁾
	並列化法	MHI 検討	各パネルで位相変調をかける。地上で FFT を行くと変調周波数の振幅が各パネルの位相の情報(sin,cos)を示すので、その情報を基に各パネルに位相の修正値を送る。処理時間、電力変動の計測精度が課題。(MHI)	Narita et al.,2010 ⁽⁰⁾

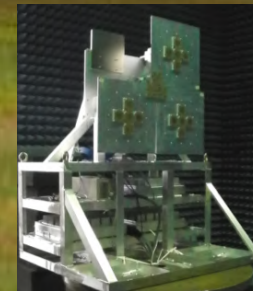


現在何を研究しているのか？

マイクロ波送電技術の地上実証

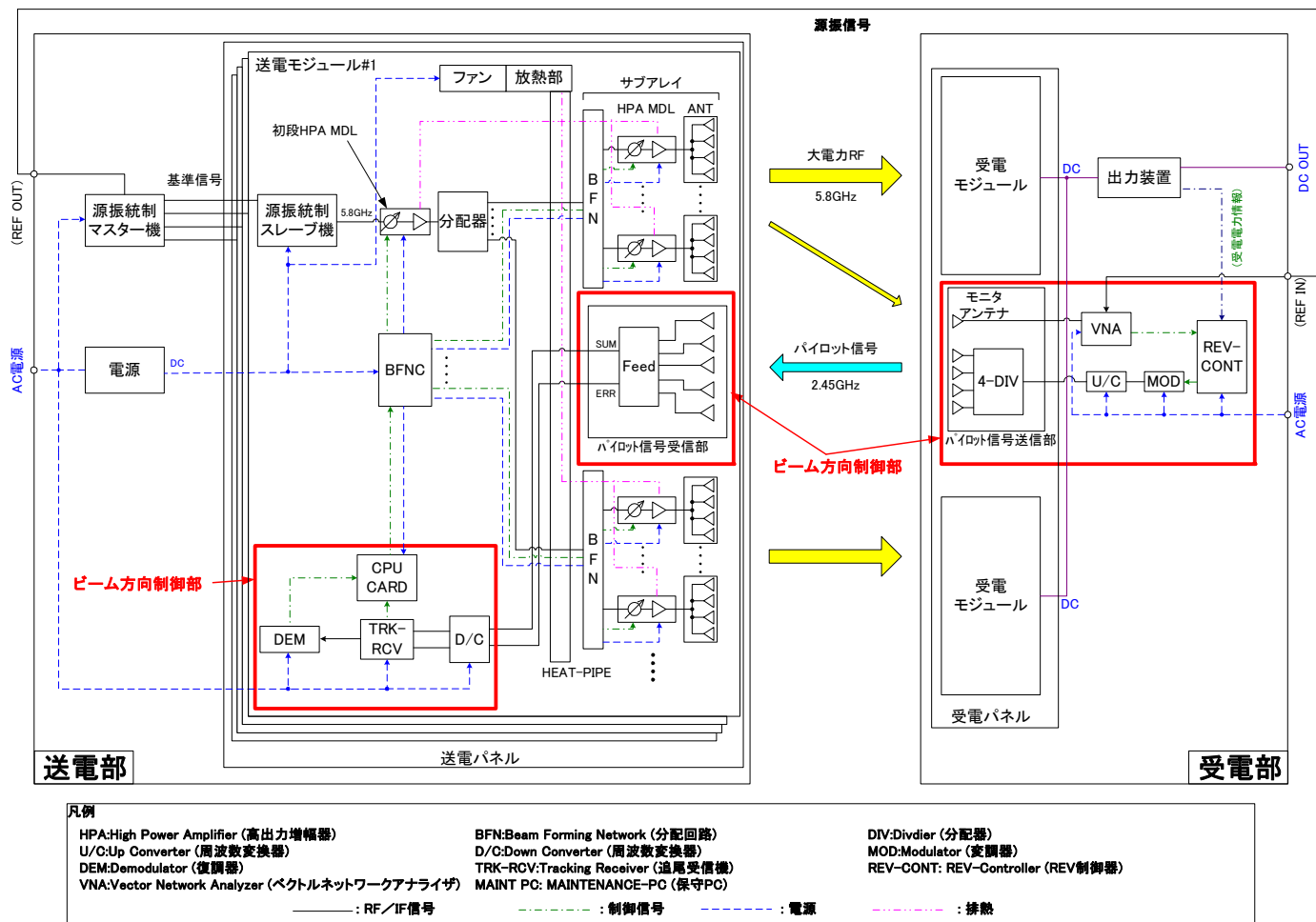
送電パネル
マイクロ波出力
ビーム制御
送電距離
レクテナ

1.2m x 1.2 m, 4cm 厚さ、4 サブパネル構成
1.6 kW, 5.8 GHz, 素子変換効率 >60 %
パイロット信号を利用した制御
50 m (typical)
直径2.5 m、素子変換効率 > 70 %



開発試験用モデル

J-Space Systems/JAXA 地上実証システムのビーム制御方式(レトロ&REV)



3.3 構造・機構・構築・輸送 技術の現状



構造・機構・構築分野の技術課題と技術現状

技術課題	技術項目	適用モデル	技術の現状	技術の目標
本体構造物	厚さのある大型構造物の構築	全て	数十 m-100m	数 km サイズ
本体形態維持、姿勢制御	太陽指向制御	太陽電池パネルの太陽指向方式	36mx12m	数 km 四方
	重力安定(剛体)	剛体としての重力安定	100m 級	km 級
	重力安定(テザー)	ワイヤーを用いた重力安定	20-30km	5-10km
軌道維持	東西・南北制御	全て	10トン級	数万トン級
回転機構	太陽電池パネルあるいは大型ミラーの駆動機構	太陽追尾方式	36mx12m(約 1 トン)	1000 トン級
	大型ミラーの編隊飛行	編隊飛行方式	300g/m ² であれば原理的な可能性は示されている。技術は今後の検討による。	
集光(反射) 太陽追尾ミラー	薄膜大型構造構築	ミラーによる集光(反射)方式	数十 m 級	数 km 級(あるいはクラスター方式)
	反射面形態維持		反射率、集光率は各 90%以上が目標。具体的な実現方法は今後の検討による。	
	太陽指向			
	光軸制御			
	波長選択膜			

大型構造物に働く力

大型構造物にとっては必ずしも無重量の世界ではない。

大型構造物に働く力(重力勾配力)

$m=1$ トン、 $L=10$ kmで、

低高度軌道では約50Nの力

静止衛星軌道では約1Nの力



スペースシャトルで行われた20kmの紐付き衛星伸展実験。重力勾配力により紐がピンと張ることが確認された。

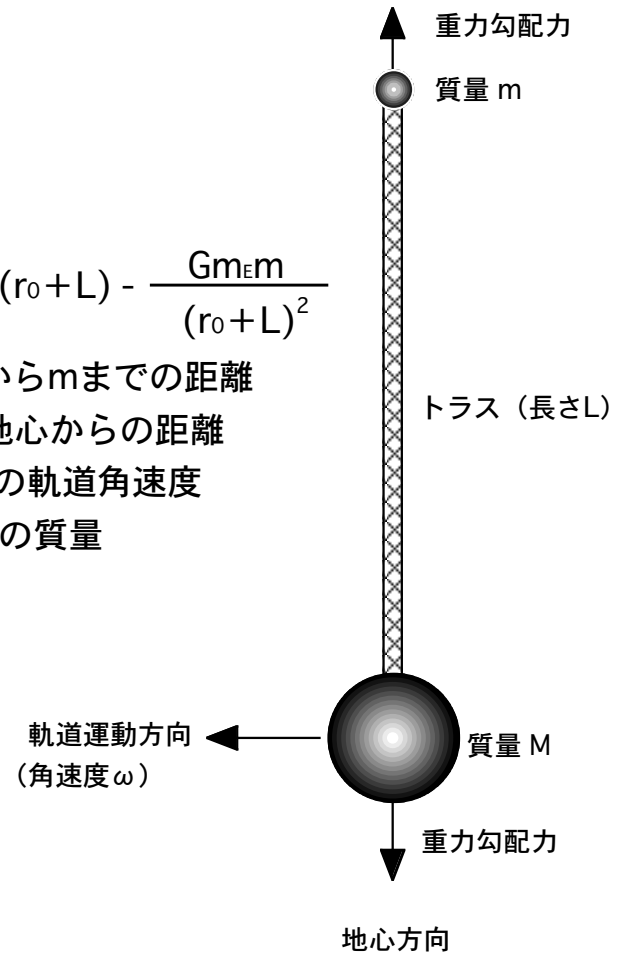
$$T = m\omega^2(r_0 + L) - \frac{GmEm}{(r_0 + L)^2}$$

L : 重心から m までの距離

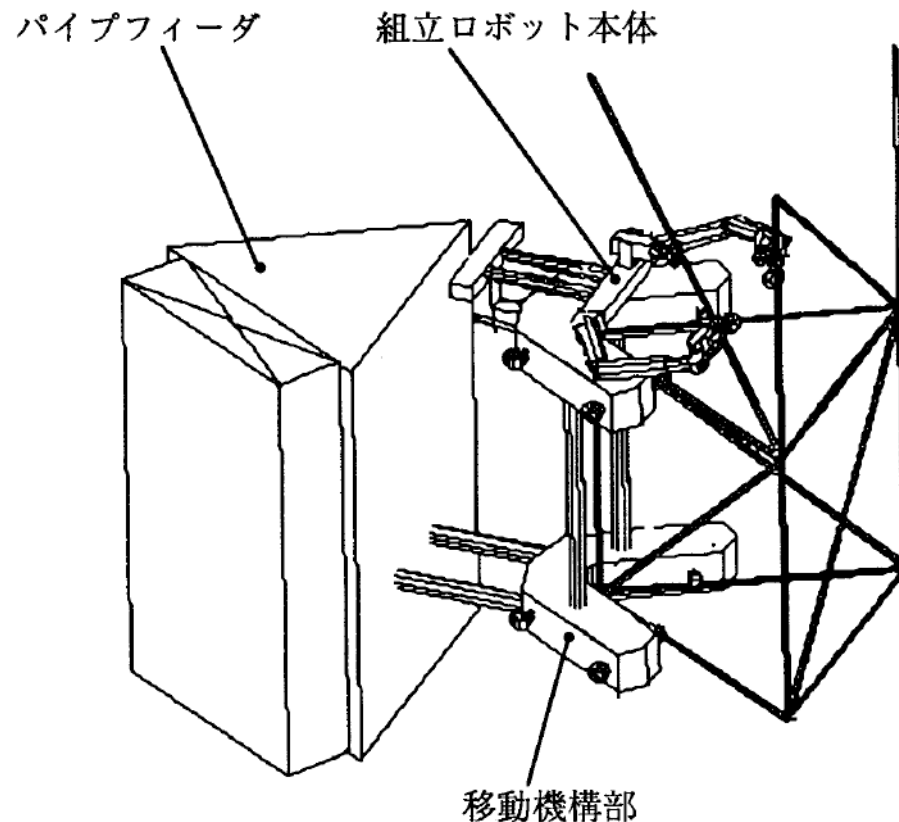
r_0 : m の地心からの距離

ω : 重心の軌道角速度

m_E : 地球の質量

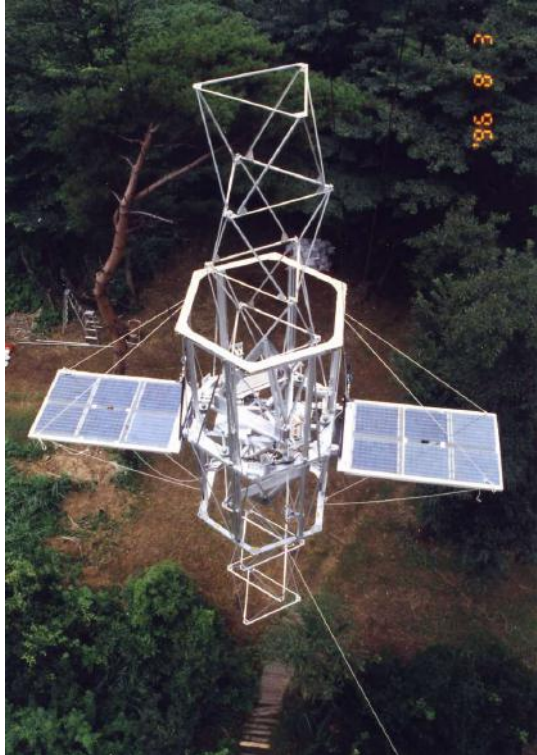


大型構造物構築のためのロボット技術

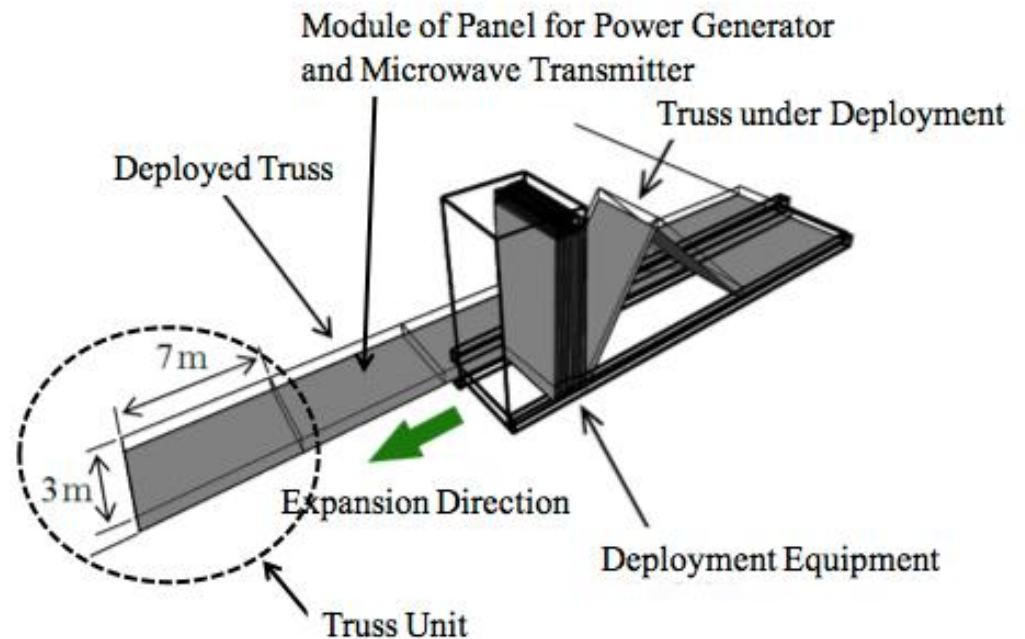


組み立てロボットによるトラス構造の自動組み立て方法の例
(SPS2000の組み立ての例)

大型構造物構築のための自動展開技術



自動組立装置の実験の様子。中央のビームビルダーは太陽電池で動力を得て上下にトラスビームを組み立て伸展している。



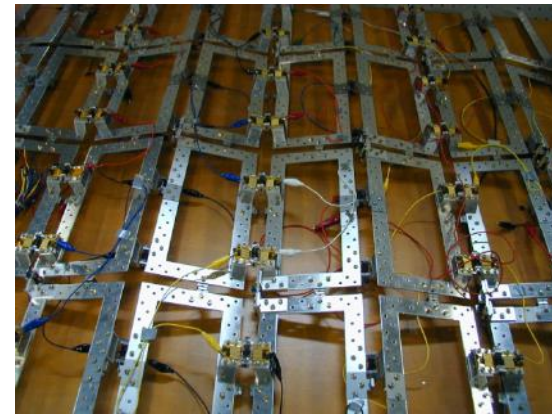
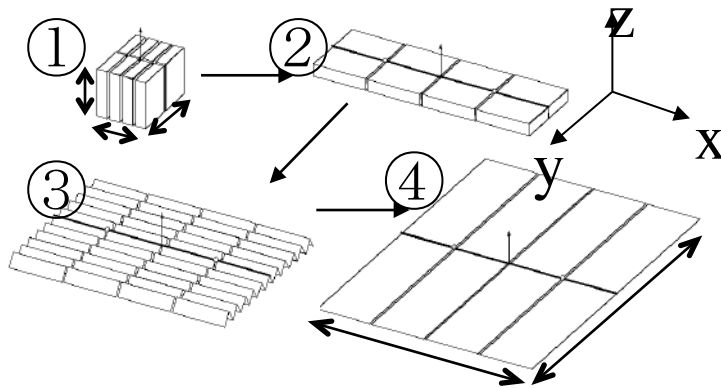
トラスとパネルを組み立てながら展出する装置。

D.Joudoi, T. Fujita, S. Sasaki, Overview of Studies on Large Structure for Space Solar Power Systems (SSPS), IAC-12-C3.3.6, 2012

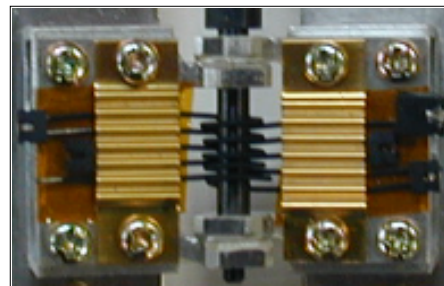
平山寛、稲垣直寛、地上重力下で機能検証が可能なとらすビーム組立機械の開発、日本宇宙航空学会論文集、第48巻 第561号、pp.315-321、2000年10月

SPSに必要な大型構造の新しい構築方法の研究

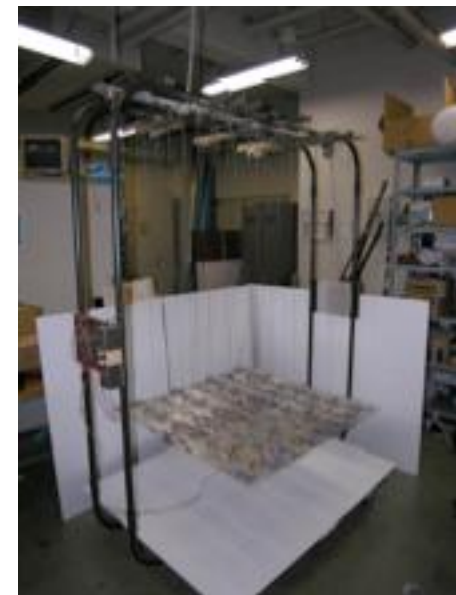
形状記憶素子をアクチュエーターとして用いた二次元展開機構



試験した2種類のSMA



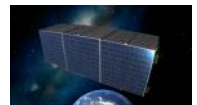
形状記憶合金を組み込んだ
ヒンジ



32枚パネルの展開試験

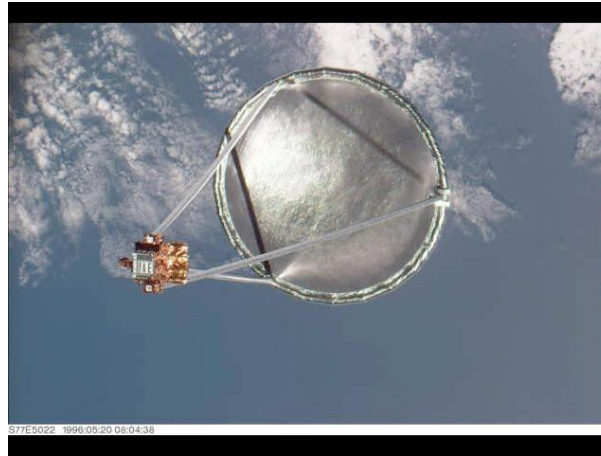


実験室実験



CG©NYAISAS
(宮崎氏製作)

大型構造物構築のための自動膨張硬化技術



スペースシャトルで行われた膨張型大型構造物の展開実験

Robert Freeland, Steven Bard, Gordon Veal, Gayle Bilyeu, Costa Cassapakis, Thomas Campbell, M.C. Bailey, INFLATABLE ANTENNA TECHNOLOGY WITH PRELIMINARY SHUTTLE EXPERIMENT RESULTS AND POTENTIAL APPLICATIONS



伸展前



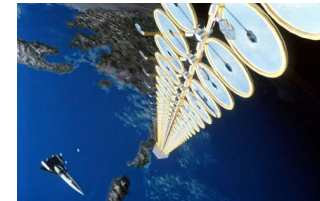
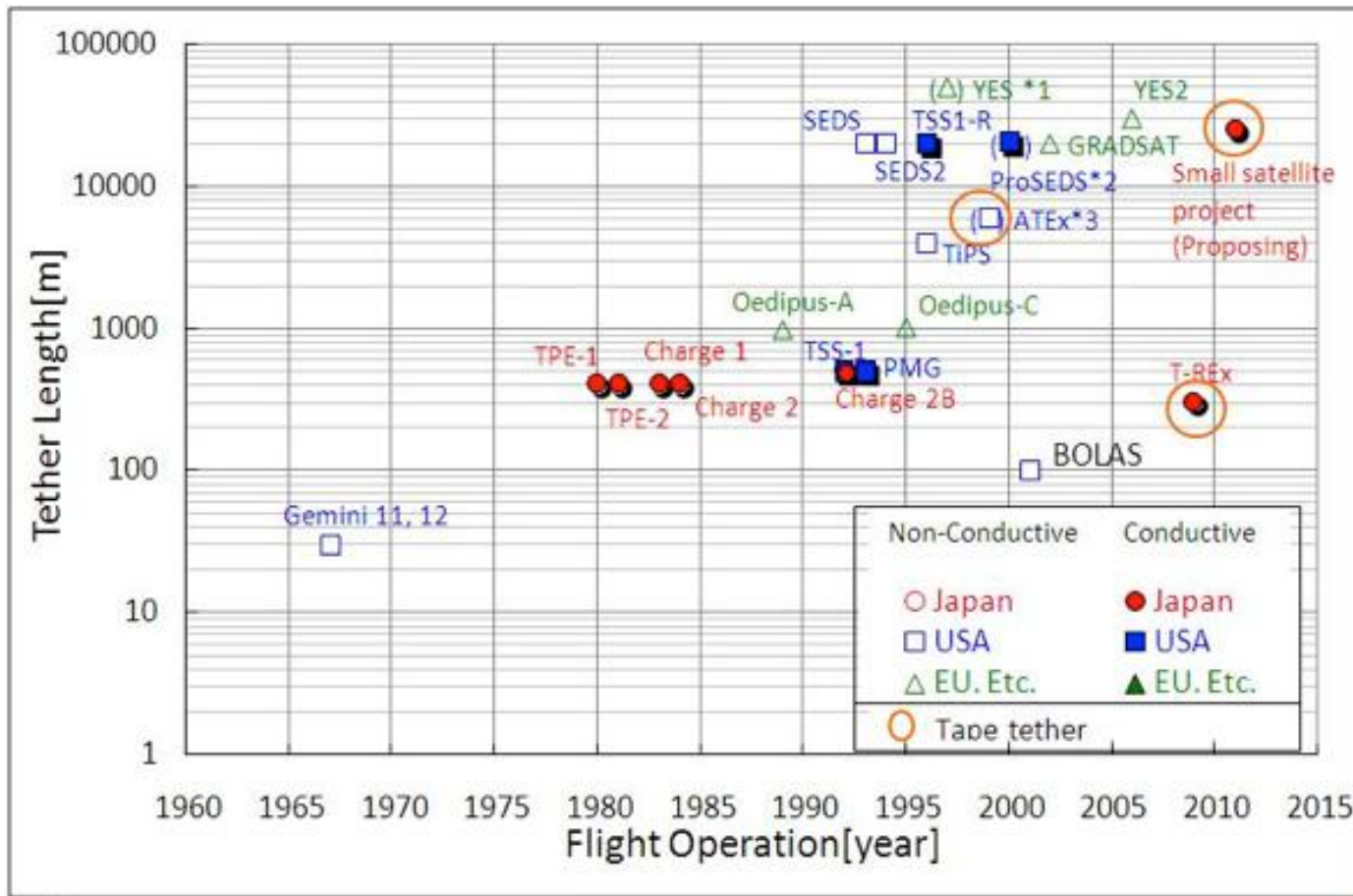
ガス注入で伸展、連鎖硬化ポリマーの作用で硬化



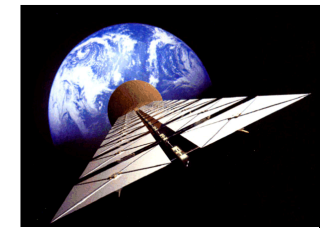
JAXAで行われているインフレータブルチューブの展開実験

D.Joudoi, T. Fujita, S. Sasaki, Overview of Studies on Large Structure for Space Solar Power Systems (SSPS), IAC-12-C3.3.6, 2012

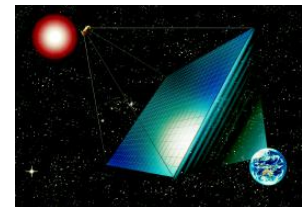
これまで行われた宇宙テザー実験 (計画のみのものも含む)



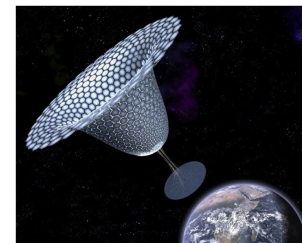
15km



15km



10km



61

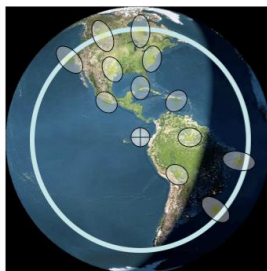
Takeo Watanabe¹, Hironori Fujii, Tomoya Mazawa, Masahiro Sukekawa, Hirohisa Kojima, Hironori Sahara, Experiments of Electro Dynamic Tether System Using Bare Tape Tether and Development of the Tape Tether Deployer, 2009-c-31, ISTS, 2009

宇宙輸送分野の技術課題と技術現状

技術課題	技術項目	適用モデル	技術の現状	技術の目標
大量輸送	1フライトの輸送量	全て	10-20トン	50トン級(今後の検討による)
低コスト	Expendable Launch Vehicle(ELV)	全て	50-100 万円/kg	数万円/kg
	Reusable Launch Vehicle(RLV)	全て	小型実験レベルでコストの数値なし	
軌道間輸送	大型電気推進	低軌道での積み替え方式	数トン級	50トン級(今後の検討による)
	大型電気推進	低軌道での組み立て方式		数千トン(今後の検討による)

SSPS軌道の候補と特性

軌道	これまで検討された軌道例	軌道の特性	受電頻度	送電アンテナのサイズ	輸送コスト	例
静止衛星軌道	36,000km	常時可視	常時	大(低軌道の数十倍)	高	NASA リファレンスシステム ²⁾ NEDO グランドデザイン ³⁾ NASDA2001 年モデル ⁴⁾ NASA ISC ⁵⁾ USEF テザーSPS モデル ⁶⁾
太陽同期軌道	軌道傾斜角 100 度程度 LEO	常時日照	1 回/1 日(軌跡が交差する場合は 2 回/日)	中	中	サンタワ- (太陽同期タイプ) ⁷⁾
位相同期低高度軌道	軌道傾斜角 90 度以下 高度 370km	日陰あり	1 回/数日	小	低	USEF テザー型 SPS 実証実験モデル ⁸⁾ ISAS 小型衛星実験モデル ⁹⁾
低高度赤道軌道	1,100km	最大日陰率 1/3	約 2 時間の間隔	小	低	SPS 2000 ¹⁰⁾



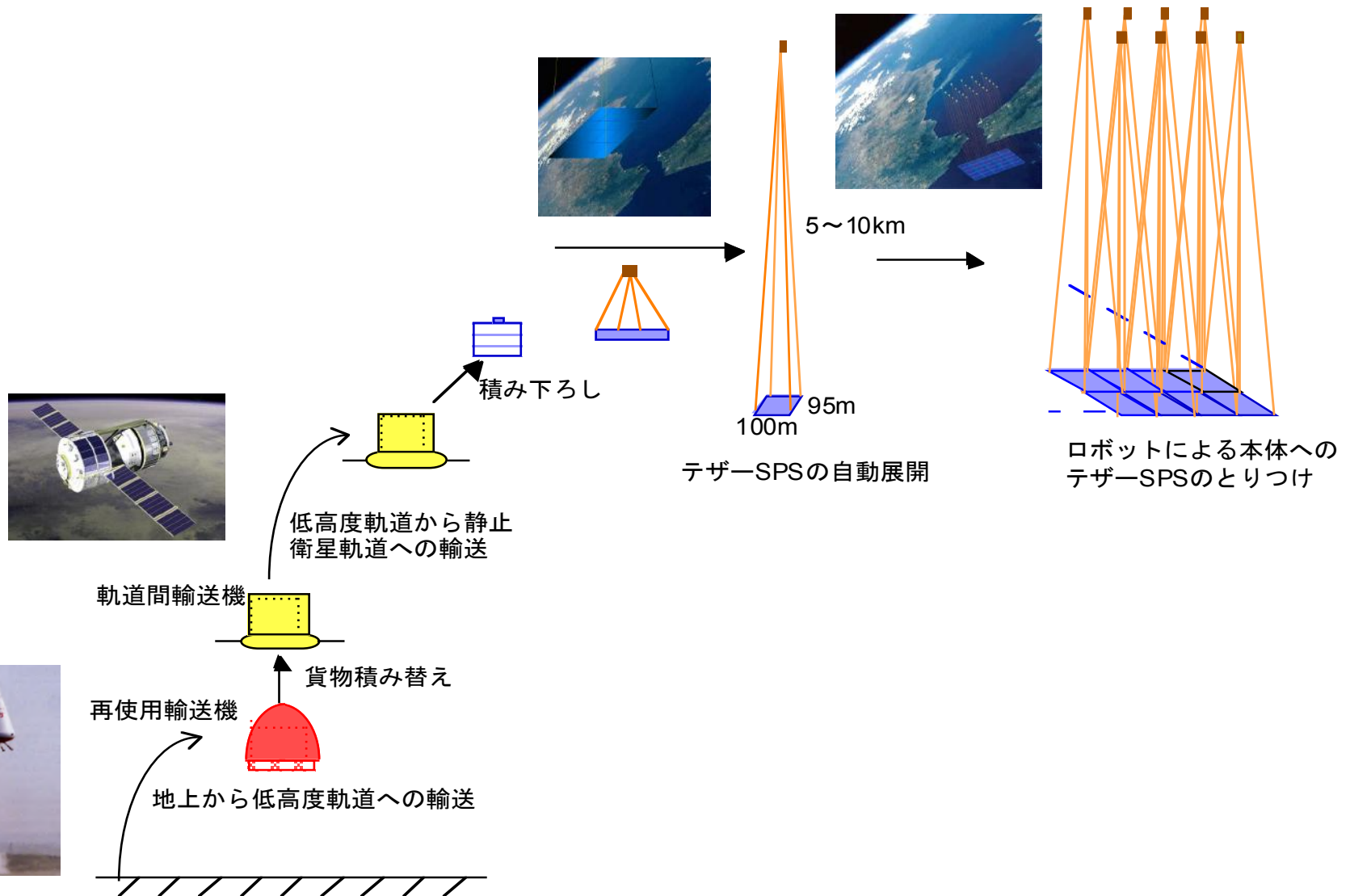
静止衛星軌道上3ヶ所使用すれば、人口の90%の領域をサービスできる。

Perspectives Space Solar Power, J.C.Mankins
2010, IAA Nagoya WS

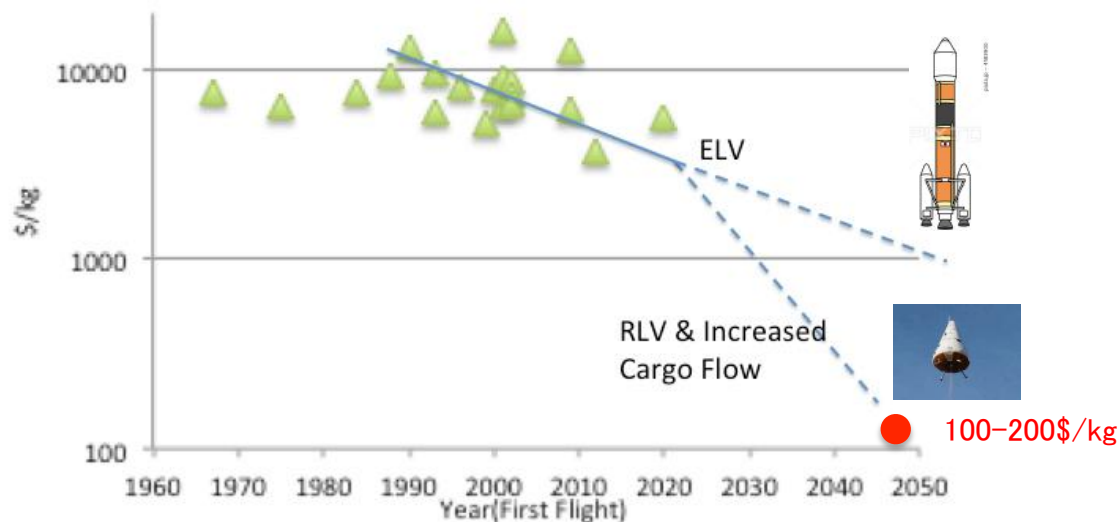
代表的SPS建設費に占める輸送費の割合(1GW級)

	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 64

太陽発電衛星の建設方法の例

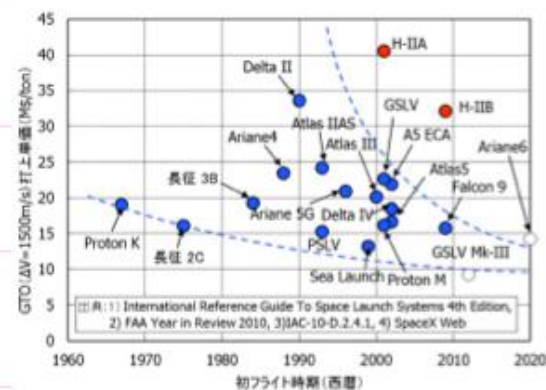
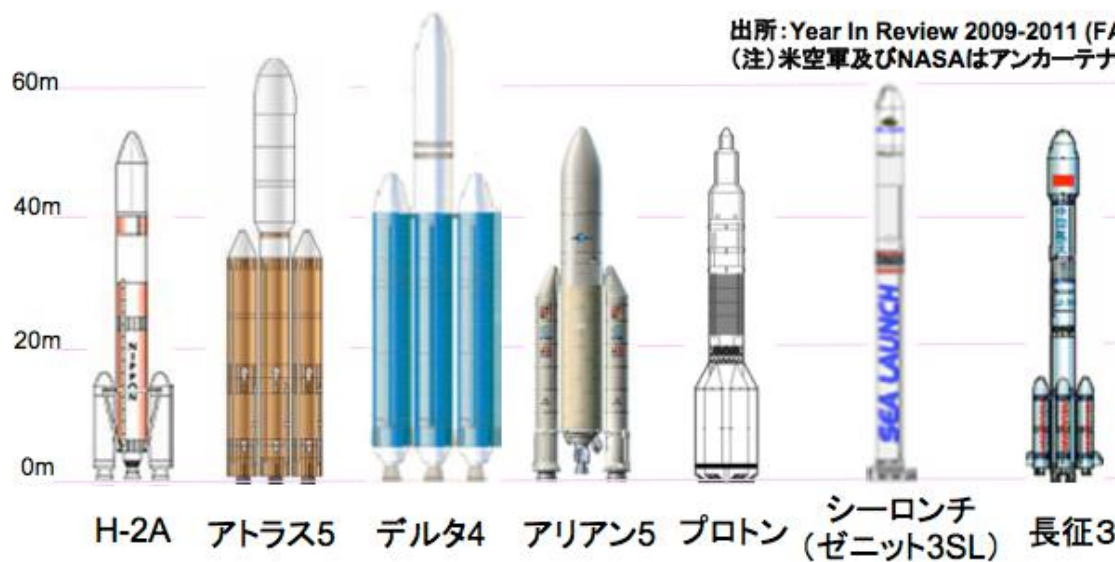


打ち上げ輸送のコスト予測



再使用ロケット実験機 重量:500kg、全長3.5m

出所: Year In Review 2009-2011 (FAA) ※H-2A/Bについては、平成24年8月現在までの数字
(注)米空軍及びNASAはアンカーテナントなどによる支援を実施



静止トランスファ軌道(GTO)打上げ単価の比較

※Ariane 6, GSLV Mk-IIIの数字は予測値(現在開発中のロケット)

イオンスラスタOTVによる静止衛星への輸送



2005 2010 2015 2020 2025

推進DE
月輸送船WG

試験装置
耐久試験

はやぶさ はや2 セイル マルコ → 深宇宙
きく8 超低高度 → 実用超低高度

Mホール
調布35

開発

宇宙実証

5kW×10台

30kW×2台

有人月物資輸送
SPS:OTV
50~100kW/船

大学ホール
大学MPD
大学DC
大学ヘリコン

研

究

開

発

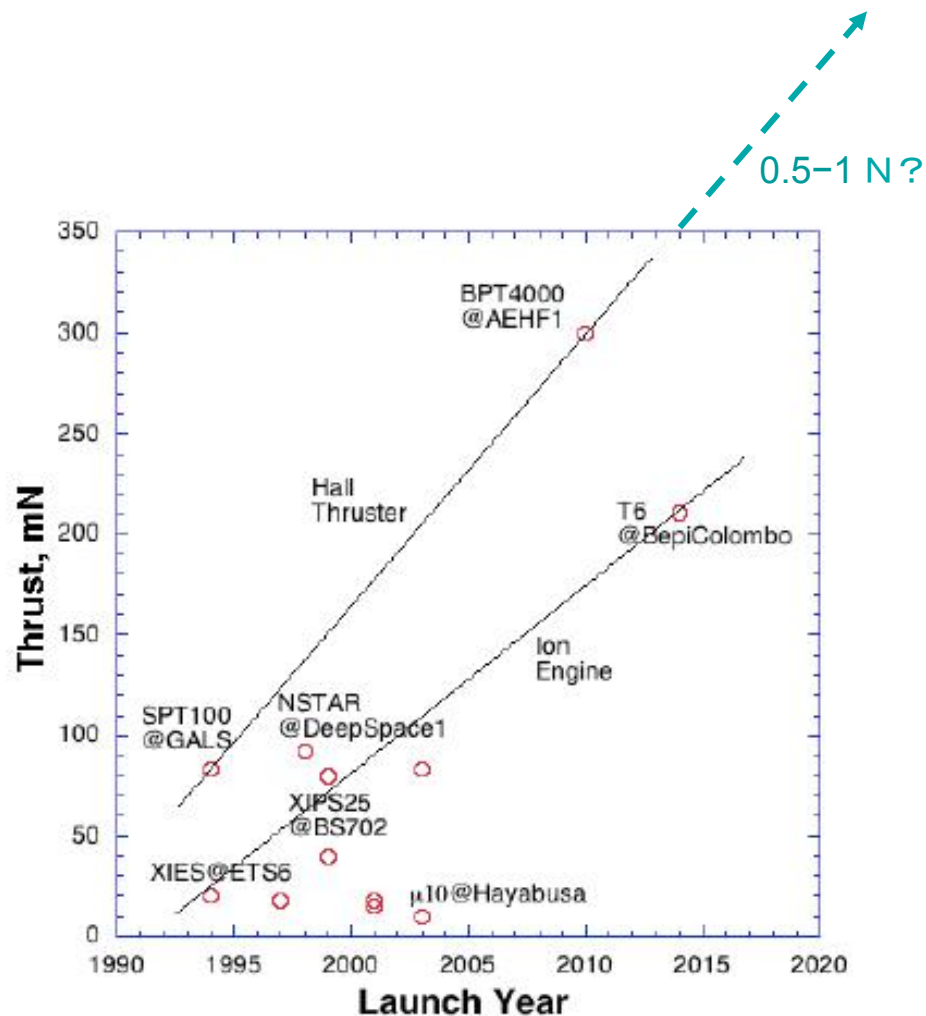
選

択

集

中

図4 大電力電気推進の研究スキーム案



電気ロケットの発展経緯

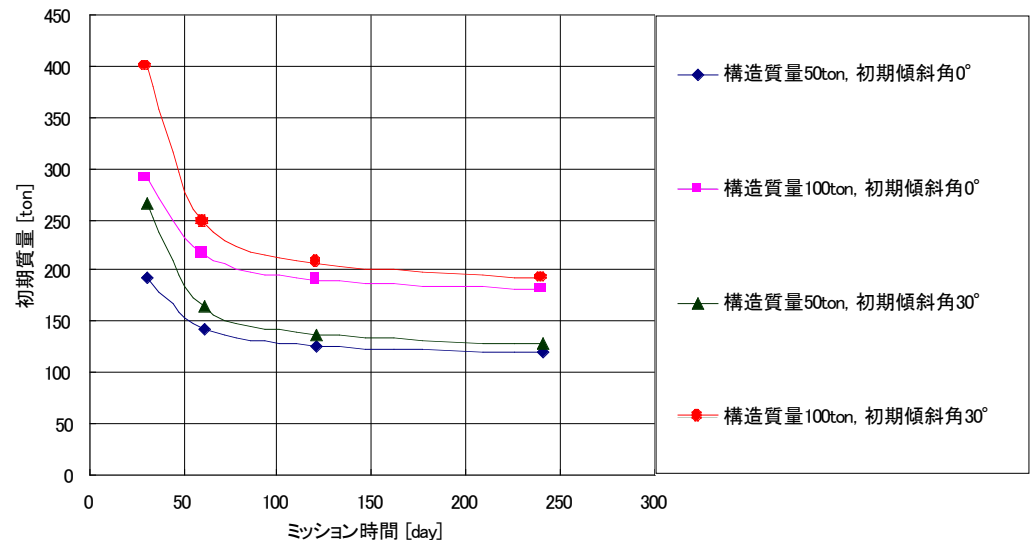
電気ロケットの発展経緯と今後の研究開発利用 國中(2011年)

輸送機(OTV)の検討

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、スラスト比重量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

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？



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
時期	2015年頃	2020年頃	2025年頃	2028～2030年頃	2030～2035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
総重量	500kg	15トン	50トン	3000トン	10000トン	10000トン
建設期間	NA	NA	1年	2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)	大型ロケット(ELV)	再使用型(RLV)	再使用型(RLV)	再使用型(RLV)	再使用型(RLV)
地上から低軌道の輸送系の仕様	500kg、低高度	15トン、低高度	10トン、1000km 1機5回往還 2.4ヶ月に1回打上	50トン、500km 4機各24回往還 (OTV本体打上は含まず) 1ヶ月に2回打上	50トン、500km 8機各40回往還 (OTV本体打上は含まず) 1ヶ月に5回打上	50トン、500km 8機各40回往還 (OTV本体打上は含まず) 毎日打上
軌道間輸送機(OTV)	NA	NA	NA	50トン(燃料30トン) 往復6ヶ月 15機各4回往還	50トン(燃料30トン) 往復6ヶ月 20機各10回往還	50トン(燃料30トン) 往復6ヶ月 100機各2回往還

4. 安全性・環境への影響・社会受容



安全性・環境への影響・社会受容

課題	項目	適用モデル	考え方・対処
人体への安全性	マイクロ波の安全性	マイクロ波モデル	ビーム内：太陽光レベル強度を上限、ビーム外：国際基準強度の 1/10 に抑圧（設計目標）
	レーザーの安全性	レーザーモデル	ビーム内：太陽光レベル強度の 10 倍程度までを上限、ビーム外安全強度の 1/10 に抑圧（設計目標）
環境への影響	生態系への影響	主にマイクロ波モデル	生物への照射実験による影響の評価
	航空機・衛星への影響	両モデル	大きな影響は無いと想定。航空機・衛星での処置（電磁適合性、除去フィルターなど）をスペック化。
	電離層への影響	マイクロ波モデル	大きな影響は無いと想定。軌道上実証実験で確認
	地上電波インフラへの影響	マイクロ波モデル	高調波、再放射の許容レベルまでの抑圧（設計目標）（基本波については周波数獲得）
	デブリ（宇宙ゴミ）の発生	両モデル	完全再利用方式を設計目標
社会受容	静止衛星資源	両モデル	複合施設化、上下への展開
	周波数資源	マイクロ波モデル	ITU での周波数の獲得（10 年度程度かかる）
	社会的認知	全て	一般公衆への広報、専門家への成立性に関わるデータ・設計資料の開示とレビュー

SPSによる地球の温度上昇？

地球に届く太陽エネルギー：

1.75×10^8 GW この内約30%は反射、残りの70%は熱になる。

地球から出て行く赤外放射：

$W = 1.22 \times 10^8$ GW

$W = \sigma T^4 \times (4\pi r^2)$, $r = 6360$ km, $\sigma = 5.667 \times 10^{-8}$ J/(s $\cdot$ m 2 ·K 4)から、

$T = -18^\circ\text{C}$ (実際には大気の温室効果があるため約 15°C となる)

全世界の一次エネルギーの消費量は

13000GW(太陽入射量の10000分の1)

全一次エネルギー全てをSPSで宇宙から

供給した場合、平均的な温度上昇は、

0.008°C と計算される。

さらに実際には太陽光そのものは0.1%程度

の変動があり、13000GWはその1/10程度。

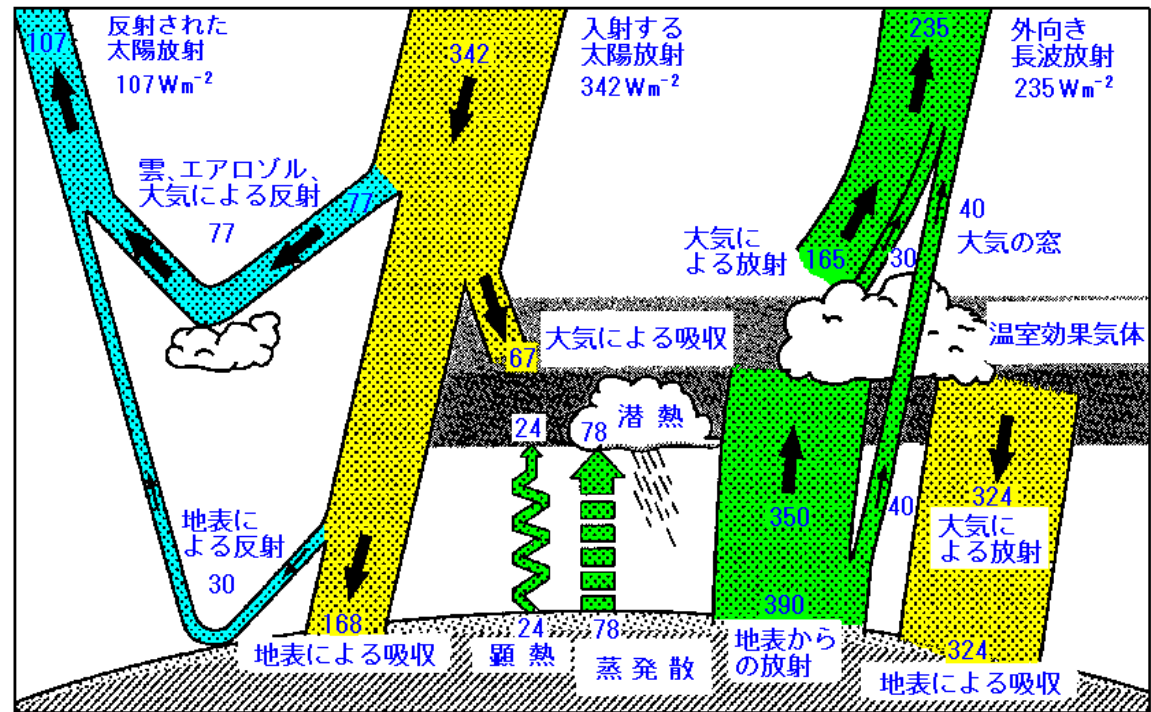


図3 地球の熱放射とエネルギーの収支

〔出典〕 気象庁訳：K. E. TRENBERTH, J. T. HOUGHTON, L. G. METRAFIHO, IPCC(1995) 第1章、P62

マイクロ波の人体への影響は？

W/m^2

10^5

電子レンジの中

10^4

10^3

太陽の光のエネルギー密度

10^2

10^1

マイクロ波安全基準
(受電所周辺部)

10^0

受電所立ち入り禁止

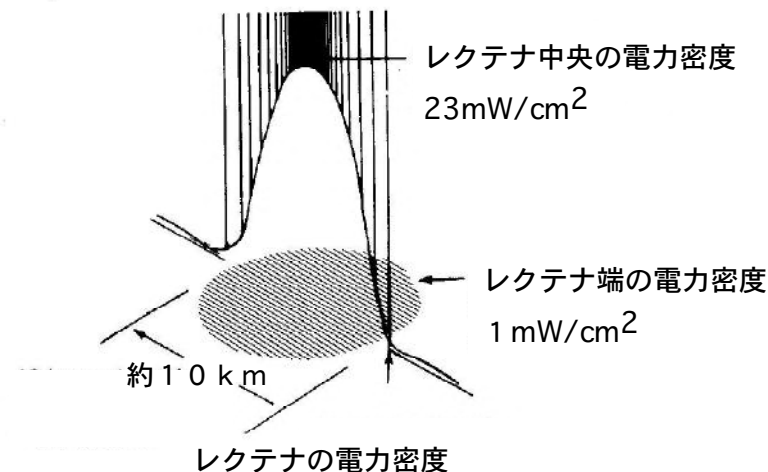
10^{-1}

制御不能時の平均電力密度
東京タワー直下近傍電力密度

10^{-2}

国・機関名	一般公衆への曝露		職業者への曝露	
	電界強度 (V/m)	電力密度 (mW/cm^2)	電界強度 (V/m)	電力密度 (mW/cm^2)
郵政省電気通信技術審議会 [日本] 1990、1997	61.4	1 (一般環境)	137	5 (管理環境)
ANSI/IEEE [米] C95.1-1999	—	3.87 (非管理環境)	—	10 (管理環境)
ICNIRP 1998	61	1 (公衆曝露)	137	5 (職業曝露)

(注) ANSI : 米国国家規格協会、
IEEE : 米国電気電子学会、
ICNIRP : 国際非電離放射線防護協会



NASAのモデルの例(現在の設計では中央部の電力密度は高く受電領域の大きさが小さい)

植物へのマイクロ波照射影響評価

1992年に開始、今日に至まで継続的に研究

2.45, 5.8GHz (数十mW/cm²)

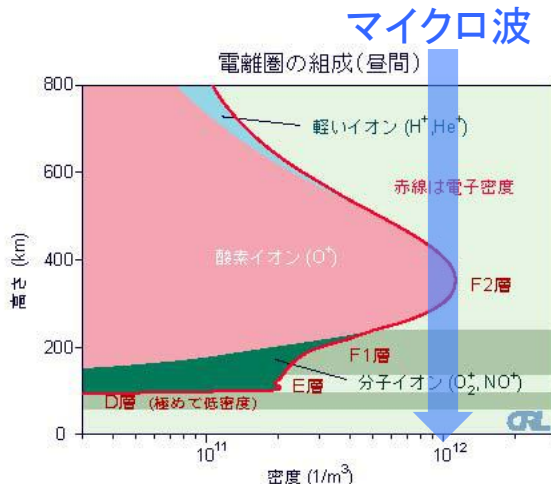
5.8GHzでは、50mW以上で成長促進や生育不良(立ち枯れ現象など)が観察され、基礎データが蓄積されつつある。



産総研 マイクロ波照射実験施設

マイクロ波と電離層の相互作用

モデル計算・実験	マイクロ波強度	参考文献
NASA リファレンスモデルで採用した許容最大強度 非線形加熱が発生しない条件を解析	230W/m ² (295V/m)	Duncan and Gordon NASA CR-151517(1977) ¹¹⁾
Arecibo 及び Platteville での電離層への RF 放射実験(電子温度の上昇が予想よりかなり小さかった; オーダーとの予想がファクターだった)ことを根拠に提案されている許容最大強度	550-600 W/m ²	R.H.Dietz, et al. (1981) NASA Reference Publication 1076 ¹⁰⁾
1983 年に行われた MINIX 実験(観測ロケットによるマイクロ波放射実験)では、830W2 台のマグネトロンから 2.45GHz のマイクロ波を放射し、低周波波動の励起(非線形作用による 3 波共鳴現象)を確認	リファレンスシステムの約 600 倍の電力密度を照射。電力損失をもたらすような強い相互作用はなかったと結論されている。	松本紘(1996) ¹²⁾ USEF 太陽光発電利用促進技術調査成果報告書(平成 17 年度) ¹³⁾
京都大学のグループによるフィラメンテーション不安定による自己収束の解析計算(電力密度勾配によるポンデルモーティブ力による自己収縮)	フィラメンテーション不安定は、295V/m では全く発生せず、5,000,000 V/m ではじめて発生	篠原等(1995) ¹⁴⁾
京都大学のグループによる 3 波共鳴現象の計算	励起される波動の強度は、飽和現象を考慮すると、ラングミュア波 6.9mV/m、電子サイクロトロン高調波 27mV/m にしか成長せず、実用上の問題はない。	松本等(1995) ¹⁵⁾



マイクロ波は一般には電離層とは相互作用しない(素通り)。マイクロ波強度が強い場合には非線形作用により相互作用する可能性がある。

これまでの研究では、現在考えられているマイクロ波強度では相互作用する可能性は少ないと考えられている。

実験によって確認する必要がある。

SPSへの周波数割り当て問題の現状



Step

Selection of candidate frequencies



Interference analysis



Agreement in domestic level



Agreement in international level (ITU)

1997年: QUESTION ITU-R 210/1 (Wireless power transmission) が公表 (QUESTIONの有効期限は2005年)

2005年: JAXA 名で寄与文書を提出。

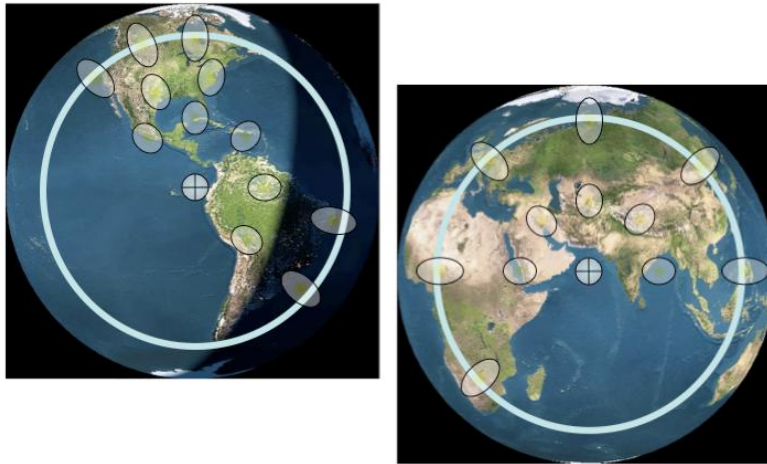
2007年: QUESTION ITU-R 210-2/1 (Power transmission via radio frequency beam) が公表 (QUESTIONの有効期限は2012年)。

2012年: 中国からQUESTIONの内容変更(タイトル変更等)に関する寄与文書が提出された (QUESTIONの有効期限は2014年)。

京大 橋本弘蔵先生らの情報による

静止衛星軌道は既に沢山の衛星で混雑、対策は？

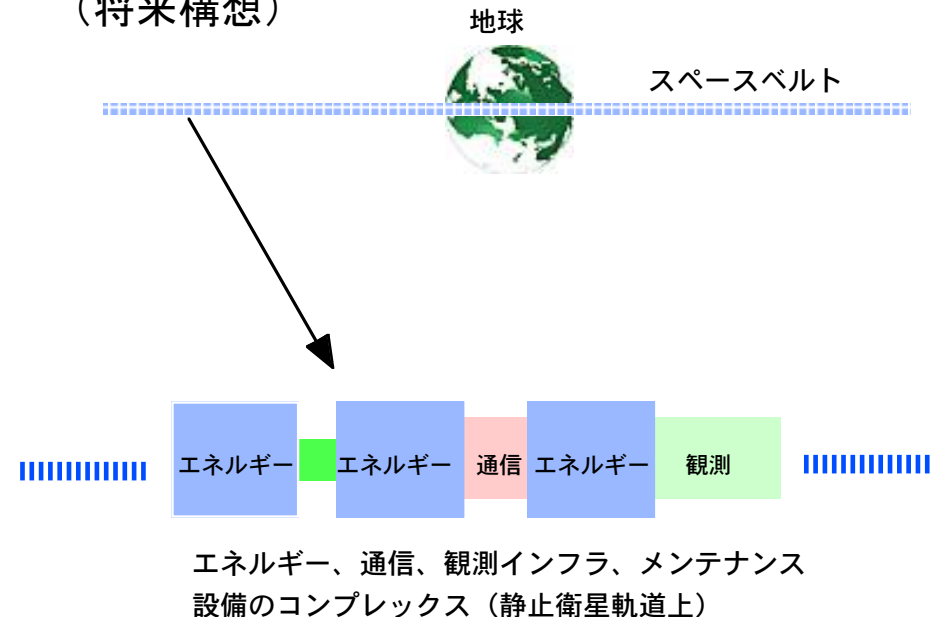
静止衛星の間隔: 0.1度(約73km)(電磁干渉がある場合は2度~4度)とされている



Perspectives Space Solar Power, J.C.Mankins
2010, IAA Nagoya WS

静止衛星軌道上3ヶ所使用すれば、人口の90%の領域をサービスできる。

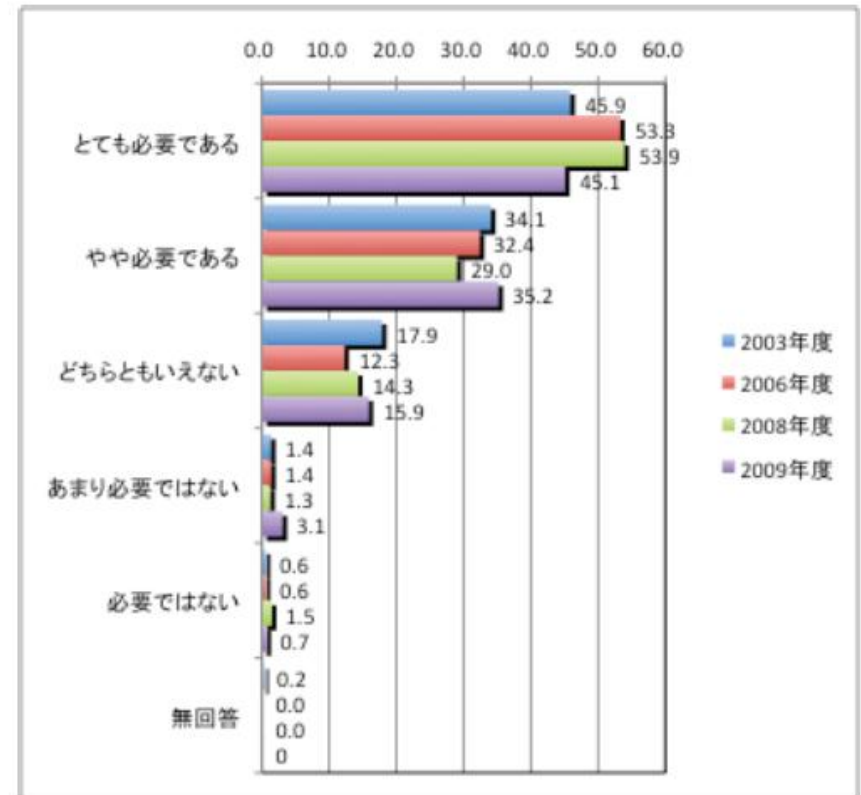
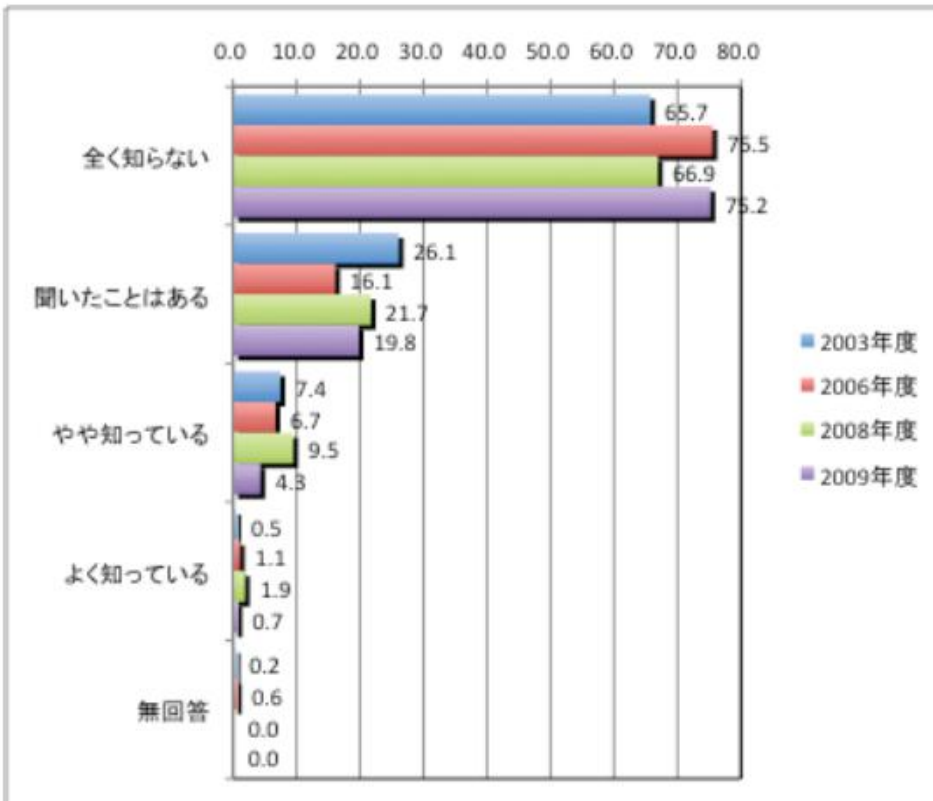
(将来構想)



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。

SPSは一般国民にどの程度知られているか？

三菱総研(JAXA)によるアンケート結果



2009年11月SPSシンポ

➡概念とその有効性を組織的、継続的にアピールする必要がある

SPSは科学技術関係者にどの程度評価されているか？

文科省科学技術政策研究所の科学技術関係者アンケート調査

第8回デルファイ調査(2005年)によれば、太陽発電衛星はフロンティア分野(76課題)の中の”科学技術革命を先導する宇宙・海洋・地球技術”の区分とされた。同分野の関係者約250名からの回答は以下のような結果となっており、**科学技術関係者の意見は一部厳しいものとなっている。**

- ・実現しないの回答比率が最も高い(11.1%)
- ・政府による関与の必要なしの回答比率が高い
- ・技術的実現(2022)から社会的適用(2033)までの期間が長い

調査で寄せられたコメント: 国民的議論推進、安全性の確保困難、月資源の利用、宇宙空間では実現されるが宇宙から地上へは安全性とコストで無理、資源の乏しい日本で有利、地上間エネルギー伝送へも発展、環境や通信への影響が避けられず実現してはならない技術。

第9回デルファイ調査(2010年)、約240名の科学技術関係者(No.5分科会、「宇宙・地球のダイナミズムを理解し、人類の活動領域を拡大する」)から回答を得て、以下のような結果となっている。未来の科学技術を先導するフロンティア領域に区分され、本区分(区分C)での10項目では、今後重点的に取り組むべき科学技術課題のトップ(50%)にランクされている。**実現しないとの回答の割合は前回よりやや減少した。ただし、20%近くの非専門家から重要度・優先度は低いと指摘されている。**また、技術的実現から社会的実現までが長い(2027年から2037年までの10年)課題であると予測されている。

調査で寄せられたコメントでは、電力コスト及び他のエネルギーシステムに対する優位性への疑問が目立つ。

➡データに基づいた有効性と実現可能性を示す必要

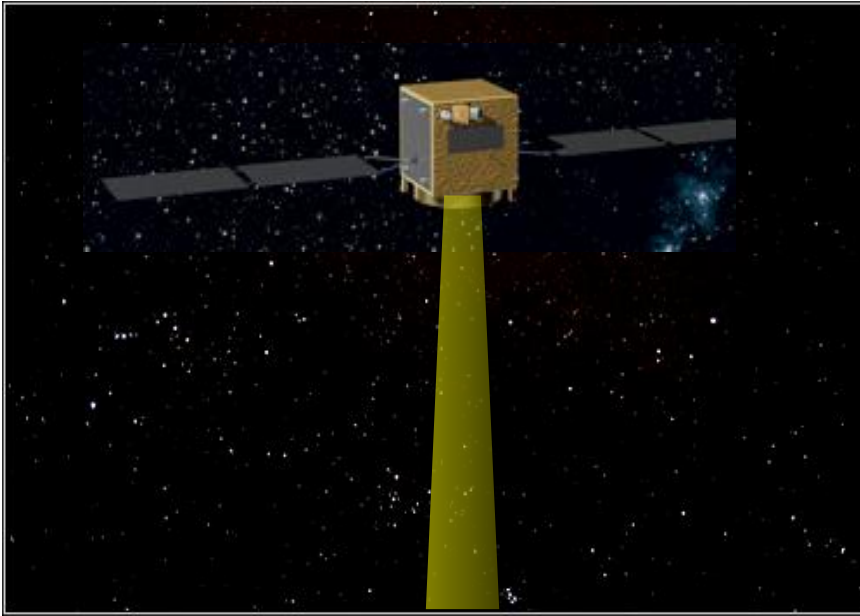
5. 実用化への展望



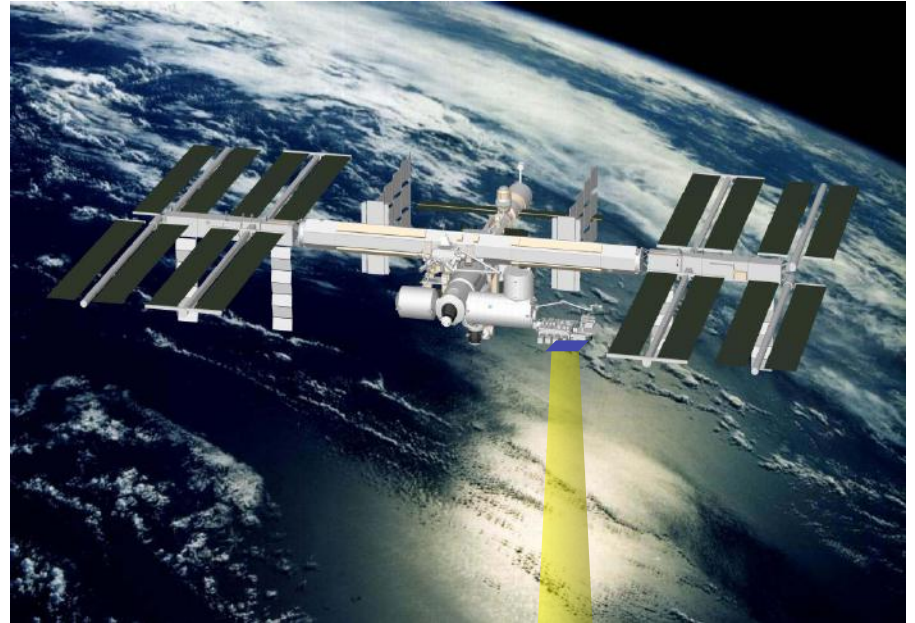
SPSの研究

区分	分野	項目	具体的な目標
中枢技術の地上実証	マイクロ波送電技術	マイクロ波ビーム制御技術	制御精度 0.5度以内
	レーザー送電技術	高効率送受電技術	太陽光直接励起効率 20%以上 受電効率 20%以上
		レーザービーム制御技術	制御精度 10 μ ラジアン以内
	大型構造物技術	厚みのあるパネル展開	100mサイズの展開の部分実証
		薄膜反射鏡の展開	100mサイズの展開の部分実証 反射鏡光学性能評価
	耐宇宙環境性	高電圧・高出力マイクロ波の プラズマ干渉	電圧15KV、 電力密度1500W/m ²
中枢技術の軌道上実証の準備	無線送電技術	マイクロ波送電技術実証	kWクラス、小型衛星又はJEMでの実験計画策定
		レーザー送電技術実証	kWクラス、JEMの実験計画策定
システム検討	宇宙輸送	SSPS構築に必要な宇宙輸送機の検討	宇宙輸送の専門家との協働によるロードマップの策定
	開発計画	SSPS実現に至るロードマップの検討	各分野の専門家との協働による技術ロードマップの策定

無線送電技術実証のための宇宙実験の計画



小型衛星を用いた実験



国際宇宙ステーションを用いた実験

高度:400km程度、電力レベル:1-5kW程度

送電ビーム(マイクロ波またはレーザー)の精密方向制御技術の実証

電離層(マイクロ波の場合)及び大気(レーザーの場合)の通過実証

小型衛星を用いたマイクロ波送電実験の案

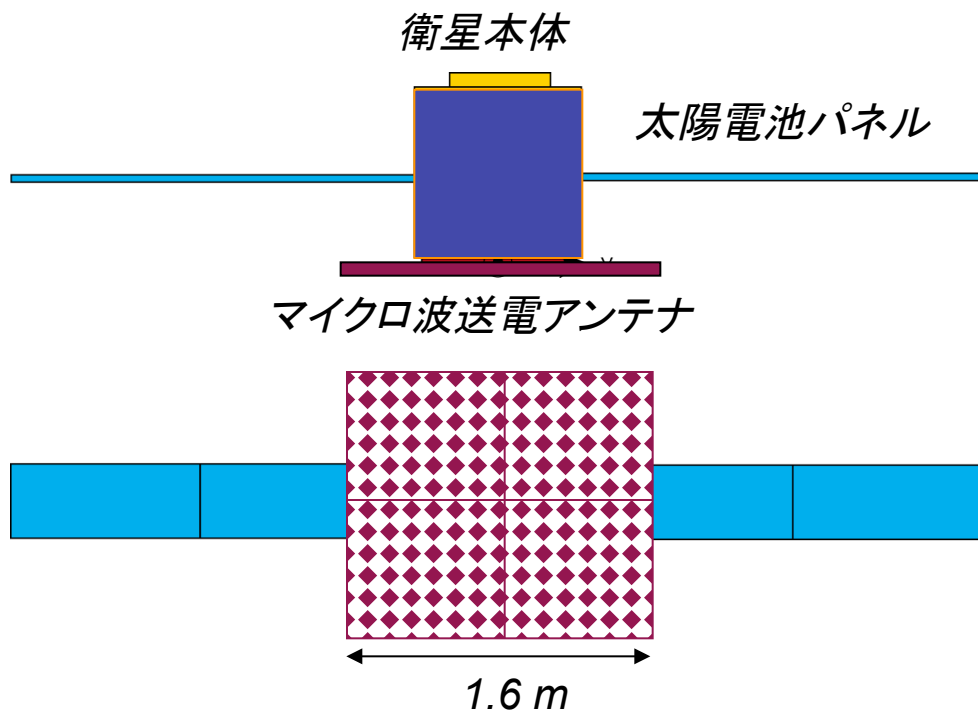
軌道: 低高度周回軌道 (370 km)

衛星重量: 400 kg

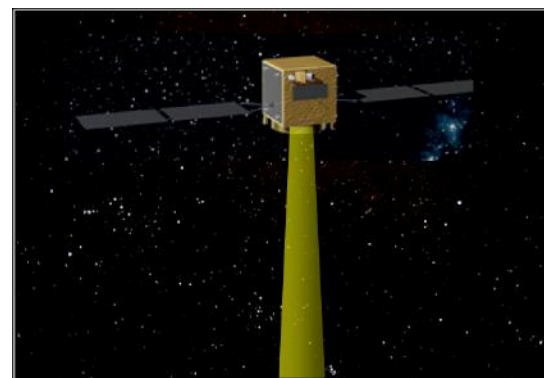
実験機器重量: 200 kg

姿勢制御: 3-軸制御

送電電力: 3.8 kW



小型科学衛星打上用イプシロンロケット。初号機2013年度。



小型衛星から地上へのマイクロ波送電実験。

宇宙ステーション日本実験モジュール(JEM)を利用したレーザー送電実験案

国際宇宙ステーション日本実験モジュール(JEM)



レーザー送電装置
1 kW, 1.06 μm
20 cm Φ 送光系

レーザービーム

ビーム拡がり 6.8 μrad
指向精度 1 μrad

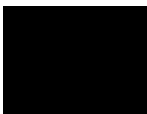
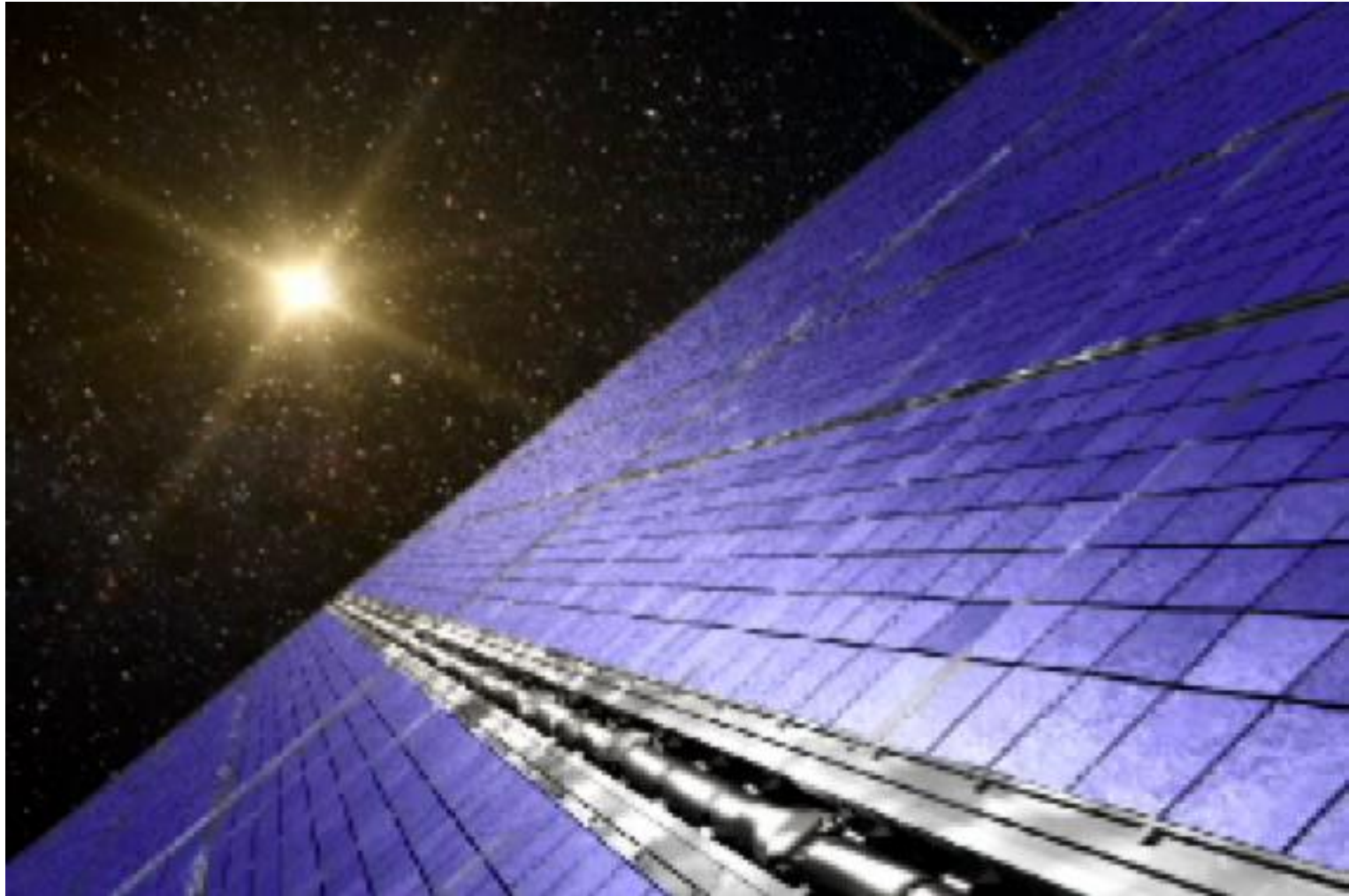
受電システム
10 m Φ 受光系
出力30-50 W

ガイドビーム

受光セルアレイ

今後何を計画しているのか？

100kW級実験衛星デモンストレーション CG(首都大)

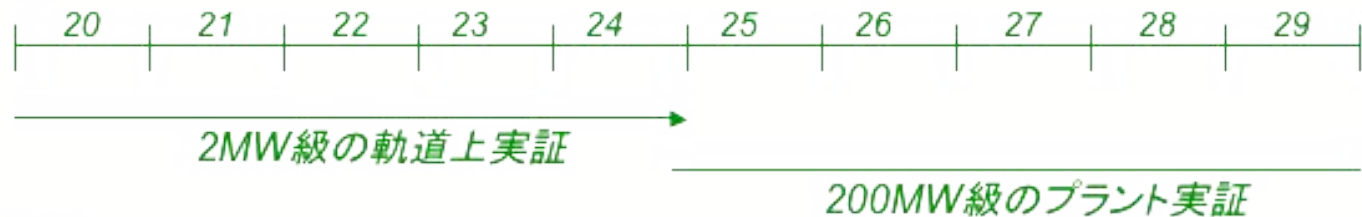


実用へ至るまでの道のり

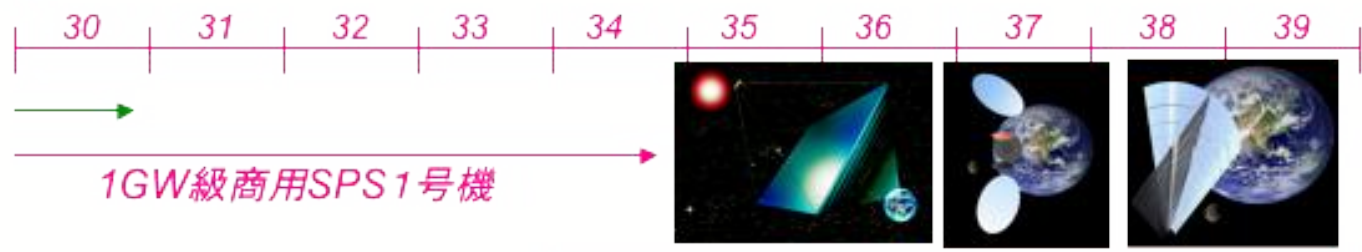
研究フェーズ



開発フェーズ



実用フェーズ



SPSの技術の成熟度

コンセプト

地上実験

軌道上実証

発電技術



送電技術



構築技術



システム技術



革新的輸送技術



SPSが実現したら・・・



環境に優しいエネルギーがふんだんに得られる
地球環境が修復され自然そのままに維持される
偏在するエネルギー資源をめぐる争いの終焉
豊富なエネルギー資源がもたらす穏やかで創造的な社会
新しい社会の活力による宇宙への発展が生み出す新しい
文明と文化……

まとめ

—宇宙からのクリーンエネルギーの獲得に向けて—

- ・宇宙空間には、地上と異なり広大な場と天候に左右されないふんだんな太陽エネルギーがある。宇宙太陽光発電の構想は、人類のフロンティアである宇宙空間を人類のエネルギー取得の場として利用しようとするものであり、クリーンで大規模なエネルギーシステムとして大きな可能性を持っている。
- ・我が国では現在、宇宙太陽光発電の最も重要な課題である無線送電と大型構造物構築について地上での実証実験、及び実用に至るまでの開発計画の検討が進められている。
- ・宇宙太陽光発電が真に人類社会の救世主になりうることを検証するため、近未来に本格的な軌道上実証実験に着手すべき段階に来ている。

A painting of a blossoming tree, likely cherry blossoms, under a full moon. The tree's branches are dark and gnarled, with delicate white and pink blossoms. The background is a deep blue-green, suggesting a night sky. A bright yellow full moon is visible in the upper left corner. The overall style is soft and painterly.

ご静聴ありがとうございました。

絵：満月祭宴(木村圭吾、1992)