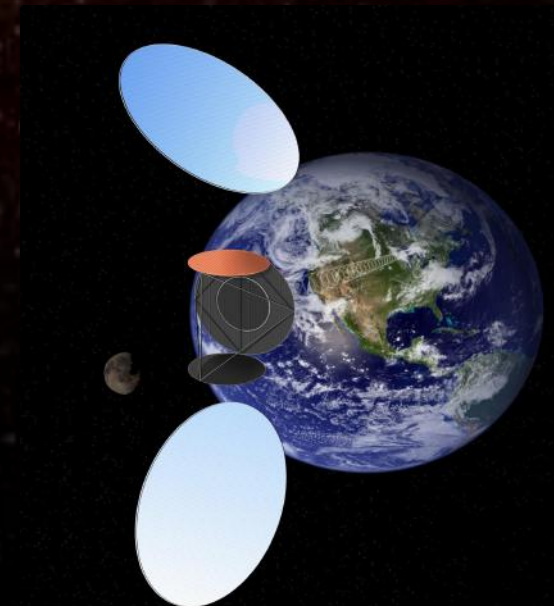
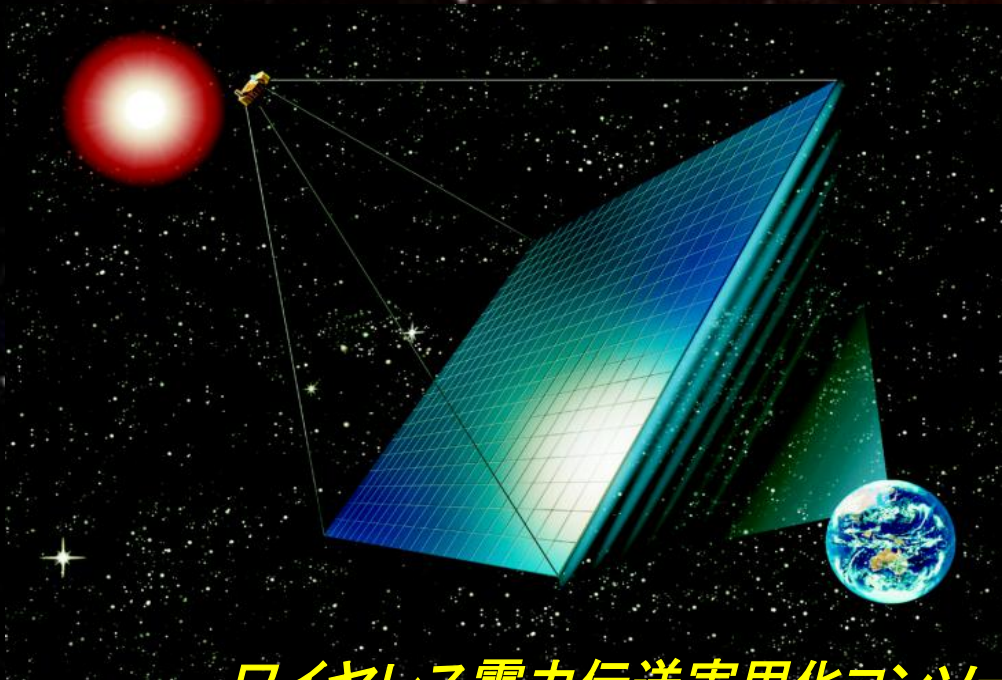


宇宙太陽光発電(SSPS)の計画とマイクロ波送電技術の現状

1. SSPSの原理とシステム例
2. SSPS技術の目標と現状の達成状況及び実用化への展望
3. マイクロ波送電技術のSSPS以外の利用案
4. マイクロ波送電の問題点と期待すること



ワイヤレス電力伝送実用化コンソーシアム WG4 第2回会合
2013年9月

1. SSPSの原理と システム例



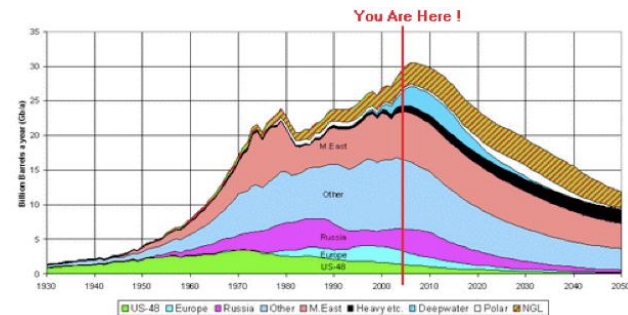
エネルギー資源問題と地球環境問題

エネルギー消費の増大(人口の増大、途上国の消費増大)



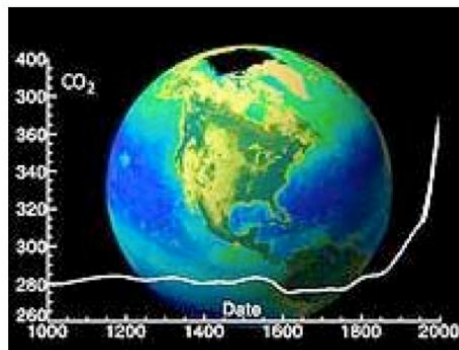
総合研究開発機構「エネルギーを考える」

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(お天道
様)

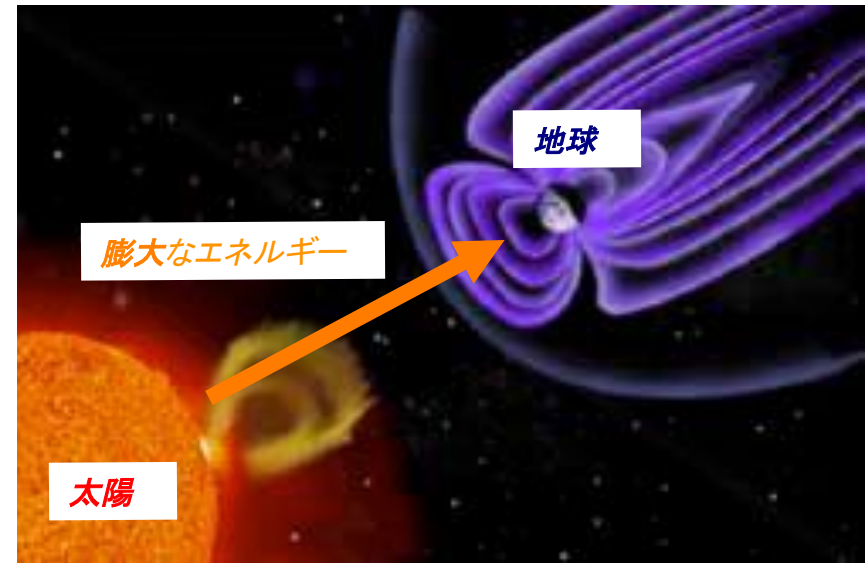
何故宇宙か？

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

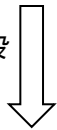
環境問題、エネルギー問題という地
球規模の問題に対し、地球閉鎖系
のではなく、地球の外即ち宇宙空
間に解決を求めようとするもの。

宇宙太陽光発電の仕組みと特徴

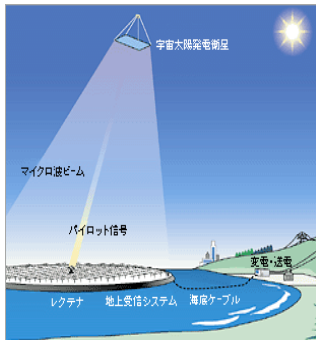


地上太陽光発電所（米国アリゾナ、
Agua Caliente Solar Project
250MW (2012年、世界最大)

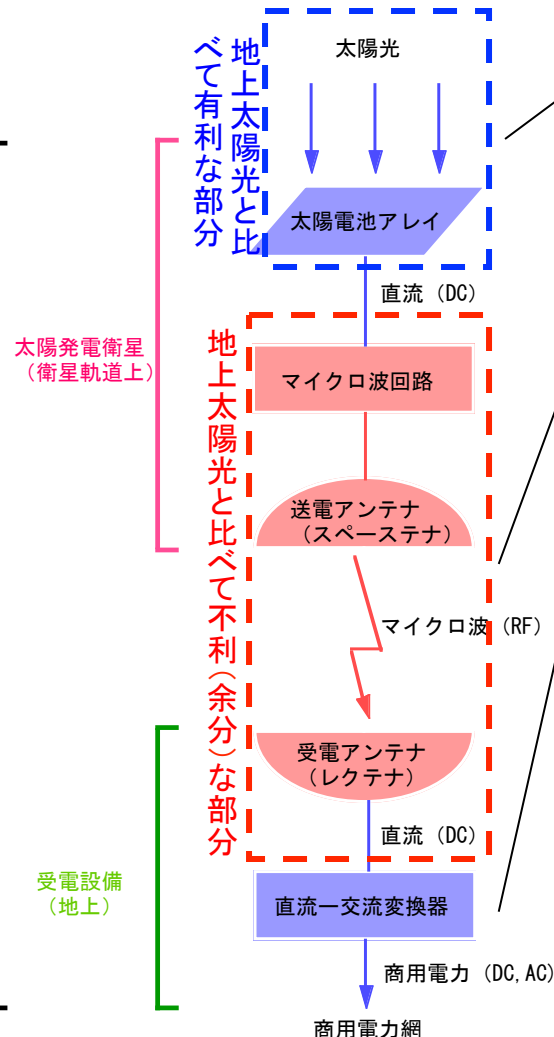
軌道上に建設



太陽発電衛星
システム



宇宙太陽光発電システム



宇宙での太陽光からのエネルギー取得の効率は地上太陽光利用の場合の5～10倍。

無線送受電の効率は50%が期待できる。

従ってこのシステムは地上の太陽光利用に比べ2.5～5倍の高い効率で変動のない電力を供給できる可能性を持っている。

クリーンで大規模なエネルギーシステムの可能性

- ・安定性: 高い(天候、昼夜の影響なし)
- ・取得可能エネルギー: 実質的に無制約
- ・EPT(Energy Payback Time): 数年以下
- ・コスト: 10～30円/kWh
- ・CO₂負荷: 火力発電の数十分の一以下

宇宙太陽光発電システムのCO₂負荷、コスト、エネルギーペイバックタイムの試算例

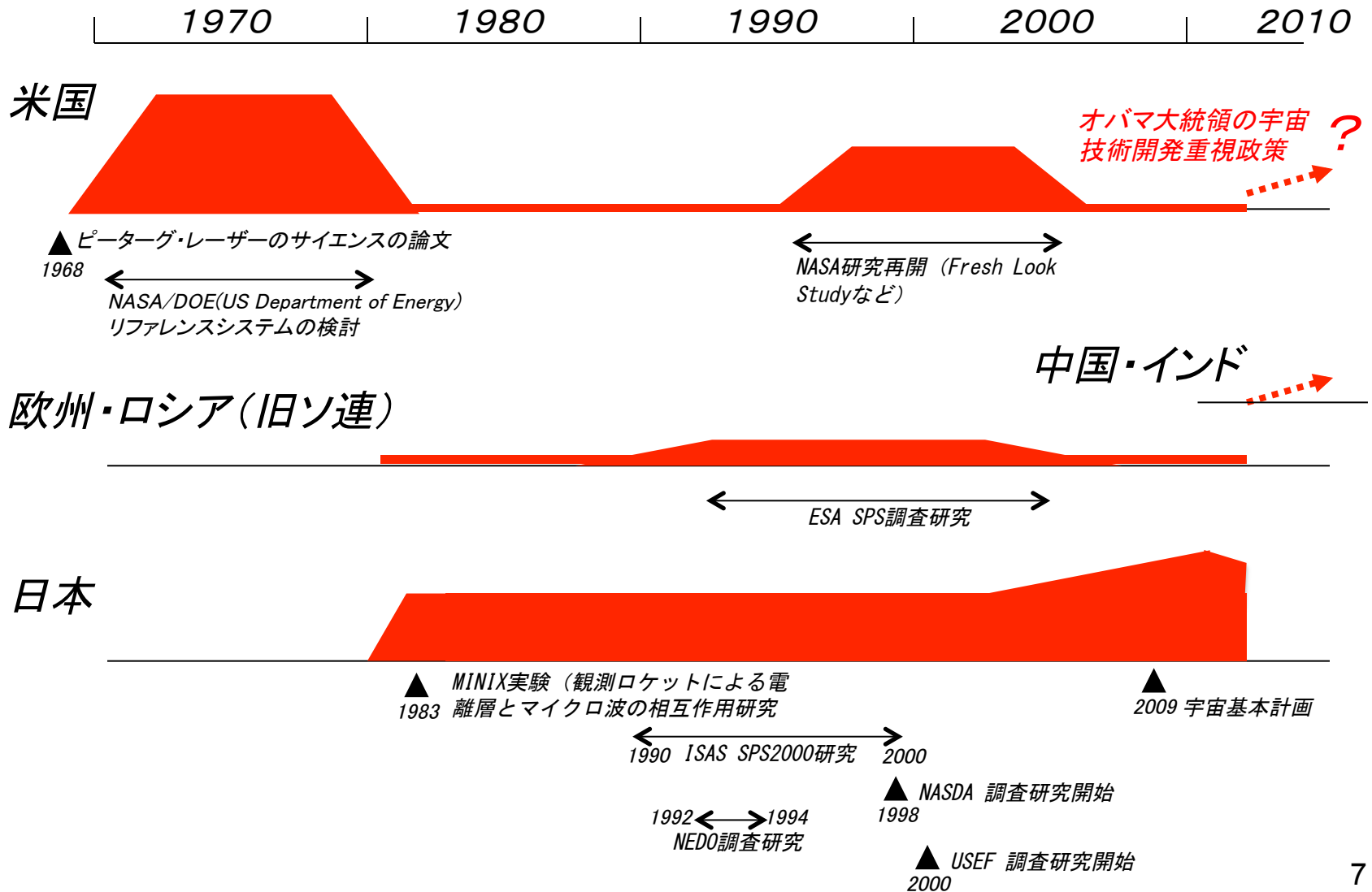
吉岡、菅、野村、朝倉、第1回SPSシンポジウム、平成11年 (g-CO₂/kWh)

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

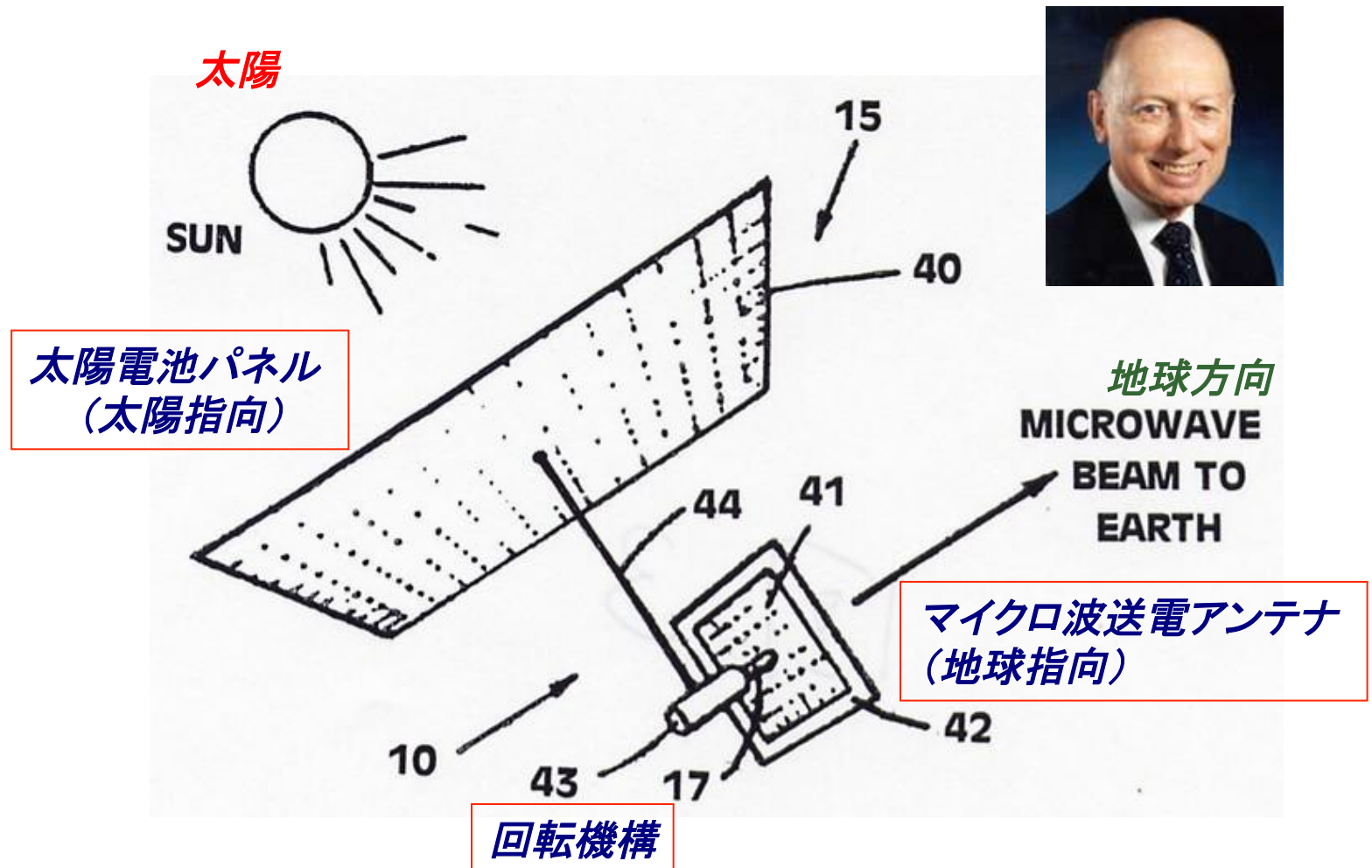
モデル名	検討年	寿命	総額	電力コスト	EPT
NEDOグランドデザイン	1994	30年	2兆4千万円	23円/kwh	2年
NASA Fresh Look Study	1995		10～100億ドル (目標)	1～10c/kwh (目標)	
NASDA1998年コストモデル	1998	30年	2兆7千億円	23.2円/kwh	5年
NASDA2003年コストモデル	2002	30年	1兆2500億円	8.5円/kwh	0.91年
USEFモデル	2003	40年	1.7～0.78兆円	13.4～7.7円/kwh	

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。

SSPS研究の歴史



ピーター・グレーザーの特許公告(1973年)

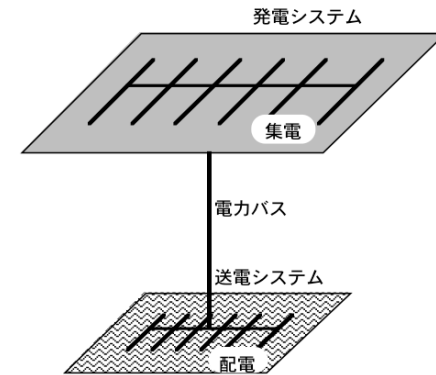


電力システム的方式

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

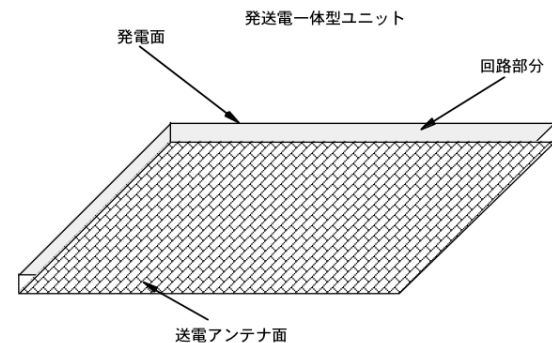
- ・ 電力管理に自由度（ガウスビームが可能）
- ・ 電力が集中するためロバスト性に欠ける
- ・ 集電系の重量が重い
- ・ 高電圧を使用する場合は昇圧・降圧システムが必要



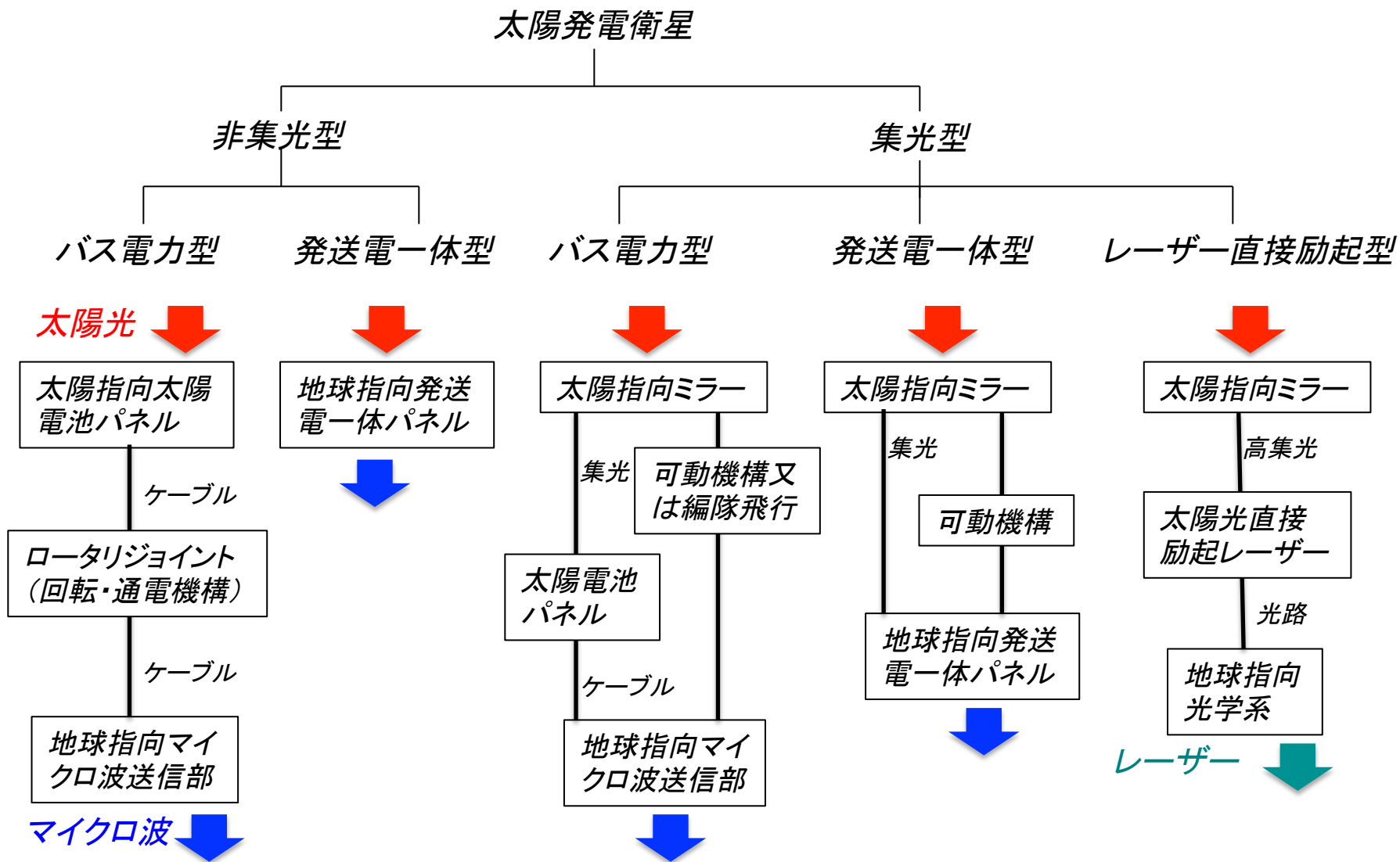
発送電部一体型方式（分散方式）（サンドイッチパネル）

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



SSPSの種類



SSPSの種類

太陽発電衛星

非集光型

集光型

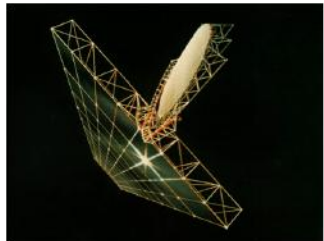
バス電力型

発電電一体型

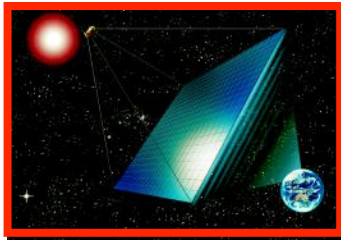
バス電力型

発電電一体型

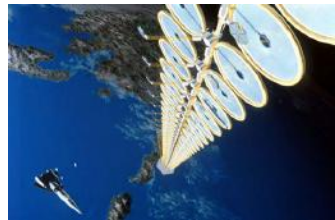
レーザー直接励起型



NASA リファレンスモデル



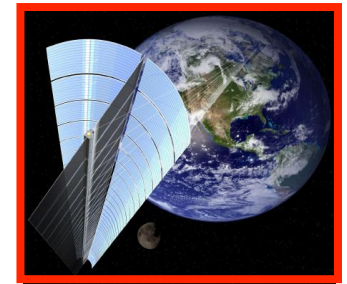
USEFテザーモデル



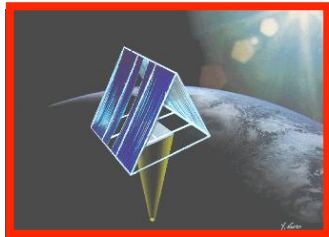
NASA サンタワー



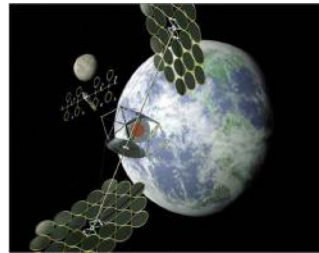
NASDA 2001モデル



JAXA L-SSPS



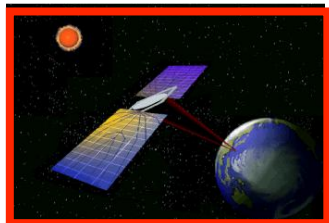
ISAS SPS2000



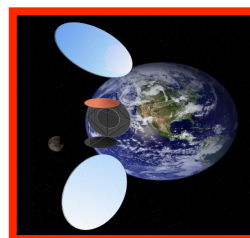
NASA ISC



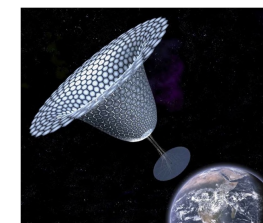
IAA研究モデル



NEDO グランドデザイン



JAXA M-SSPS



米国SPS-ALPHA

日本発のモデル

太陽発電衛星の比較表

実用(商用)モデル

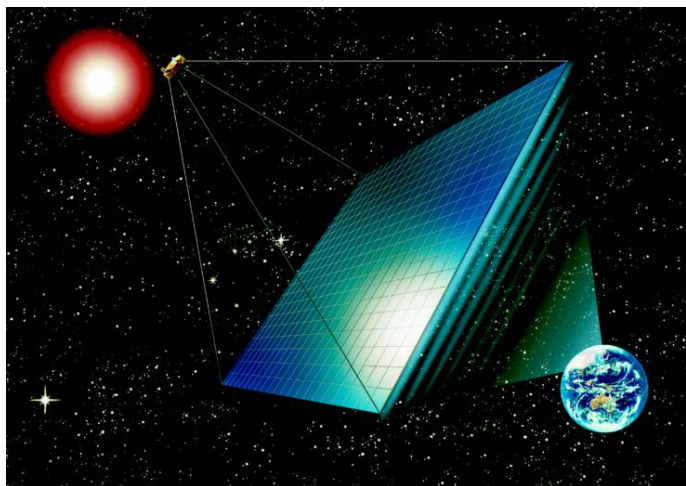
	NASA リ ファレンス システム	NEDO グ ランドデザ イン	NEDO グラ ンドデザイ ン オプション	SPS2000	サンタワー	セイルタ ワー	Integrated Symmetrical Concentrator	JAXA L-SSPS (レーザー方式)	JAXA M-SSPS (マイクロ波方式)	USEF テザー SPS
国	米国	日本	日本	日本	米国	欧州	米国	日本	日本	日本
機関	NASA/ DOE	NEDO	NEDO	ISAS	NASA	ESA	NASA	JAXA	JAXA	USEF /ISAS
年	1979	1992	1992	1993	1995	1999	2001	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 枚とレーザー発 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

実用(商用)モデル

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

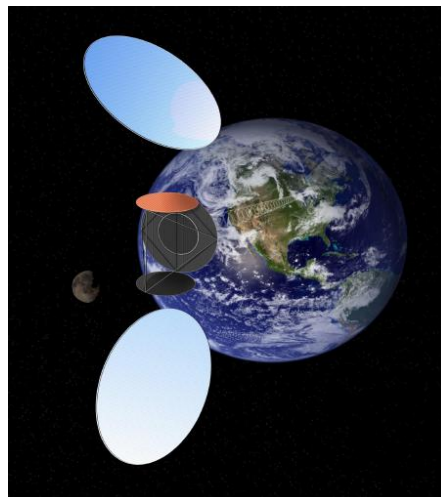
日本のSSPSシステム代表的設計例(1GW級)



Basic Model

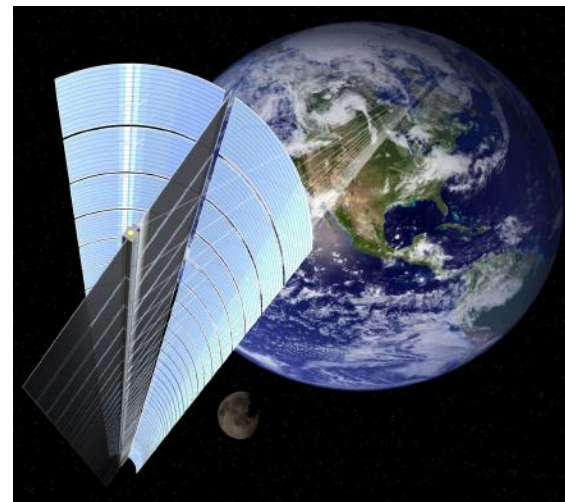
太陽非追尾マイクロ波型
発送電一体型パネルのモジュール構成

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

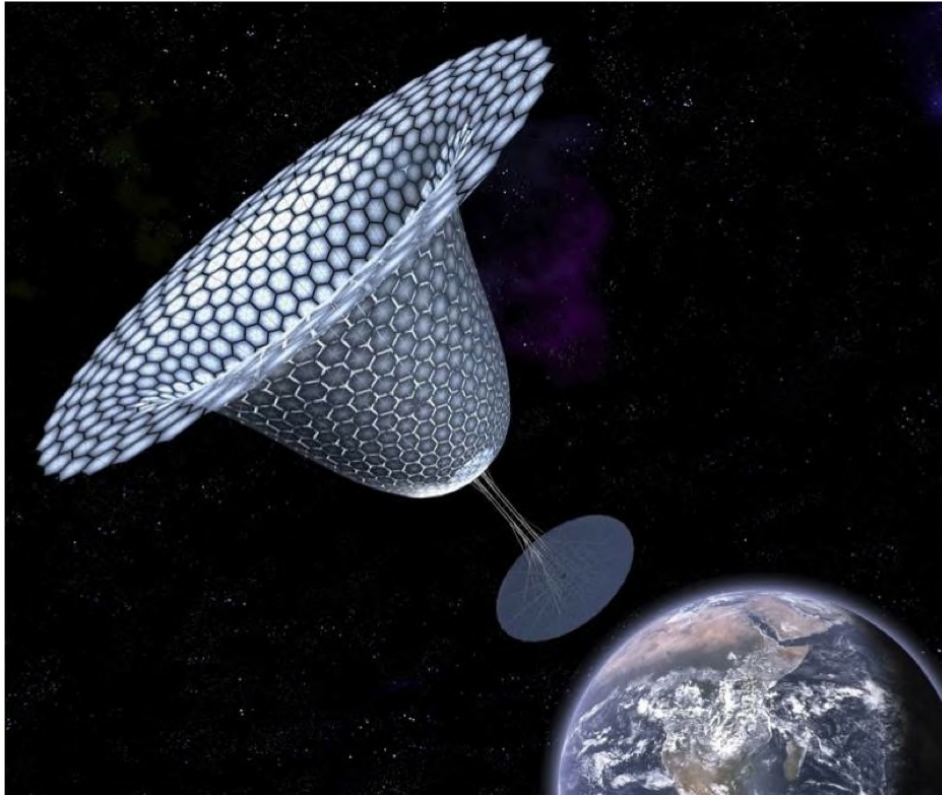
太陽追尾マイクロ波型
ミラー(反射集光鏡)は編隊飛行
発送電分離型
総重量: 10,000トン(目標)
複雑、高い電力取得効率



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

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

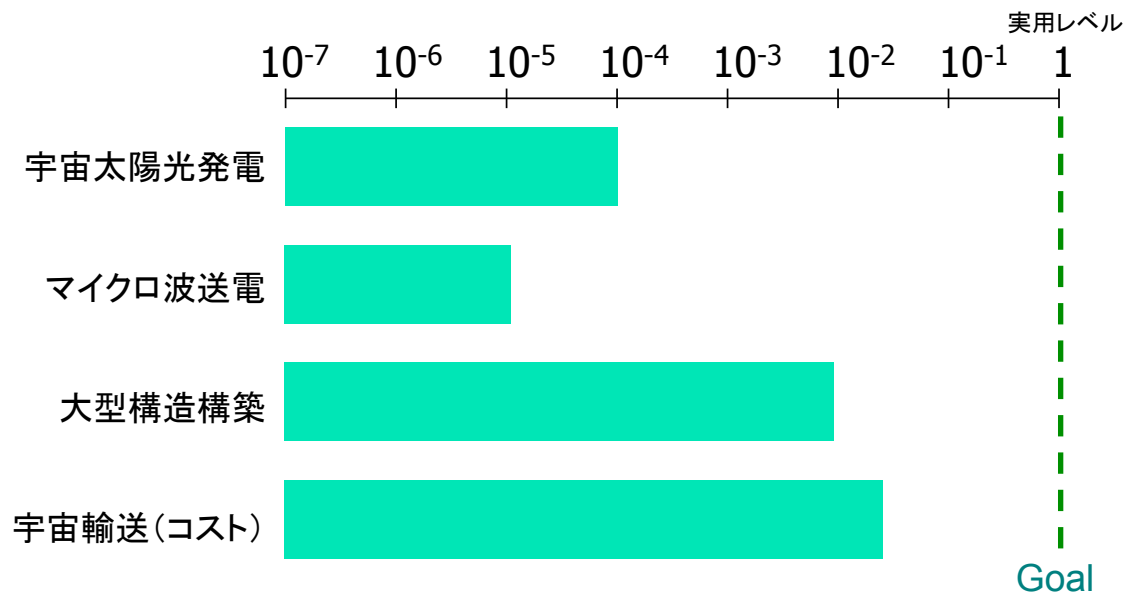
[1] Number of elements based on approximately 1,200 meter diameter power generation/transmitter array

2. SSPS技術の目標と現状の達成状況及び実用化への展望



SSPS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（面積）	100mクラス（国際宇宙ステーション）	数km	100
宇宙輸送のコスト	100万円/kg	2万円/kg	1/50



2.1 太陽光発電技術 の現状と目標



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		本格的商業利用には稀少資源(In,Ga,Ag など)は使用できない	
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

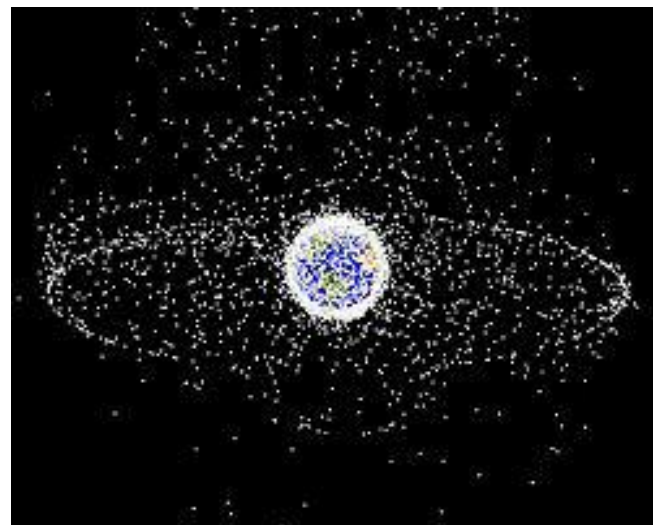
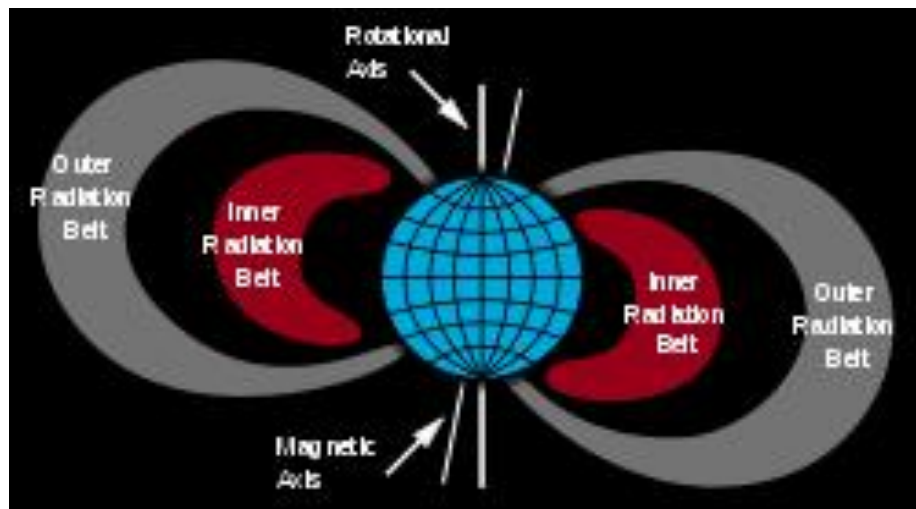
国際宇宙ステーション太陽電池パドル(1基11.6mx35.5m)

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

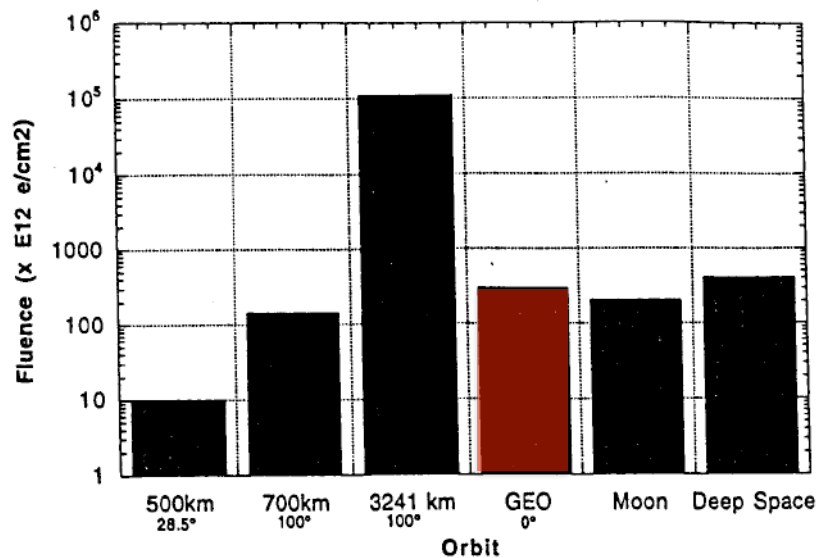


静止衛星軌道: $6 \times R_e$ (地球半径)
磁気圏境界: $10 R_e$ (地球半径)

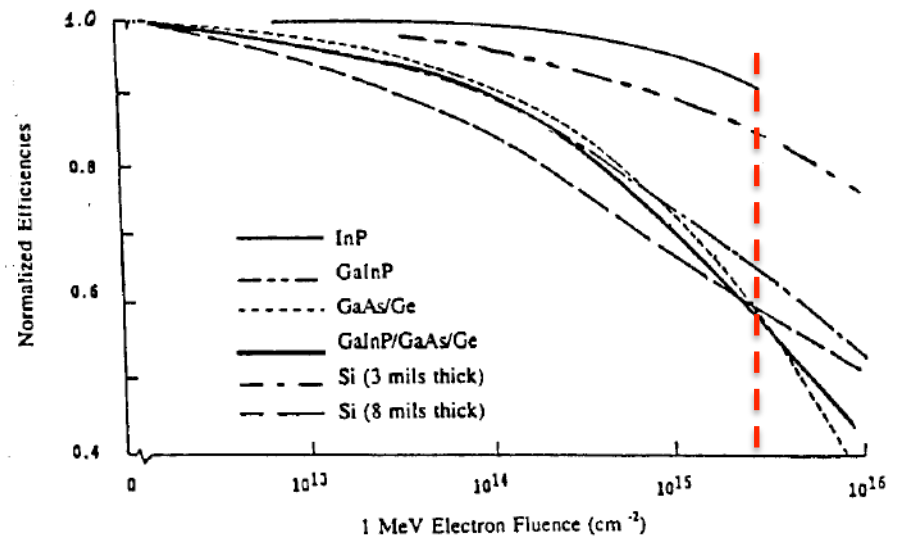
デブリ映像



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

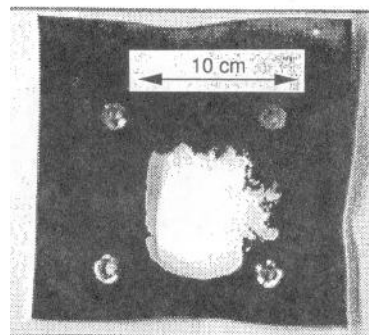
S.Bailey, G.Landis, and D.Flood, Photovoltaic Space Power, AIAA 98-1053, 36th Aerospace Sciences meeting & Exhibit, Jan.12-15, 1988, Reno, NV

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%

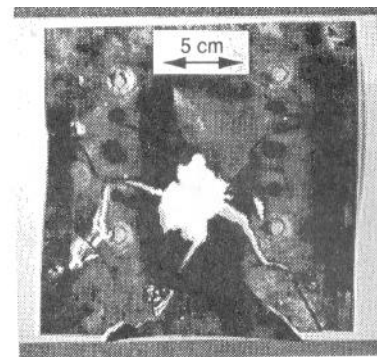
参考: 輸送時は1mm厚のアルミのシールドコンテナ(貨物40トンに対し600kgの重さ)を用いれば、放射線の効果を1/10以下に現象することが可能。

太陽電池パネルの宇宙塵や宇宙ゴミの衝突を考慮した設計

超高速衝突実験による破壊スケールの把握



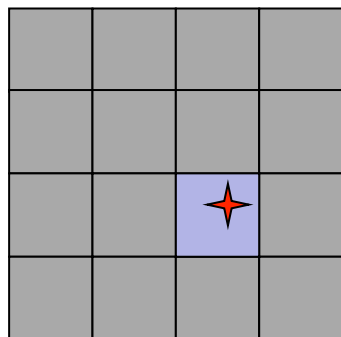
The front polyester sheet



The rear polyester sheet

破壊サイズは最大で弾の10倍程度

実験結果の設計への反映



超高速衝突で
破壊されたモ
ジュール
健全なモ
ジュール

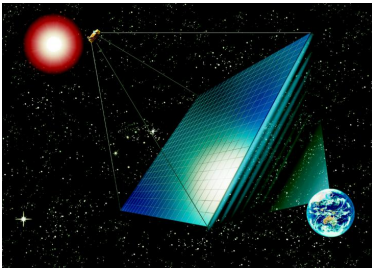


静止衛星でのパネル状構造物への衝突頻度は、 km^2 あたり、
10 cmサイズ 70年に1回
1 cmサイズ 3年に1回
1 mmサイズ 2400回/年

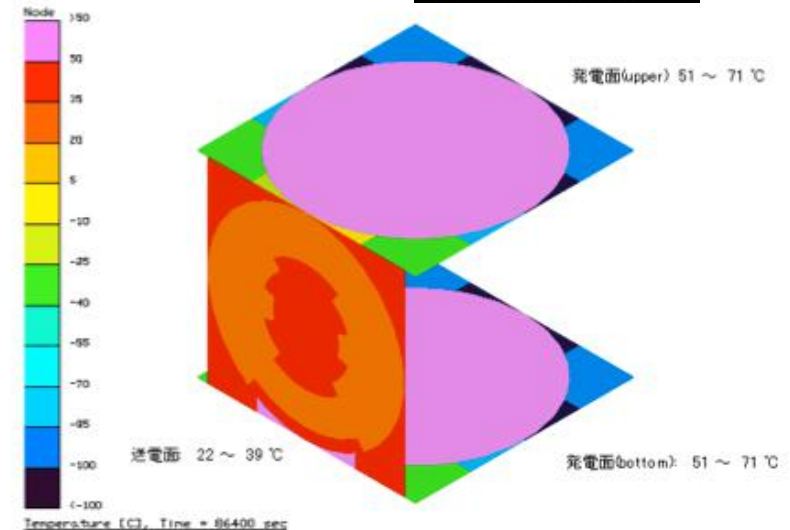
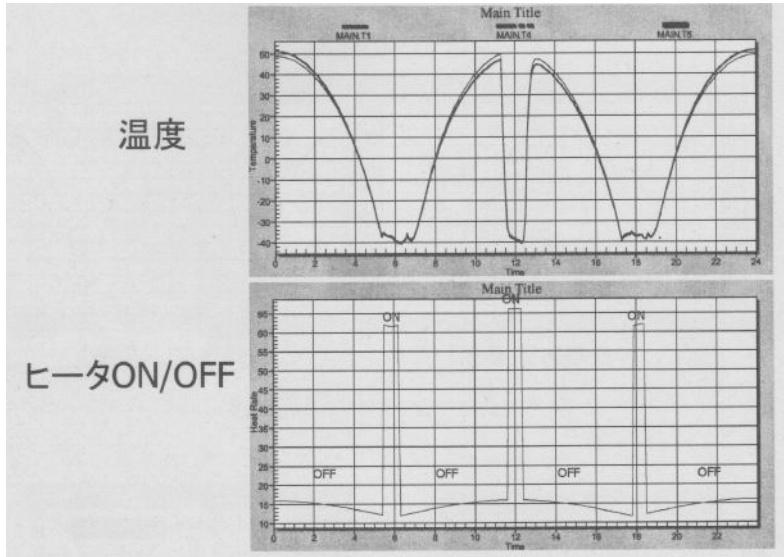
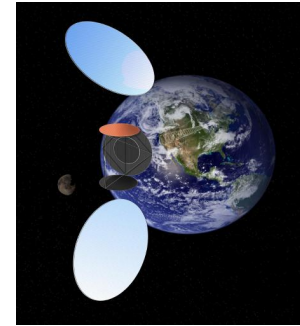
太陽電池のモジュールサイズを $0.5\text{m} \times 0.5\text{m}$ とし、モジュールの破壊は1mm以上のサイズの高速度の衝突で生じるとした場合、破壊が1モジュール内にとどまるように設計すれば、40年間の宇宙塵や宇宙ゴミの衝突による電力ロスが4.8%程度(両面衝突を考慮)となる。

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	



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
型パネルへの太陽光の入射が小
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。

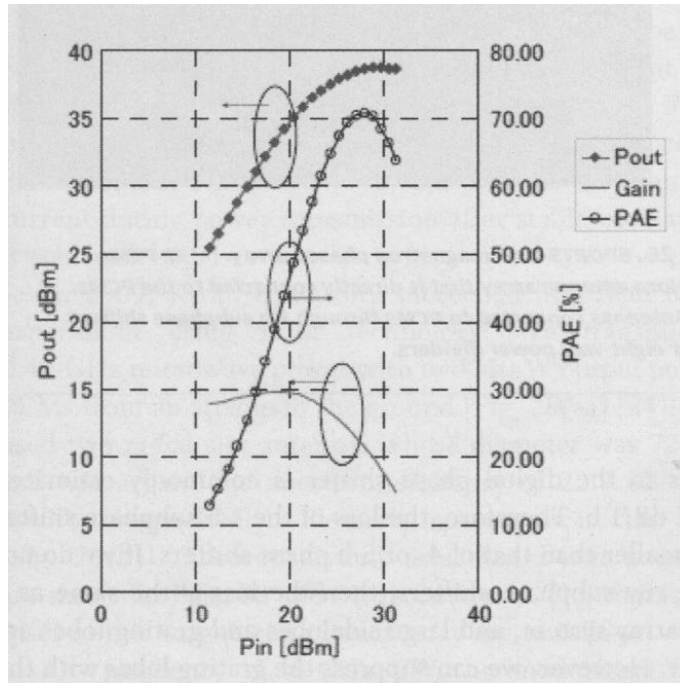
2.2.長距離・大電力のマイクロ波送電 技術の現状と目標



送受電分野の技術課題と技術現状

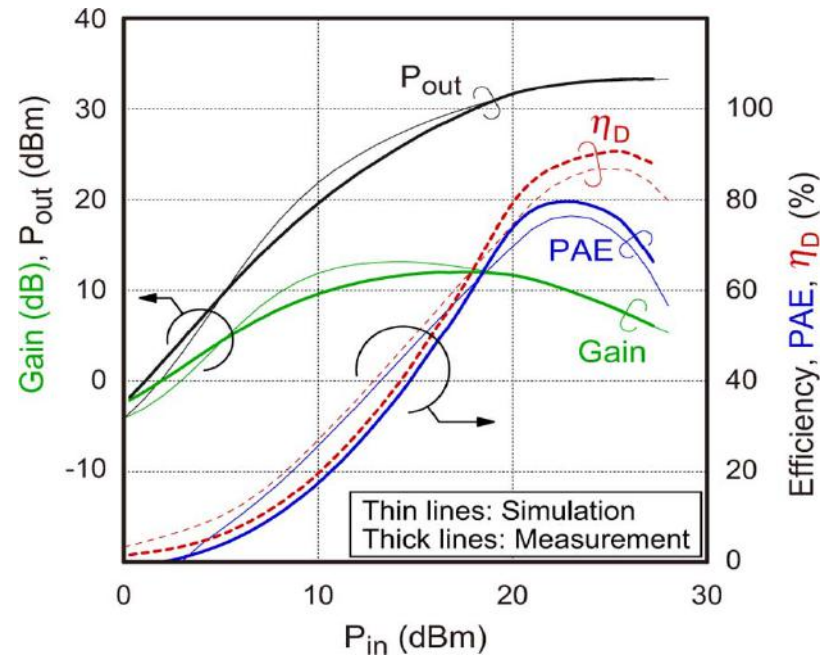
技術課題	適用モデル	技術項目	技術の現状	技術の目標
マイクロ波ビーム制御	マイクロ波方式	ビーム形成技術	3 度(進行中)	100 μ rad
		ビーム方向制御	0.5 度(進行中)	10 μ rad
高効率・低コスト マイクロ波送受電	マイクロ波方式	マイクロ波増幅	70%	80-85%
		マイクロ波受電効率	60-70%(アレイ)	80-85%(アレイ)
		増幅器コスト	数千円/W	数百円/W
		位相器効率(損失)	-1 dB/bit	-0.1 dB/bit
		比重量	50g/W	1-10g/W
レーザービーム制御	レーザー方式	ビーム方向制御	1 μ rad	0.1-1 μ 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。	

高効率半導体増幅器



京大の例

N. Shinohara, 2013



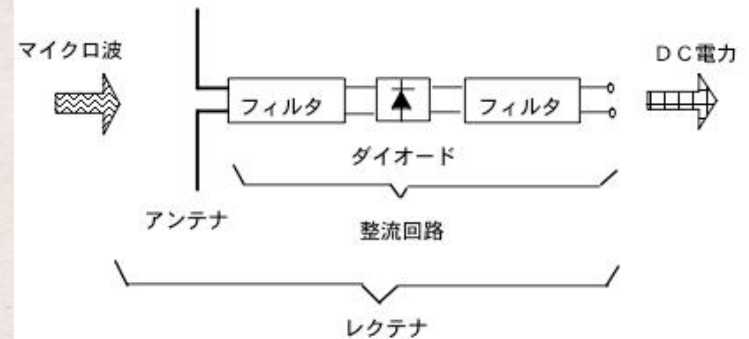
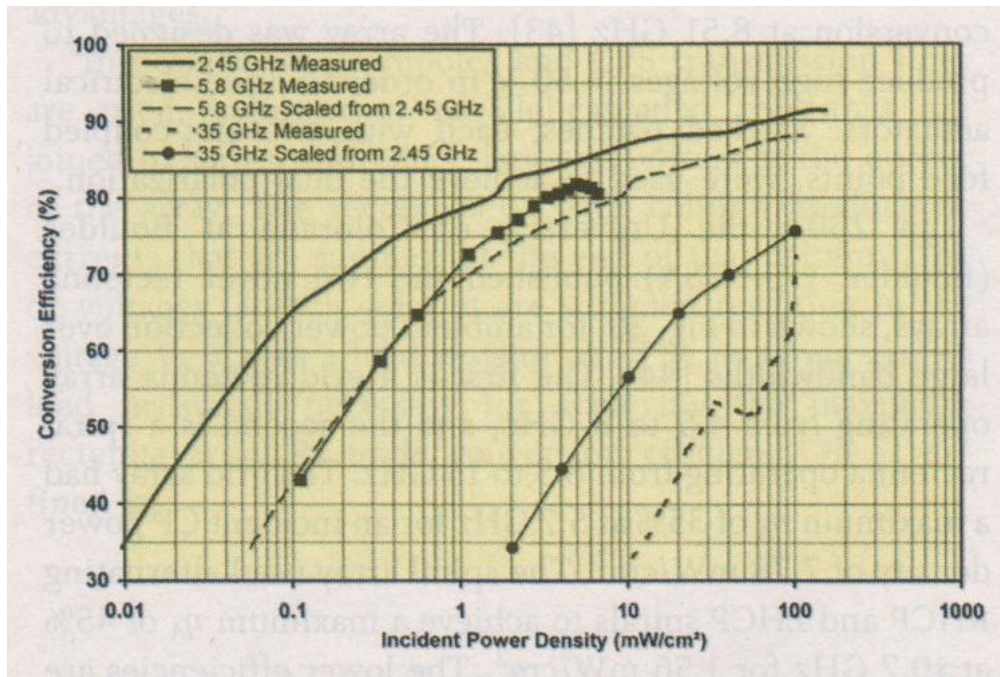
電通大の例

M. Kamiyama et.al., 2012

最終段用のアンプ(5.8GHz)はPAEが70%を越える増幅器が報告されている。

レクテナの電力変換効率

Rectenna type	Paper	Frequency (GHz)	Peak Conversion Efficiency(%)	Peak output power/ Element(Wdc)	Polarization
Printed dipole	W.C.Brown, 1984	2.45	85	5	Linear
Circular patch	M.Onda et al., 1999	2.45	81	5	Dual
Printed dual rhombic	B.Strassner and K.Chang, 2002	5.61	78	0.084	Circular
Circular patch	Y.Fujino et al., 2002	5.8	76	3	Linear
Printed dipoles	Y.-H.Suh and K.Chang,, 2002	2.45/5.8	84.4/82.7	0.094/0.052	Linear
Circular patch(CMSA)	T.Fujiwara et al., 2007	5.8	74.3	0.2	Linear



レクテナ(5.8GHz)は素子レベルでの最大変換効率が80%を越えている。

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技術の中で最もチャレンジングな技術の一つ
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)。



km級のパラボラを機械的に動かしてポインティングする方法は適用できない(大型衛星の姿勢制御精度は0.1度程度)

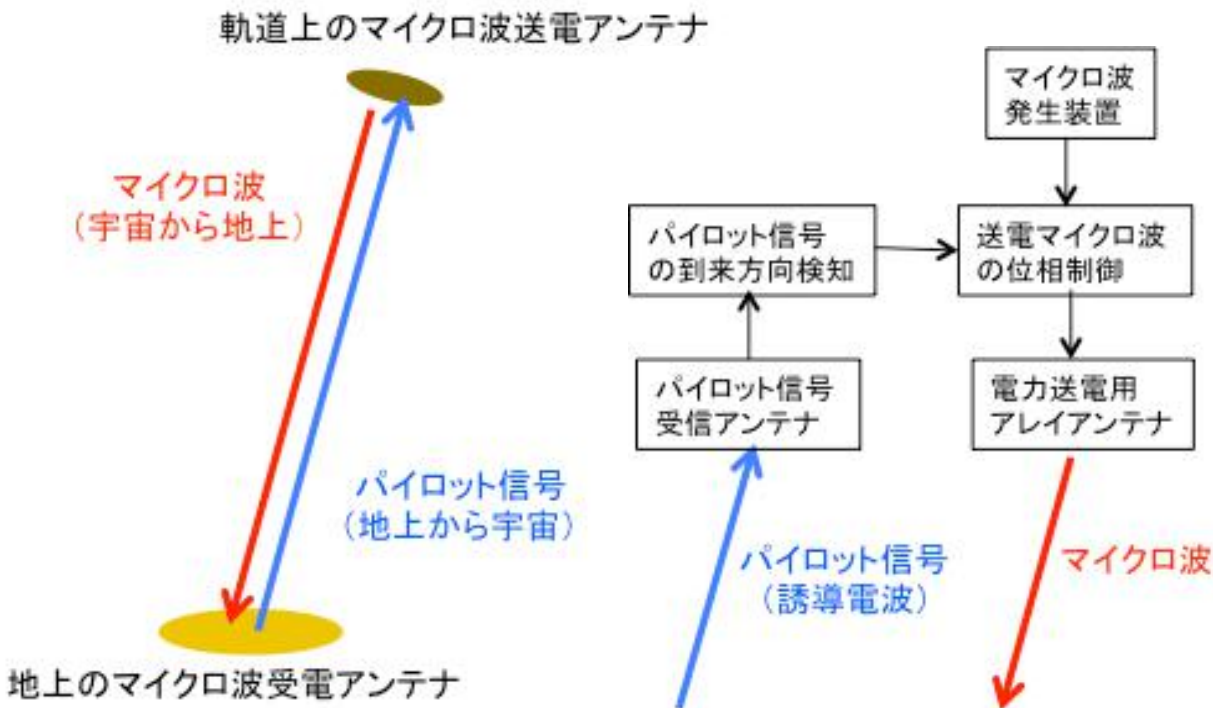


図21 半円を描くように広がる電波

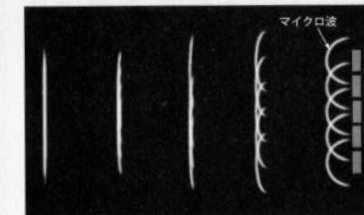


図22 いくつものアンテナが並び、電波の波がそろった状態

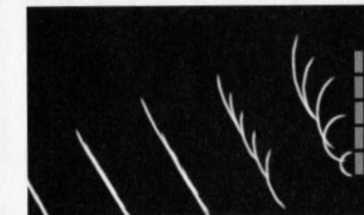


図23 電波を発するタイミングをずらすことで、位相を変えられる

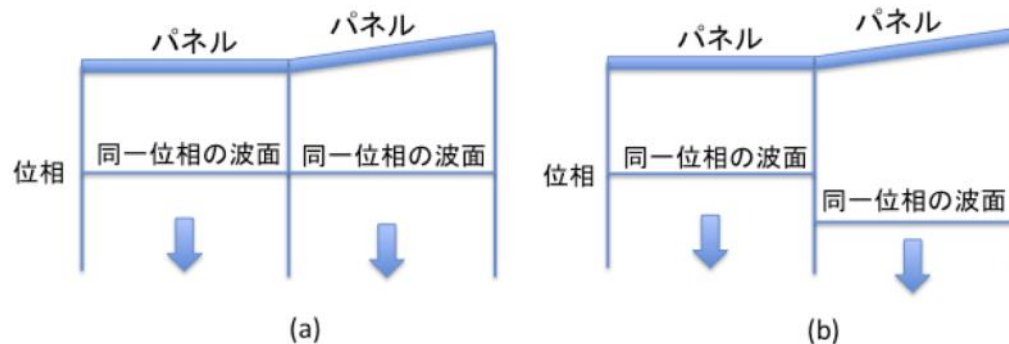
アレイアンテナによる電氣的な方向制御が現実的

マイクロ波送電のビーム方向制御法（方向制御）

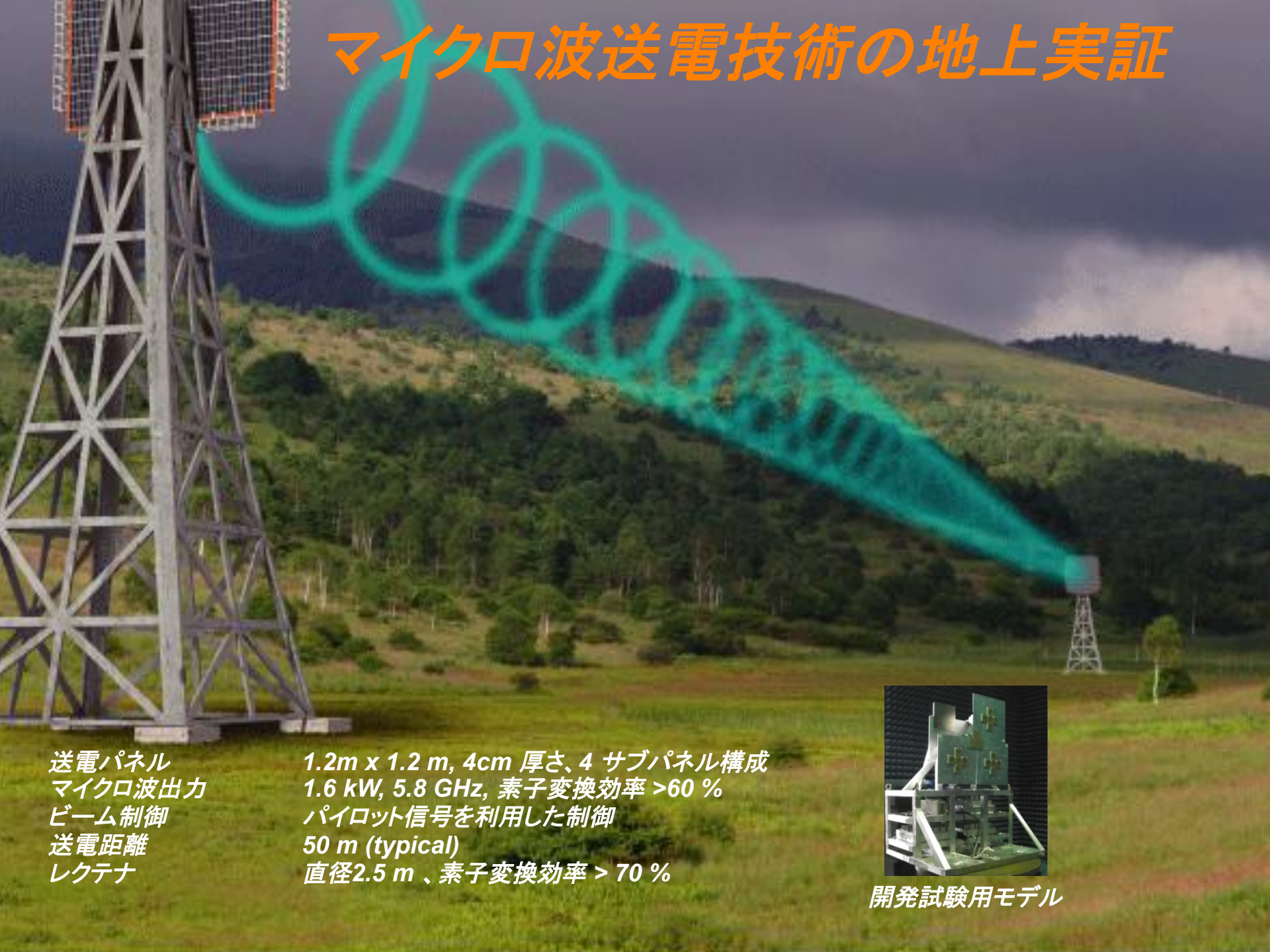
モデル	レトロ方式	パイロット信号	備考
NASA リファレンスシステム	位相共役回路(ハードウェアレトロ) 対称 2 周波パイロット信号、送電側に発信器あり、ヘテロダイン方式	$\omega_0 \pm \Delta \omega$	送電周波数(ω_0) 2.45 GHz 参考文献 2)
SFU METS NEDO グランドデザイン	位相共役回路(ハードウェアレトロ) 非対称 2 周波パイロット信号、送電側に発信器($2\omega_0$)あり、ヘテロダイン方式	$\omega_0 + \Delta \omega$ $\omega_0 + 2\Delta \omega$	送電周波数(ω_0) 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 ¹⁶⁾
	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 ¹⁰⁾
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 ¹⁷⁾ 高橋徹等 2005 年 ¹⁸⁾
	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 ¹⁹⁾
	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 ¹⁰⁾

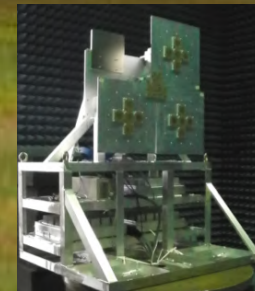


マイクロ波送電技術の地上実証



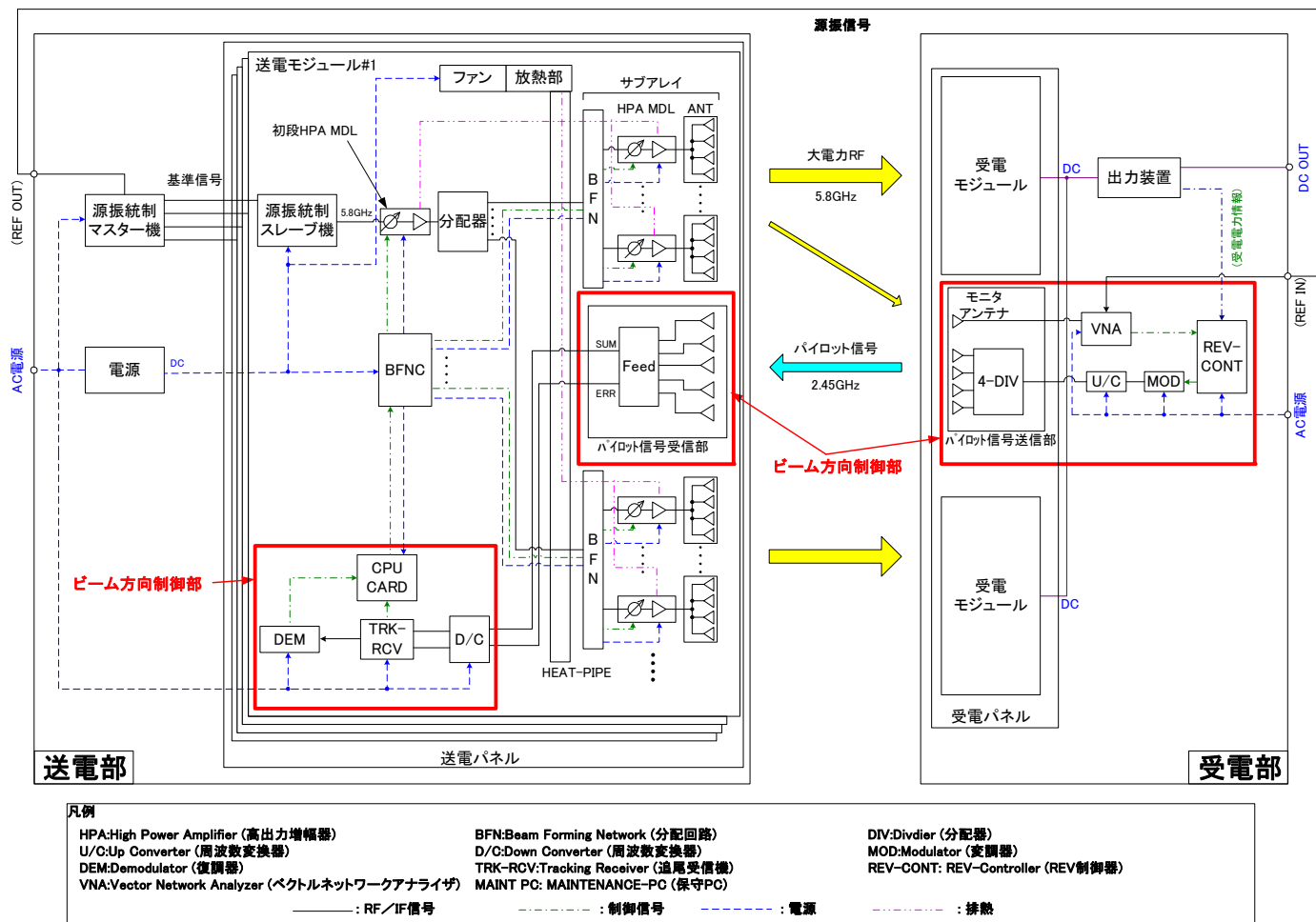
送電パネル
マイクロ波出力
ビーム制御
送電距離
レクテナ

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)



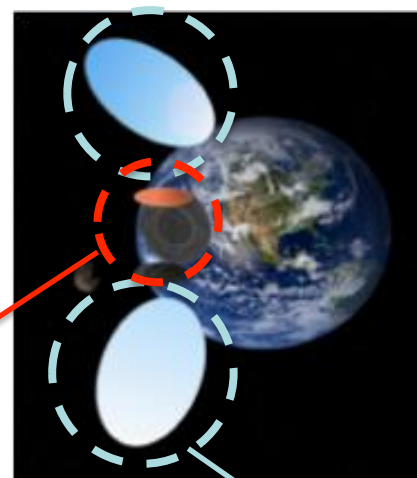
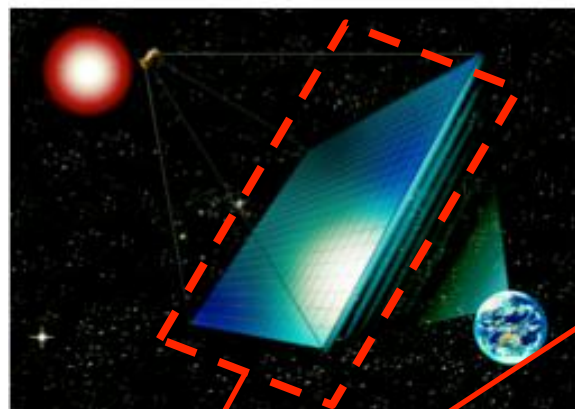
2.3 構築技術の現状



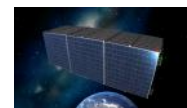
構造・機構・構築分野の技術課題と技術現状

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			

大型構造物構築のための自動展開技術



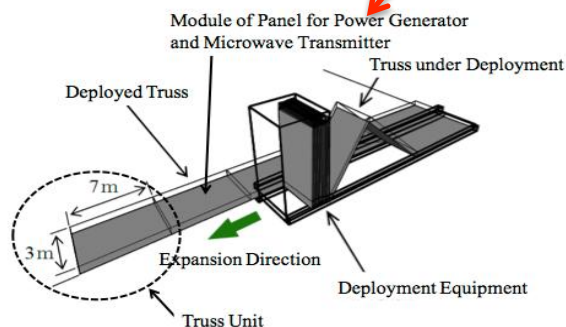
実験室実験



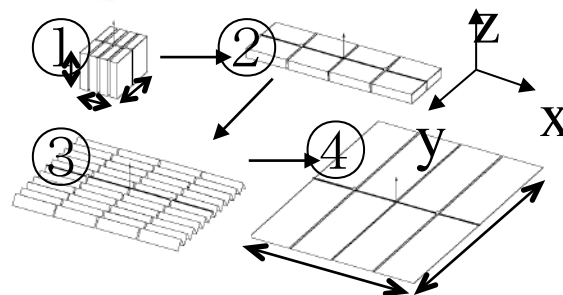
CG©NYAISAS
(宮崎氏製作)

数百m～数kmサイズの厚みのあるパネル構造

数百～数kmサイズの軽量薄膜ミラー



トラスとパネルを組み立てながら展出する展開方式
(JAXA/ARD)

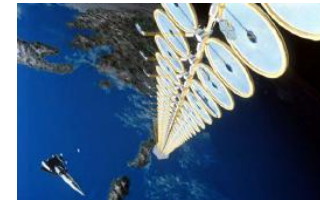
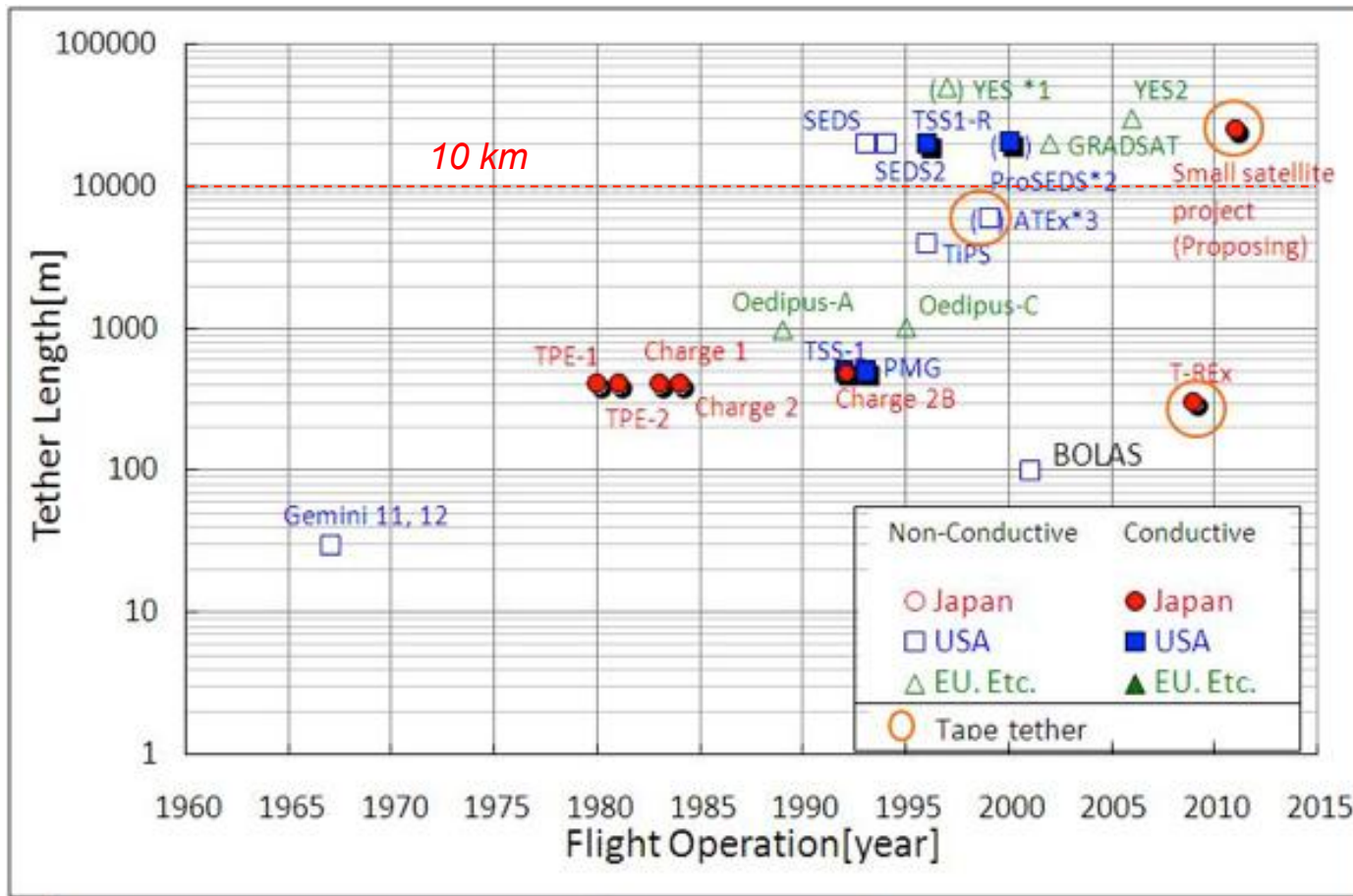


組み込みアクチュエーターを用いた二次元展開
(JAXA/ISAS)

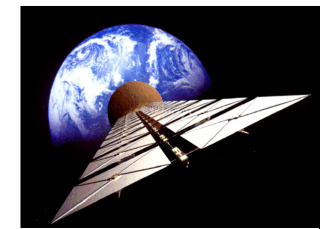


薄膜膨張(硬化)型構造物(NASA,JAXA/ARD) 37

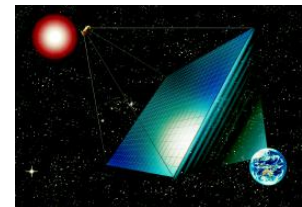
これまで行われた宇宙テザー実験 (計画のみのものも含む)



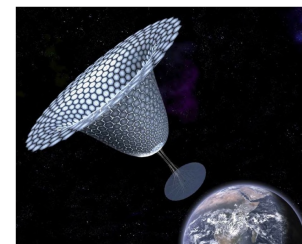
15km



15km



10km



38

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

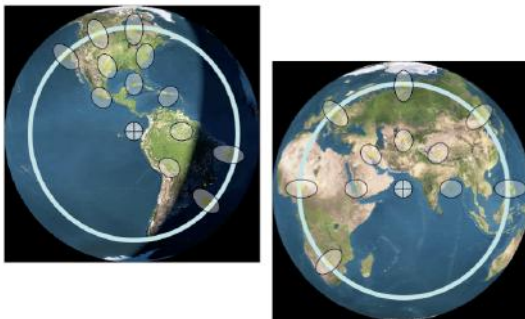
2.4 輸送技術の現状



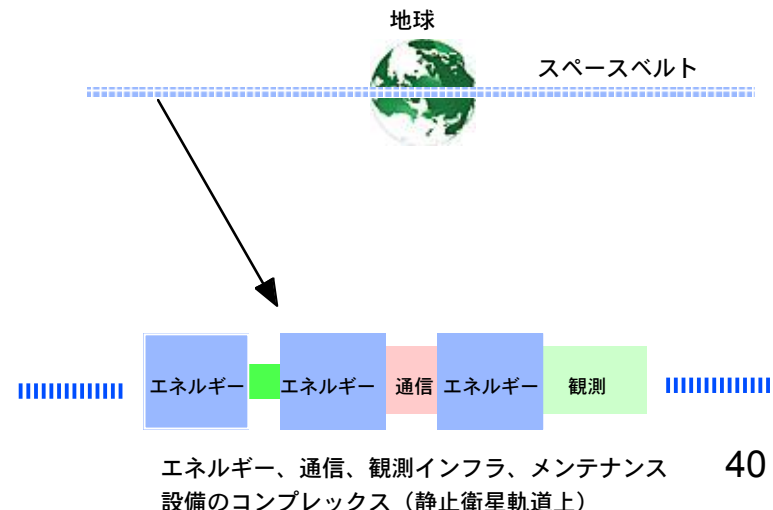
SSPS軌道の候補と特性

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⁾

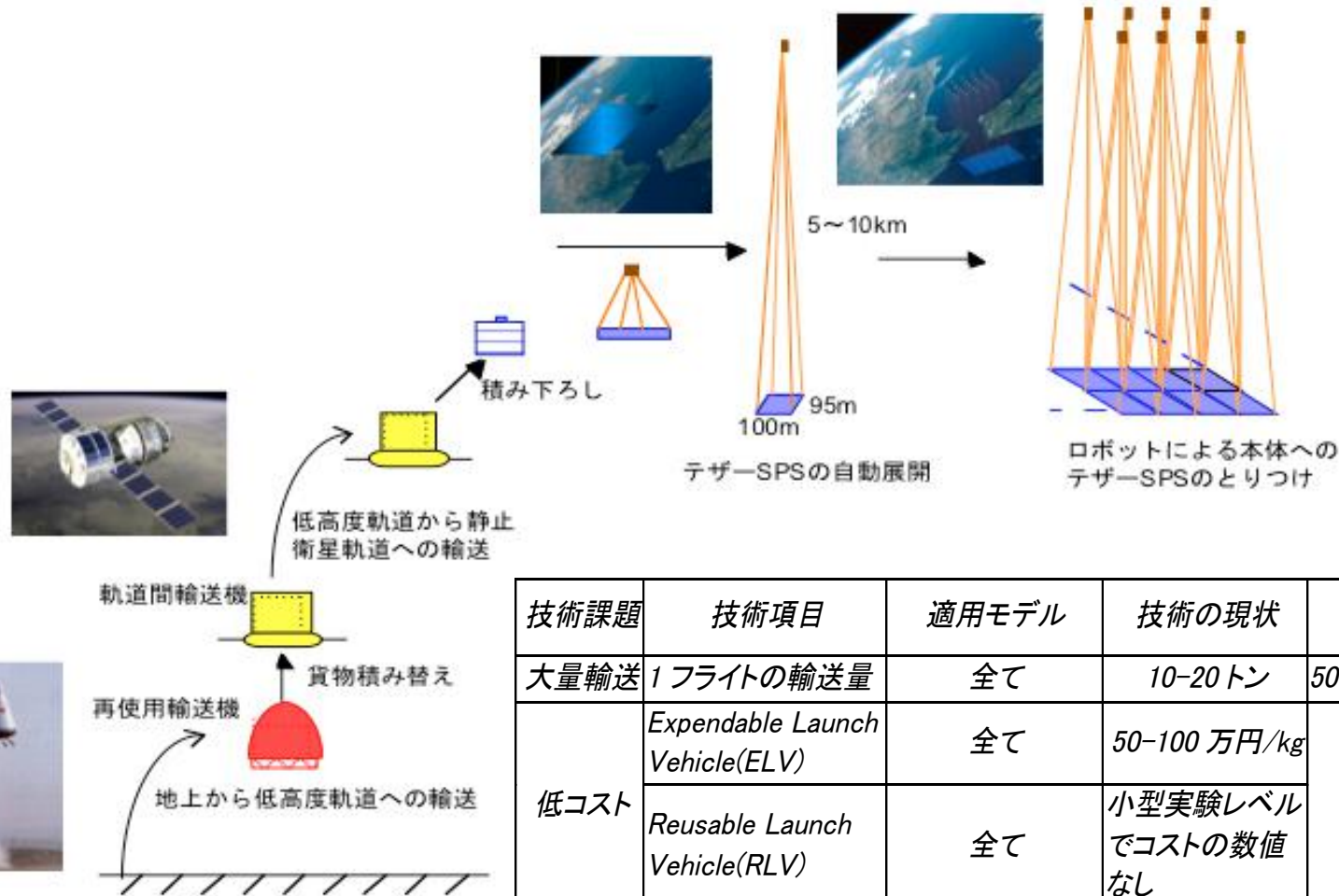
静止衛星の間隔: 0.1度(約73km)(電磁干渉がある場合は2度~4度)とされている)



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。



太陽発電衛星の建設方法の例と輸送系の課題

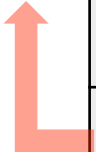


技術課題	技術項目	適用モデル	技術の現状	技術の目標
大量輸送	1フライトの輸送量	全て	10-20トン	50トン級(今後の検討による)
低コスト	Expendable Launch Vehicle(ELV)	全て	50-100 万円/kg	数万円/kg
	Reusable Launch Vehicle(RLV)	全て	小型実験レベルでコストの数値なし	
軌道間輸送	大型電気推進	低軌道での積み替え方式	数トン級	50トン級(今後の検討による)
	大型電気推進	低軌道での組み立て方式		数千トン(今後の検討による)

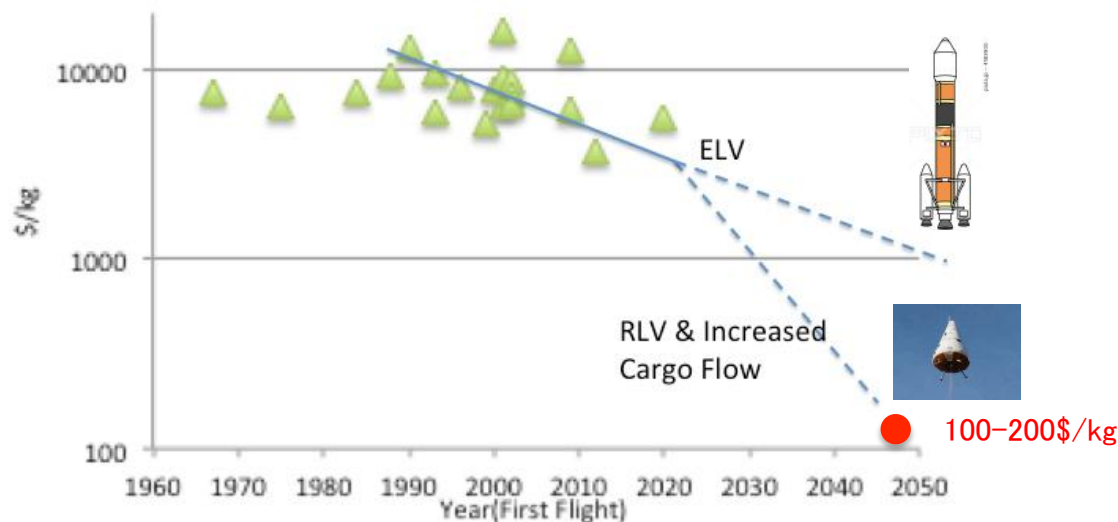
代表的SPS建設費に占める輸送費の割合(1GW級)

	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	26,600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 17,500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
G to LEO 100万 円/kg	2.2\$/kWh	279円/kWh	112円/kWh	257円/kWh
G to LEO 50万 円/kg	1.14\$/kWh	148円/kWh	60円/kWh	134円/kWh
G to LEO 10万 円/kg	28¢/kWh	42円/kWh	18円/kWh	35円/kWh 42

G to LEO
1~2万円/kg
を目指したい

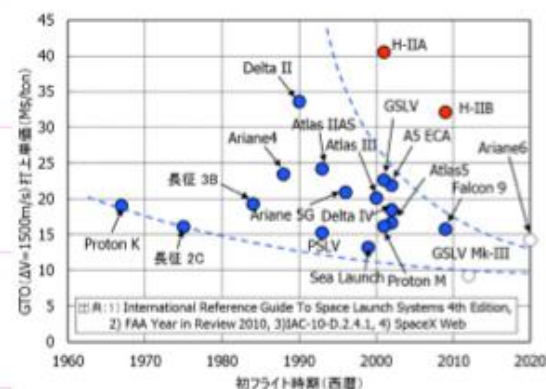
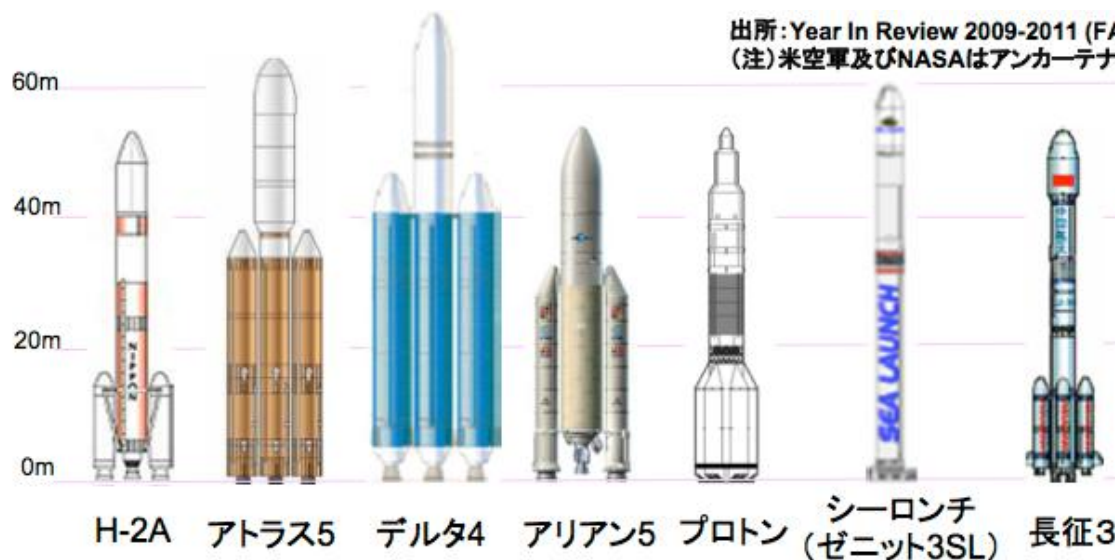


打ち上げ輸送のコスト予測



再使用ロケット実験機 重量:500kg、全長3.5m

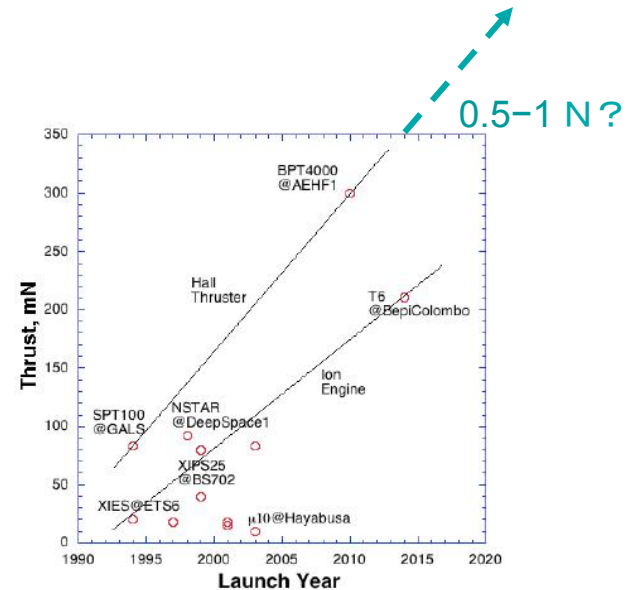
出所: Year In Review 2009-2011 (FAA) ※H-2A/Bについては、平成24年8月現在までの数字
(注)米空軍及びNASAはアンカーテナントなどによる支援を実施



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



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)

設計例:

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

推力0.5-1Nのクラスター化が現実的か?

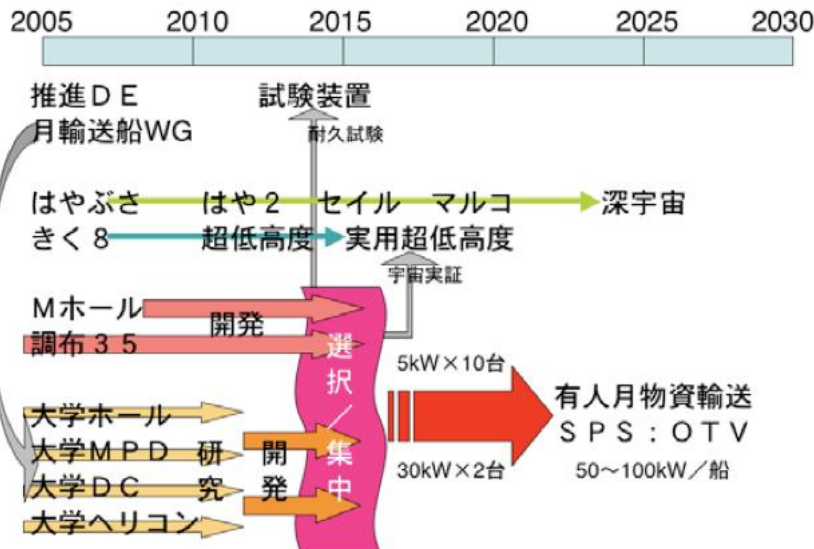


図4 大電力電気推進の研究スキーム案

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

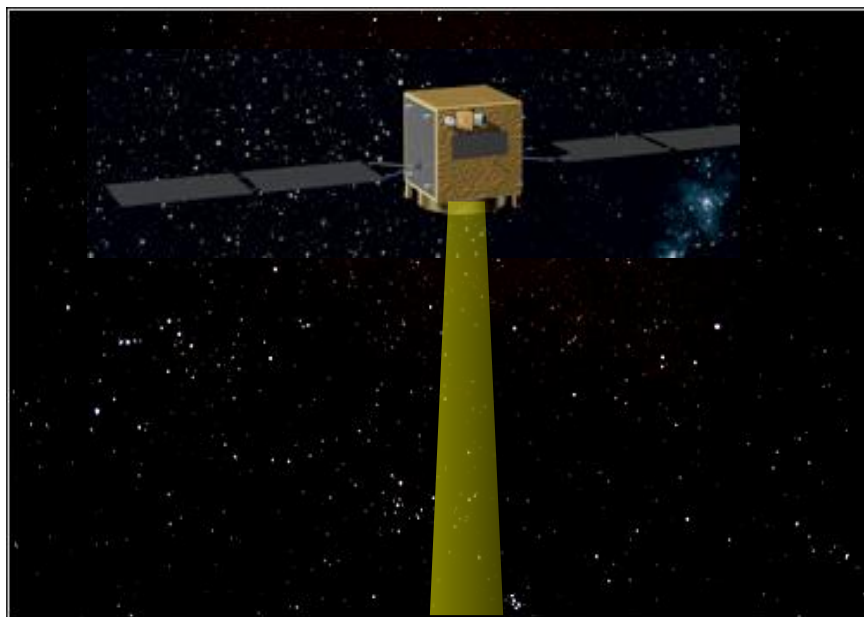
2.5. 実用化への展望



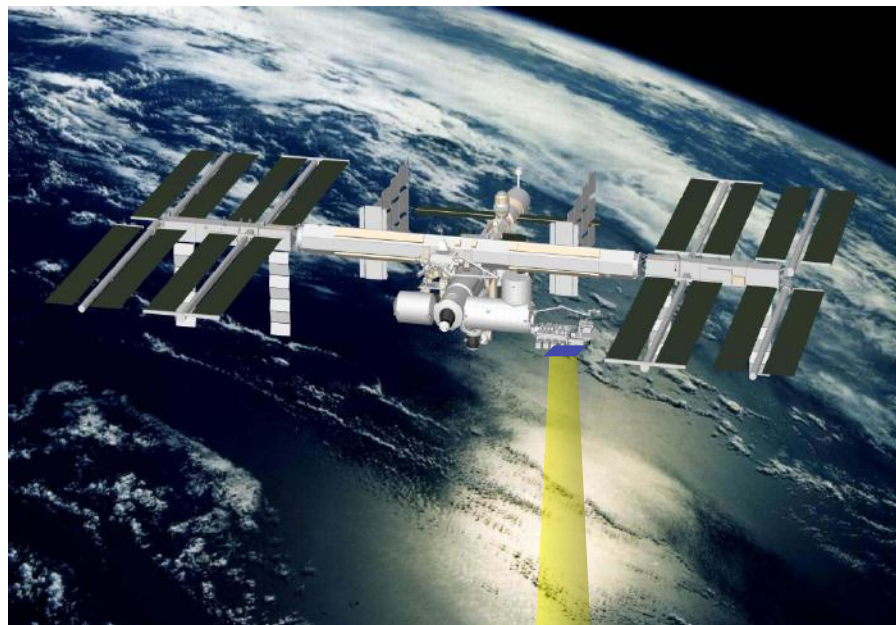
SSPSの研究

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

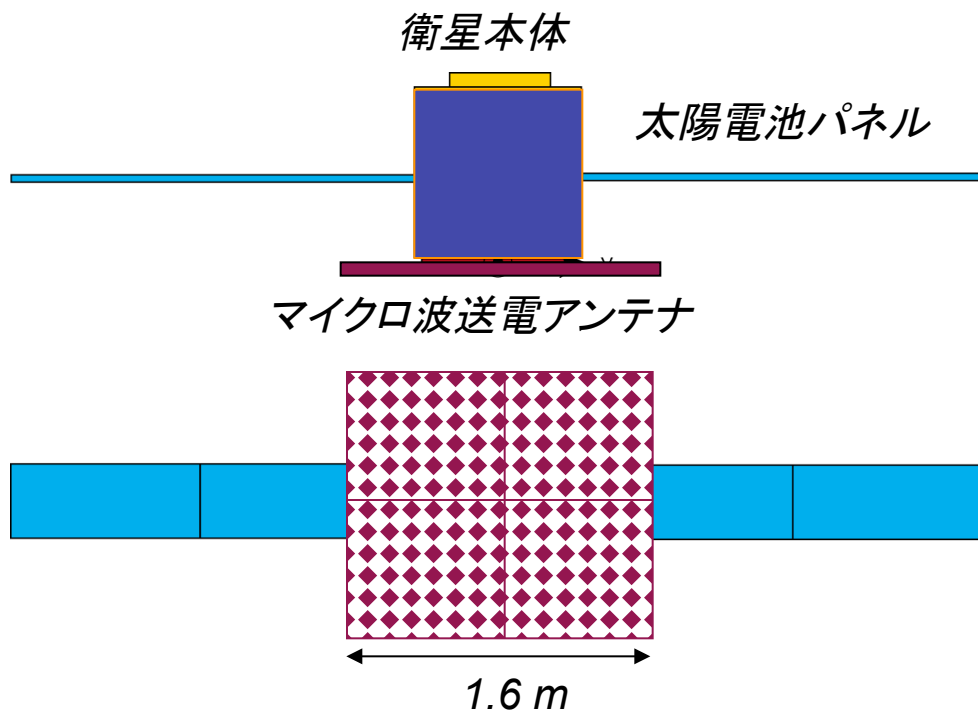
軌道: 低高度周回軌道 (370 km)

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

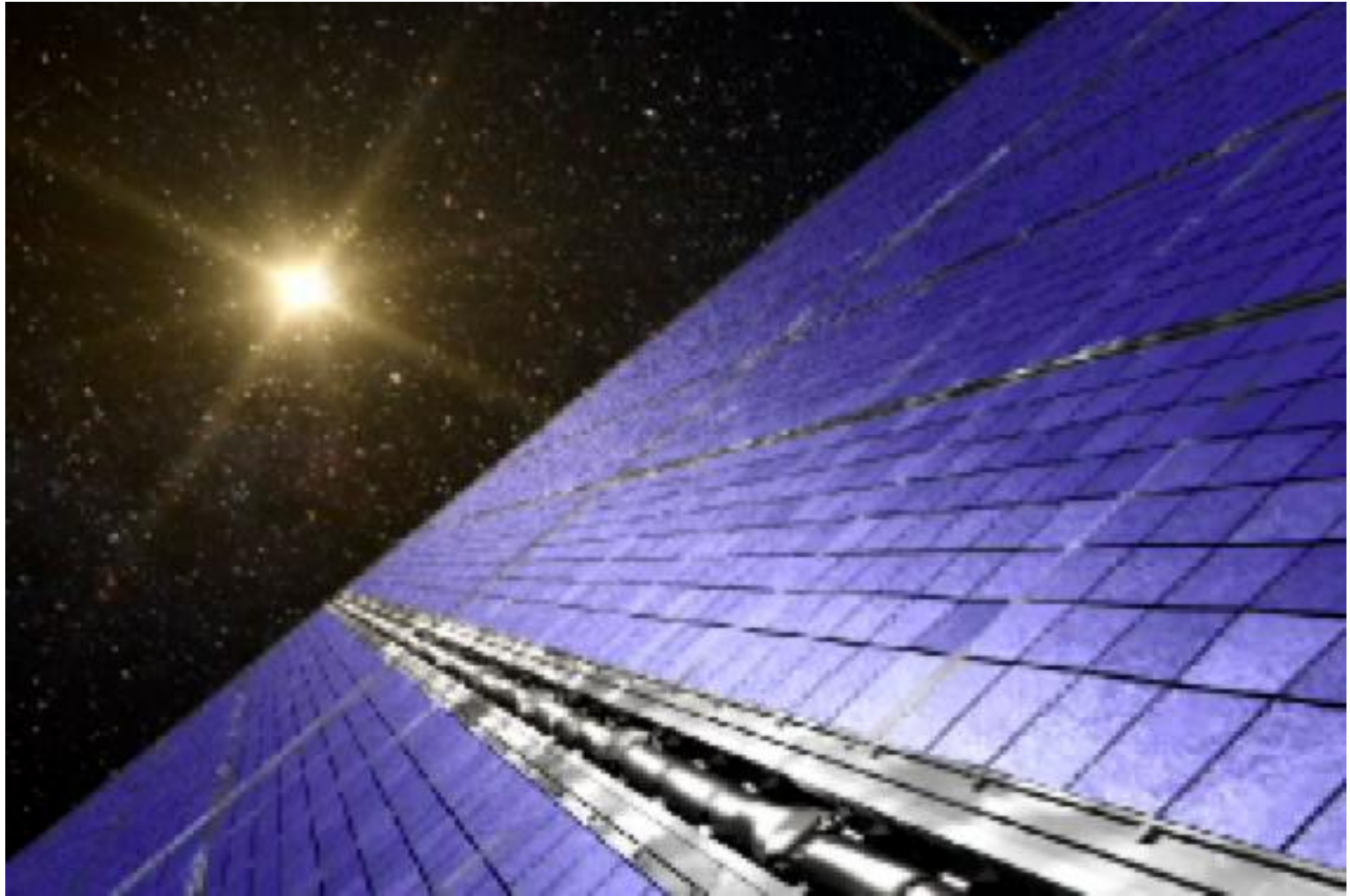


小型科学衛星打上用イプシロンロケット。初号機2013年度。



小型衛星から地上へのマイクロ波送電実験。

100kW級実験衛星デモンストレーション CG(首都大)

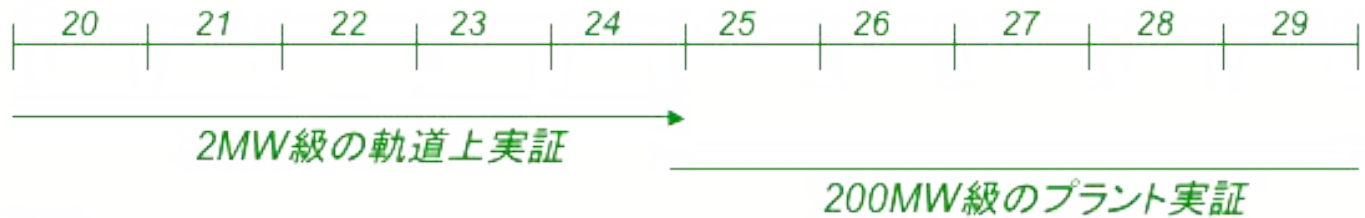


実用へ至るまでの道のり

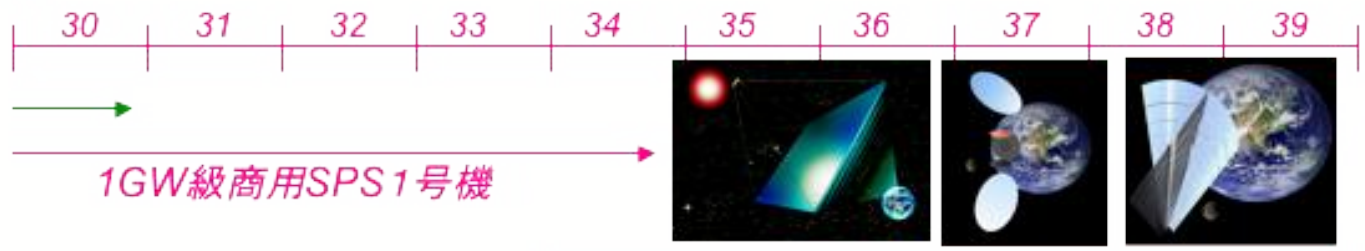
研究フェーズ



開発フェーズ



実用フェーズ



SSPS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



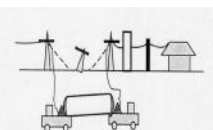
革新的輸送技術



3. マイクロ波送電技術のSSPS以外の 利用案



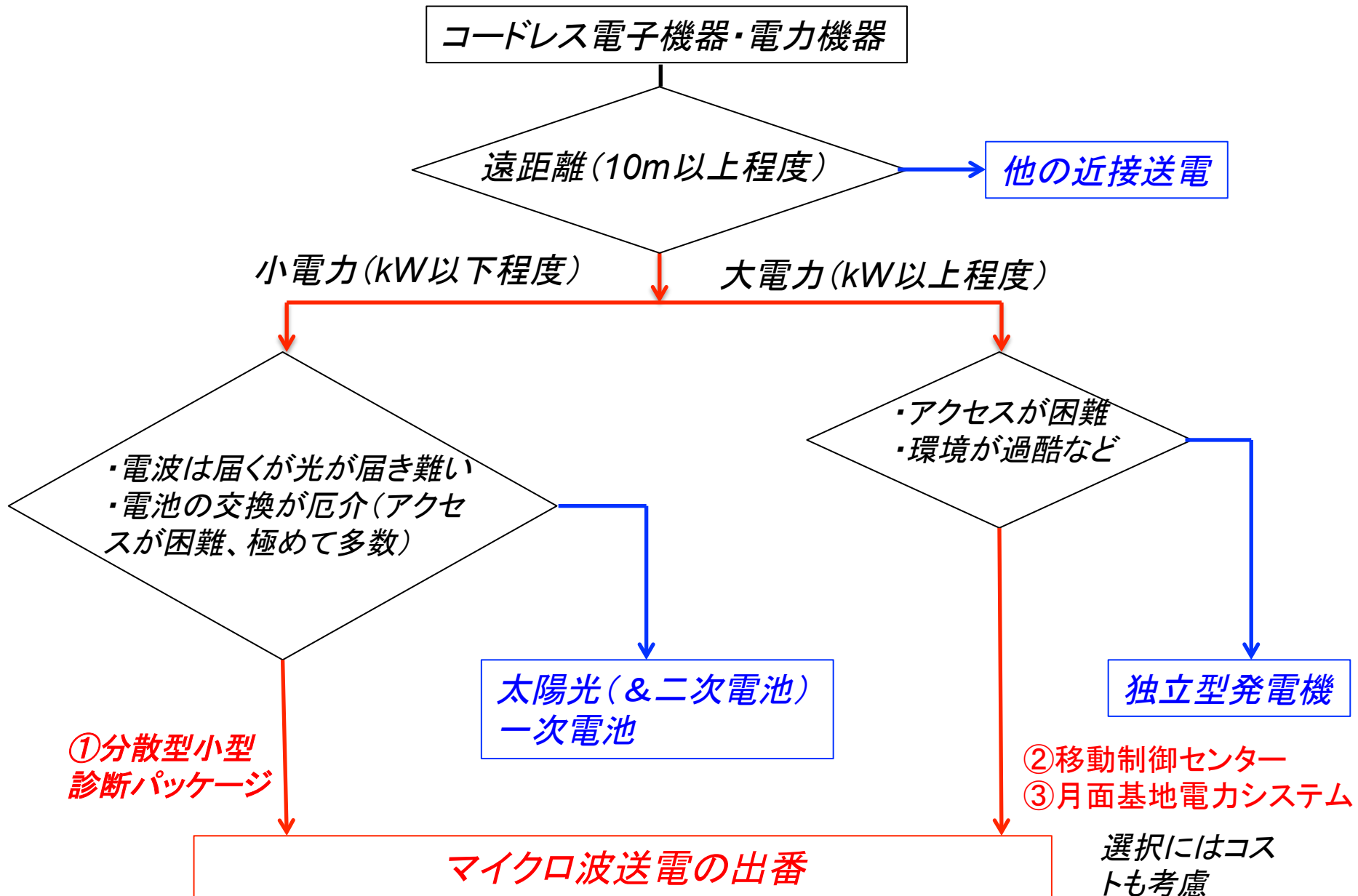
マイクロ波送電技術のSSPS以外の利用案と課題(1/2)

利用案	具体例	イラスト、写真	必要なマイクロ波技術	課題
電力線敷設の困難な状況での保守・点検・診断装置への電力供給	・通信機能付きセンサー、センサーネットワークへの電力供給 ・小型野外電力機器(小型ライトや広告板)への電力供給 ・ガス管検査(京大)	 森林等の局所気候長期監視センサー網	・送電技術 ・受電技術(低電力高効率) ・ビーム方向制御技術(粗、あるいは不要)	・太陽電池・二次電池に対する優位性のあるアプリケーションの設定 ・直到達しない場合のマイクロ波の伝搬強度は実用レベルか(周波数が高いほど低い)
災害時等用小型電力供給(バルーン等からの微弱電力提供など)	・飛行船からのマイクロ波電力と情報の伝送(京大、2009年)	 飛行船	・送電技術 ・受電技術(低電力高効率) ・ビーム方向制御技術(粗)	・地上への小型ディーゼル発電機投下等に対する優位性のあるアプリケーションの設定 ・基地局機能等の付加価値も必要か
中型電力伝送(災害、一時的用途)	・切断した送電線の無線電源車による接続(高野、2011年)	 無線電力中継車	・送電技術(大電力) ・受電技術 ・ビーム方向制御技術(精)	・発電車(電源車)や地上への小型ディーゼル発電機投下等に対する優位性のあるアプリケーションの設定
室内電子機器への電力供給を目指したマイクロ波電力空間	・パソコンなど無線電力空間(京大) ・多数の分散バッテリーに対する充電	 無線電力空間	・送電技術 ・受電技術(低電力高効率) ・ビーム方向制御技術(粗あるいは不要)	・ユーザーが気にならないレベルの電力レベルの設定。 ・他の近接送電・室内光発電に対する優位性の提示。

マイクロ波送電技術のSSPS以外の利用案と課題(2/2)

利用案	具体例	イラスト、写真	必要なマイクロ波技術	課題
車両等のバッテリーへの電力供給	自動車バッテリーの充電(三菱重工、京大)	 電気自動車非接触充電	送電技術 受電技術	他の近接送電方式に対する優位性の提示
飛翔体への動力エネルギー供給	飛行船、小型飛行機、小型ヘリコプターへの送電(デモの例多数)	 レクテナ付き飛行機	送電技術 受電技術 ビーム方向制御技術(精)	太陽電池・二次電池・レーザー送電に対する優位性のあるアプリケーションの設定
月・惑星探査用無線電力供給システム	月面マイクロ波送電(コロラド大)	 月面電力伝送	送電技術(大電力) 受電技術 ビーム方向制御技術(精)	有線・太陽電池・レーザー送電に対する優位性のあるアプリケーションの設定

マイクロ波送電技術のSSPS以外の応用



①分散型小型診断パッケージへの適用

応用可能な条件: 多数のセンサー、太陽光が十分受けられない(太陽電池利用が困難)、長時間運用(一次、二次電池の使用が困難)

小型診断パッケージ(各種センサーとマイクロ波送受信機(含むレクテナ)、制御回路、キャパシター蓄電池)

劣化診断: 壁、トンネル、橋梁などのインフラ構造物の表面近くに埋め込み。

環境診断: 森林などに分散配置して局所的な気象を把握。

製品管理: 製品コンテナ、パッケージに埋め込んで出入荷・製品管理。

データ取得装置(送電、計測・出力指令、データ収集・分析)

電力



情報



小型診断パッケージ

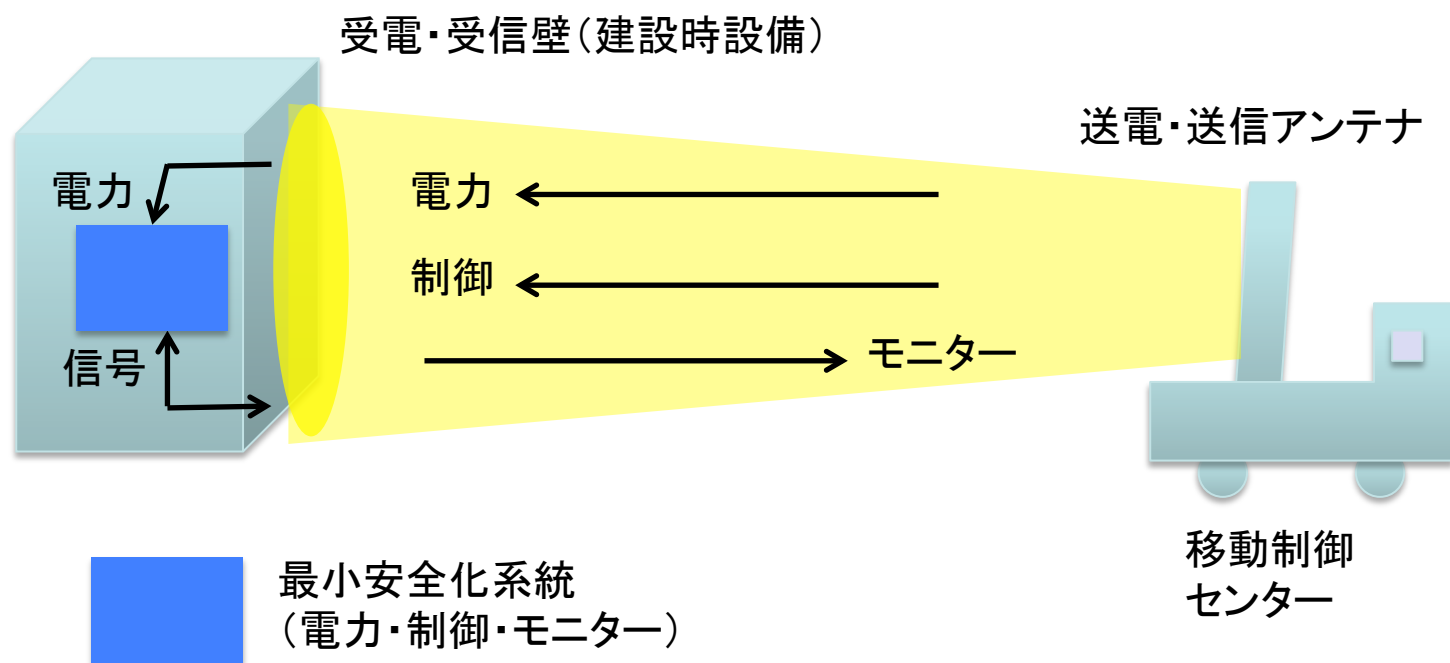
小型診断パッケージ

小型診断パッケージ



②原発事故時などの移動制御センター

応用可能な条件: アクセスが困難、環境が過酷な状況での制御



③マイクロ波送電の月探査への応用

検討例：分散された基地間(数km規模)の電力伝送(10kWレベル)の方法として、コストの点からマイクロ波電力伝送が検討されている。

WPT検討上の仮定

周波数: 5GHz(2, 10GHz)

送受電アンテナ: 10m x 10m(5GHz)

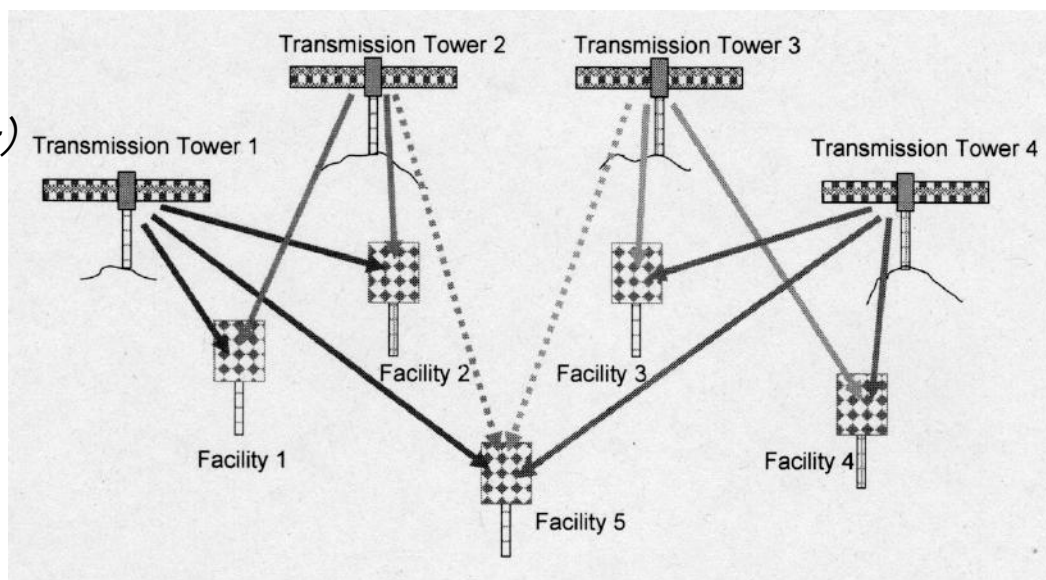
無線電力効率: 45%

アンテナタワー重量: 100kg/1基

ケーブル方式に比べ低コスト

(重量が重いため輸送費がかかる)(860M\$対540M\$)

基地の移動に容易に対応可能
(ケーブルの場合は再敷設が必要)



Z. Popovic, et al., *Lunar Wireless Power Transfer Feasibility Study*, DOE/NV/25946—488, March 2008.

4. マイクロ波送電の問題点と期待すること



マイクロ波送電 技術的な課題

各下記項目はどこまで実現できるのか(原理的な理論値ではなく、現段階の実証された技術から想定される近未来の実現可能な数値)

区分	項目	課題の内容	コメント
エネルギー伝送効率 ()	DC-マイクロ波	低圧(50-100V DC)からマイクロ波出力までのトータル効率(位相器、分配器、配線、制御系、電源系)を含んだ効率を明らかにする。その場合のコスト(円/W)・比重量(g/W)を示す。	SSPS の効率の目標は 80%以上(コスト数百円/W、比重量 10g/W 以下)だが現状実績は 40-50%程度。10 年程度先までの技術で、どこまで目標値に近づけるか？
	マイクロ波-DC の変換効率	ガウス分布(近似)を持ったビームに対し直並列構成のレクテナアレイで何%の電力がとれるのか(現状で想定できる理想的なダイオードを使用した場合として)を明らかにする。その場合のコスト(円/W)を示す。	SSPS の効率の目標は 80%以上(コスト 100円/W 以下)だが、現状実績は 50-60%程度。10 年程度先までの技術で、どこまで目標値に近づけるか？
ビーム形成とビーム制御精度	ビーム形成(Static)	アレイアンテナのビーム形状とサイドローブ強度を明らかにする(現状で想定できる各アンテナの位相誤差、アンテナ取り付け誤差、アンテナ面相對変位のもとに)。	SSPS の目標は 100 μ rad。理論的な振幅分布(エアリディスクあるいはガウス分布)に對しどの程度ずれるか？実験結果+解析で求める。
	ビーム制御精度(Static)	アレイアンテナで達成可能なビーム制御精度の明確化(現状で想定できる送電方向検知誤差、送電アンテナ数、各アンテナの位相誤差、アンテナ取り付け誤差、アンテナ面相對変位のもとに)。	SSPS の目標は 10 μ rad。現実的な位相誤差とアンテナ面相對変位(ランダム、システムテック)でどの程度の値となるか？実験結果+解析で求める。
	ビーム形成・制御の維持運用(Dynamic)	巨大アンテナの軌道上ダイナミクス(アンテナ面の時間的変動)に対し、ビーム形成・制御精度を維持するために必要な運用を明らかにする。	ビーム形成・制御の維持運用の方法、較正運用に必要な時間と地上設備は？実験結果+解析で明らかにする。

地上の一般的なマイクロ波送電の課題に加えてSSPSで要求される事項

マイクロ波送電

安全性・環境への影響・社会受容に関する課題

項目	課題の内容	対策
マイクロ波の人体に対する安全性	原則として主ビーム内も国際基準に準拠させる。基準内でも問題視される場合がある。	パブリックアクセプタンスのためには、マイクロ波送電が「必要」と認識されるための根拠が必要。
既存電波インフラとの共存	業務としての周波数獲得と既に業務として割り当てられている周波数への干渉回避。	基本波については利用周波数の決定とITUにおける業務としての周波数の獲得。高調波、再放射については許容レベルまでの抑圧。
マイクロ波の人体に対する安全性	ビーム内は国際基準を越える強度レベルであることに対する対策	ビーム内: 太陽光レベル強度を上限とし立ち入り禁止措置 ビーム外: 国際基準強度の 1/10 に抑圧(設計目標)。
生態系(動物・植物)への影響	ビーム内は国際基準を越える強度レベルであることに対する対策	生物への照射実験による影響の評価。
飛翔体(航空機・衛星)への影響	航行安全、飛翔体機能の影響除去対策。	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。
地球環境(電離層)への影響	電離層の密度減少と温度上昇が問題ないレベルであることを確認	許容レベル以下であること(10%以下程度)を、軌道上実験で実証。
社会的認知	一般に知られていない(約 30%)、専門家からの実現性に対する評価が低い。	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
静止衛星資源	静止衛星軌道は既に混雑している。	他インフラ(通信衛星、放送衛星、地球観測衛星など)との複合施設化、軌道の上下への展開。

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)

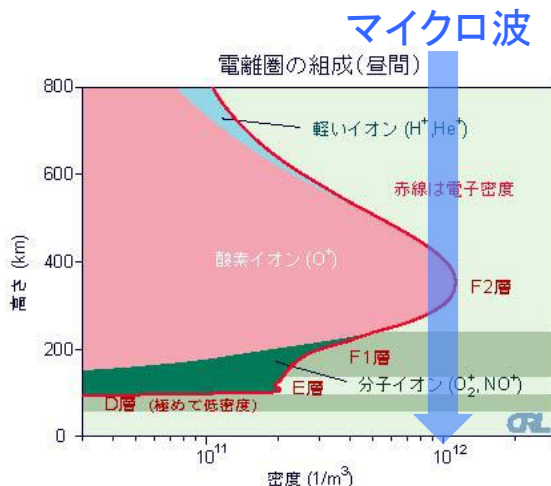
5.8GHzでは、50mW/cm²以上で成長促進や生育不良(立ち枯れ現象など)が観察され、基礎データが蓄積されつつある。



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もかなり小さかった; 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。

SSPS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)。

2013年: 6月にWP1A会合が開催され総務省の正式な代表 (ブロードバンドワイヤレスフォーラム) がITUへ赴き、日本からWPTに関する寄書2件を入力。

マイクロ波送電への期待

- ・遠距離送電の方式として、マイクロ波送電はレーザー送電と比べ収束性は小さいが伝達性は大きいという特性を持っている。
- ・この特性を生かした民生応用(アイデアを市販レベルの製品に仕上げる)を実現して技術の裾野を広げることを期待。
- ・裾野を広げるとともに、素子の高効率化・低コスト化とビーム制御方法に更なる先端的な研究開発を期待。
- ・軌道上から地上へのマイクロ波電力送電実証を早期に行い、SSPS無線送電の技術的可能性を社会に提示することを期待。
- ・無線送電については上記を実行し、平行して構造・輸送分野の研究も精力的に進め、今後10年程度の内にSSPSの本格的な研究開発に入ることを期待したい。

SSPS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……

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)