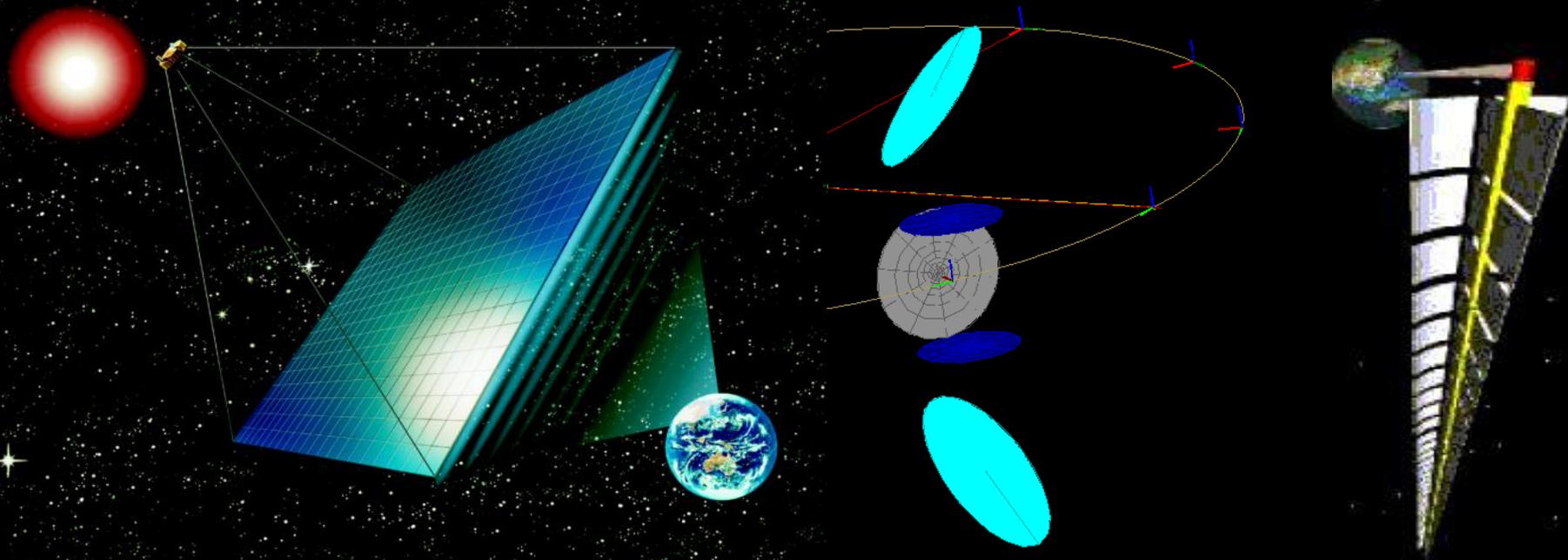


# SSPSの研究現状と技術課題について



2010年10月

# 講演内容

1. 太陽発電衛星の概念と研究の歴史
2. 太陽発電衛星実現に必要な技術と課題
3. 我が国で検討中の太陽発電衛星の構想と実現へのロードマップ
4. 研究現状と近未来の実証実験の計画

## 用語

宇宙太陽光発電システム=太陽発電衛星, 宇宙太陽発電所

SPS(Solar Power Satellite)

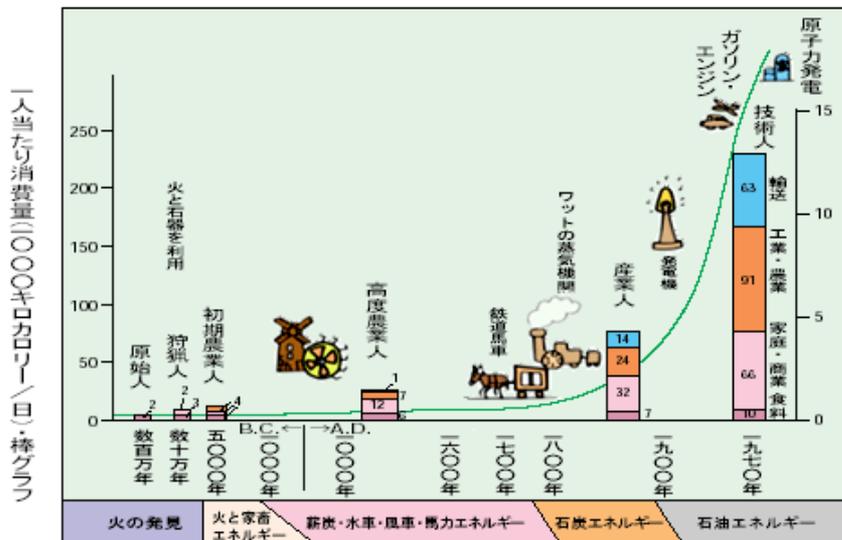
SSPS(Space Solar Power Systems)

# 1. 太陽発電衛星の概念と研究の歴史

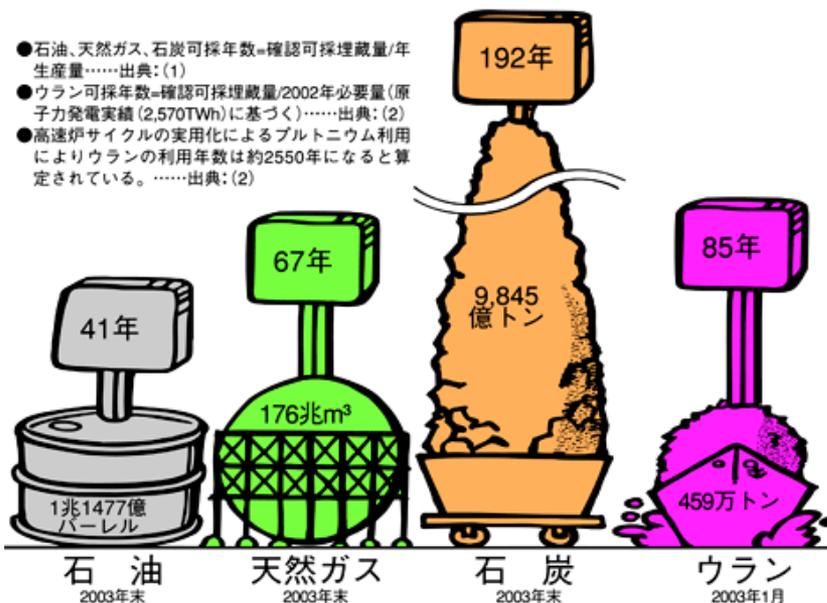
- ・エネルギー問題と地球環境問題
- ・太陽発電衛星の概念と特徴
- ・太陽発電衛星の研究の歴史
- ・過去の太陽発電衛星の代表的な設計例

# エネルギー問題：世界のエネルギー資源

## 人類とエネルギーのかかわり



## 世界のエネルギー資源確認埋蔵量



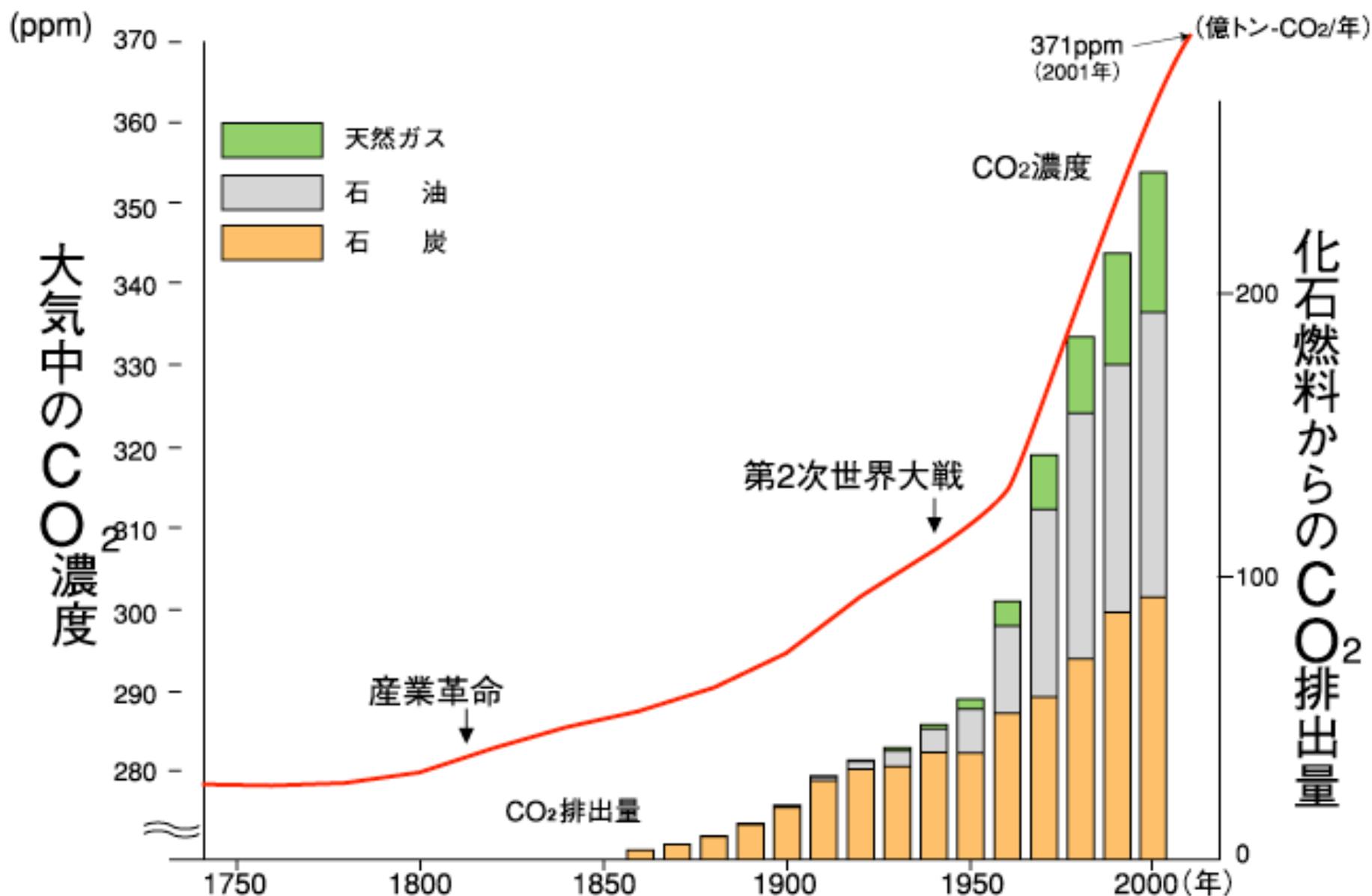
原始人 百万年前の東アフリカ、食料のみ。  
 狩猟人 十万年前のヨーロッパ、暖房と料理に薪を燃やした。  
 初期農業人 B.C.5000年の肥沃三州地帯、穀物を栽培し家畜のエネルギーを使った。  
 高度農業人 1400年の北西ヨーロッパ、暖房用石炭・水・風力を使い、家畜を輸送に利用した。  
 産業人 1875年のイギリス、蒸気機関を使用していた。  
 技術人 1970年のアメリカ、電力を使用、食料は家畜を含む。

出典：総合研究開発機構「エネルギーを考える」

出典：(1)BP統計2004  
 (2)URANIUM2003

- ・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。

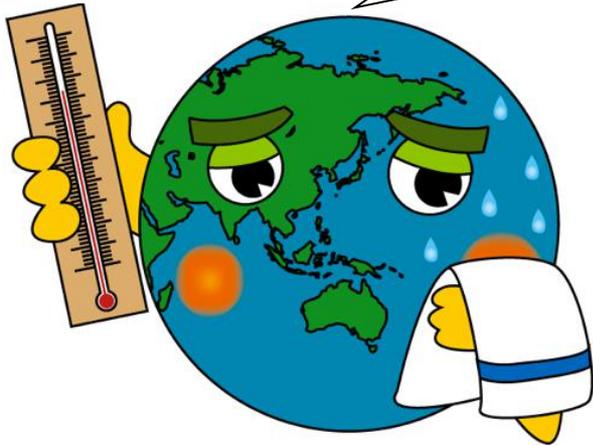
# 化石燃料からのCO<sub>2</sub>排出量と大気中のCO<sub>2</sub>濃度の変化



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

# 人類は地球にとってウイルス？

まいったな。熱いし息苦しいよ。



大丈夫。もっと熱が出ればウイルスはいなくなるさ。



# 宇宙空間における太陽のエネルギー量

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  
15,000倍

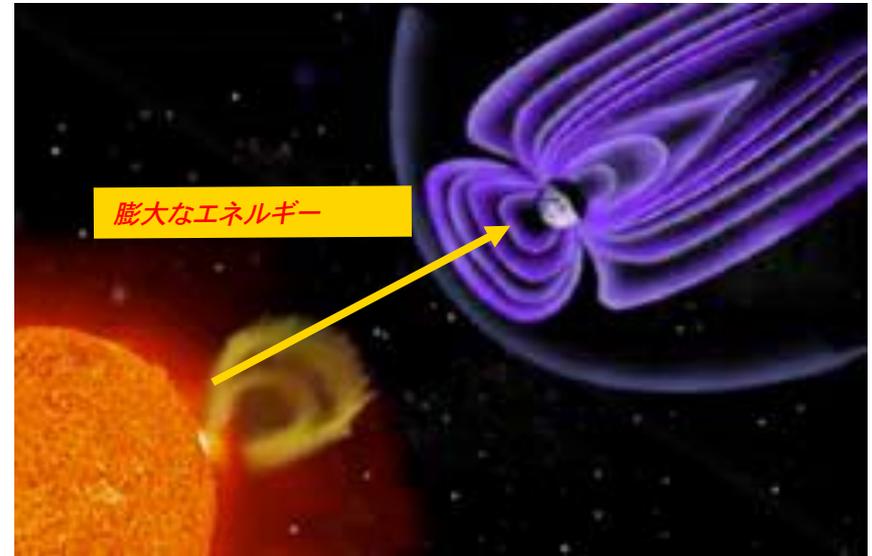
→ 太陽エネルギーは人類のエネルギー源として大きな可能性を持っている。

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。

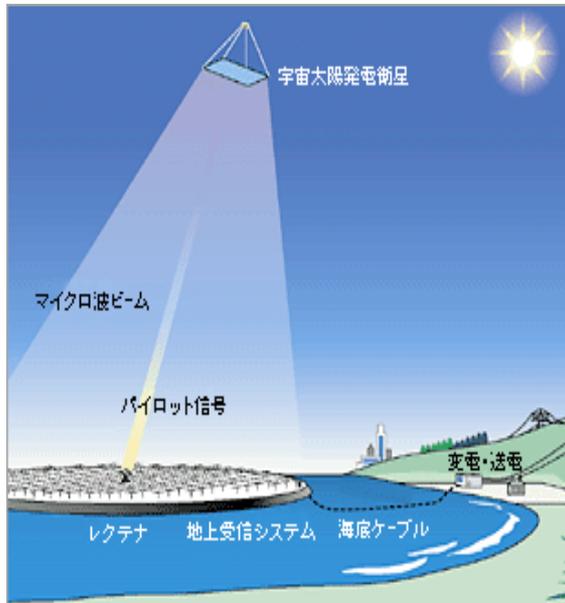


→ 宇宙太陽発電所

# 宇宙発電衛星(SPS)の原理と構成



地上の太陽光発電所(ドイツ5MW)

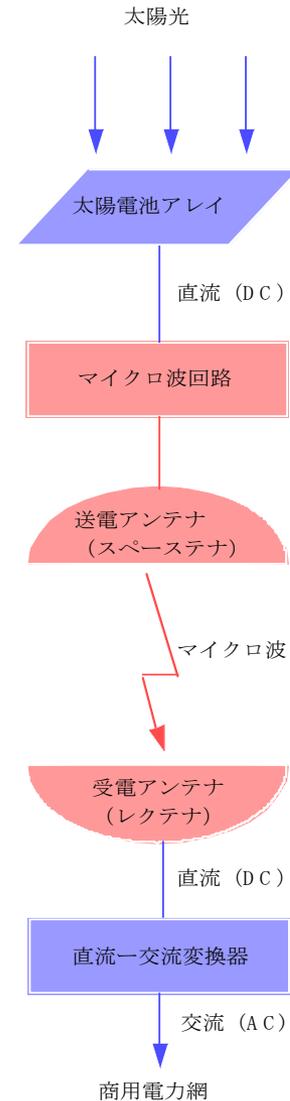


宇宙の太陽光発電所: **宇宙発電衛星**

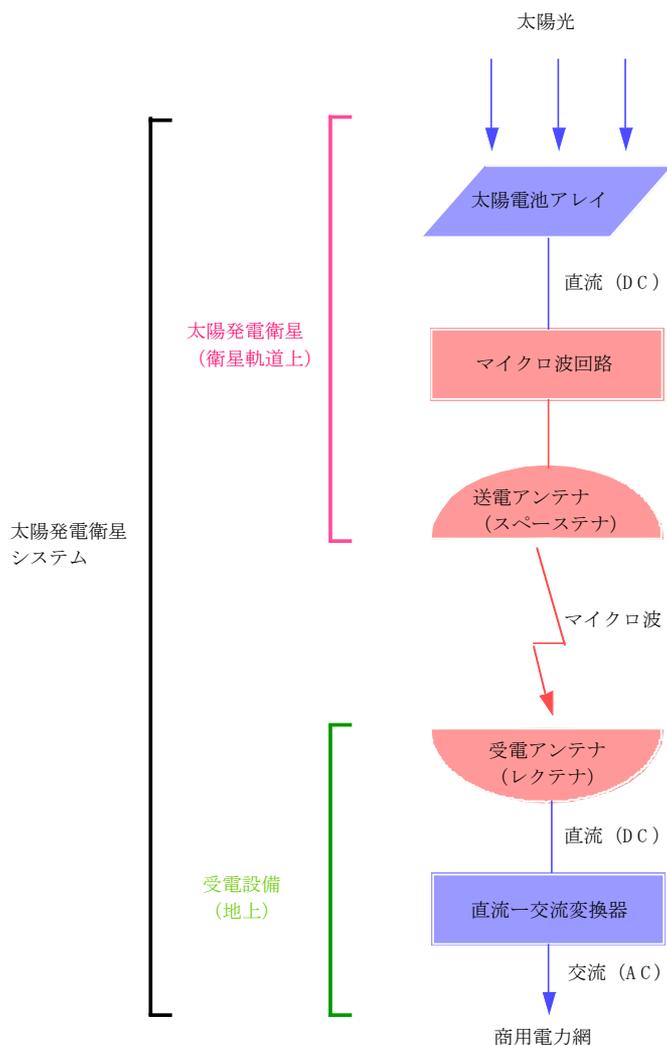
太陽発電衛星システム

太陽発電衛星  
(衛星軌道上)

受電設備  
(地上)



# 宇宙太陽発電所の原理とエネルギーシステムとしての特徴



宇宙での太陽光からのエネルギー取得の効率<sup>1</sup>は地上太陽光利用の場合の**5~10倍**。一方無線送受電の効率は**50%**が期待できる。

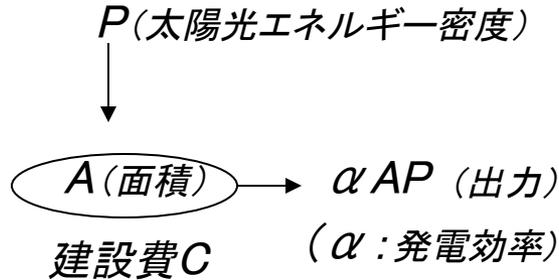
従ってこのシステムは地上の太陽光利用に比べ**2.5~5倍**の高い効率で変動のない電力を供給できる**可能性**を持っている。

**クリーンで大規模なエネルギーシステムの可能性**

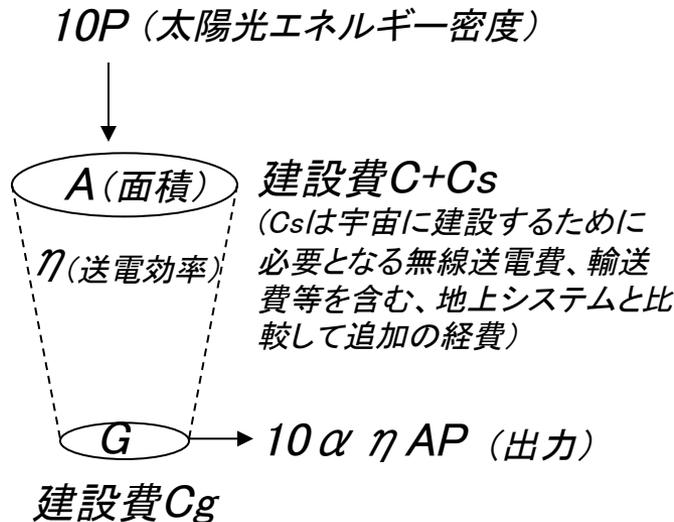
- ・ EPT (Energy Payback Time) : **数年以下**
- ・ コスト : **10~30円/kWh**
- ・ CO<sub>2</sub>負荷 : **化石燃料火力発電の数十分の一以下**
- ・ 取得可能エネルギー : **実質的に無制約**

# 無線送電に必要な効率

## 地上太陽光システム



## 宇宙太陽光システム



電力単価の比較(運用寿命・運用経費を同じと仮定)

(宇宙太陽光システムの電力コスト) < (地上太陽光システムの電力コスト) より、  
 $(C+C_s+C_g)/(10\alpha\eta AP) < C/(\alpha PA)$

従って、

$$\eta > 0.1 + (C_s + C_g) / 10C = 0.1 + x$$

ミリファレンスシステム       $x=0.5$

NASDAモデル       $x=0.6$

USEFモデル       $x=0.5$

即ち  $\eta > (0.6-0.7)$ が必要

マイクロ波       $\eta = 0.8 \times 0.97 \times 0.85 = 0.66$

レーザー       $\eta = 1.14 \times 0.35 \times 0.65 = 0.26$

(太陽光直接励起レーザー効率40%、太陽電池効率35%として)

## 太陽発電衛星システムのエネルギーペイバックタイム

システム	SPS		地上システム
SPSの製造場所	地球周 回軌道	月面	地上
投入エネルギー[ $10^9$ MJ](A)	53	37	8.2
モジュール製造	22	22	8.2
モジュール輸送	31	5.1	—
年間発電量[ $10^9$ Wh/年]	7.88	7.88	1.23
一次エネルギー換算[ $10^9$ MJ/年](B)	76.7	76.7	12.0
EPT[年](=A/B)	0.69	0.35	0.68

山田、加藤、第1回SPSシンポジウム、平成11年

# 太陽発電衛星システムのCO<sub>2</sub>負荷

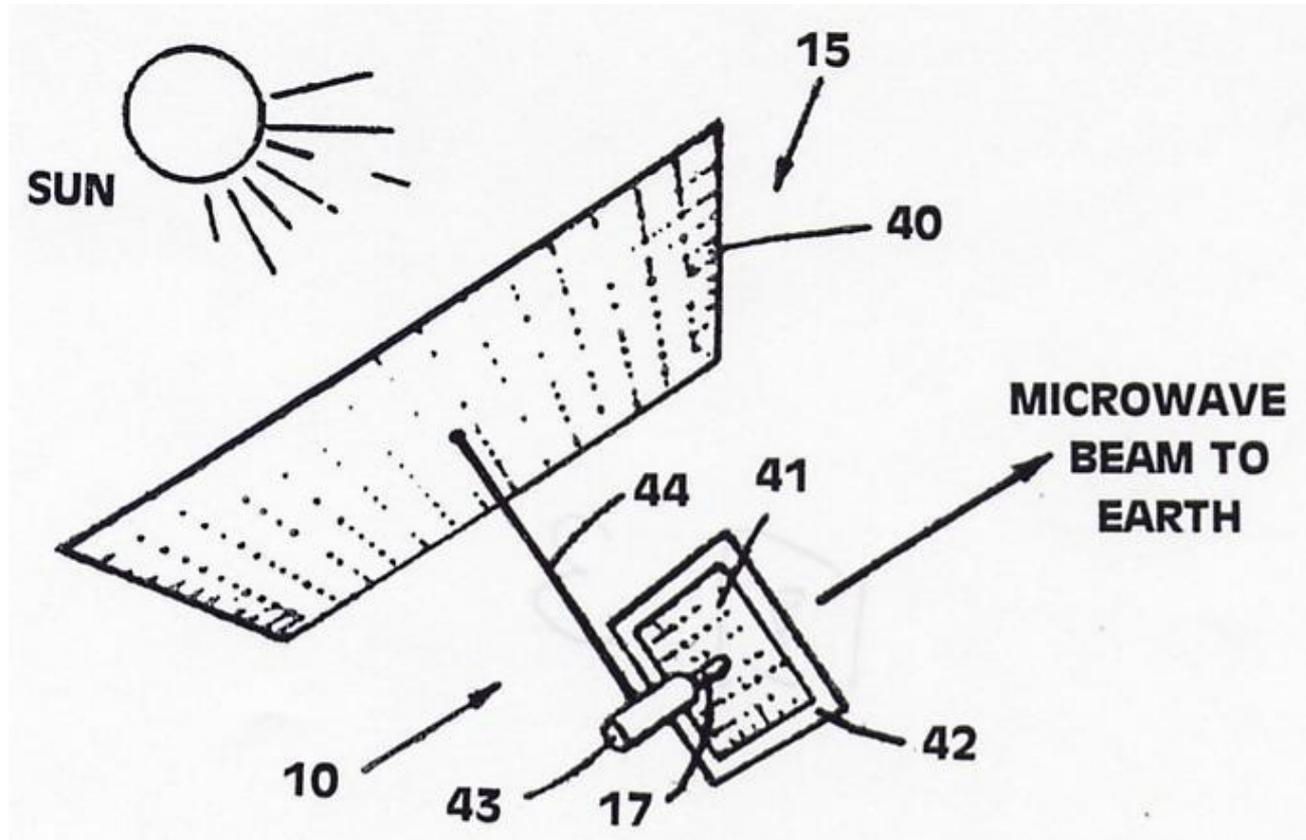
## 太陽発電衛星のCO<sub>2</sub>負荷

(g-CO<sub>2</sub>/kW h)

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

吉岡、菅、野村、朝倉、第1回SPSシンポジウム、平成11年

# ピーターグレーザーの特許公告



# 宇宙太陽発電所研究の歴史

- 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  
                 カプラント” 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  
                 1977-1980      NASA 約2000万ドルを投じ概念設計  
                 1978              DOEのSPS Concept Development and  
                                      Evaluation Program (CDEP)
- 1980年      米国でのシステムの研究はレーガン政権の財政緊縮方針中断
- 1983年      観測ロケットによるマイクロ波送電実験（世界初）
- 1990年代      環境問題のたかまり、エネルギーオプションの必要性から  
                 再注目
- 1990年      宇宙科学研究所SPS2000研究スタート
- 1995年      NASA研究再開（-2004）
- 1999年～      NASDA調査研究（現JAXA）、USEF調査研究
- 2009年      宇宙基本計画に宇宙太陽光発電の研究開発を明記

赤字:我が国の事項

# 宇宙太陽発電所の分類

## 太陽発電衛星

### 非集光型

### 集光型

#### バス電力方式

#### 分散電力方式

#### バス電力方式

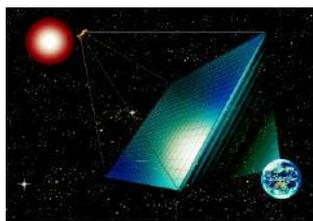
#### 分散電力方式

#### レーザー直接励起方式

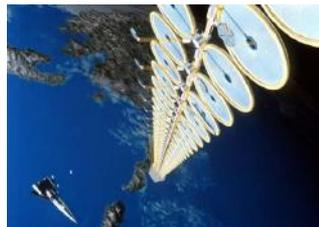
NASAリファレンスシステム  
SPS2000  
NEDOモデル



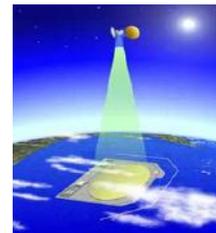
USEFベースライン  
(Tethered-SPS)



NASAサントワー  
NASA ISC



NEDOオプション  
NASDA2001年モデル  
USEFオプション

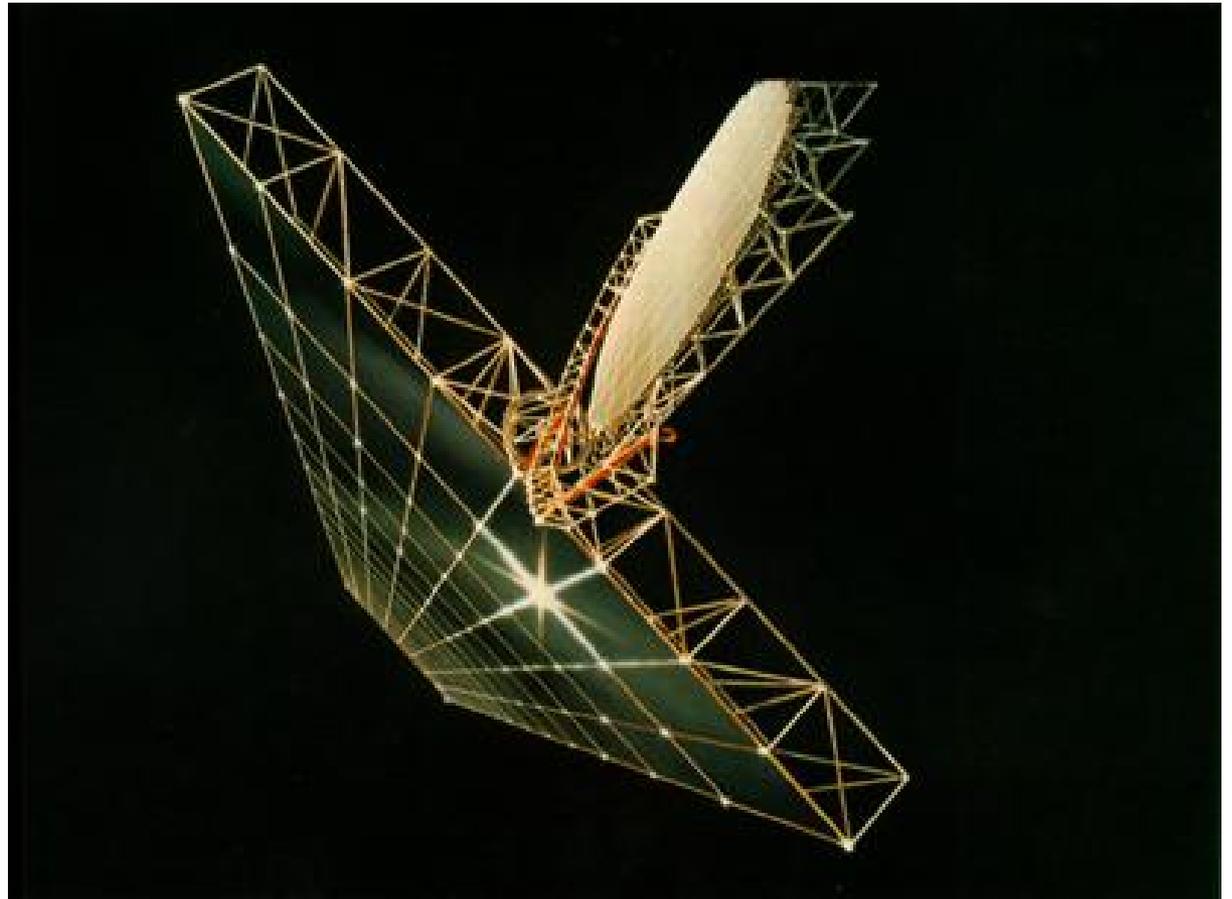


NASDAレーザーSPSモデル



# 米国NASA リファレンスシステム

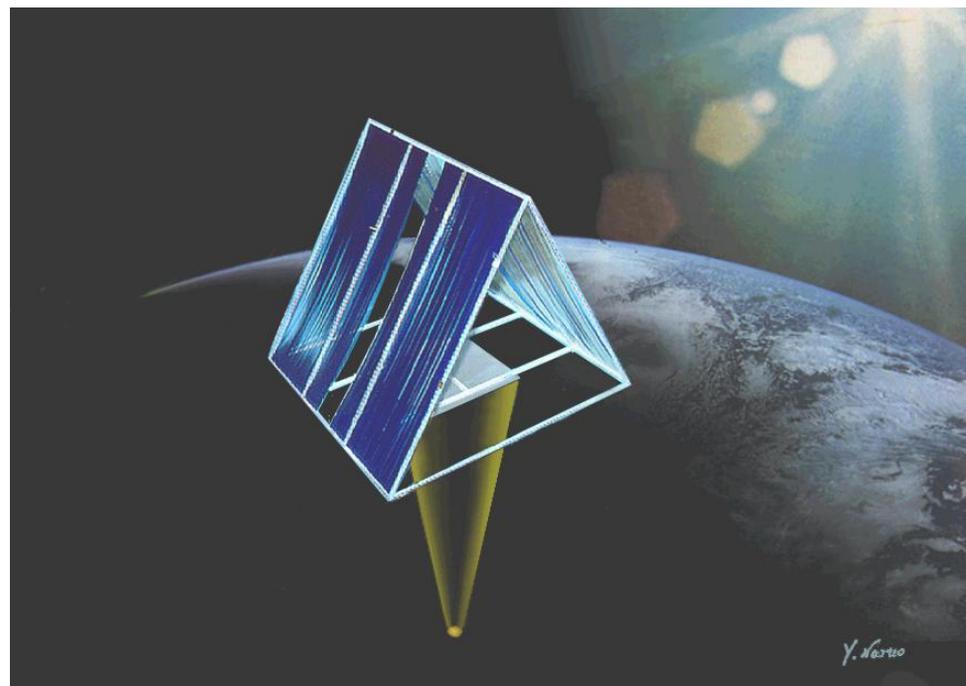
SPSの古典的なモデル  
出力5GW  
重量5万トン  
面積5km x 10km  
厚さ0.5km  
送電アンテナ直径1km



# 宇宙科学研究所のSPS2000モデル

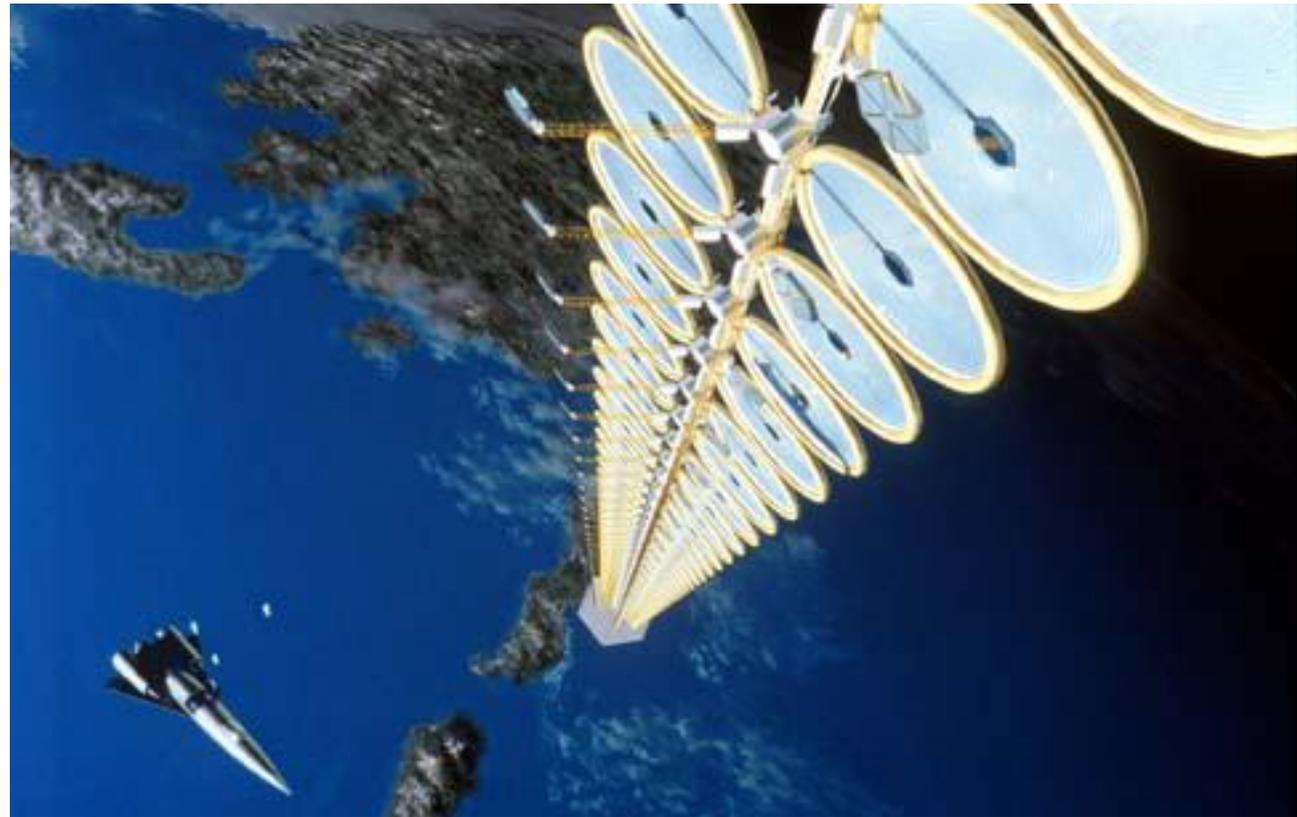
## 日本で初めての本格的なSPSの設計研究

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



# NASAのサンタワー

NASAの研究再開時の  
スタディモデル  
出力100~300MW  
高さ15km  
集光ミラー直径60m  
送電アンテナ250m



## 2. 太陽発電衛星実現に必要な技術と課題

- ・ 主要技術の現状と目標
- ・ 宇宙発電技術
- ・ 無線送電技術
- ・ 大型構造物構築技術
- ・ 打ち上げ輸送技術

# SPS実現のための主要技術の目標

主要な技術	現状の到達レベル	目標レベル	ファクター
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
発生電圧（バス電圧）	100～150V	1kV以上	10
マイクロ波送電	数十kW（地上）、1kW（宇宙）	GW	100,000
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	100～200万円/kg	1万円/kg	1/100

# 発電分野の技術課題

技術課題	前提となる産業技術・宇宙技術	宇宙太陽発電技術としての技術開発			
		要素技術開発・評価・実験室実験	地上実証実験	軌道上実証実験(10MW程度以下)	パイロットプラント(100MWクラス)
高効率(比重量、比面積)、低コスト太陽電池	産業用太陽電池の高効率、低コスト化	—	—	—	—
太陽電池の耐宇宙環境性	—	放射線照射実験 対デブリ耐性評価 高電圧放電評価 実験	—	耐放射線性実証 対デブリ耐性実証 宇宙高電圧発電技術 実証	—
オプション技術(熱発電)の可能性	地上用熱発電技術の実用化	効率、コスト、寿命 評価	—	—	—

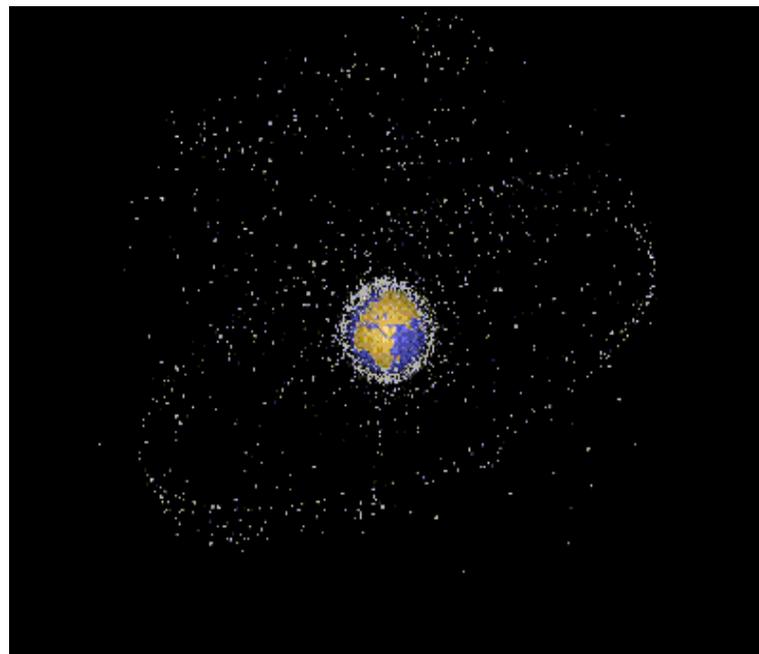
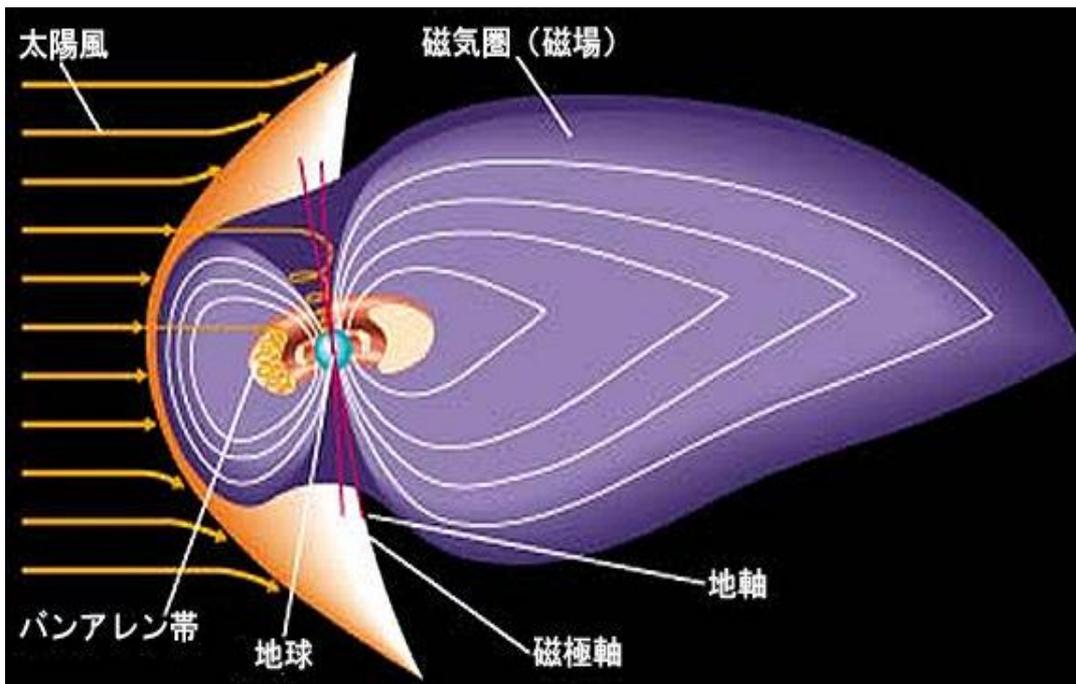
# 太陽発電衛星用の耐宇宙環境性

高い宇宙放射線耐性

⇒耐性の高いタイプのセル選定

デブリ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

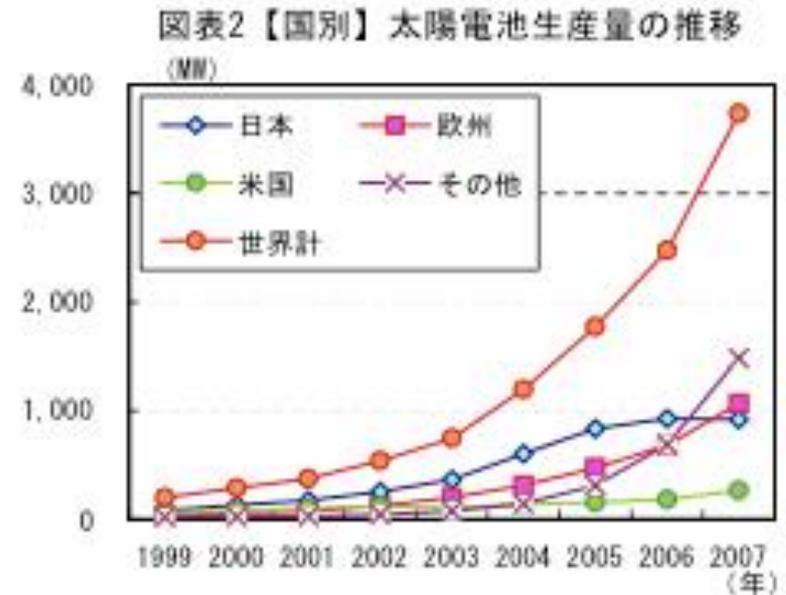
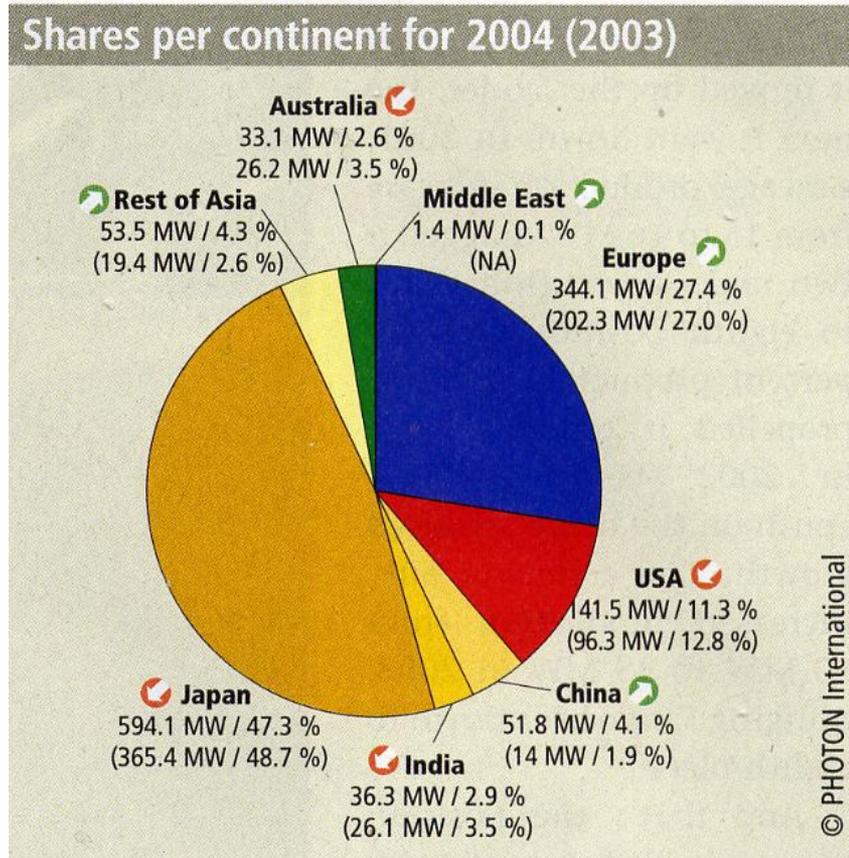


# 太陽電池の種類と太陽発電衛星用として有望なタイプ

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	技術的課題	SSPS用としての評価
バルク型	Si（単結晶、多結晶）	現在の生産の主流	技術的に成熟に近い	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	更なる高効率化（40%目標） 集光系との組み合わせで低コスト化。但し、集光システムの重量を考慮し、放熱を検討する必要有り。	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 $\mu$ 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	効率改善（10%→12%） 大面積化、安定化、高速製膜、高い歩留まり、ロール化	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	常圧下でのCdTe 膜の形成技術、高品質化、大面積化	資源的制約(Cd, Te)
	CIS	高効率、長寿命、耐放射線性に優れる	バンドギャッププロファイルの最適化、均一性	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	歩留まりの良い多結晶膜	
	化合物	高効率(25%)	コスト、放射線性の検証	新規、今後の展開待ち

# 世界の太陽電池の生産量と推移

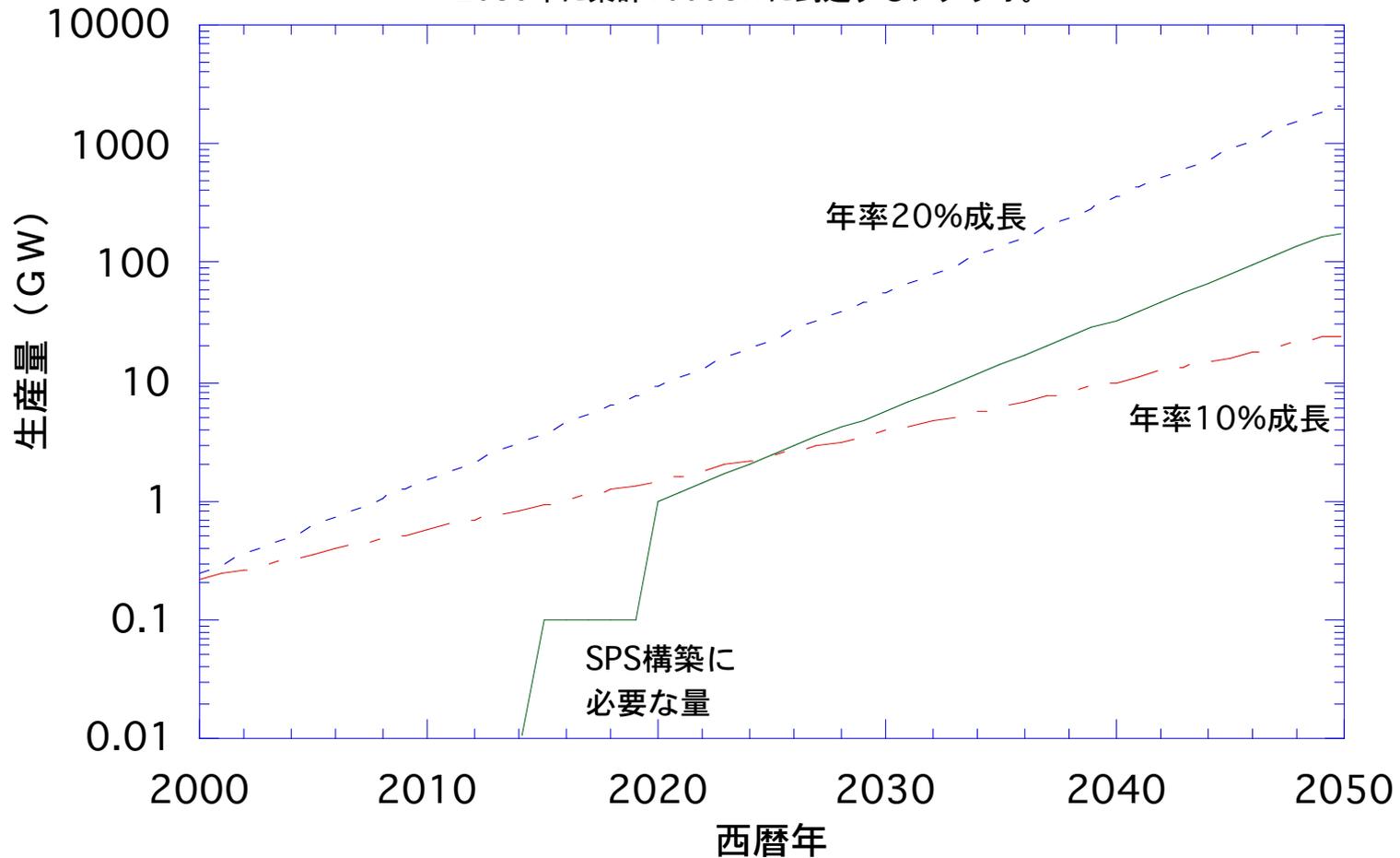


日本政策投資銀行、今週のトピックスNo.122-1,2008年4月  
[www.dbj.jp/reportshift/topics/pdf/no122.pdf](http://www.dbj.jp/reportshift/topics/pdf/no122.pdf)

世界の太陽電池生産量(PHOTON International March 2005)

# SPS構築に必要な太陽電池の生産量

2020年から1GWレベルで構築開始。  
2050年に累計1000GWに到達するシナリオ。



# 送電分野の技術課題

技術課題	前提となる産業技術・宇宙技術	宇宙太陽発電技術としての技術開発			
		要素技術開発・評価・実験室実験	地上実証実験	軌道上実証実験 (10MW程度以下)	パイロットプラント (100MWクラス)
マイクロ波ビーム制御	レーダー技術の発展	ビーム制御技術の開発	数百m～数kmでの送電実証	数百km伝送、軌道条件でのビーム制御実証、電離層通過実証	数千km～数万km伝送、軌道条件でのビーム制御実証
高効率・低コストマイクロ波増幅・制御	携帯電話など通信産業がリードする高効率・低コスト・低損失マイクロ波素子の開発	システムとしての高効率・低損失回路技術の開発	-	-	-
オプション技術(光送電)の可能性	レーザー産業技術の発展	効率、コスト、耐久性評価	-	-	-

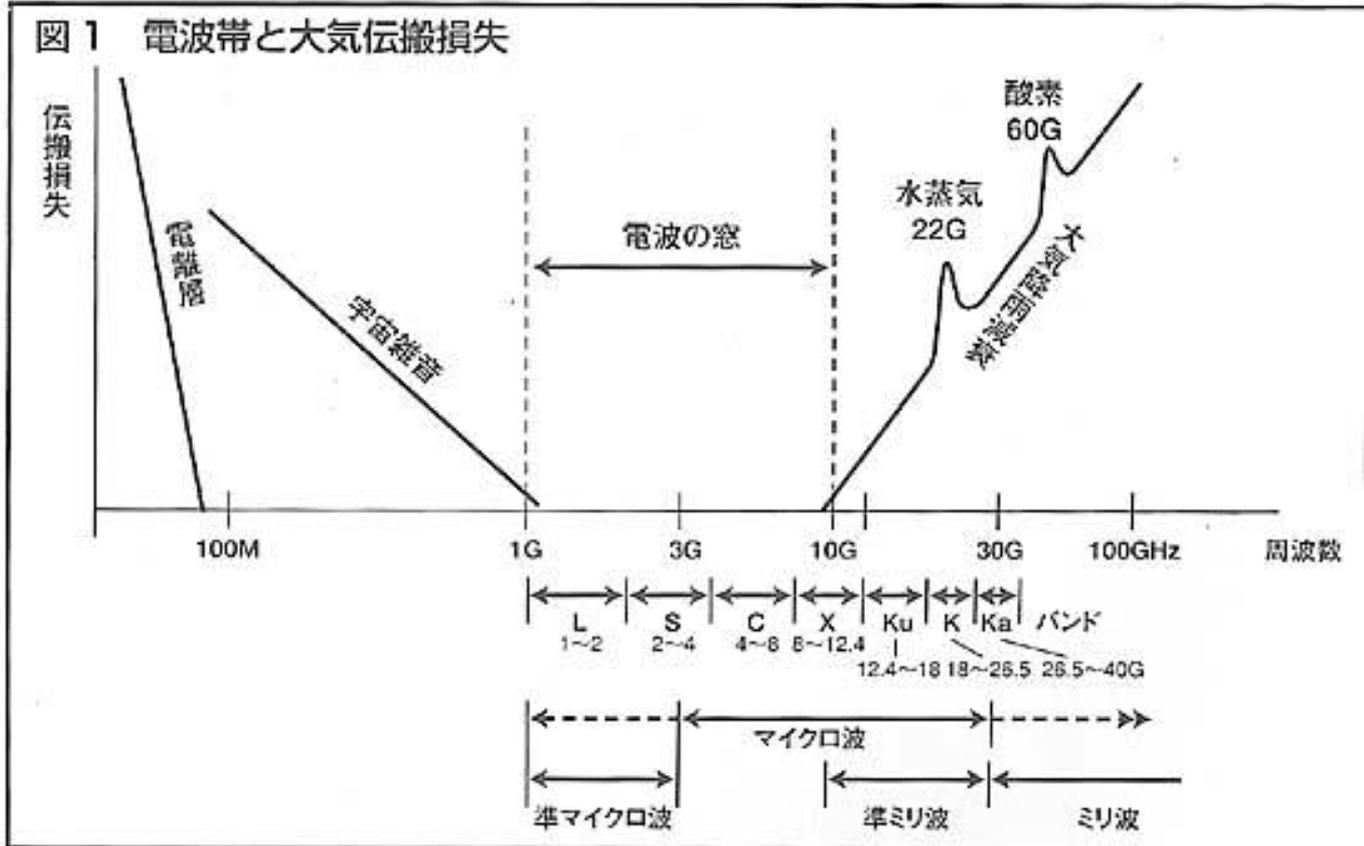
赤字: SPSのコンフィギュレーションに強く依存しない共通技術、コア技術

青字: オプション技術またはSPSのコンフィギュレーションに強く依存する技術

# 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	~several GHz	~1 $\mu\text{m}$
電力変換	太陽光-DC-マイクロ波...DC	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
適用予測	近未来Space-Ground送電実験	Space-Space送電

# 電波の窓



キクスイホームページ キクスイ・ナレッジ・プラザ

[http://www.kikusui.co.jp/knowledgeplaza/microwave/microwave01\\_j.html](http://www.kikusui.co.jp/knowledgeplaza/microwave/microwave01_j.html)

# マイクロ波送電実証実験

NASAの送電実験  
送電距離1マイル  
送電電力30 kW  
電力効率54%  
1975年



# レクテナ(受電アンテナ)の大きさ

## 静止衛星軌道(NASA Reference System)

送電アンテナ	1km(直径)
送電距離	36,000km
受電アンテナ	10km(直径)

## 低高度軌道(SPS2000)

送電アンテナ	100m(直径)
送電距離	1,100km
受電アンテナ	1km(直径)



NASAのリファレンスシステムのレクテナ

# マイクロ波送電素子の比較

2GW, 500m直径アンテナの場合のケーススタディ

パラメーター	クライストロン (Dietz et al., 1981)	マグネトロン (Brown, 1980)	半導体
最大出力	26,000 W(CW)	5,000 W(CW)	59 W(CW)
作動電圧	28,000 V	6,000 V	80 V
効率(DC-RF)	83 %	85.5 %	90 %
素子重量	14.15 kg	1 kg	0.001 kg
運用温度	300°C(電子管本体温度) 500°C(コレクター温度)	350°C(ラジエータ温 度)	300°C(ジャンクション 温度)
500mアンテナでの個数	209,853	400,000	84,001,536
面積当たりの重量	40.4 kg/m <sup>2</sup>	32 kg/m <sup>2</sup>	33.9 kg/m <sup>2</sup>

*J.O.McSpadden and J.C.Mankins, 2002*



# リファレンスシステムの例 (2.45GHz, Gaussian の場合)

*R.H.Dietz, et al., Satellite Power System: Concept Development and Evaluation Program, Vol.III-Power Transmission and Reception Technical Summary and Assessment, NASA Reference Publication 1076, 1981*

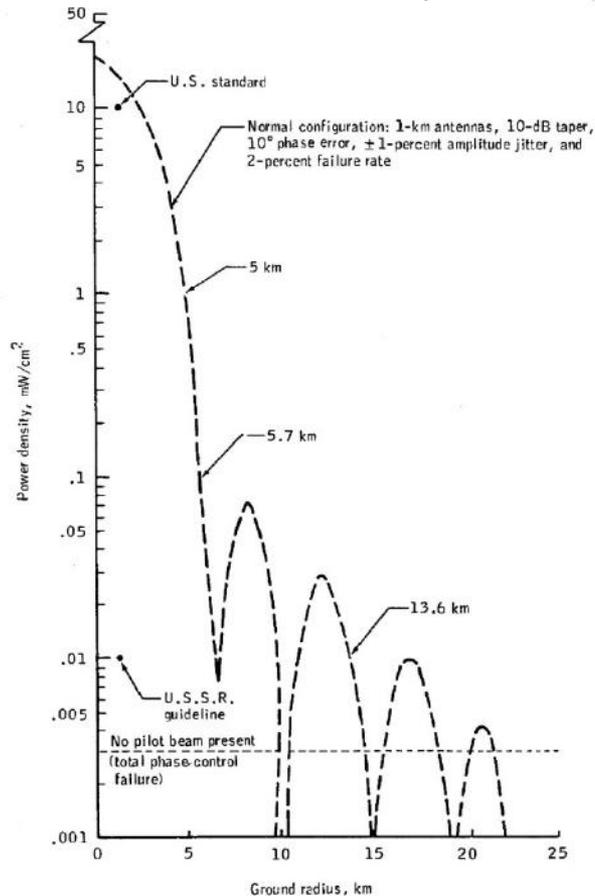


Figure III-6.- Power density at rectenna as a function of distance from boresight.

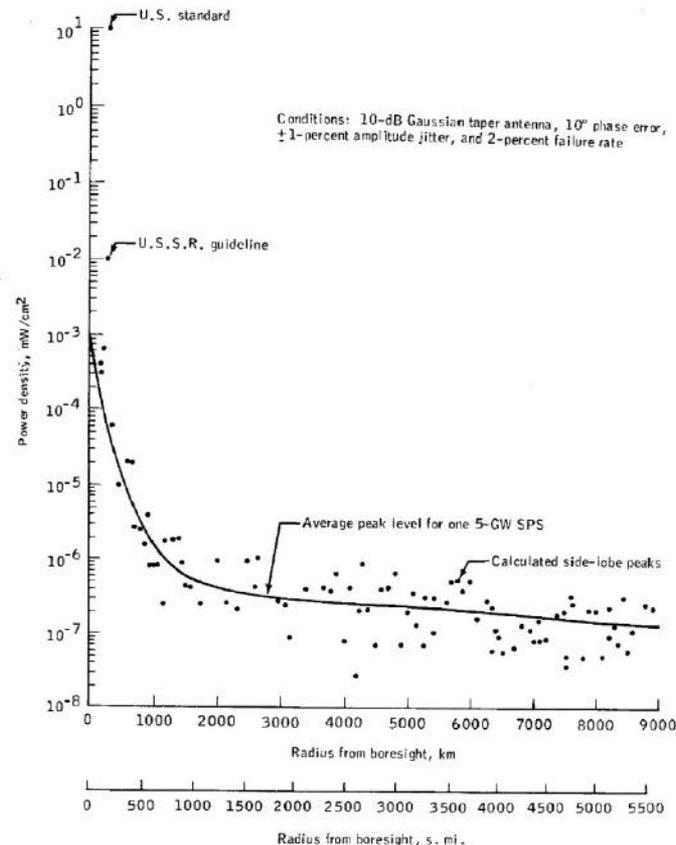


Figure III-7.- Peak power density levels as a function of range from rectenna.

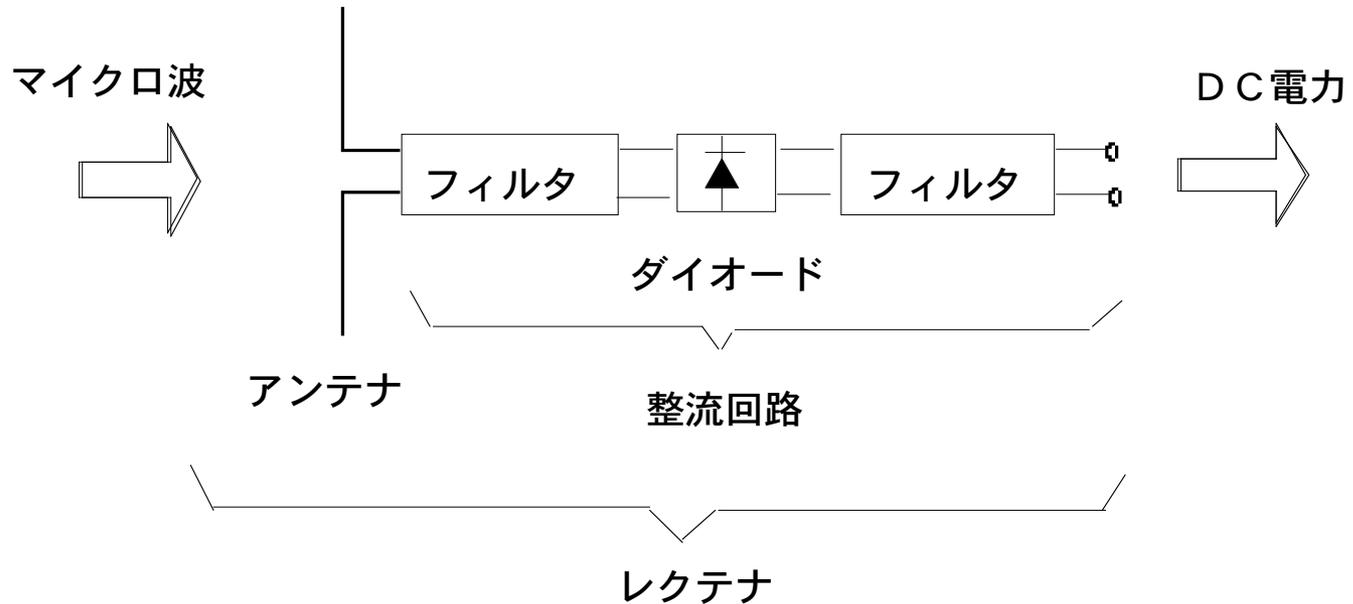
# 受信アンテナ（レクテナ）

$$\eta = \frac{P_{\text{out}}}{P_{\text{fd}} \times \text{ARP}} \times 100 \text{ [\%]}$$

$P_{\text{out}}$ : レクテナアレーからの直流出力電力

$\text{ARP}$ : レクテナアレーの面積（物理開口面積）

$P_{\text{fd}}$ : マイクロ波の入射電力密度



# レクテナの効率

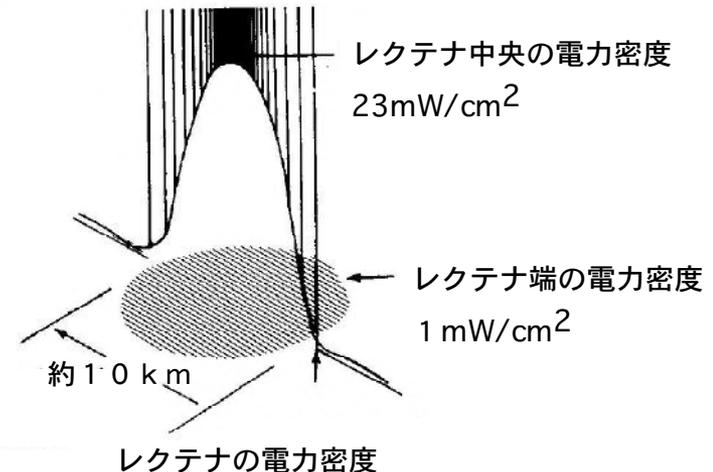
<i>Rectenna type</i>	<i>Paper</i>	<i>Frequency (GHz)</i>	<i>Peak Conversion Efficiency (%)</i>	<i>Peak output power/ Element (Wdc)</i>	<i>Polarization</i>	<i>Mass to DC Output Power Ratio(W/kg)</i>	<i>Specific Mass (kg/m<sup>2</sup>)</i>
<i>Printed dipole</i>	<i>W.C.Brown, 1984</i>	<i>2.45</i>	<i>85</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>-</i>	<i>-</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>-</i>	<i>-</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>-</i>	<i>-</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>-</i>	<i>-</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>-</i>	<i>-</i>

# マイクロ波の生体への影響(規格)

5.8GHzの例

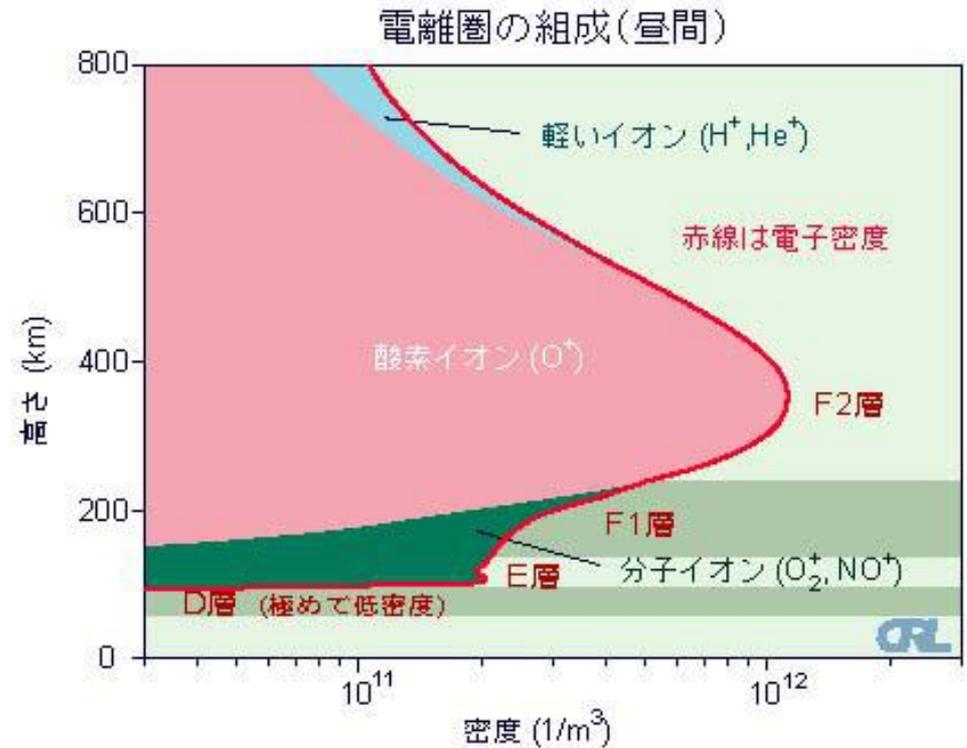
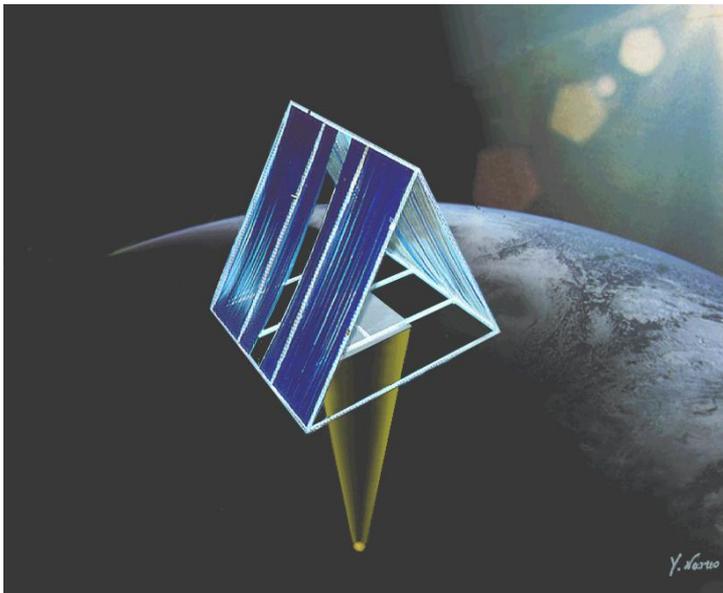
国・機関名	一般公衆への曝露		職業者への曝露	
	電界強度 (V/m)	電力密度 (mW/cm <sup>2</sup> )	電界強度 (V/m)	電力密度 (mW/cm <sup>2</sup> )
郵政省電気通信技術審議会 [日本] 1990、1997	61.4	1 (一般環境)	137	5 (管理環境)
ANSI / IEEE [米] C95.1-1999	—	3.87 (非管理環境)	—	10 (管理環境)
ICNIRP 1998	61	1 (公衆曝露)	137	5 (職業曝露)

(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



# マイクロ波と電離層プラズマとの相互作用

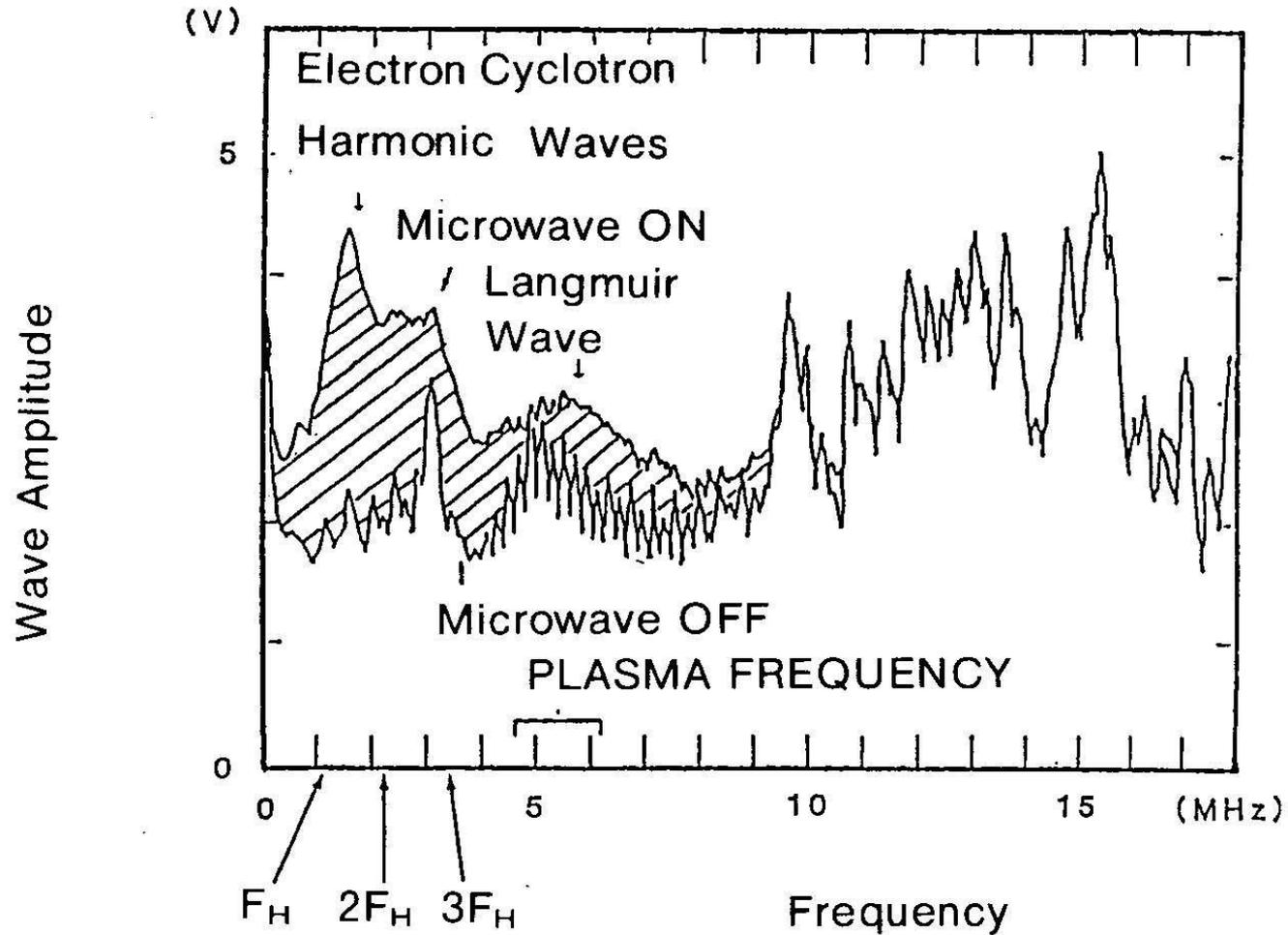
地上へのマイクロ波送電  
電離層を通過する必要がある



# マイクロ波送電の研究のためのロケット実験



# ロケット実験結果



# 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ではない。

大型構造物に働く力(重力勾配力)

$M \gg m, r_0 \gg L$  の場合  $T = 3Lm\omega^2 (=3gL/r_0)$

低高度軌道では1トン10kmで約50N



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できた。

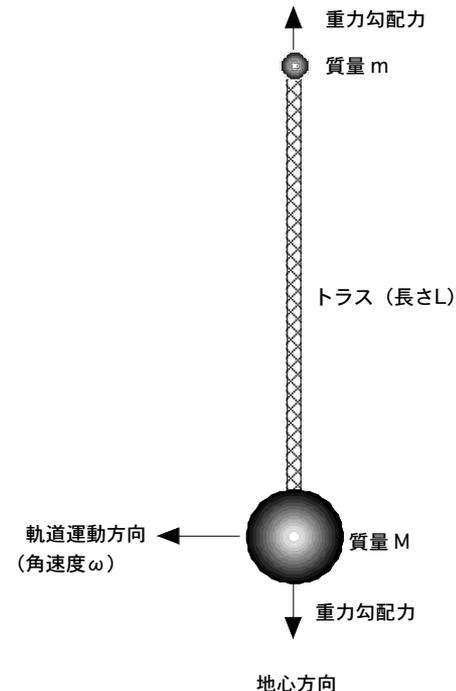
$$T = m\omega^2(r_0 + L) - \frac{Gm_E m}{(r_0 + L)^2}$$

L : 重心からmまでの距離

$r_0$  : mの地心からの距離

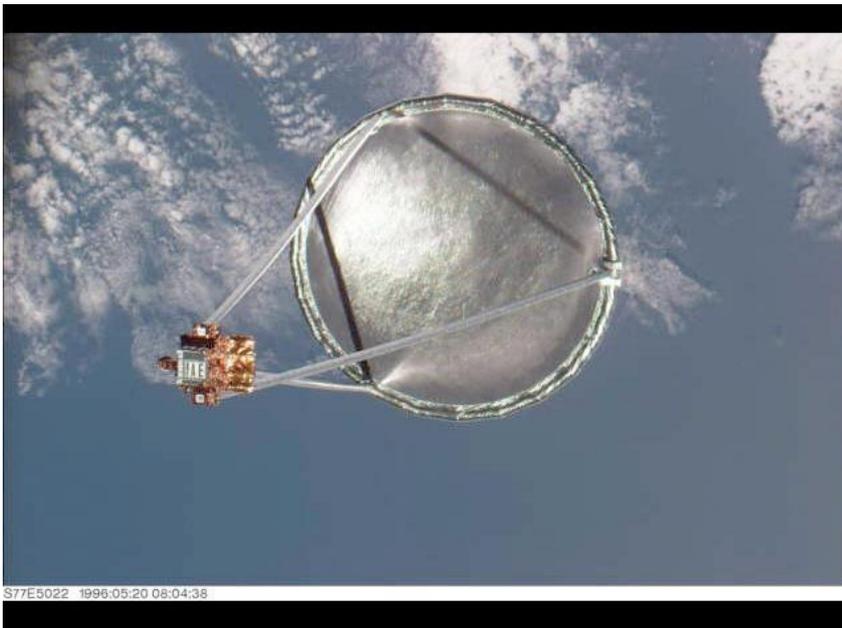
$\omega$  : 重心の軌道角速度

$m_E$  : 地球の質量

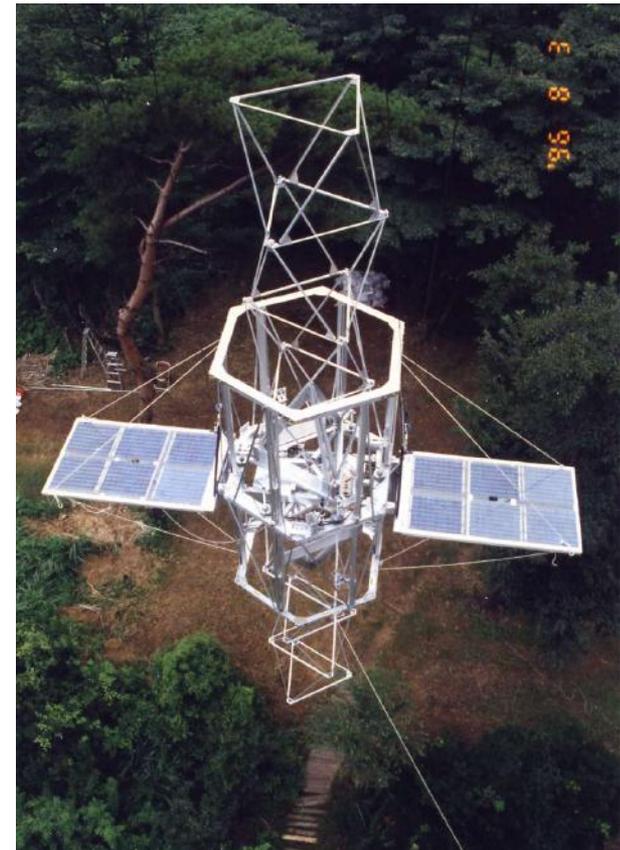


# 大型構造物構築のためのロボット技術

高価な有人作業は必要最小限とする。  
構築ロボット、自動展開システム  
自動膨張硬化型などの新しい技術が必要。



スペースシャトルによる自動膨張実験



ビームビルダー実験(宇宙研)

# 宇宙電力管理分野の技術課題

分野	技術課題	前提となる産業技術 ・宇宙技術	宇宙太陽発電技術としての技術開発			
			要素技術開発・ 評価・実験室実験	地上実証 実験	軌道上実証実験 (10MW程度 以下)	パイロットプ ラント(100 MWクラス)
宇宙電力 管理	低損失集配電	大規模地上太陽発 電所技術の発展 超電導技術	システムとしての 高効率・低損失 集配電技術の開発	-	宇宙環境下での 成立性の実証(～ 10MW)	宇宙環境下 での成立性 の実証(～1 00MW)
	ロータリジョイント 電力技術	-	可動部での電力 伝送技術の開発 耐久性評価	-	宇宙環境下での 成立性・耐久性 の実証	
	高効率電圧制御器	電力産業がリードす る高効率民生電圧 制御器	システムとしての 高効率電力制御 技術の開発	-	宇宙環境下での 成立性の実証(～ 10MW)	
	高効率蓄電	パソコン・携帯電話 などの産業がリード する高効率・低コスト ・軽量のバッテリー の開発	システムとしての 高効率充放電技 術の開発	-		
	大容量排熱	パソコンなどの産業機 器がリードする高効率 ・低コスト熱輸送技術	システムとしての熱 輸送、排熱技術	-	システムとしての熱 的成立性の実証( ～10MW)	

# 電力管理技術(宇宙空間における排熱の問題)

地上と異なり、熱伝導による冷却や空冷がなく、**熱放射のみ**。

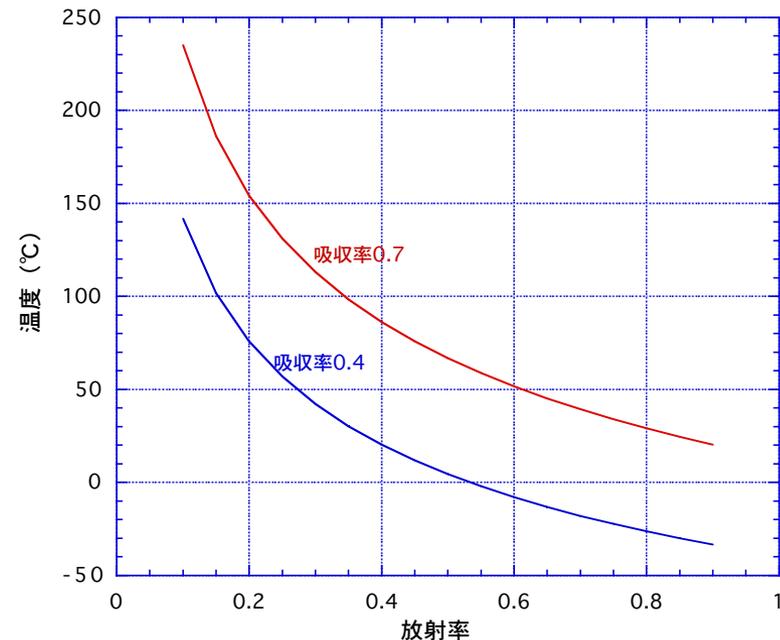
平板の排熱は2面排熱の場合(高高度軌道の場合)  $2 \varepsilon \sigma T^4 / m^2$  (放射率:  $\varepsilon$ )。

太陽光入熱は面への直角入射で最大  $1400 \alpha$  ( $W/m^2$ ) ( $\alpha$ : 吸収率)。

太陽電池の効率を  $\eta$ 、内部回路の電力効率を  $\gamma$  とすれば、釣り合いの式は、

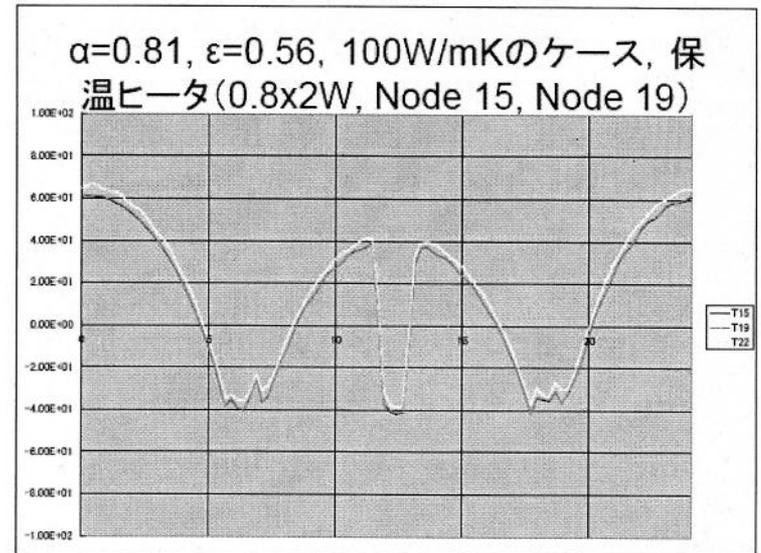
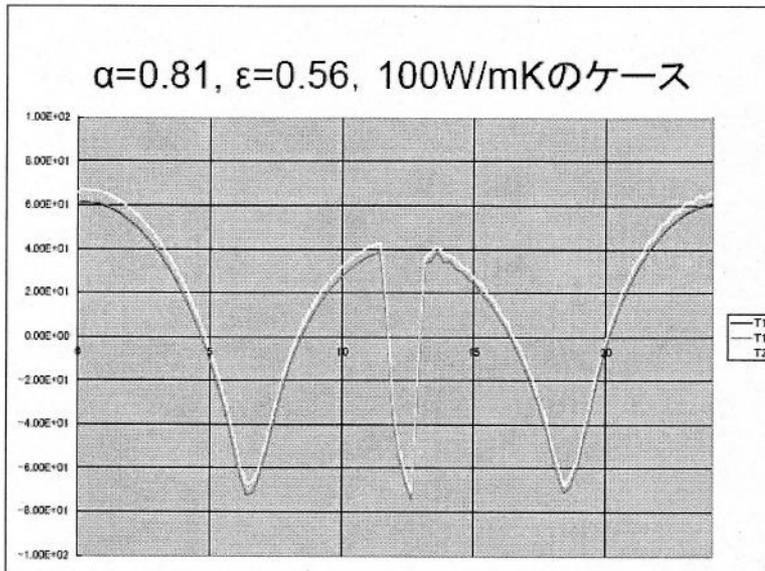
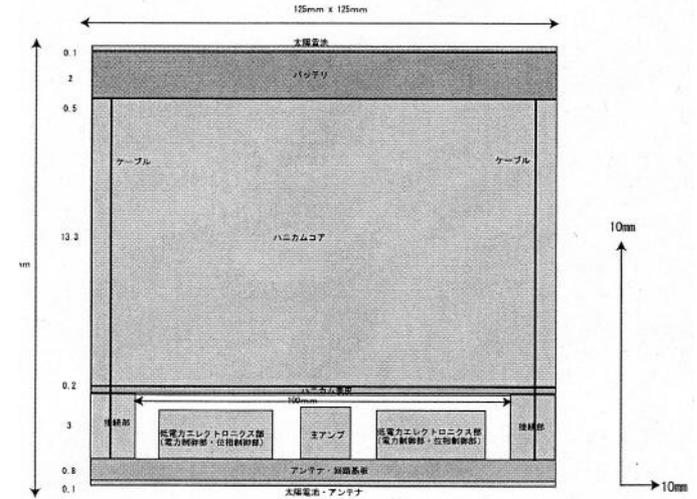
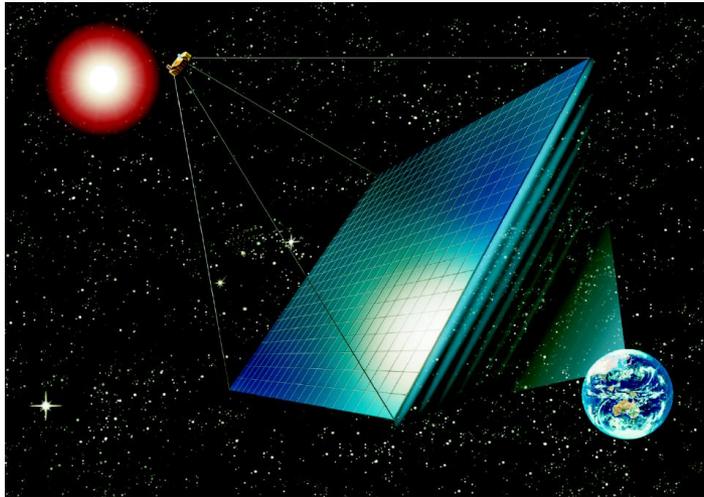
$$2 \varepsilon \sigma T^4 = 1400 (\alpha - \eta \gamma)$$

$\sigma$ : Stefan-Boltzmann定数

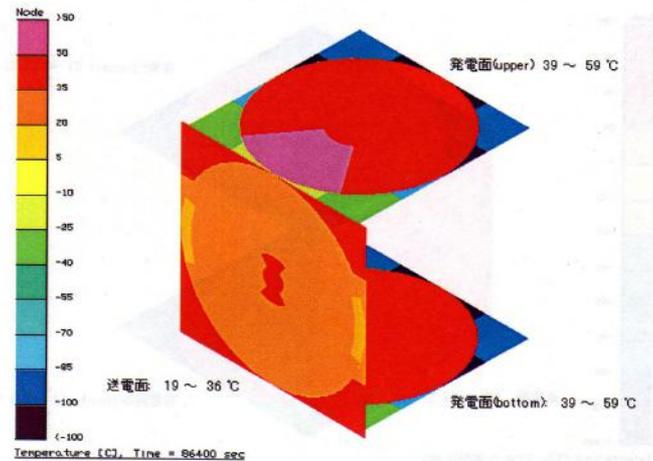
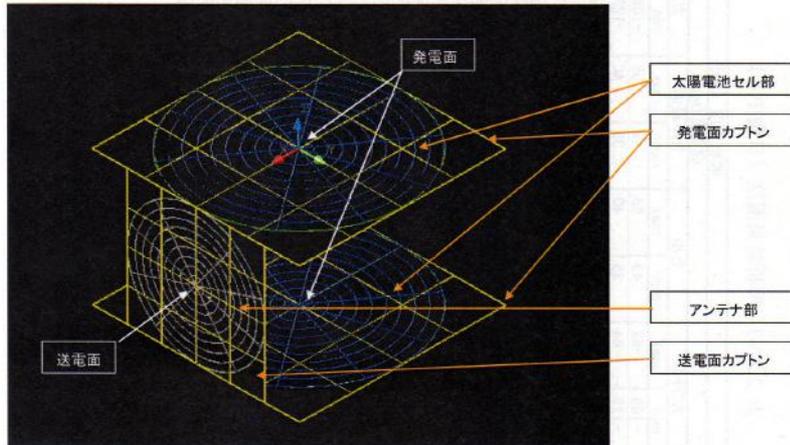
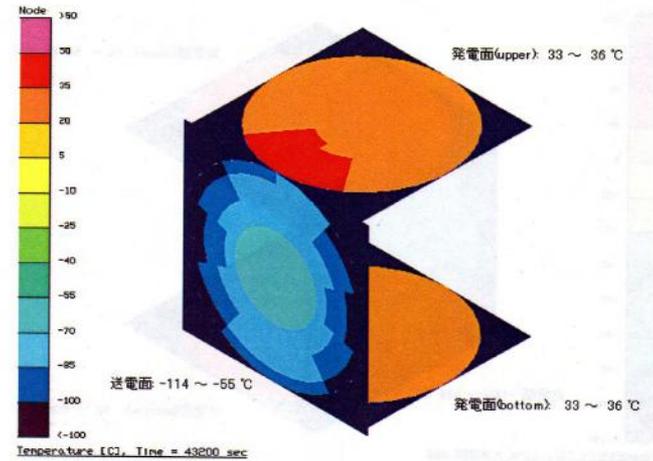
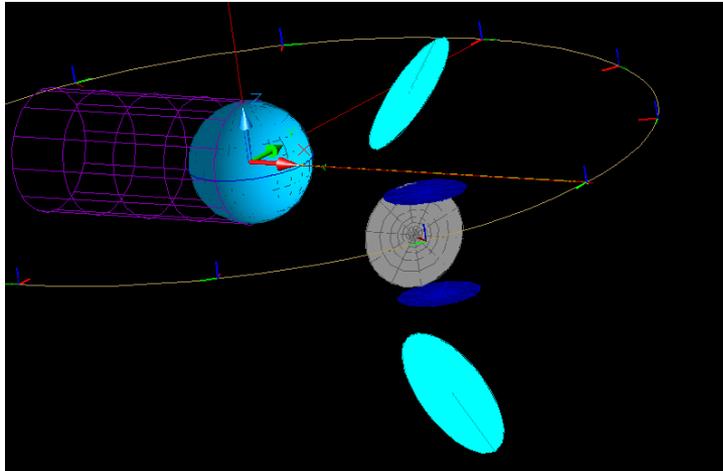


太陽電池効率 ( $\eta$ ) = 20%、回路効率 ( $\gamma$ ) = 80%の場合

# 発電電一体型パネルの熱解析例



# 発電電分離型パネルの排熱検討



集光倍率2倍、太陽電池効率40%、波長選択膜あり  
 (上)日陰中心 (下)日照中心 (2005年度MRI報告)

# レーザー方式SSPSの排熱検討例

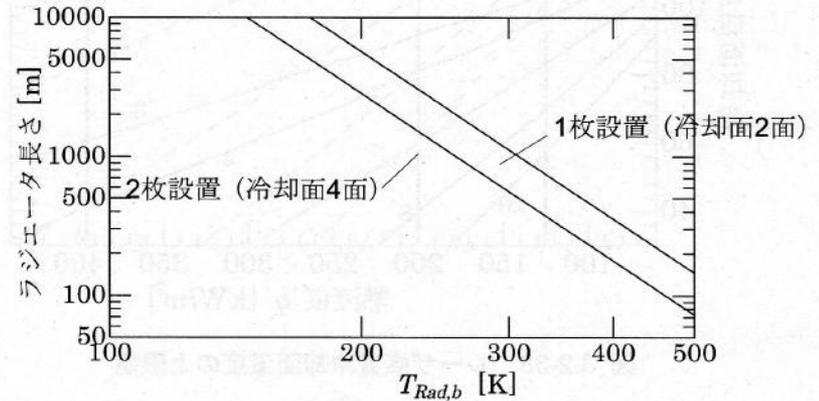
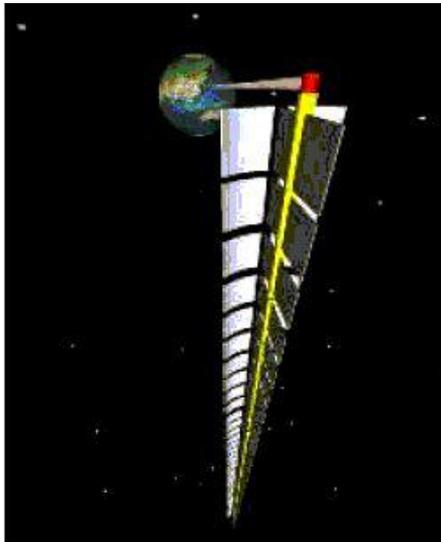
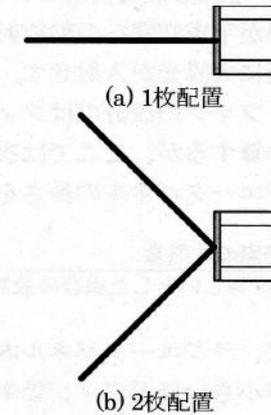
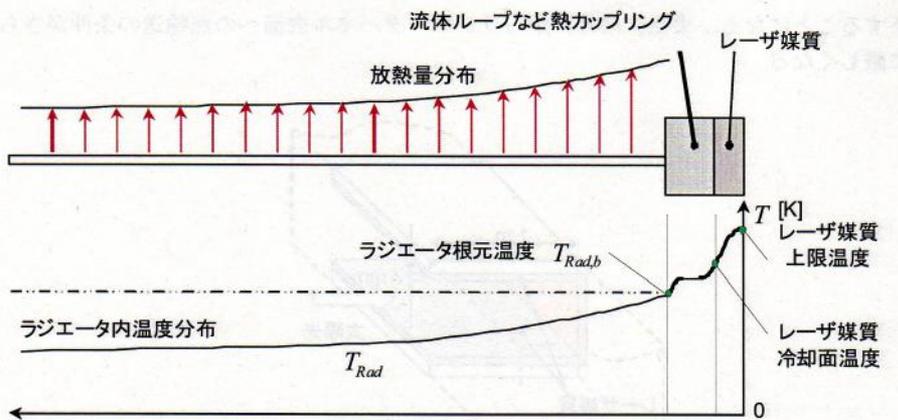


図 3.2-39 ラジエータ長さ



ラジエーターの配置

レーザー媒質上限温度 $450^{\circ}\text{C}$ 、ラジエータ厚さ $20\text{mm}$ 、2枚パネルとした場合でも熱流束 $40\text{MW}/\text{m}^2$ となり実現困難(冷却材の循環が必要)(MRI2007年度報告)

# 宇宙輸送分野の技術課題

技術課題	前提となる産業技術・宇宙技術	宇宙太陽発電技術としての技術開発			
		要素技術開発・評価・実験室実験	地上実証実験	軌道上実証実験 (10MW程度以下)	パイロットプラント (100MWクラス)
赤字・大量輸送技術	革新的宇宙輸送技術の発展 軌道間輸送技術の発展 宇宙輸送産業の展開 宇宙産業、宇宙観光の展開	-	-	-	-

赤字: SPSのコンフィギュレーションに強く依存しない共通技術、コア技術

青字: オプション技術またはSPSのコンフィギュレーションに強く依存する技術

# 低コスト打ち上げ輸送手段の開発

現在の試算ではSPS構築のコストの  
30%以上は輸送コスト

宇宙輸送コストの低減(現在の輸送コストの1/100程度)がSPS構想成立のための必要条件

現在の使い捨てロケット方式では低コスト化は不可能(H2Aは1機100億円)

再使用型輸送システムの開発が必須

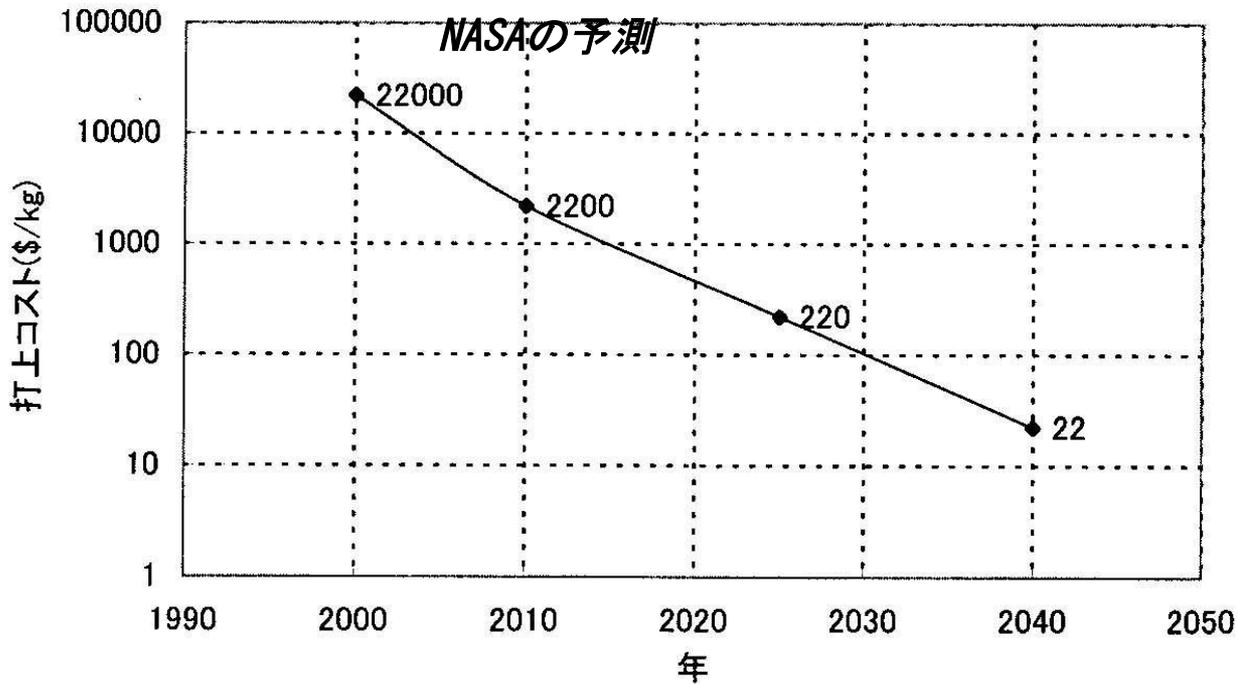
低コスト化のためには大量輸送の需要が必要



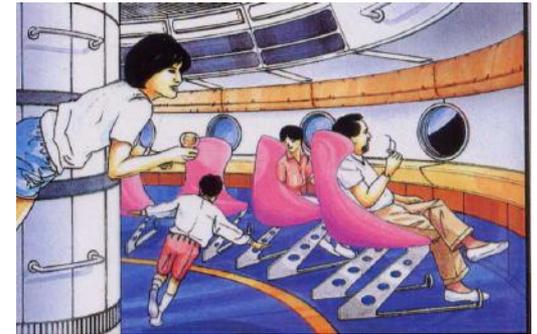
Air Ship One (June 21, 2004)  
The first non-governmental rocket ship flew to the edge of space and was piloted to a safe landing on a desert airport runway here.

宇宙研の再使用ロケット実験

# 打ち上げ輸送のコスト予測



需要



宇宙観光旅行

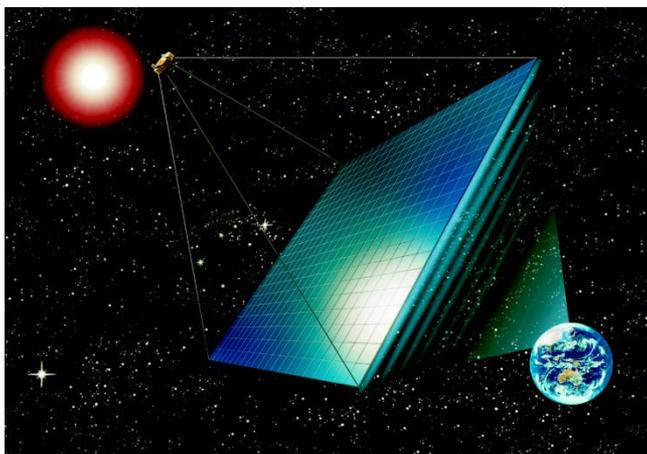


太陽発電衛星

### 3. 我が国で検討中の太陽発電衛星の構想と実現へのロードマップ

- ・我が国の代表的な商用SPSのモデル
- ・実用化に至るロードマップ

# 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 $2\text{km} \times 1.9\text{km} \times (2-10)\text{cm}^t$   
テザー

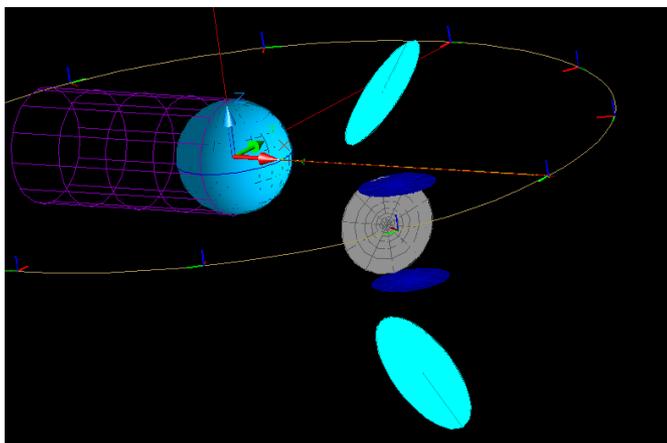
(5-10km)による重力安定

100m $\times$ 100mパネルのユニット構成

マルチバス方式

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(反射鏡):  $2.5\text{ km} \times 3.5\text{ km}$ ,

1000トン $\times$ 2式、 $100\sim 300\text{g}/\text{m}^2$

ミラーはフリーフライヤー

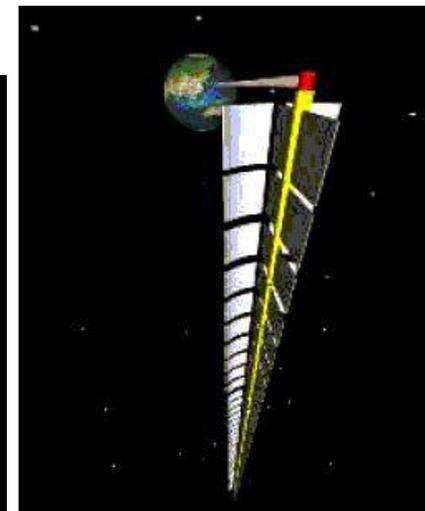
発電部: 直径1.25km

集光倍率: 4倍

送電部: 直径1.8km

総重量: 10,000トン以下(目標)

複雑、高い電力取得効率



*Laser Model*

太陽追尾高集光レーザー型

1モジュール: 10MW、50トン

ミラー(反射鏡):  $100\text{m} \times 100\text{m} \times 2$ 式

ラジエーター:  $100\text{m} \times 100\text{m}$

二次光学系、レーザーモジュール: 120m

集光倍率: 数百倍

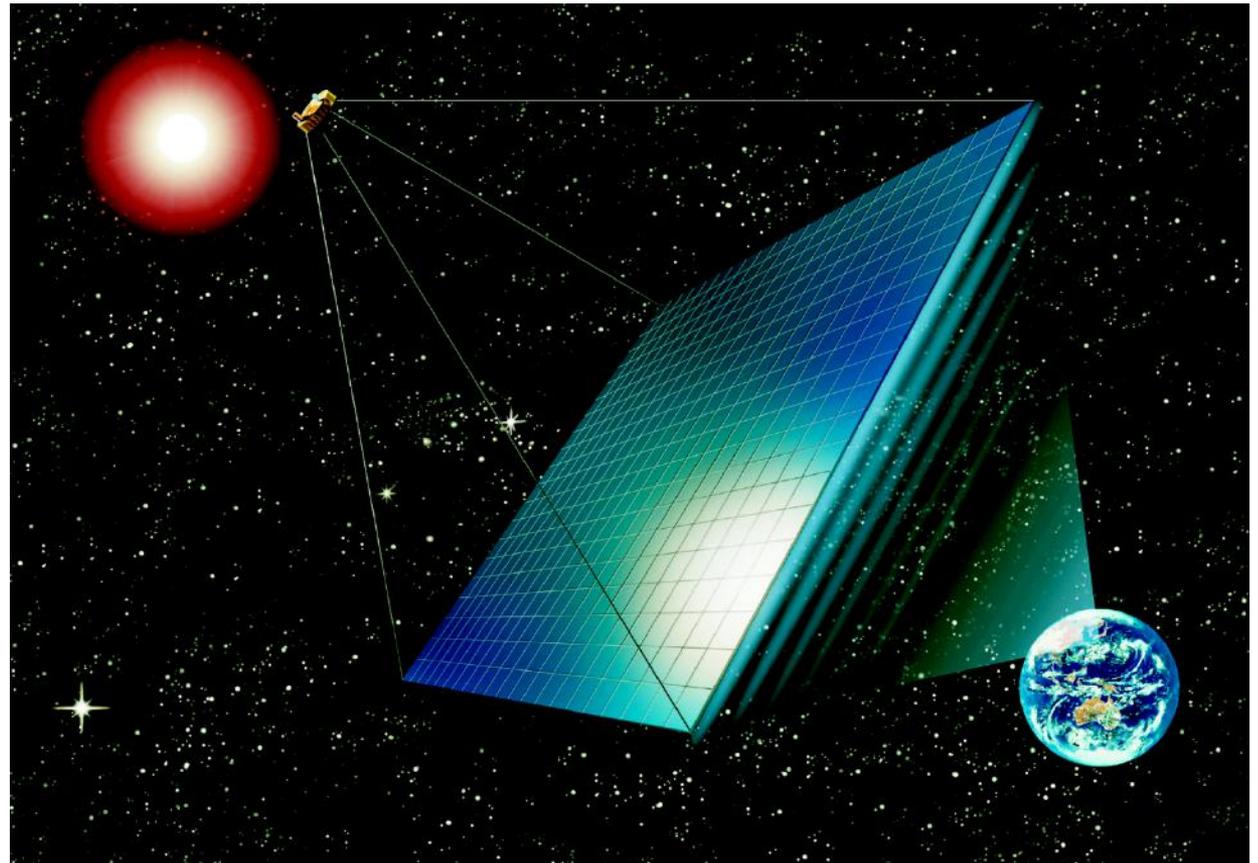
システム: 100モジュール接続、12km

総重量: 5,000トン(目標)

複雑、システムが小型、雲の影響

# 無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)のモデル

1GWモデル  
1~2万トン  
テザーによる重力安定  
単純な構成に特徴



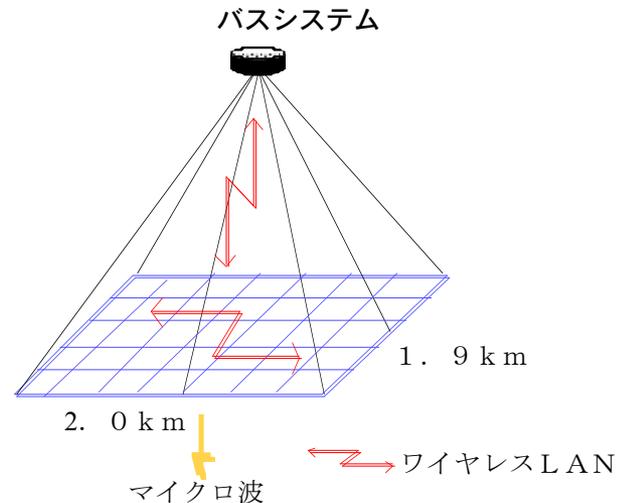
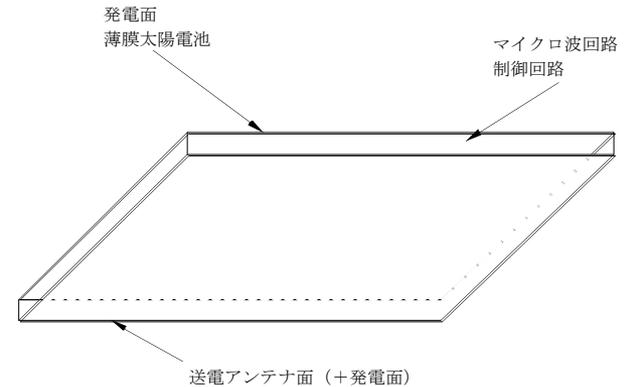
# 発電電一体型パネルの概念

発電電一体型パネル(電氣的にも構造的にも全く等価な多数のモジュールでパネルを構成)

- パネル上面の太陽電池で得られた電力は下面のアンテナからマイクロ波として放射
- 全てのモジュールは無線LANで集中制御

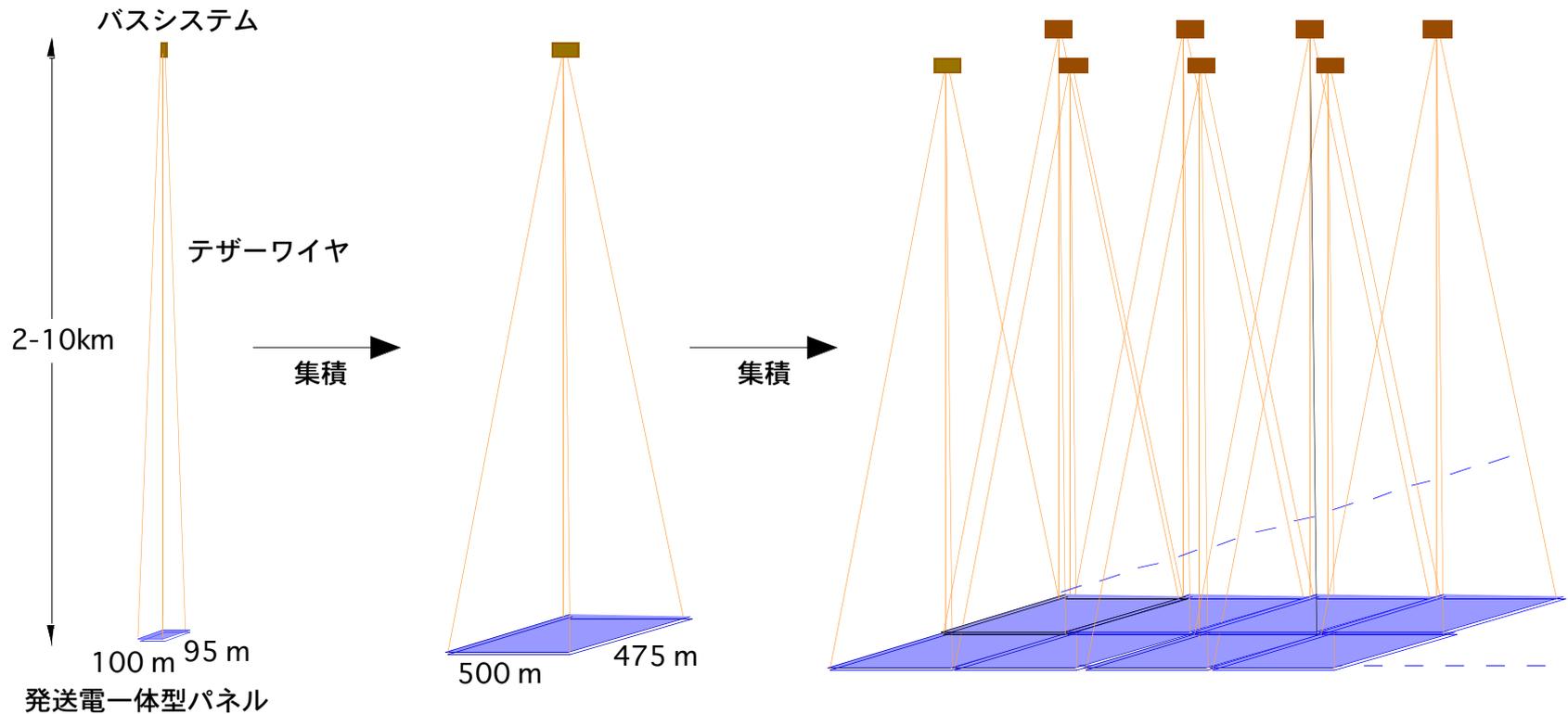
⇒モジュール間には一切の電力、信号ケーブルのインターフェイスはない

- 容易な取り付け、取り外し
- 電力システムとしてロバスト
- 製造、試験、品質管理が容易



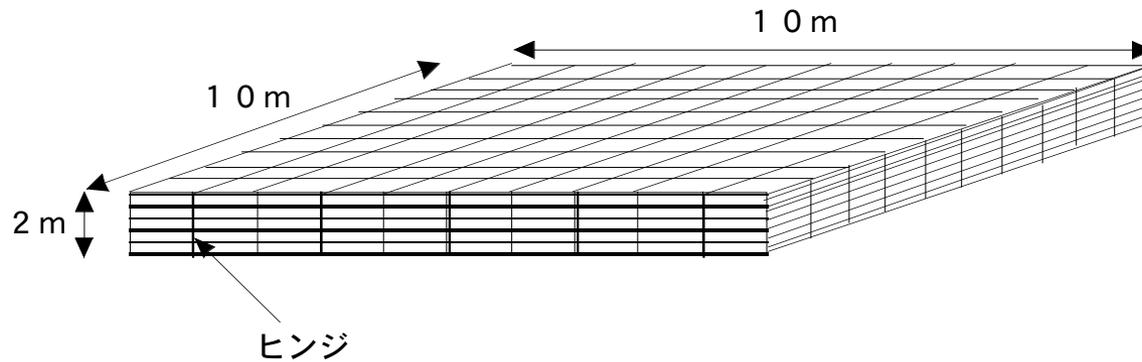
# 宇宙太陽発電所の建設シナリオ

全重量: 26,500 MT 出力: 1 GW(一定)

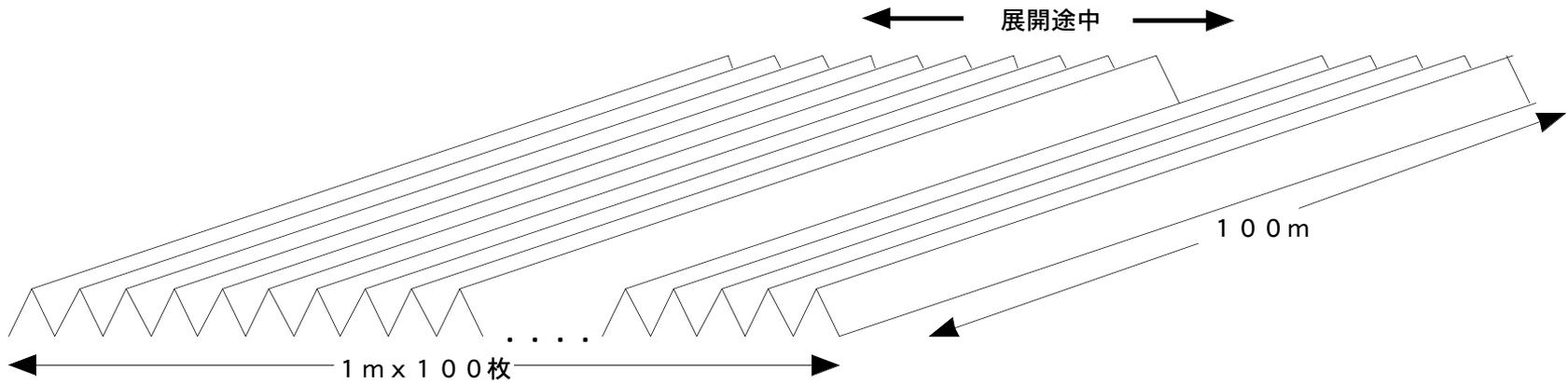


# パネルの展開

輸送機搭載状態

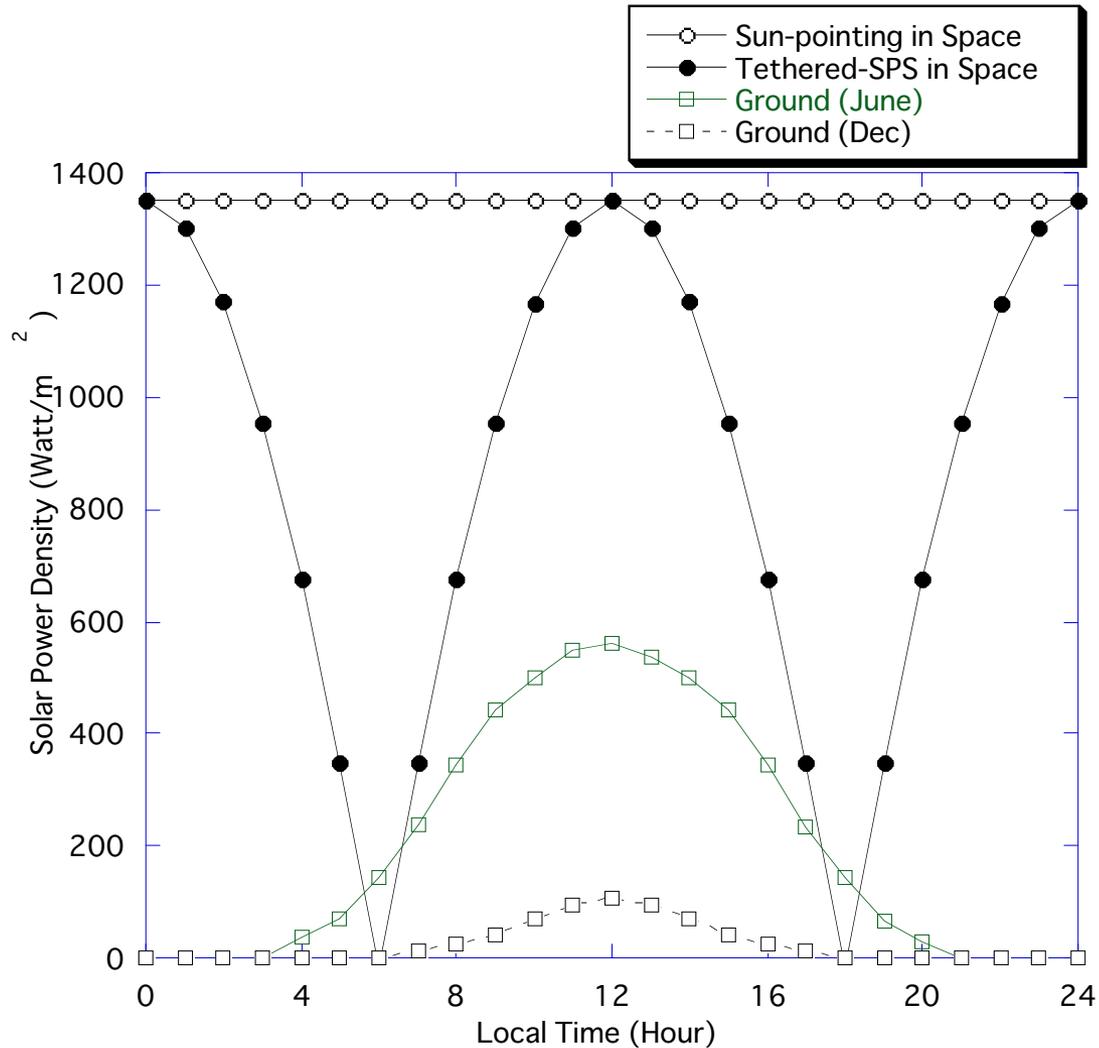


展開途中





# 平板型テザー太陽発電衛星の特性の比較



# JAXA 2004/2005年型M-SSPSモデル

1 GWモデル、  
可動部を無くすため、ミラー部は太陽輻射圧を利用し編隊飛行させる。  
熱的成立性を確保するため発電分離型（バス電源）とする。

ミラー（反射鏡）：2.5 km x 3.5 km, 1000トンx2式、  
100~300g/m<sup>2</sup>  
発電部：直径1.25km（太陽電池638トン、波長選択膜638トン）

集光倍率：4倍

送電部：直径1.8km、送電器2685トン、アンテナ763トン、  
構造体：945トン

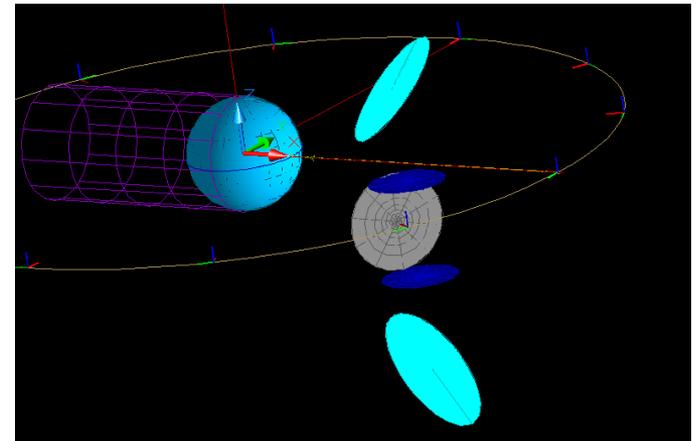
集電ケーブル等：1340トン

マージン：900トン

レクテナ：直径2.74km

総重量：10,000トン以下（目標）

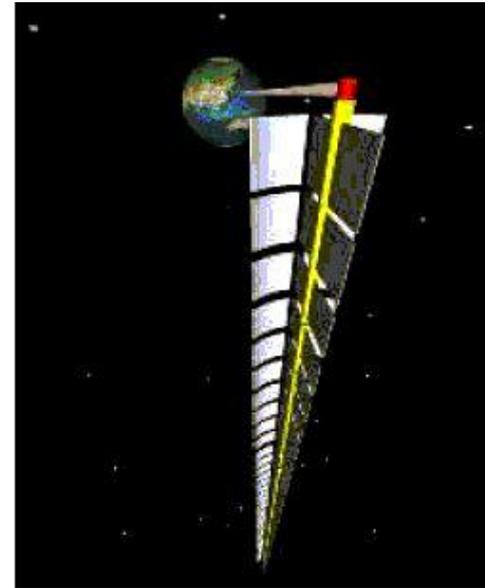
コスト：総コスト1.18兆円（宇宙セグメント6800億円、レクテナ2000億円、輸送3000億円）、メンテナンス312億円/年、  
発電コスト8.6円/kWh（ターゲット：8円/kWh）



藤田ら、信学技報 Technical Report of IEICE,  
SPS2005-24(2006-04)  
宇宙エネルギー利用システム検討委員会報告(2008年3月3日)

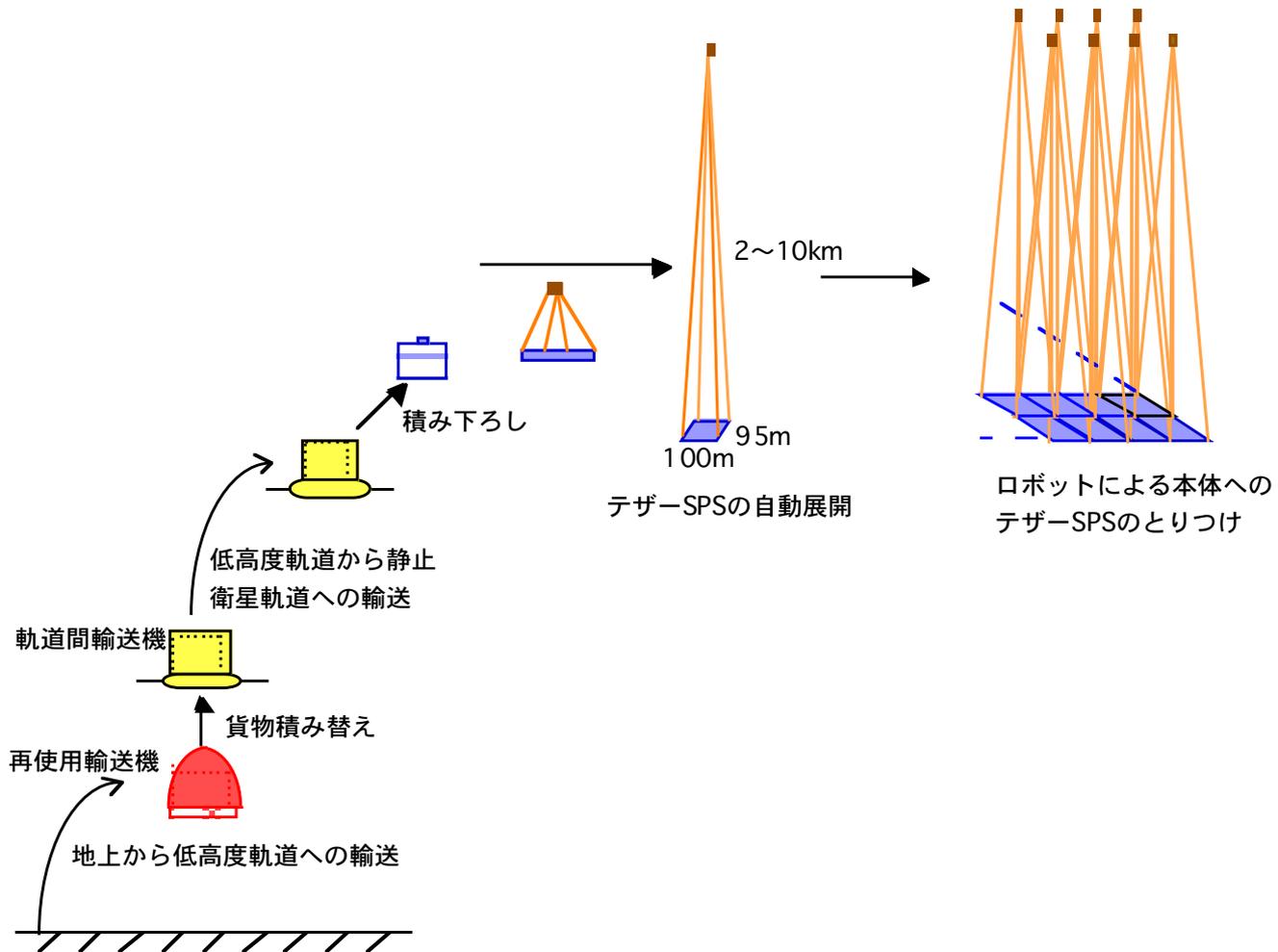
# JAXA 2004/2005年型L-SSPSモデル

1GWモデル=10MWx100モジュール  
エネルギーフロー: 太陽エネルギー入射  
52.1MW(200mx100mx1370W/m<sup>2</sup>, 38,000m<sup>2</sup>で計算)ー二次  
集光鏡波長選択32.6W(350nm-950nm, 62.6%)ーレーザー  
増幅器出力10MW(効率19.2%)  
太陽光直接励起  
CrドープNd:YAG結晶  
限界吸収遷移効率: 36.9%、目標35%  
一次光学系: 98%, 100g/m<sup>2</sup>  
二次光学系: 90%、波長選択膜  
地上系  
変換効率: 50%(現状20%)  
ビーム密度: 10kW/ /m<sup>2</sup>  
ビーム径: 400m  
総合効率  
 $0.19 \times 0.9 \times 0.5 = 0.086$   
(マイクロ波;  $0.35 \times 0.85 \times 0.97 \times 0.9 \times 0.85 = 0.22$ )



ミラー(反射鏡): 100mx100mx2式  
ラジエーター: 100mx100m  
二次光学系、レーザーモジュール: 120m  
集光倍率: 数百倍  
モジュール: 10MW、50トン  
システム: 100モジュール接続、12km  
総重量: 5,000トン(目標)

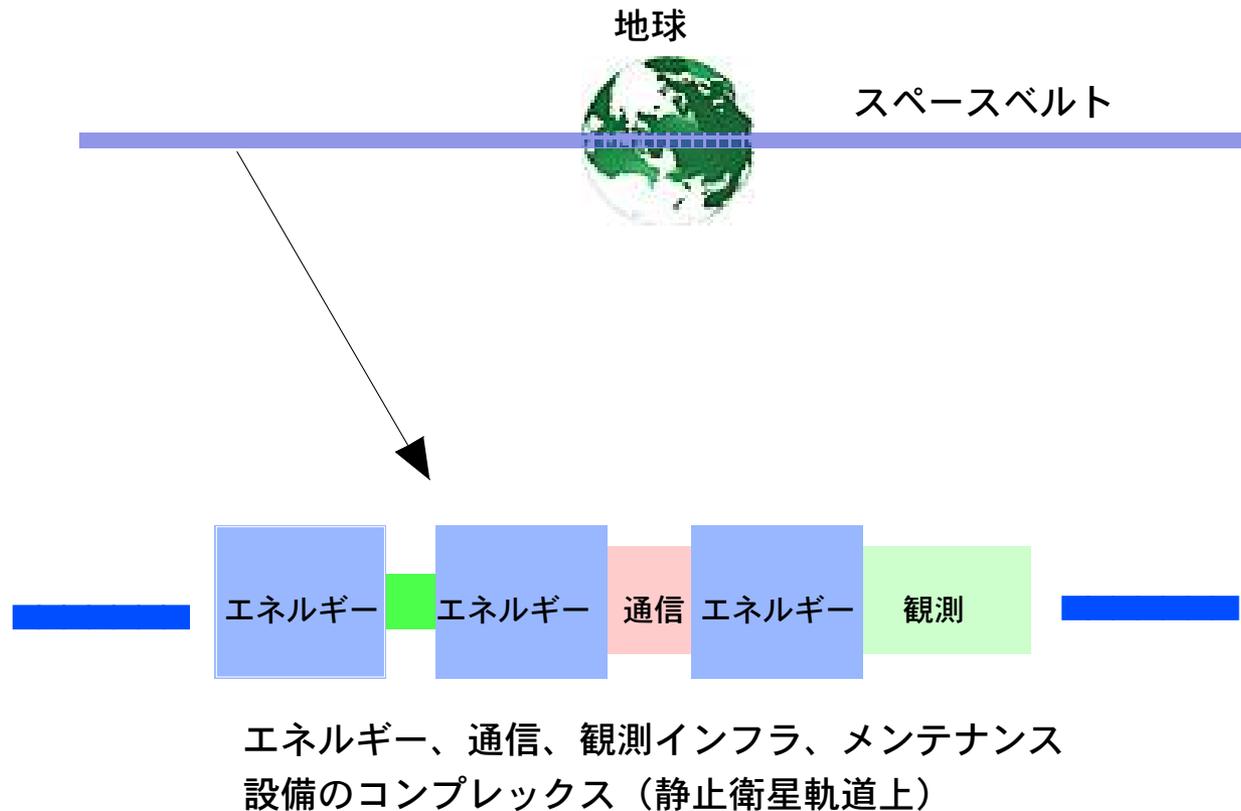
# 平板型テザー宇宙太陽発電所の建設方法



## テザーSPSを成立させるために必要な技術レベル

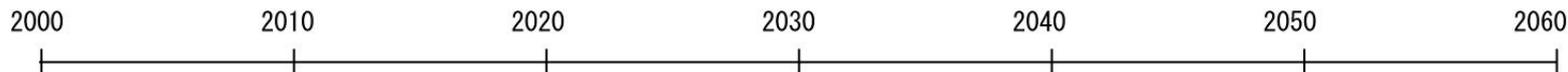
太陽電池技術	発電効率35%, 2kW/kg, 0.5kW/m <sup>2</sup> , 50円/W
マイクロ波送電技術	効率85%, 10g/W, 100円/W, 静止衛星軌道から3.5km径のレクテナへ90%の効率で電力を送るマイクロ波制御技術*
蓄電技術	2kWh/kg, 10円/Wh, 充放電効率90%, DOD50%, 充放電寿命30,000回
マイクロ波受電技術	効率85%, 50円/W
輸送コスト	15,000円/kg(地上から低軌道、低軌道から静止軌道衛星)

# 静止衛星軌道に構築する社会インフラのスペースベルト



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研究開発ロードマップ



石油（確認可採埋蔵分）減産開始

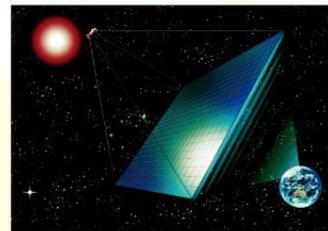
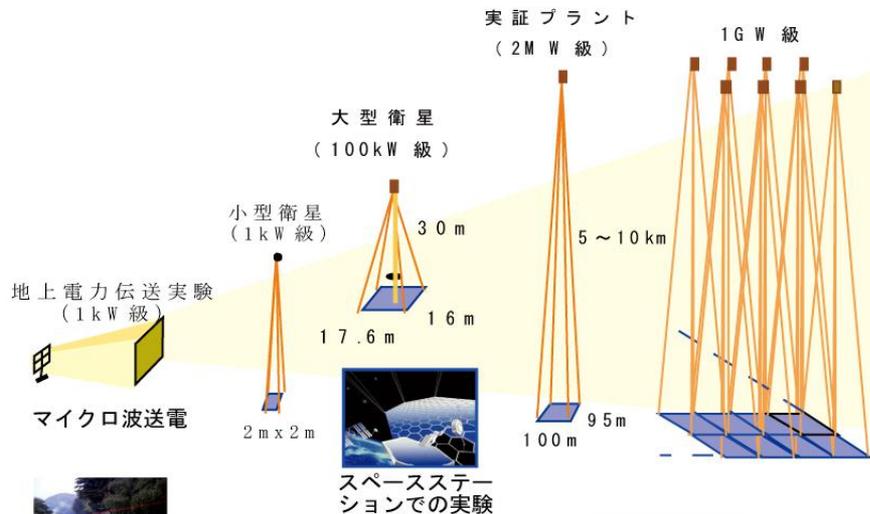
天然ガス（確認可採埋蔵分）減産開始

人口 90 億人

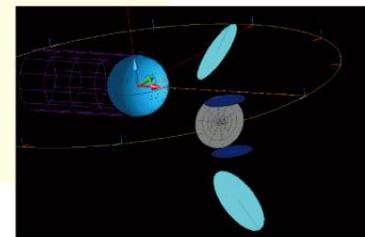
基礎研究フェーズ

開発研究フェーズ

実用フェーズ



ベーシックモデル



アドバンスドモデル

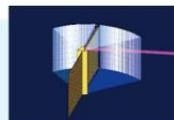


レーザー送電

月惑星探査



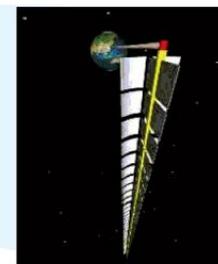
ローバー送電



1 MW 級実証プラント



月面基地電力システム

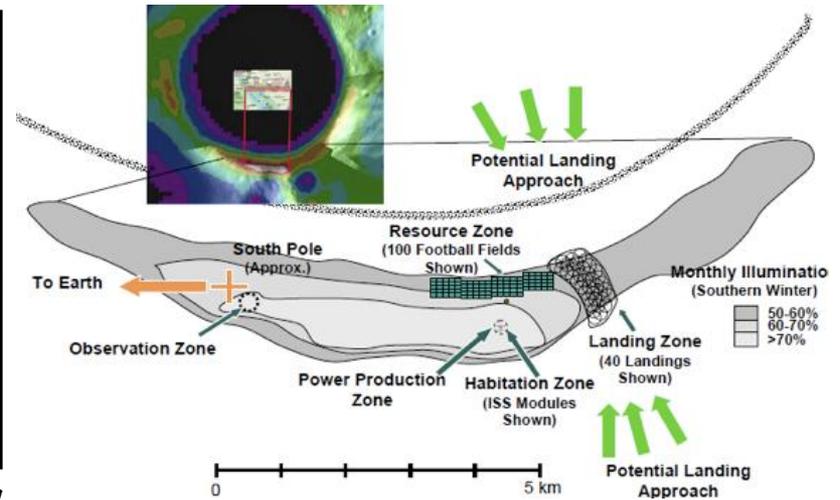


レーザーモデル

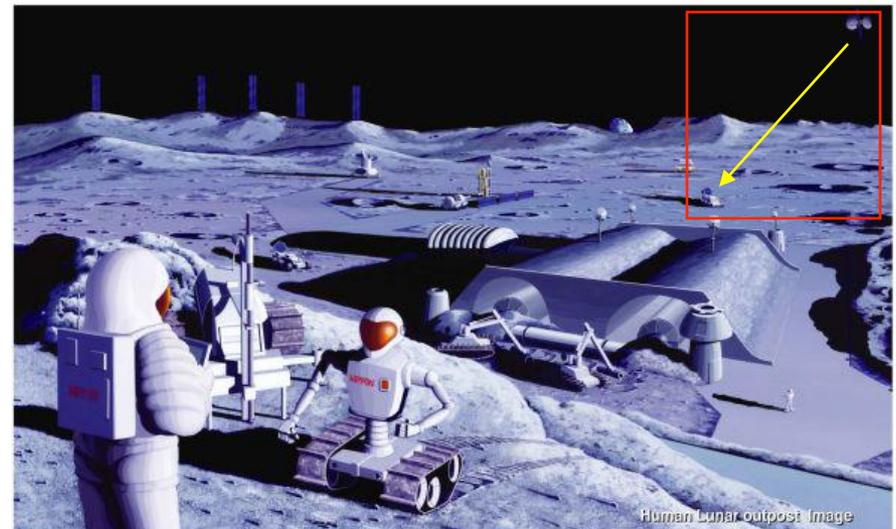
# 月探査基地構想とレーザー送電の応用



水の氷が存在する可能性のあるシャクルトンクレータ



永久影への水探査ローバーへの送電



周回軌道上から月面基地への送電

## 4. 研究現状と近未来の実証実験の計画

### ・地上基礎研究

発送電一体型モジュール試作

パネル展開方法

耐デブリ衝突研究

太陽電池パネルの耐放電研究

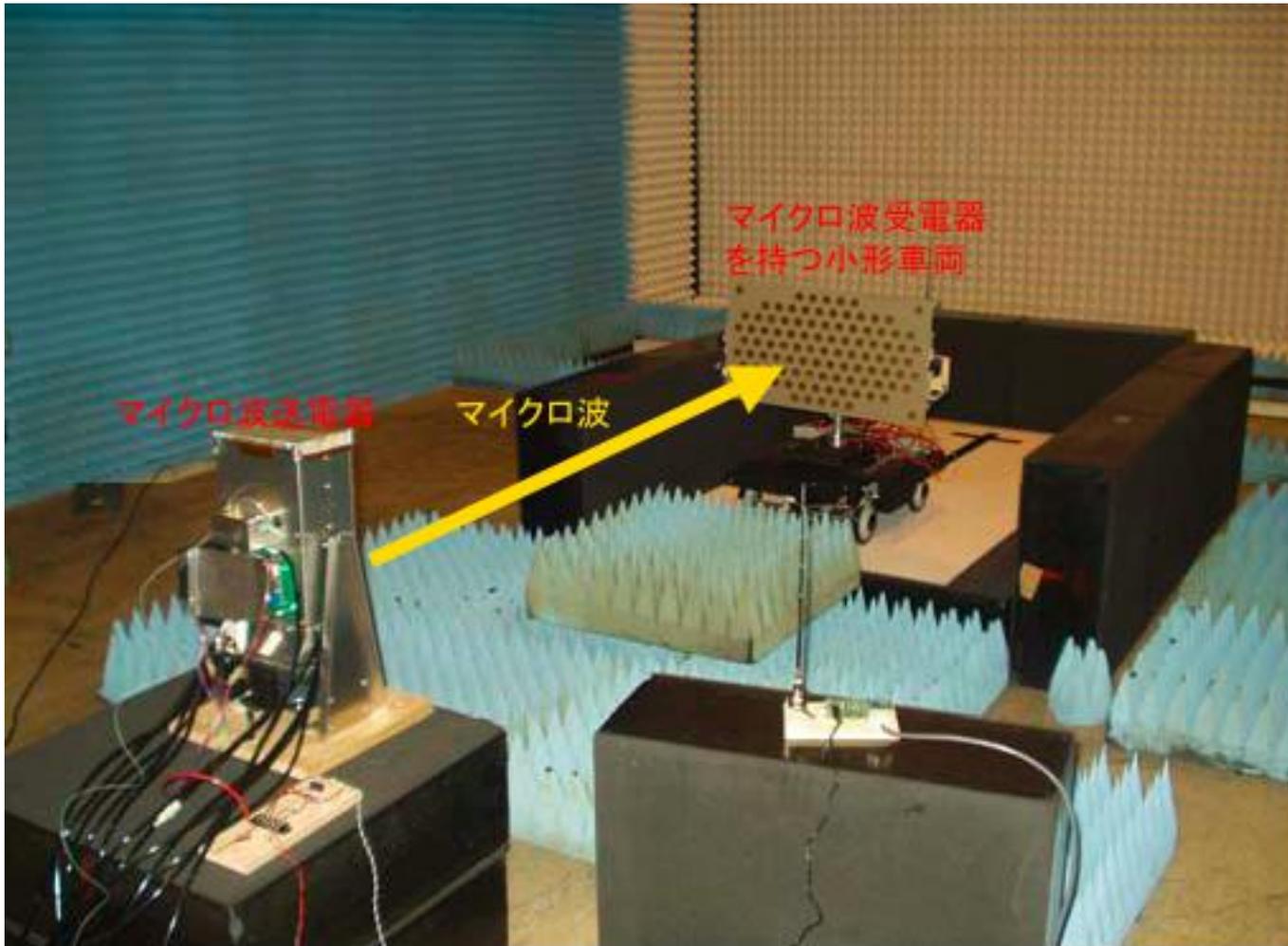
全機能モデル製作

小型ローバーへのマイクロ波送電

### ・地上無線送電デモンストレーション実験

### ・軌道上デモンストレーションの構想

# 小型車両へのマイクロ波送電実験(USEF)



マイクロ波送電器



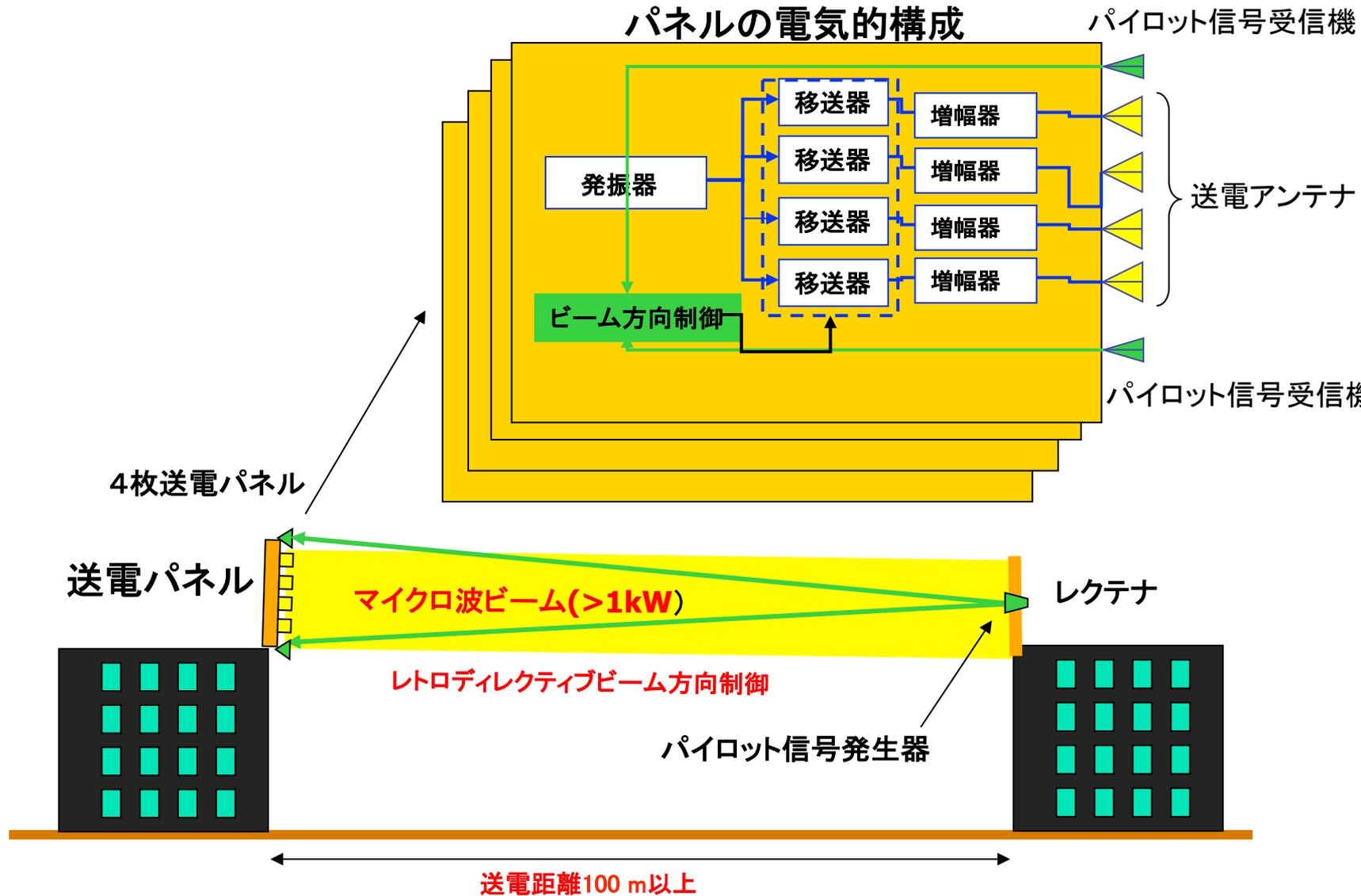
マイクロ波受電器



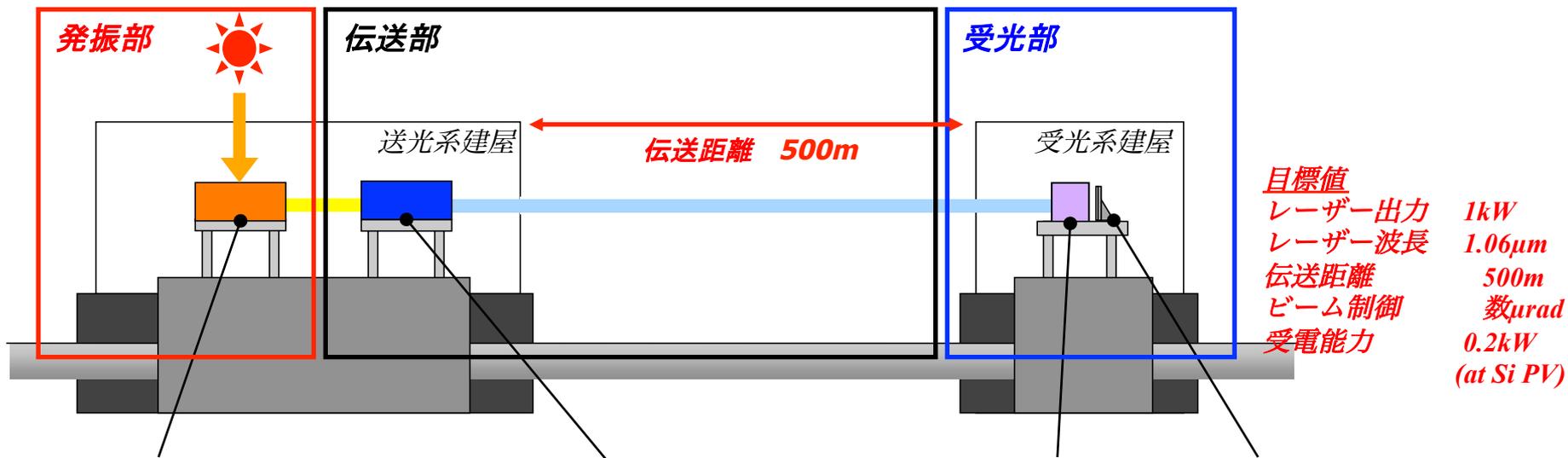
小型車両



# マイクロ波SSPS 地上実証実験(1kW クラス)



# レーザーSSPS 地上実証実験(1kW クラス)

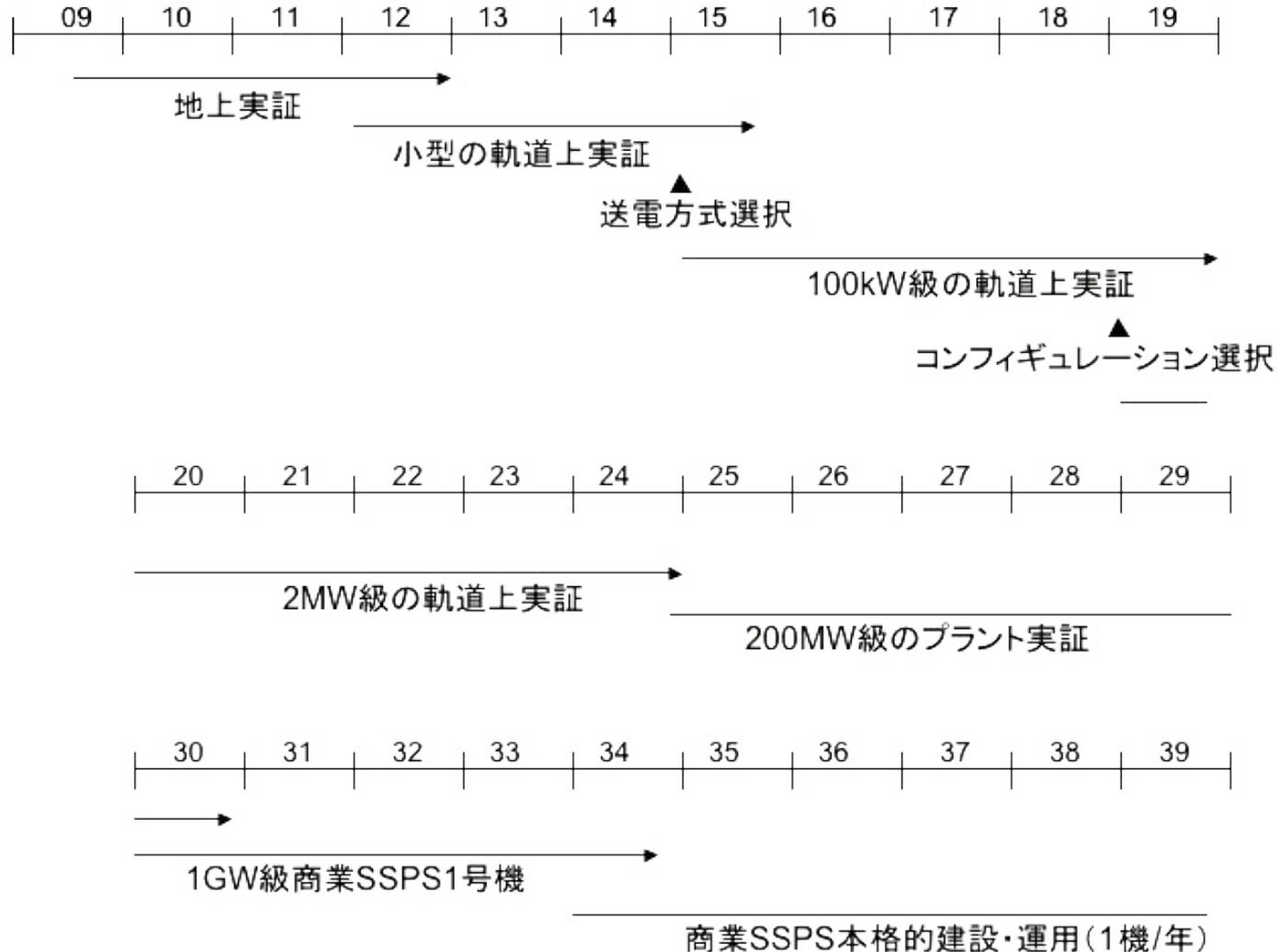


太陽光励起固体レーザーレーザー伝送光学系 (ビーム制御、ビーム波面補償と均質化機構 光電変換素子)

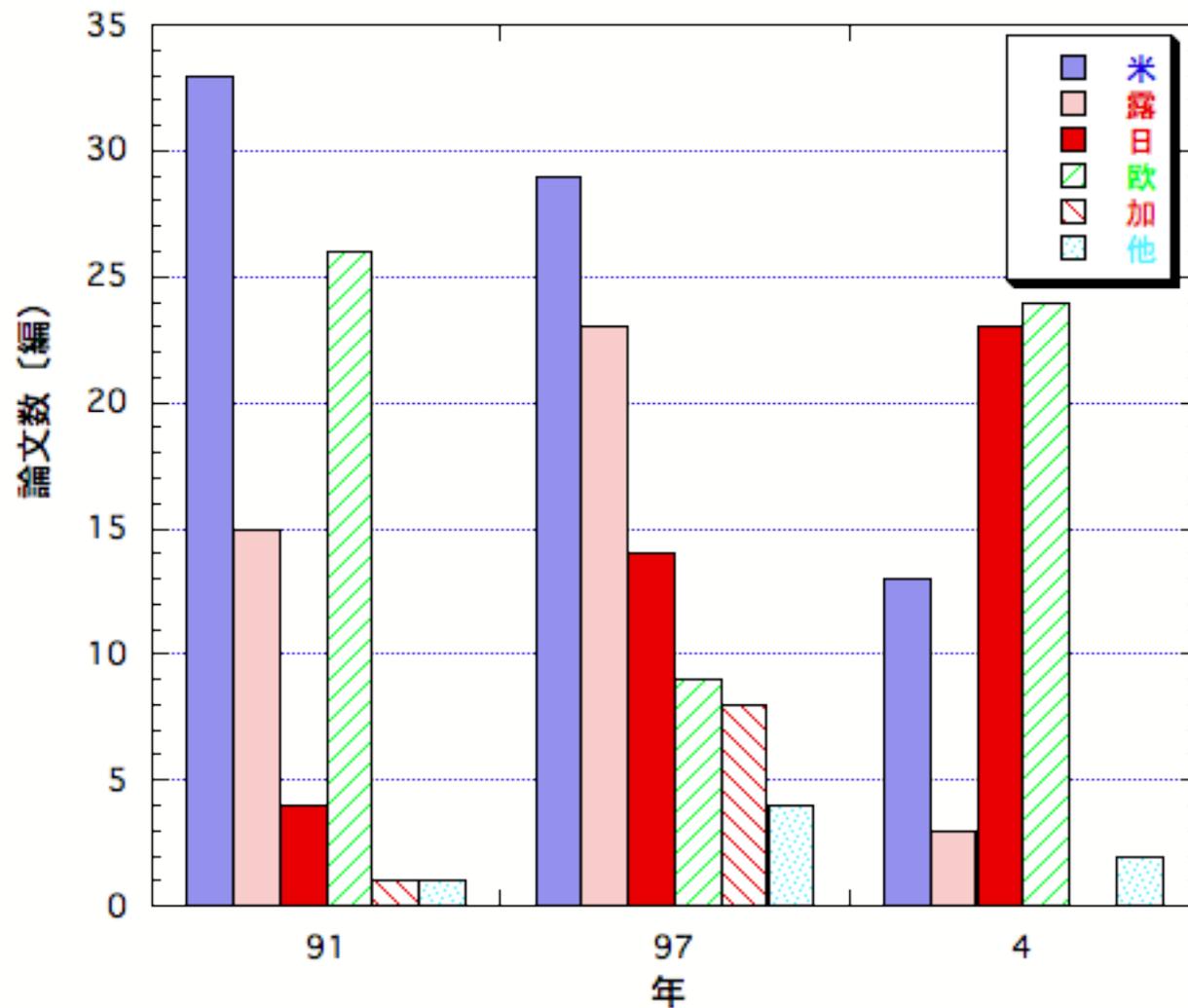


200W クラスレーザー送電実験(角田/JAXA、1998年)

# 実用化への道のり



# 国際SPS会議に於ける各国の論文数の推移



# SPSに関するアンケート

2004年3月 三菱総研の調査(一般成人2700人、インターネット)

## SPSの認知度

SPSを全く知らない	66%
SPSについて聞いたことがある	26%
やや知っている	7%
良く知っている	1%

## 他の新エネルギー源の認知度

太陽熱利用	77%
風力発電	3%
太陽光発電	63%

## SPSの必要性

とても必要	46%
やや必要	33%

## SPSを進めるべきか

大いに進めるべき	52%
やや進めるべき	29%

## 今後のエネルギー源に求めること

安全性	91%
環境に優しいこと	89%
安定供給	75%
安価なこと	52%

# 地球環境・エネルギー問題解決への挑戦 —宇宙太陽光発電システム—

環境問題、エネルギー問題のような地球規模の問題は、地球閉鎖系の中で解決しようとするのではなく、地球の外即ち宇宙空間に解決の道を探るべきではなからうか。

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。SPS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、グ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。

現段階でSPSが将来の人類のエネルギーシステムとして最善の選択肢であることが示されている訳ではないが、将来エネルギーとして極めて有力な選択肢であることは間違いない。

SPS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、本格的な軌道上実証実験に着手すべき段階に来ている。