

# 遠未来技術の事例①～太陽宇宙発電衛星の紹介

---

1. 太陽発電衛星（SPS）の概念
2. 太陽発電衛星に必要な技術
3. 新しい発想の太陽発電衛星の紹介
4. 今後の展望と近未来に手がけるべき実証実験  
（太陽宇宙発電衛星、太陽発電衛星、SPS、宇宙発電所）

慶応MCC環境塾講演  
平成16年7月9日

# 宇宙(空間・環境)の利用

## 情報分野(成熟)

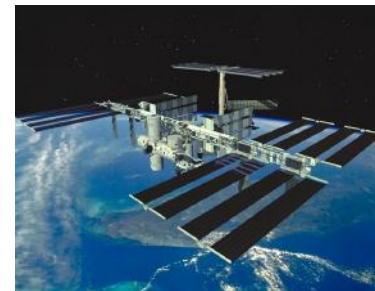
大きな対地視野という軌道の特徴を利用した通信、放送、気象、地球観測(特に静止衛星軌道が有効)



データ中継衛星

## 物質分野(開発途上)

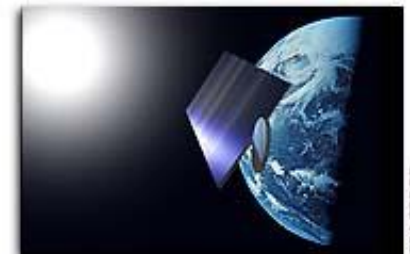
地上では実現できない極限環境(超高真空、長時間高品質マイクロG)を利用した新材料・医薬品創製



国際宇宙ステーション

## エネルギー分野(未着手)

ふんだんな太陽エネルギーを利用したエネルギー取得システム(太陽発電衛星)



太陽発電衛星

# 宇宙空間における太陽エネルギー利用

太陽からの地球へのエネルギーは

$1.77 \times 10^{17}$  Watt

現在の人類のエネルギーの消費量の15,000倍

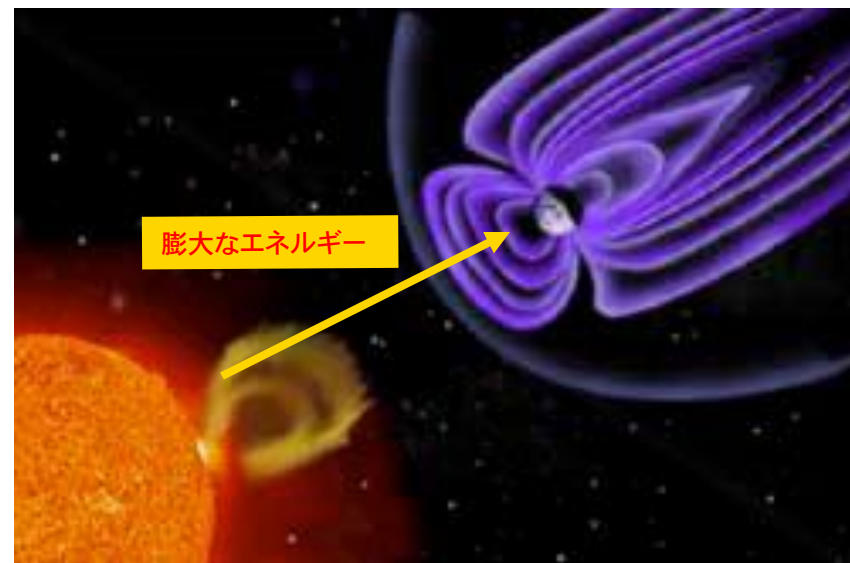
⇒太陽エネルギーは人類のエネルギー源として大きな可能性を持っている。

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

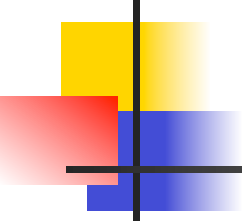
地上での太陽光の年間平均エネルギー密度は $100 \sim 200 \text{ W/m}^2$

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有効に利用できる。



⇒太陽発電衛星

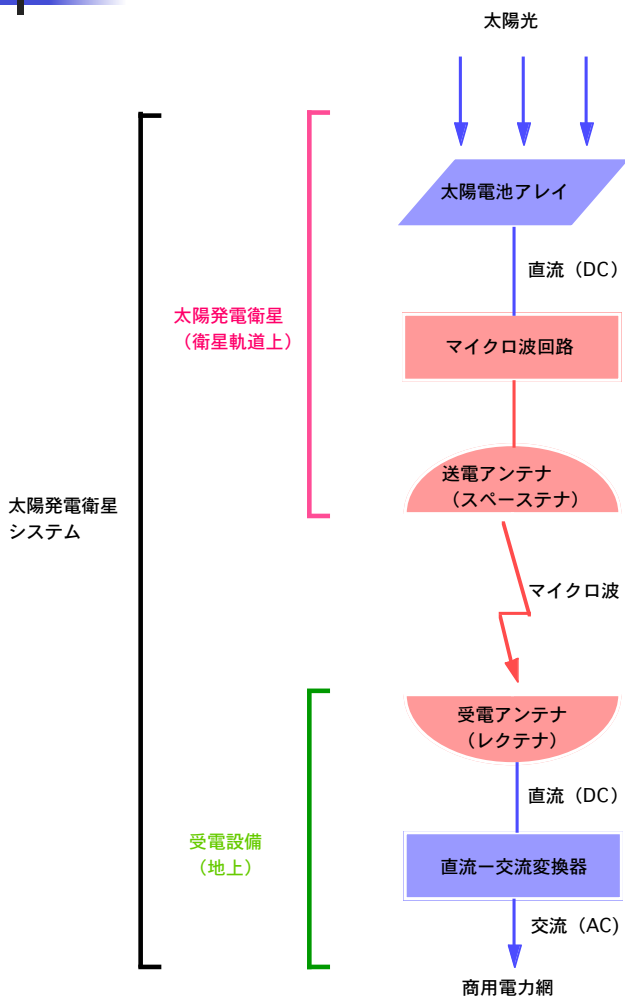


# 太陽発電衛星 (SPS) の概念

---

- ・ 基本的な原理とエネルギーシステムとしての特徴
- ・ エネルギー 問題 ・ 地球環境問題への寄与
- ・ SPS研究の歴史

# 太陽発電衛星の原理とエネルギーシステムとしての特徴



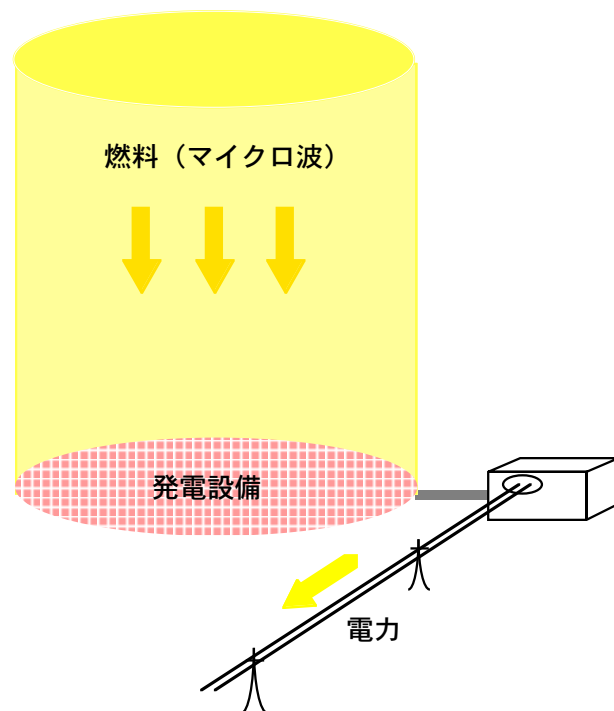
宇宙での太陽光からのエネルギー取得の効率は地上太陽光利用の場合の**5～10倍**。一方無線送受電の効率は**50%**が期待できる。

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**の高い効率で電力を取得できる**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**

# 宇宙太陽発電と地上太陽発電の比較



評価の前提とした仮定

S P S は静止衛星軌道上とし太陽指向常時発電

（非指向昼夜発電の場合は0.6を乗じる）

マイクロ波の電力密度平均は $300\text{ W/m}^2$

地上太陽発電と比較した電力取得の観点からの優位性

地上平均電力  $140\text{ W/m}^2$

軌道上ピーク  $1350\text{ W/m}^2$

取得電力の優位性 約10倍

無線送受電損失  $\times 0.5$

優位性 約5倍

地上太陽発電と比較した土地利用の観点からの優位性

地上平均電力  $140\text{ W/m}^2$

電力変換量（太陽電池）  $40\text{ W/m}^2$ （30%）

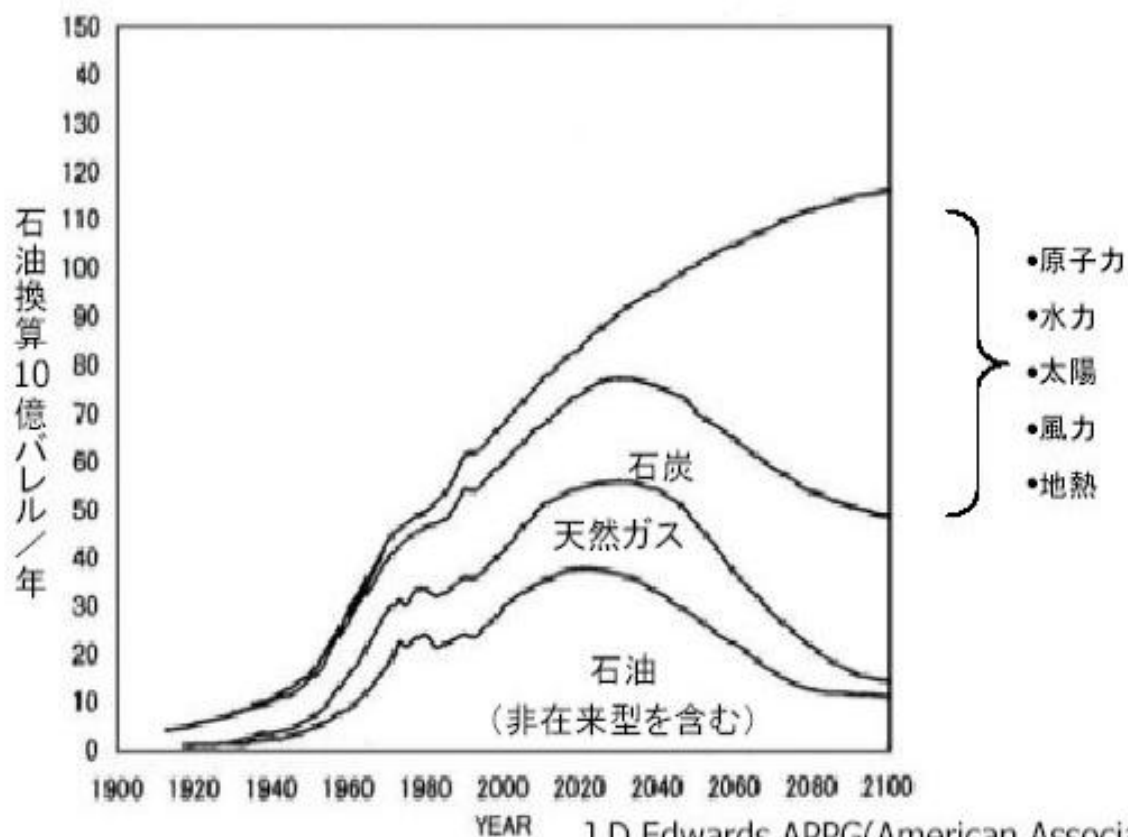
マイクロ波電力  $300\text{ W/m}^2$

電力変換量（マイクロ波）  $240\text{ W/m}^2$ （80%）

優位性 約6倍

# エネルギー利用の将来予測

今後のエネルギー利用増大の主要因は開発途上国の需要増



J.D.Edwards, APPG(American Association of Petroleum Geologists) Bull Vol.81(8)(1997)より作成

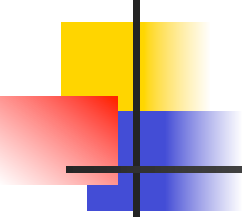


## 宇宙太陽発電衛星のCO<sub>2</sub>負荷

(g-CO<sub>2</sub>/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   |

吉岡完治等、1999年

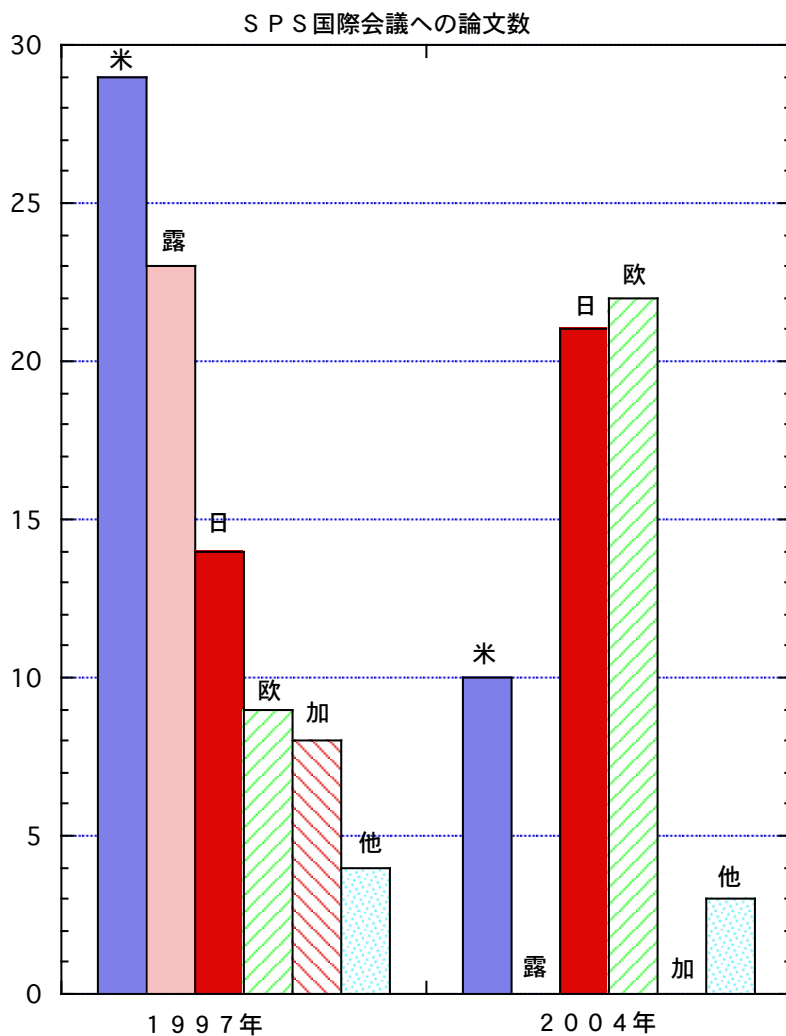


# 太陽発電衛星研究の歴史

---

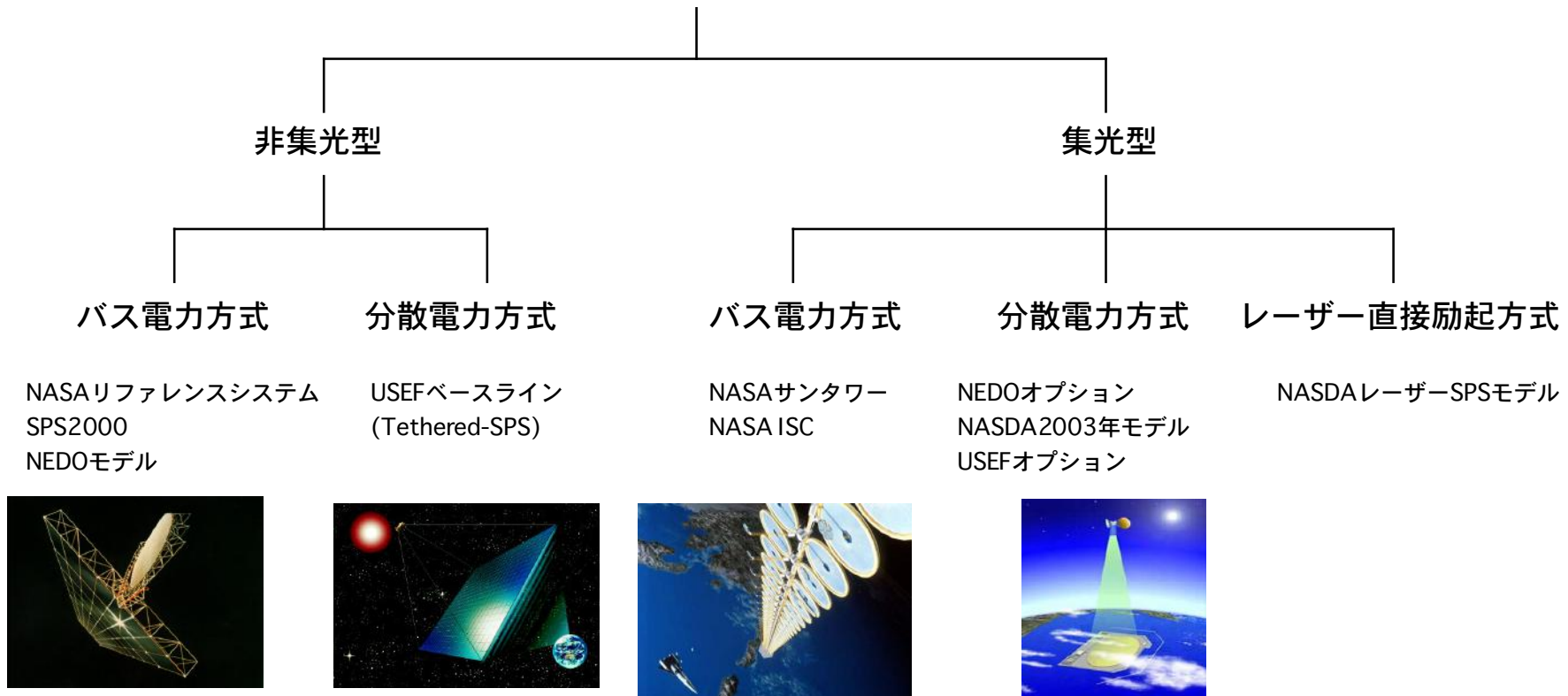
- 1968年 **ピーターグレーザー**のサイエンスの論文  
“効率的で安全なマイクロ波ビームによる電力伝送、宇宙空間における電力プラント”の概念、特許化（1973年）
- 1970年代 NASA/DOE (US Department of Energy)  
**リファレンスシステム**  
1977-1980 NASA 約2000万ドルを投じ概念設計  
1978 DOEのSPS Concept Development and Evaluation Program (CDEP)
- 1980年 米国でのシステムの研究は中断、NAS（米国科学アカデミー）の評価  
レーガン政権の財政緊縮方針で中断
- 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 **SPS 2000** 研究スタート
- 1995年 **NASA** 研究再開
- 1999年以降 **NASDA, USEF** 調査研究

# 太陽発電衛星研究への我が国の寄与



# 太陽発電衛星の分類

## 太陽発電衛星



# リファレンスシステム

## SPSの古典的なモデル

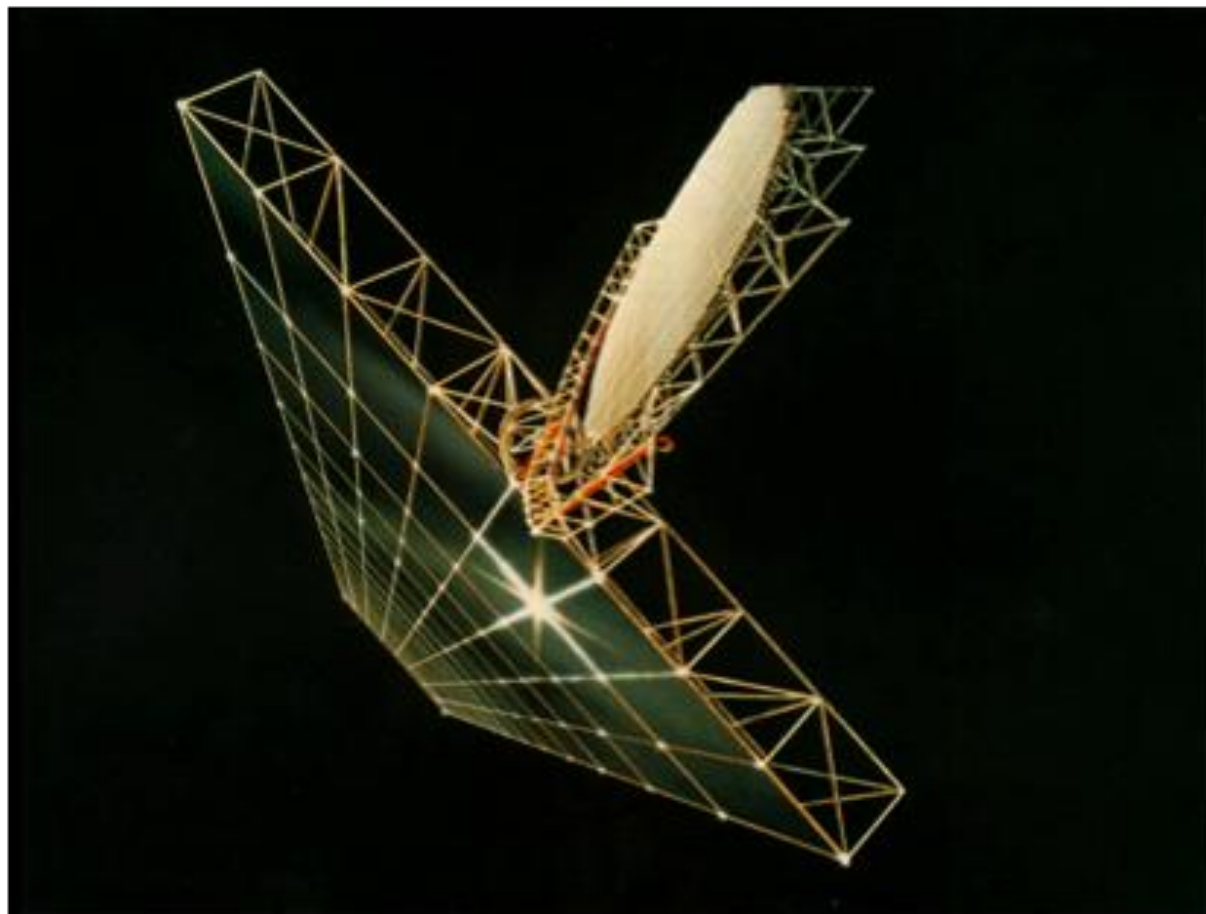
出力5 GW

重量5万トン

面積5 km x 10 km

厚さ0.5 km

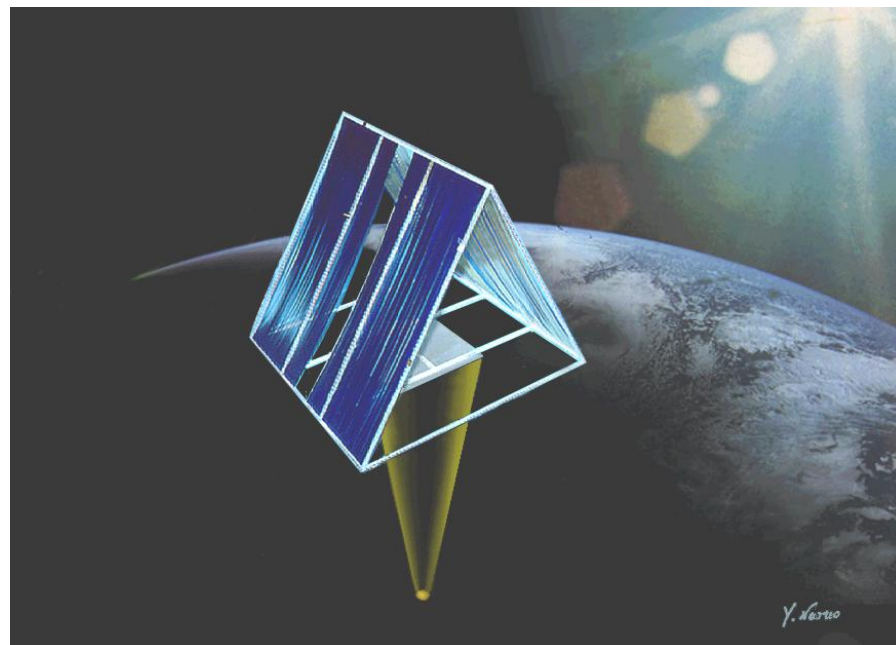
送電アンテナ直径1 km



# 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

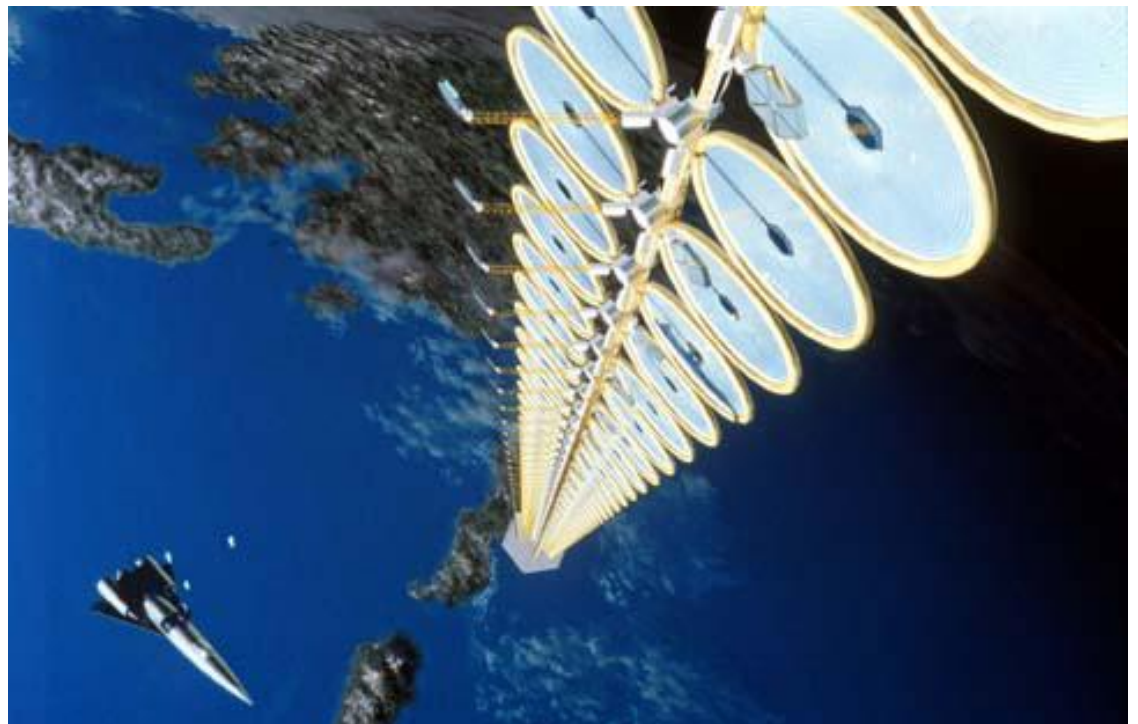
NASAの研究再開時の  
研究モデル（フレッシュ  
ルックスタディ）

出力100～300MW

高さ15km

集光ミラー直径60m

送電アンテナ250m



# 宇宙開発事業団 (NASDA) のモデル

## NASDAの最近のスタディモデル

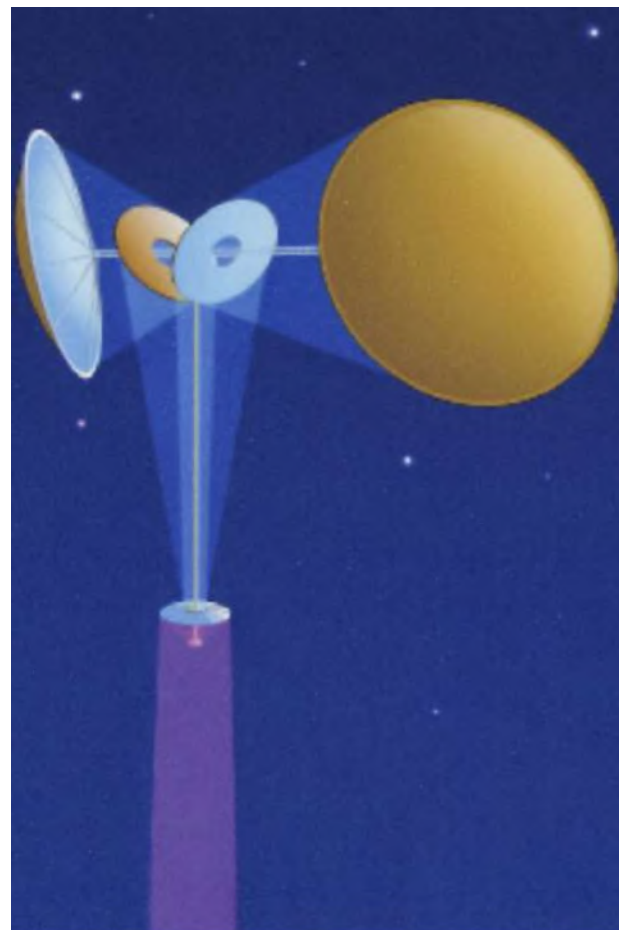
出力 1 GWモデル

総重量数万トン

太陽追尾反射集光型

このモデル以外にも数種類の  
タイプが検討されている。

マイクロ波ではなく太陽光直接励起の  
レーザーを使用したモデルも検討されている。



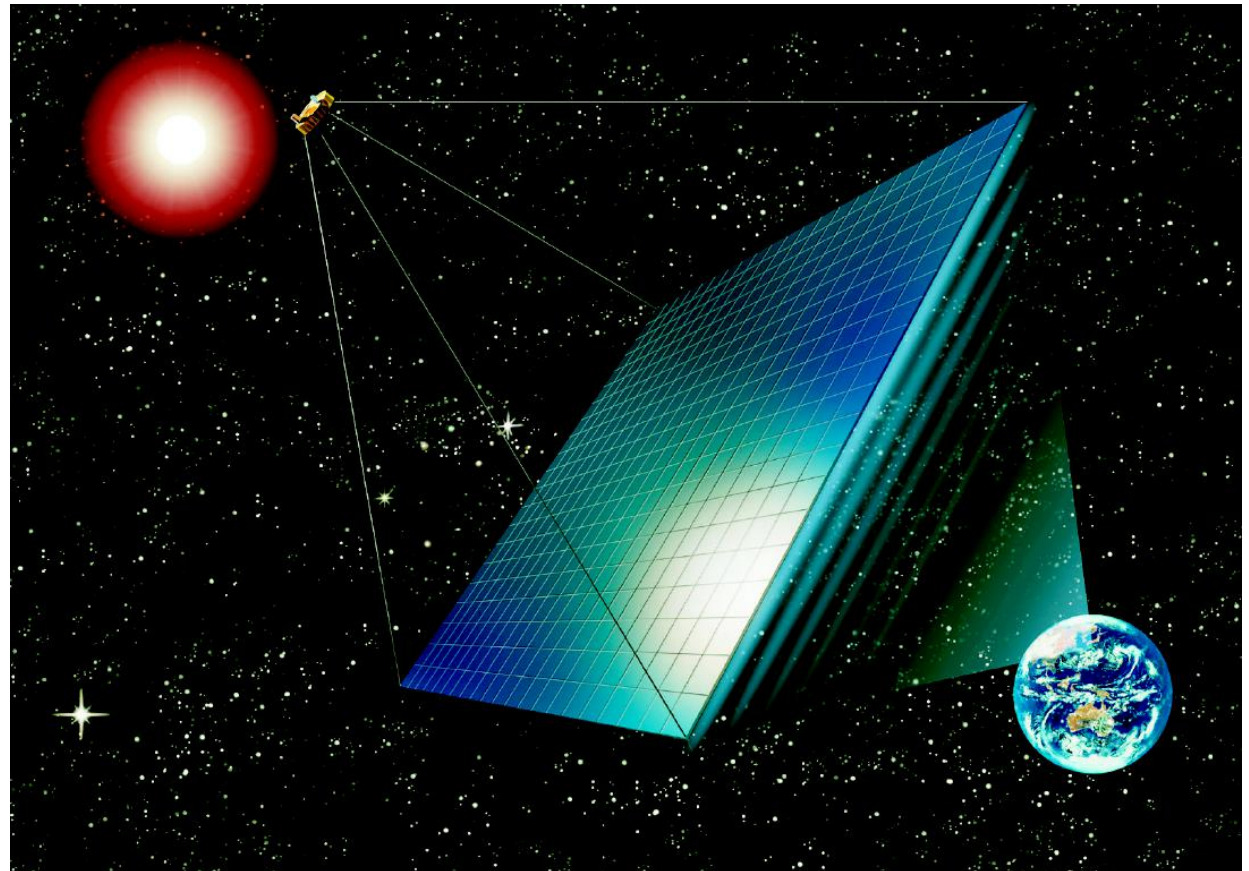
# 無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) のモデル

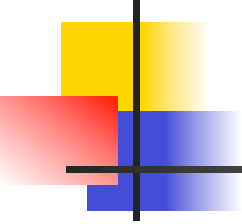
実現可能性を重視した  
構成に特徴

1 GWモデル

1～2万トン

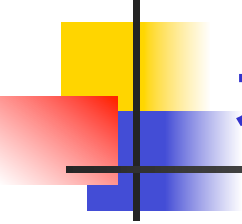
テザーによる重力安定





## 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   |



# 太陽発電衛星に必要な技術

---

- ・ 宇宙発電技術
- ・ 無線送電（マイクロ波送電）技術
- ・ 大型構造物構築技術
- ・ 打ち上げ輸送

# 太陽電池の種類とSPS用として有望なタイプ

高効率（面積当たりだけでなく重量当たりの電力）、耐宇宙環境性、低コスト、豊富な原料資源

| 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<br>宇宙用、高コスト         | 更なる高効率化（40%目標）<br>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<br>（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%）<br>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<br>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）<br>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                                                      |                                             |
|                        | III-V多接合    | 高効率（25%）                 | 情報が少ない、コスト                                                       | 資源的制約（In）<br>有望                             |

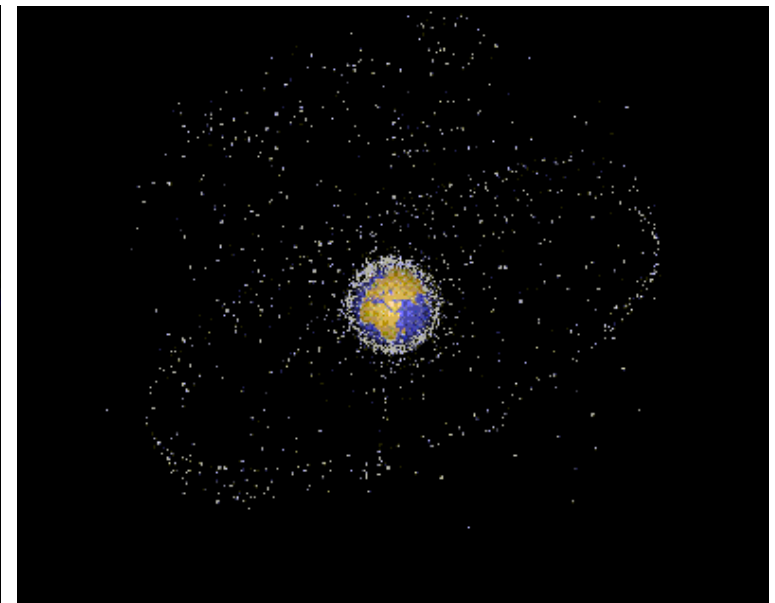
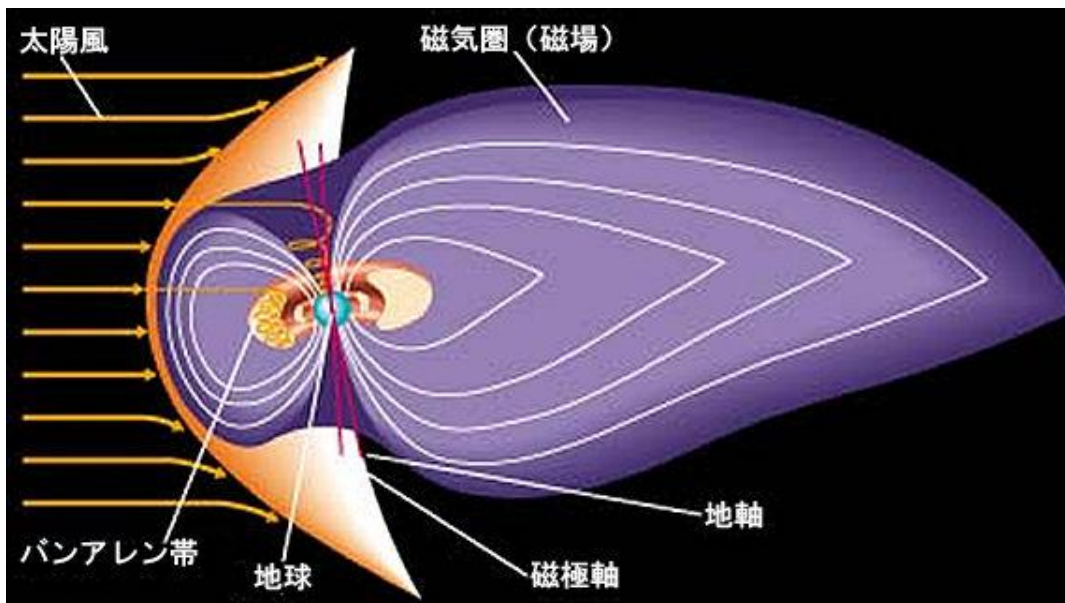
# 太陽発電衛星用の耐宇宙環境性

高い宇宙放射線耐性

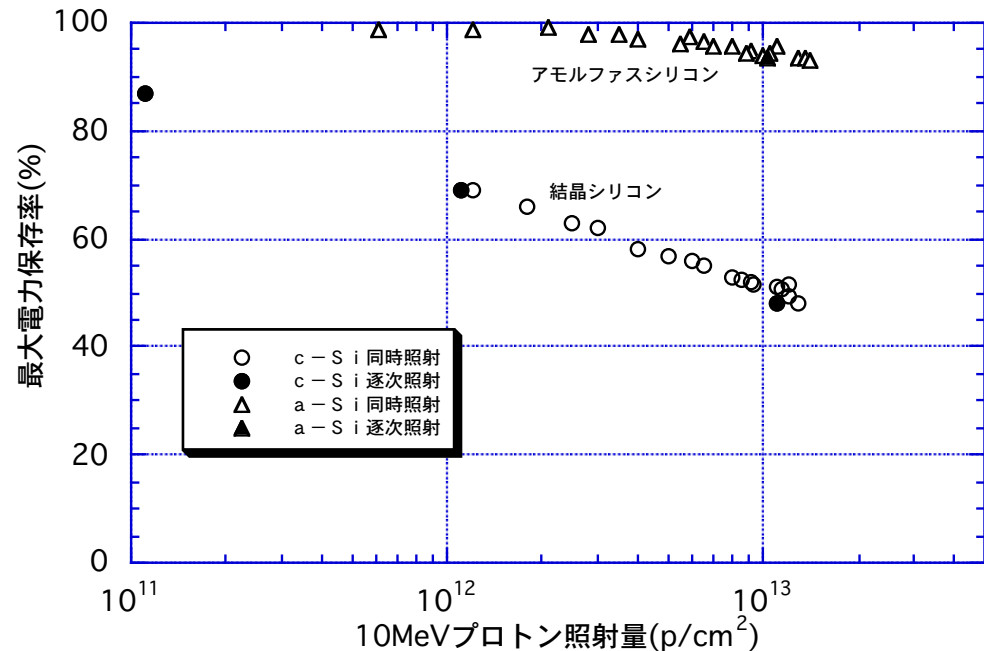
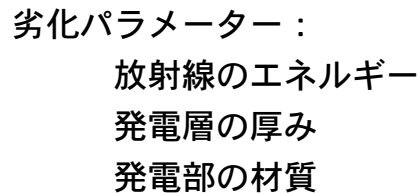
⇒ **耐性の高いタイプ**のセル選定

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**



構成としては薄膜、材料としてはCISが劣化が少ない



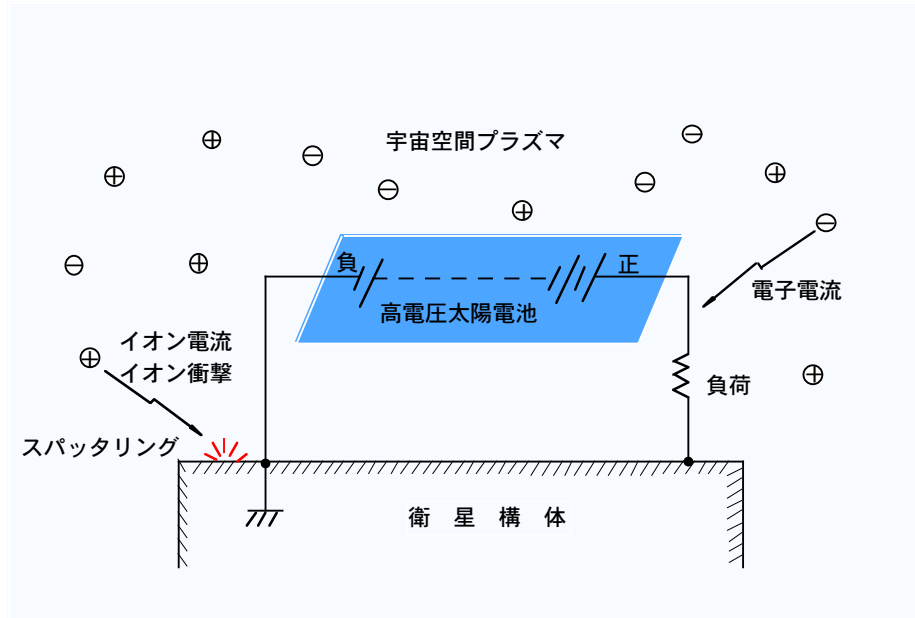
# 高電圧と周辺プラズマの相互作用

SPSでは大量の電力を集配電する。  
ケーブルでの熱損失を少なくするため  
には高電圧を使用する必要がある。



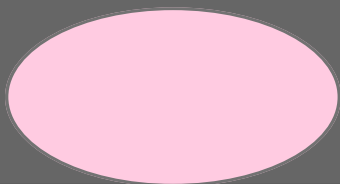
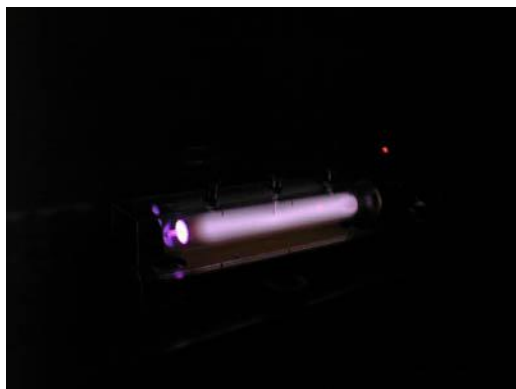
地上の高圧送電

宇宙で高電圧を使用した時の物理現象  
高電圧の露出部に対するイオン衝撃  
宇宙機本体の電位変化  
高電圧部での質量欠損と放電  
電磁擾乱の発生



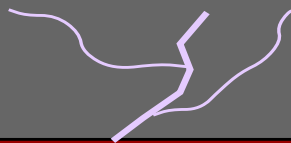
# プラズマ放電現象

グロー放電  
ガス密度が高い場合  
安定、広範囲



高電圧部

アーク放電  
ガス密度が低い場合  
不安定、線状

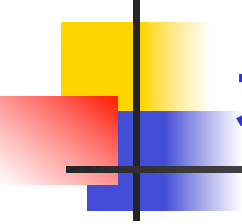


高電圧部

EXB放電  
磁場の影響が強い場合  
安定、広範囲



高電圧部



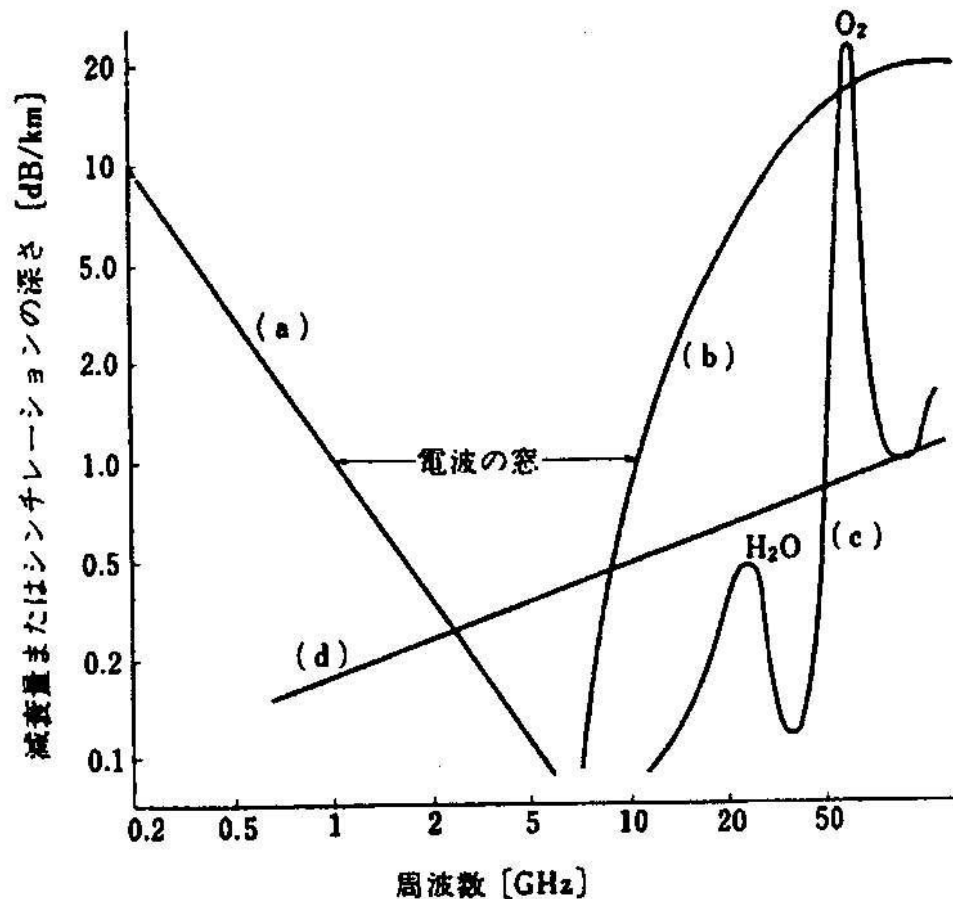
# 太陽発電衛星に必要な技術

---

- ・ 宇宙発電技術
- ・ 無線送電（マイクロ波送電）技術
- ・ 大型構造物構築技術
- ・ 打ち上げ輸送

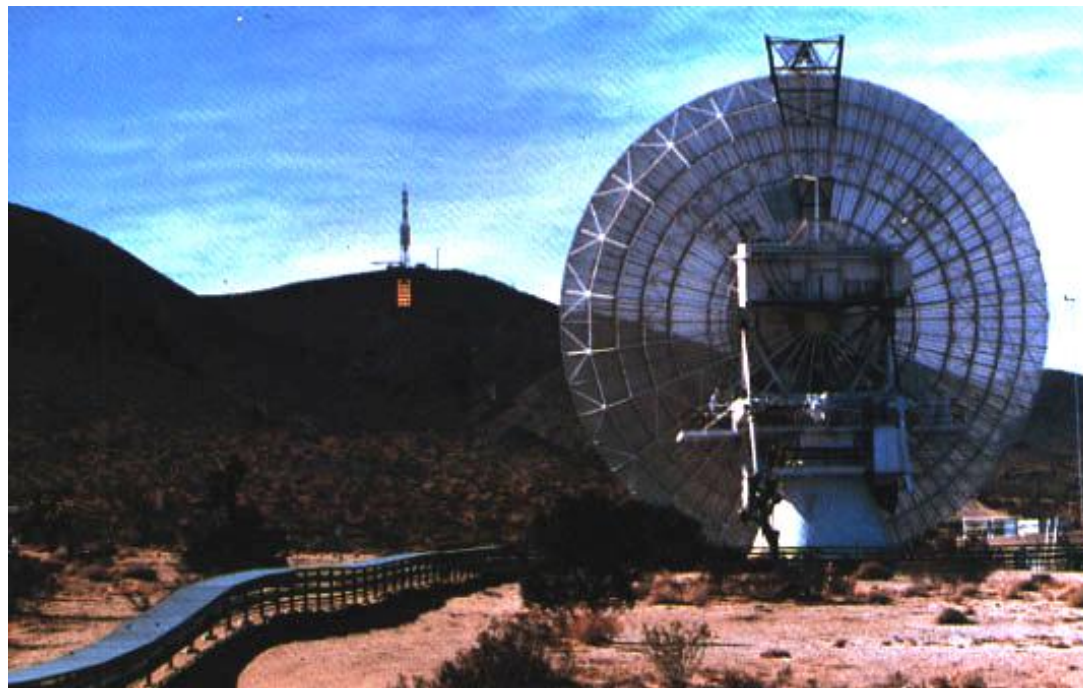
# マイクロ波による無線電力送電

- (a) 電離層シンチレーション
- (b) 降雨減衰 (25mm/h、降雨中を2kmだけ通る例)
- (c) 晴天時の大気による吸収
- (d) 対流圏シンチレーション (気候によって異なる)



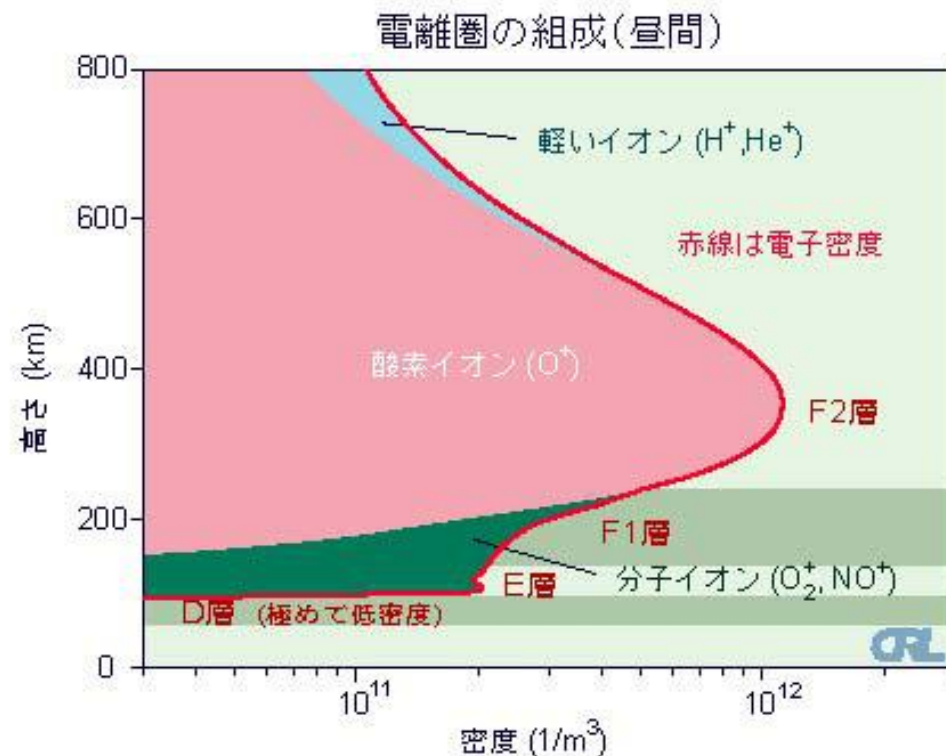
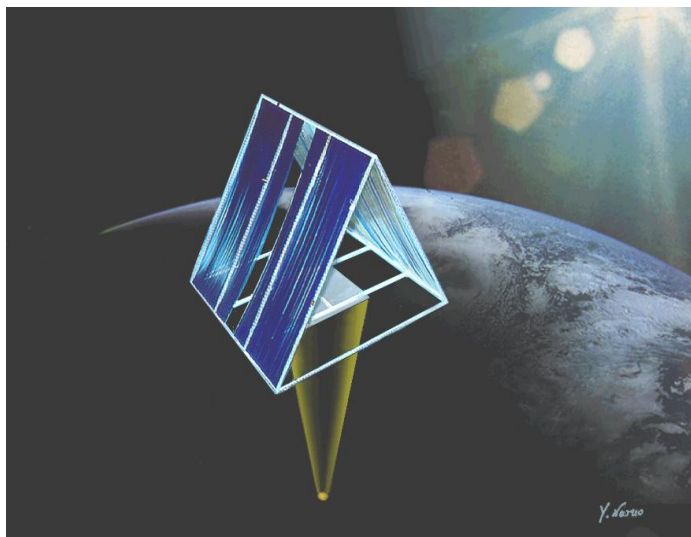
# マイクロ波送電実証実験

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



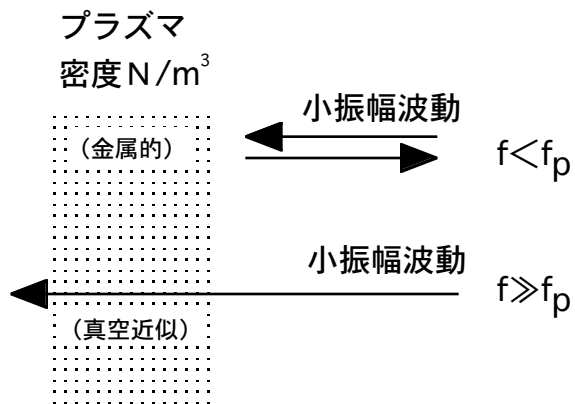
# マイクロ波と電離層プラズマとの相互作用

地上へのマイクロ波送電  
電離層を通過する必要がある



# マイクロ波と電離層プラズマの非線形相互作用

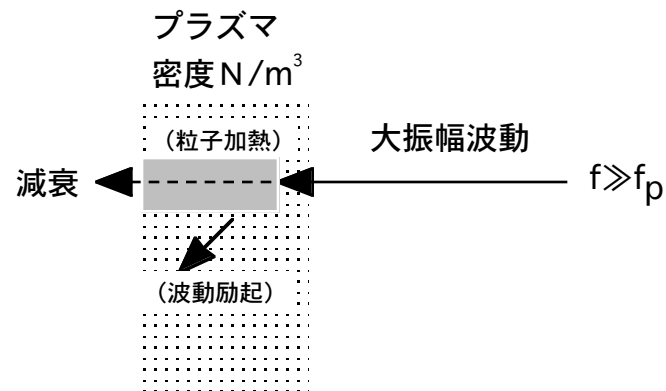
## 電力密度が小さい場合(線形近似)



電子プラズマ周波数  
 $f_p = (1/2\pi)(Ne^2 / \epsilon_0 m_e)^{0.5}$   
電離層の  $f_p = (1 \sim 10) \text{ MHz}$   
屈折率  $n = (1 - f_p^2 / f^2)^{0.5}$

線形の範囲でマイクロ波( $\sim \text{GHz}$ )  
にとって電離層はほぼ真空と近似

## 電力密度が大きい場合(非線形近似)



電離層では数百W $\sim 1 \text{ kW/m}^2$ 以上の強度の  
マイクロ波で非線形領域になるという計算

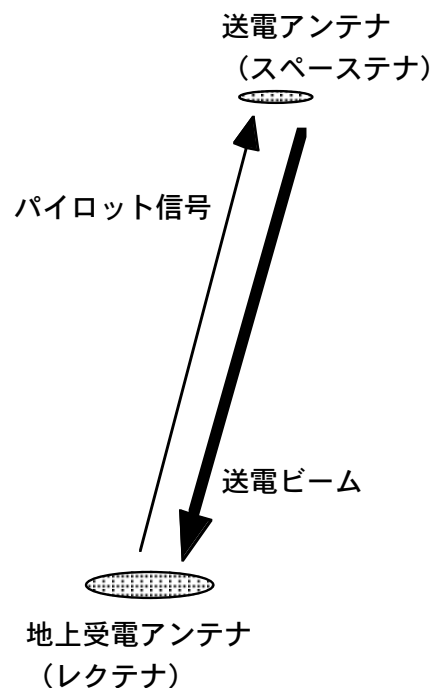
# マイクロ波送電の研究のためのロケット実験



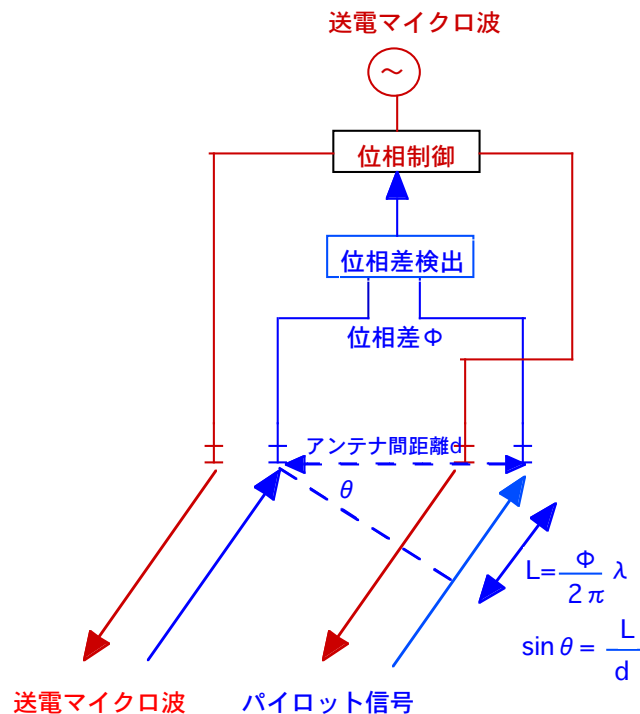
# マイクロ波送電ビーム方向制御

S P S 技術の中で最も困難な技術

**レトロディレクティブ制御**：地上局の誘導電波を用い正確に数百～数万 km 離れた地上アンテナに向けて送電（静止衛星の場合であれば 1 km 離れて 3 cm 内に指向する精度）



レトロディレクティブ制御方式



# 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

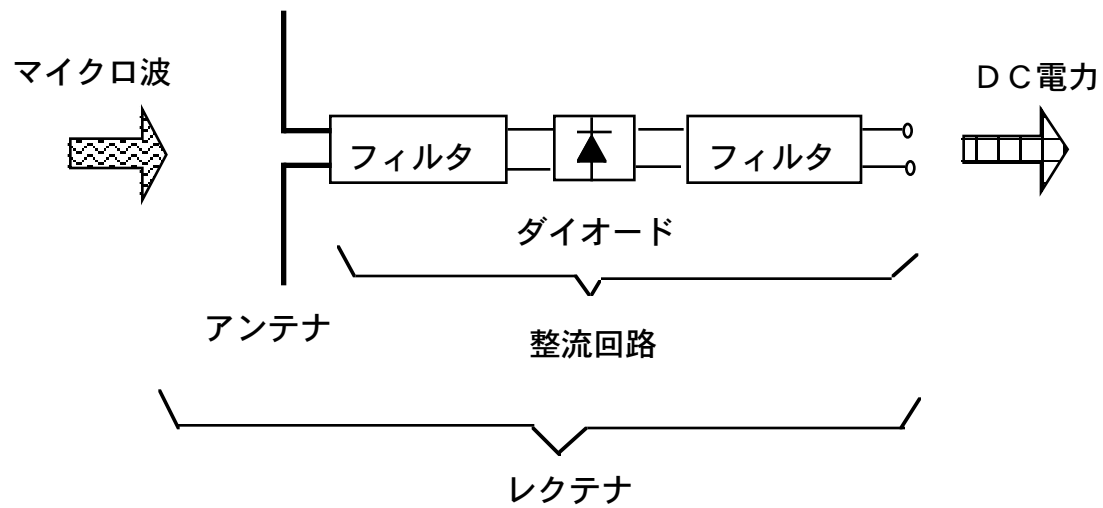
# 受信アンテナ(レクテナ)

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

$P_{\text{out}}$  : 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

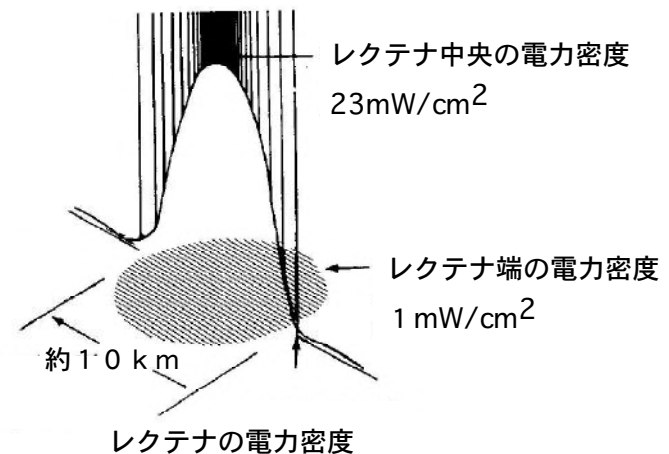


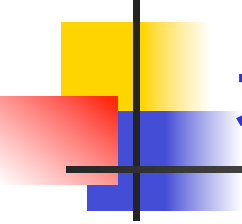
# マイクロ波の生態への影響

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<br>(V/m) | 電力密度<br>(mW/cm <sup>2</sup> ) | 電界強度<br>(V/m) | 電力密度<br>(mW/cm <sup>2</sup> ) |
| 郵政省電気通信技術審議会<br>[日本] 1990, 1997 | 61.4          | 1<br>(一般環境)                   | 137           | 5<br>(管理環境)                   |
| ANSI / IEEE [米]<br>C95.1-1999   | —             | 3.87<br>(非管理環境)               | —             | 10<br>(管理環境)                  |
| ICNIRP 1998                     | 61            | 1<br>(公衆曝露)                   | 137           | 5<br>(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





# 太陽発電衛星に必要な技術

---

- ・ 宇宙発電技術
- ・ 無線送電（マイクロ波送電）技術
- ・ **大型構造物構築技術**
- ・ 打ち上げ輸送

# 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。

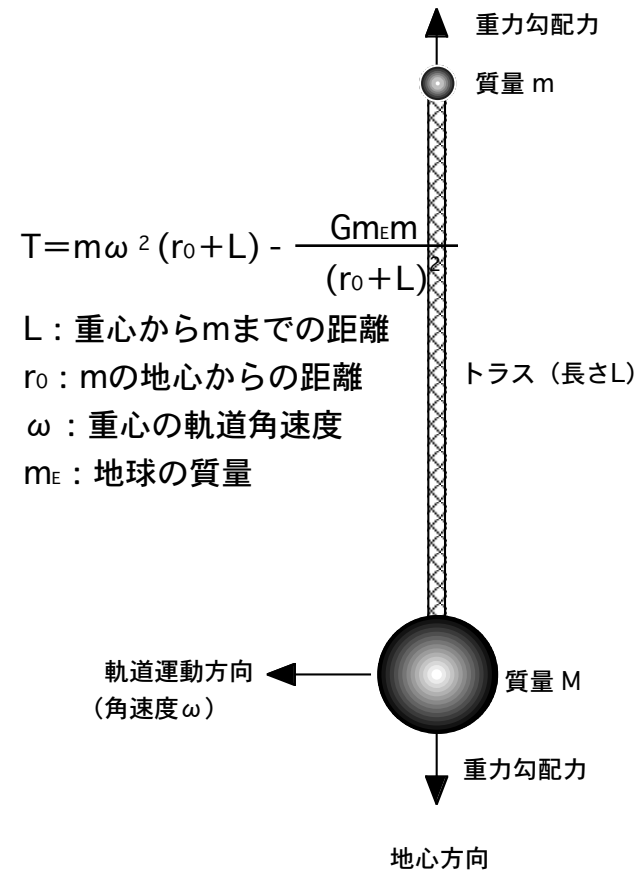
大型構造物に働く力（重力勾配力）

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

低高度軌道では1トン10kmで約50N

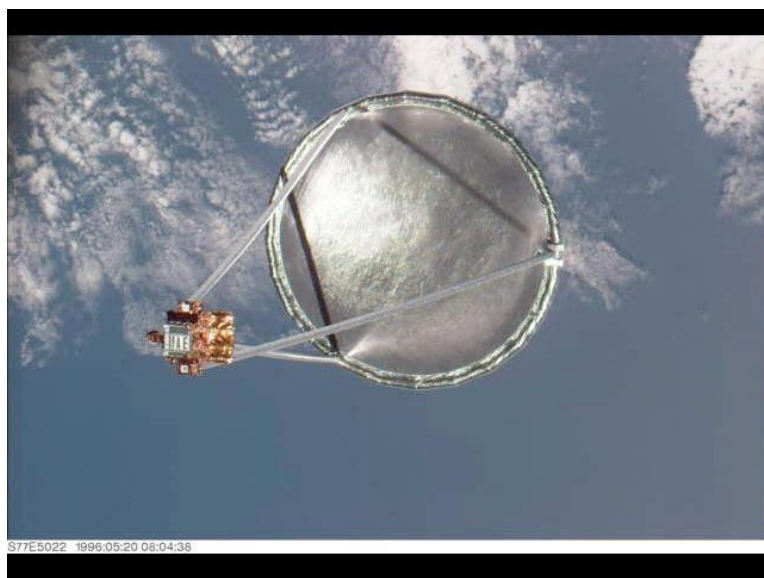


スペースシャトルで行われた20kmの紐付き衛星伸展実験。  
重力勾配力により紐がピンと張ることが確認できた。



# 大型構造物構築のためのロボット技術

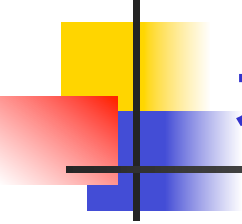
高価な有人作業は必要最小限とする。  
構築ロボット、**自動展開システム**  
**自動膨張硬化型**などの新しい技術が必要。



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）



# 太陽発電衛星に必要な技術

---

- ・ 宇宙発電技術
- ・ 無線送電（マイクロ波送電）技術
- ・ 大型構造物構築技術
- ・ 打ち上げ輸送

# 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**50%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80億円）

**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

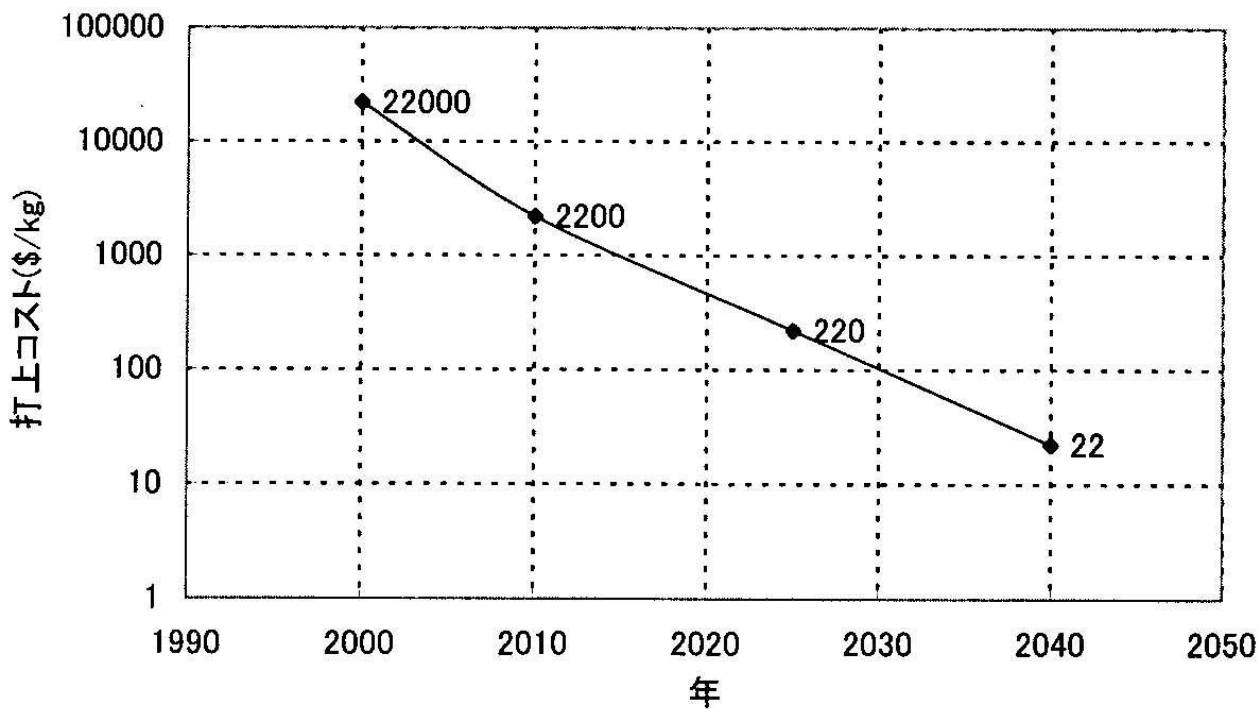


Air Ship One (June 21, 2004)  
The first non-governmental rocket ship flew to the edge of space and was piloted to a safe landing on a desert airport runway here.

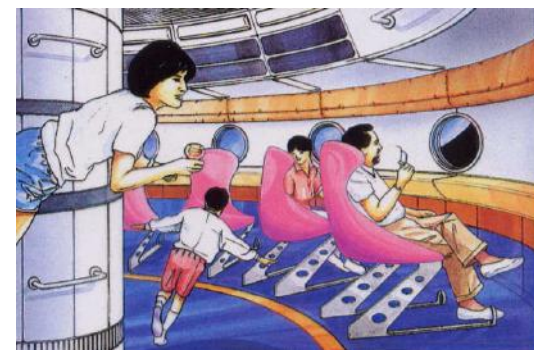
宇宙研の再使用ロケット実験

# 打ち上げ輸送のコスト予測

NASAの予測



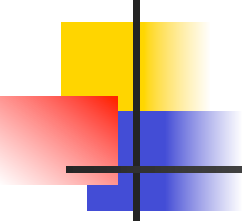
需要



宇宙観光旅行



太陽発電衛星

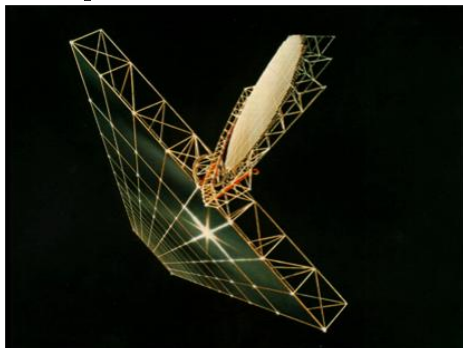


# 新しい発想の太陽発電衛星

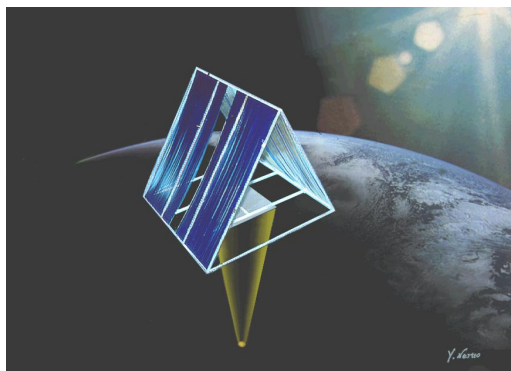
---

- ・ これまでのSPSモデルの問題点
- ・ 新しい考え方と設計方針
- ・ 新しい発想の太陽発電衛星の特性と構築方法

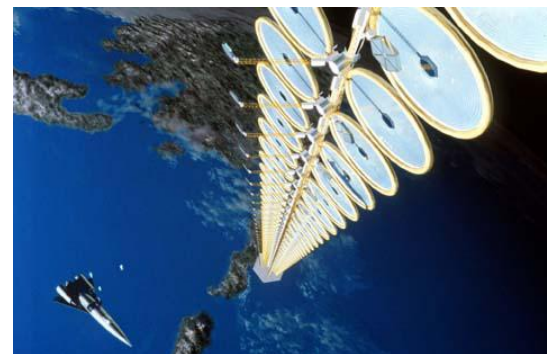
## これまでの代表的なSPSのモデル



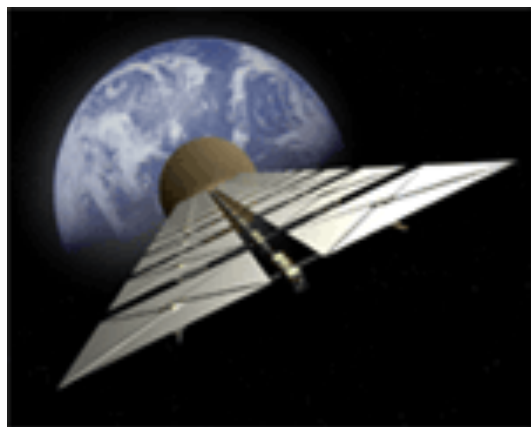
NASA Reference System



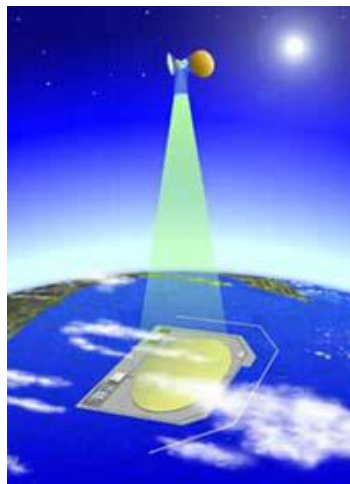
ISAS SPS 2000



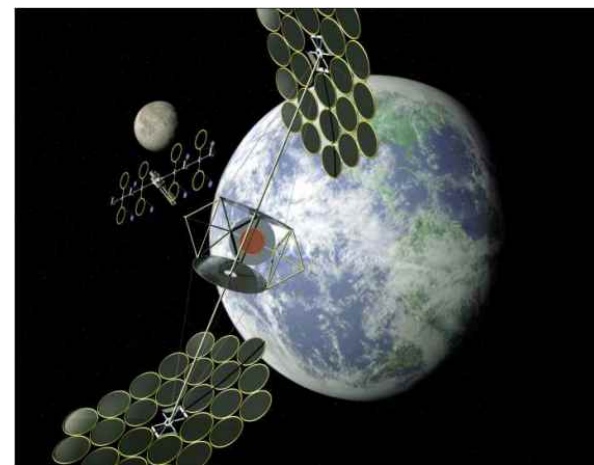
NASA Sun Tower



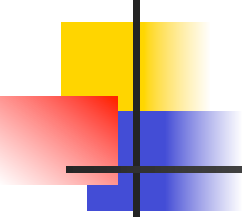
European Solar Sail Tower



NASDA SSPS Model

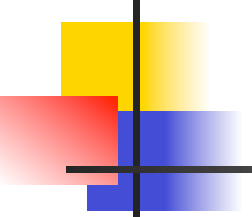


NASA Integrated Symmetrical Concentrator



## これまでのSPSの問題点

| 問題点                        | 例                                                                         | 問題の内容                                          |
|----------------------------|---------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------|
| 回転電力伝達機能<br>ミラー回転機能        | NASA Reference System<br>(NASA Sun Tower)<br>NASDA SSPS Model<br>NASA ISC | ロバスト性の欠如（冗長機能なし）<br>一点故障で全機能喪失                 |
| バス集電ケーブル<br>超電導ケーブル        | NASA Reference System<br>ISAS SPS 2000<br>NASA Sun Tower<br>NASA ISC      | 非現実的なケーブル重量<br>超電導システムも現技術では適用困難.              |
| 集光ミラー                      | NASDA SSPS Model<br>NASA ISC                                              | 集光部での排熱が困難<br>薄膜大型構造物の太陽指向姿勢制御が困難              |
| 全ての建設が終了後に始めて機能<br>動作可能    | NASA Reference System<br>NASDA SSPS Model<br>NASA ISC                     | 開発リスク、投資リスク<br>商業システムとして受け入れ困難                 |
| 低高度軌道で建設、完成後静止衛<br>星軌道へ移動  | NASA Reference System                                                     | 巨大な（非現実的な）軌道間輸送機が必要<br>低速移動のため半導体素子の補遺車線劣化が不可避 |
| デモンストレーションと実用SP<br>Sを独立に検討 |                                                                           | 一貫した開発のロードマップが描けない                             |



# 新しい考え方

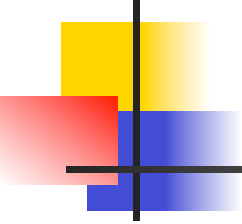
---

## 過去の思想

- 技術的実現可能性よりも高い電力効率が得られるシステムを追求
- アイデアとしては面白いが技術的な実現可能性が困難なシステム
- 政府も民間も将来の夢として認めるが投資の対象としない

## 新しい思想

- ロバスト性と技術的実現可能性を第一優先度で重視したシステムの検討
- 実現可能なシステムについてEPT (Energy payback time) とコストを評価  
(電力効率は重要な要素の一つに過ぎない)
- EPTとコストが地上のエネルギーシステムと同等となる可能性があればSPSは  
現段階では人類のエネルギーシステムの候補 ( EPTとコストが地上のシステムより優れている必要はない)
- 現状ではEPTとコストの想定値は大きな不確定性を含むが、将来の技術の進歩改善される可能性がある。
- 以上が示されれば政府も民間もSPSの可能性をより明確にするために一定の投資をする意義を認める。



# 新しい設計のポリシー

---

## 1. 単純でロバスト性の高い構造と機構

- ⇒ 能動的な姿勢制御機能は持たない、可動機構は持たない
- ⇒ 姿勢制御は軌道上の”自然の力”である重力傾斜安定を利用

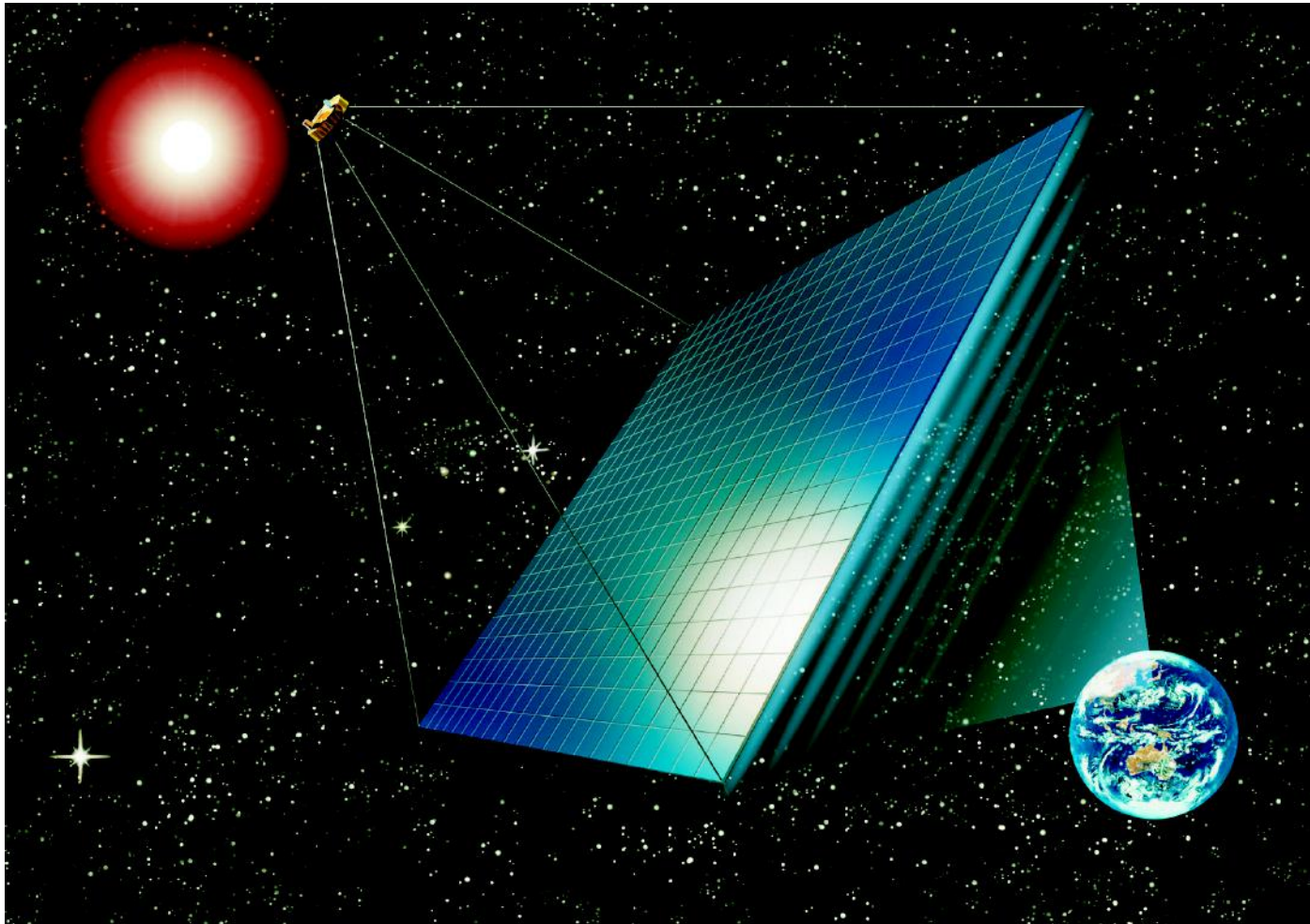
## 2. 電力は大規模に集電せず、分散したままマイクロ波に変換

- ⇒ 電力的に独立な発電送電一体型モジュール

## 3. 情報は集中制御

- ⇒ 無線LANの適用

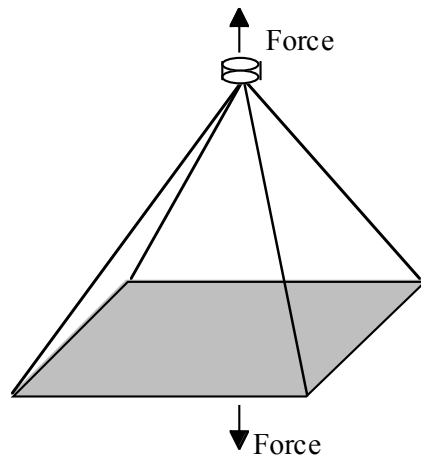
## 新しい考え方で設計した平板型テザー太陽発電衛星



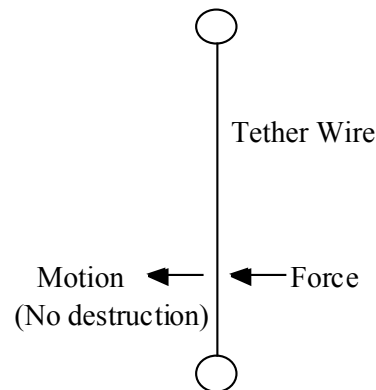
# テザーの利用

## なぜテザーが有利か？

- 大きな重力リソースを使用せず容易に大きな重力勾配力 ( $\sim ML^2$ ) が得られる。
- 構造的にロバスト性が高い。
- 地上でも km スケールの大型構造物はワイヤー吊り構造である。



Gravity gradient stabilization  
(No active control required)



Dynamically Robust



吊り橋の例  
(1,600mx34m)

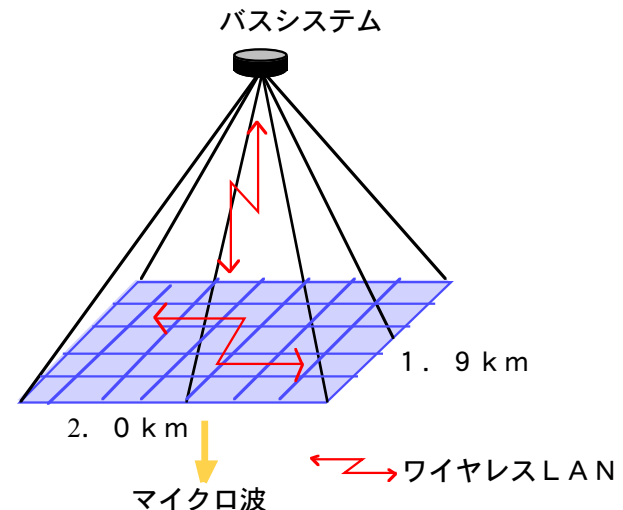
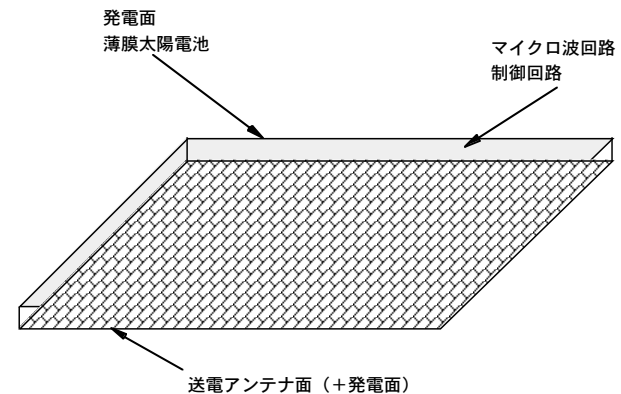
# 発電電一体型パネルの概念

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

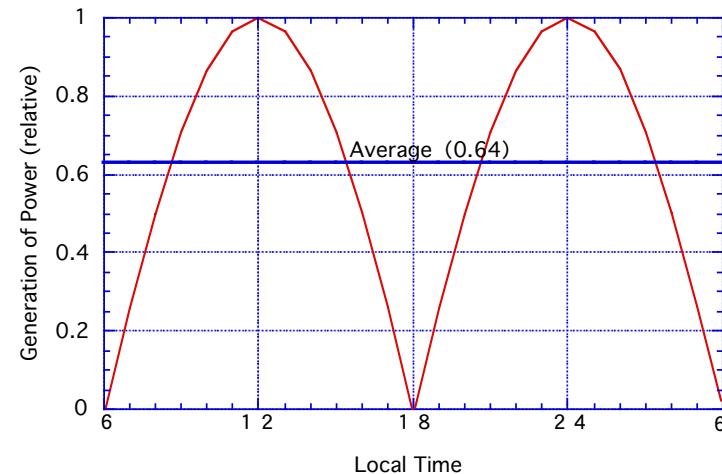
- 容易な取り付け、取り外し
- 電力システムとしてロバスト
- 製造、試験、品質管理が容易



# 平板型テザー太陽発電衛星の特性

## 長所

- 能動的な制御不要
- 可動機構なし
- 熱問題なし
- 相対的に小さなスケールのレクテナで良い

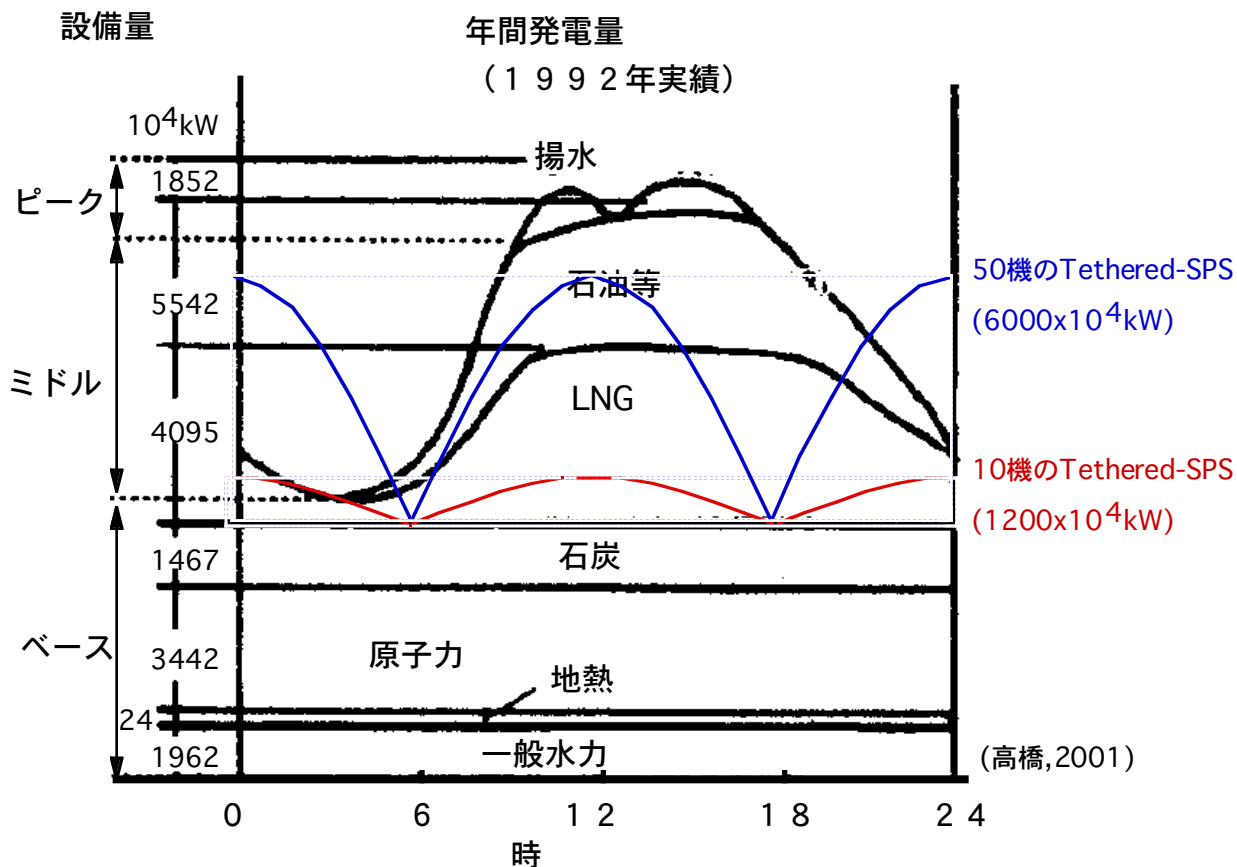


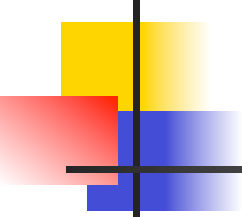
## 短所

- 送電量が時間とともに100%変化する。
- 太陽指向型のSPSと比較し電力効率率は64%と劣る。

# 平板型テザー太陽発電衛星の変動電力に対する考え方

電力消費量は時間により大きく変化する。テザーSPSの発電量の時間変化は各種地上発電システムの混合の中で調整しうる。特にテザーSPSの全電力に占める割合が10%以下程度の初期段階であれば、容易に適合可能。





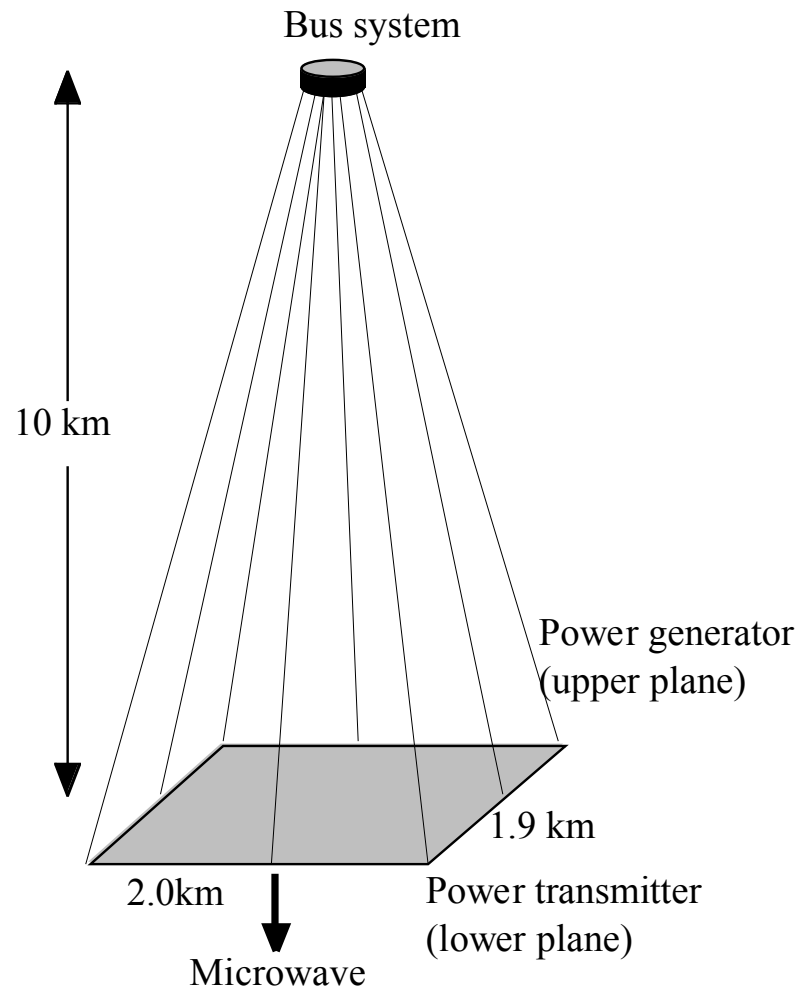
## 平板型テザー太陽発電衛星による問題の解決

| 問題点                    | 問題の内容                                          | T-SPSによる問題の解決          |
|------------------------|------------------------------------------------|------------------------|
| 回転電力伝達機能<br>ミラー回転機能    | ロバスト性の欠如（冗長機能なし）<br>一点故障で全機能喪失                 | 可動部なし                  |
| バス集電ケーブル<br>超電導ケーブル    | 非現実的なケーブル重量<br>超電導システムも現技術では適用困難.              | バス集電機能なし               |
| 集光ミラー                  | 集光部での排熱が困難<br>薄膜大型構造物の太陽指向姿勢制御が困難              | 集光ミラーなし                |
| 全ての建設が終了後に始めて機能動作可能    | 開発リスク、投資リスク<br>商業システムとして受け入れ困難                 | 建設途上で性能検証可能            |
| 低高度軌道で建設、完成後静止衛星軌道へ移動  | 巨大な（非現実的な）軌道間輸送機が必要<br>低速移動のため半導体素子の補遺車線劣化が不可避 | 静止衛星軌道での展開、建設          |
| デモンストレーションと実用SPSを独立に検討 | 一貫した開発のロードマップが描けない                             | デモンストレーションモデルは実用SPSの一部 |

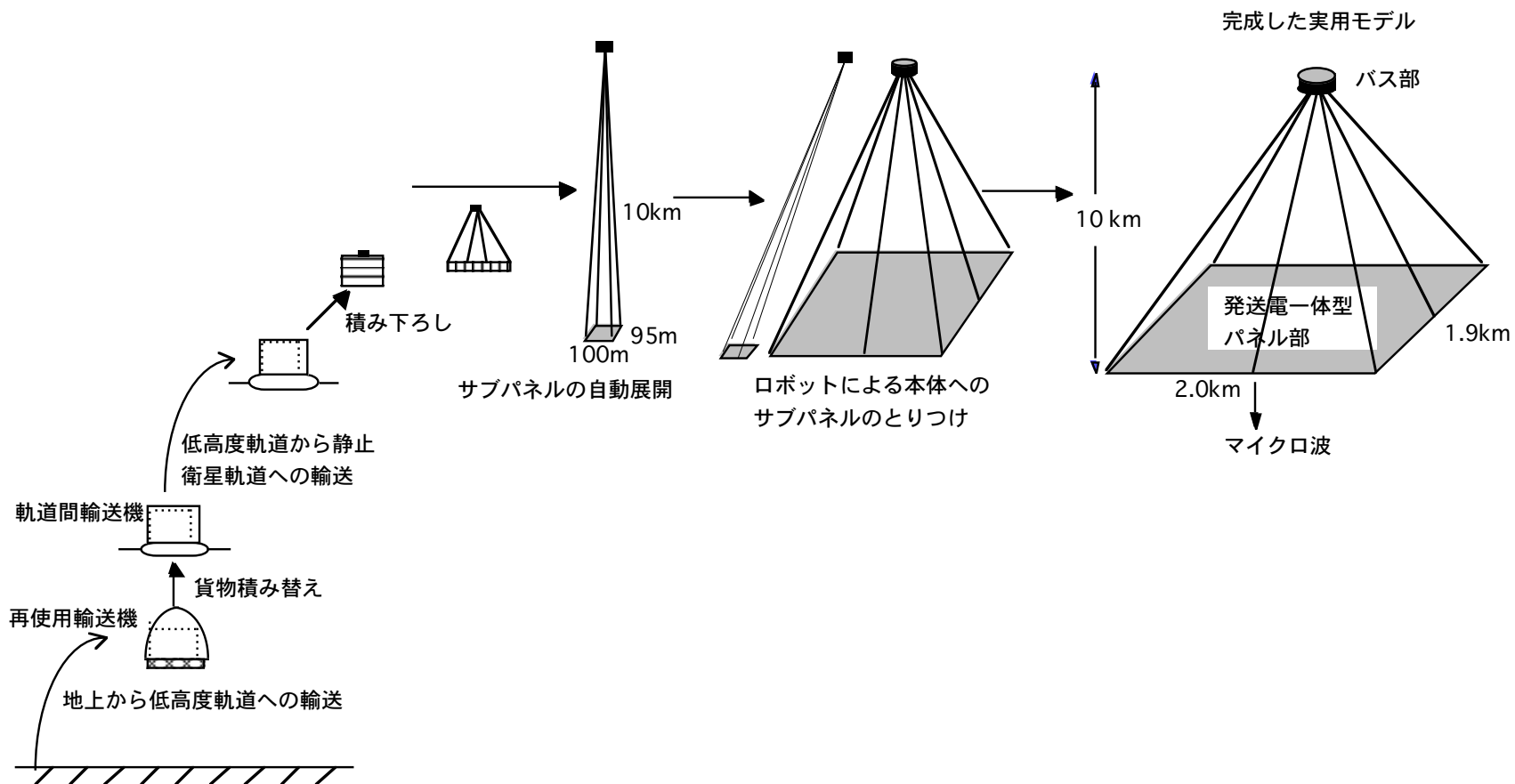
## 平板型テザー太陽発電衛星の主要性能

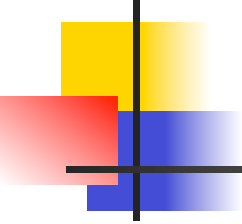
全重量 : 20,000 MT

出力 : 1.2 GW 最大  
0.75 GW 平均



# 平板型テザー太陽発電衛星の建設シナリオ



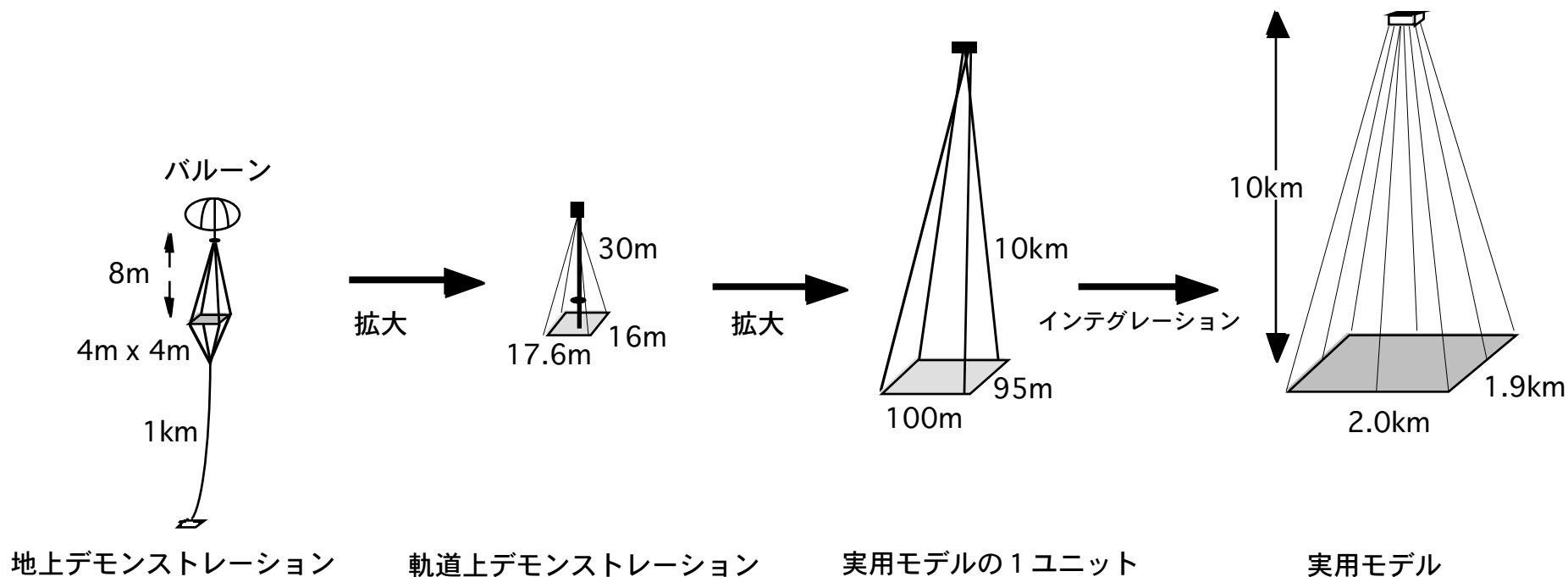


## 今後の展望と近未来に手がけるべき実証実験

---

- ・ 実用に至るまでのロードマップ
- ・ 地上デモンストレーションの構想
- ・ 軌道上デモンストレーションの構想
- デモンストレーション実験のための技術研究

# 平板型テザー太陽発電衛星の進化



# SPS実用に至るまでのロードマップ

2000 2010 2020 2030 2040 2050 2060 (年)

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80～90億人

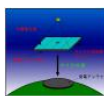
基礎研究フェーズ

開発研究フェーズ

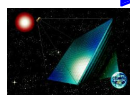
実用フェーズ

数十kW級地上送電実験

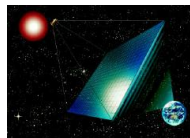
100kW級軌道上送電実験



10MW級宇宙発電所（試験）



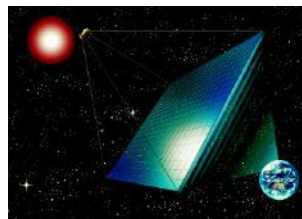
100MW級宇宙発電所（実証）



1GW（100万kW）級太陽発電衛星

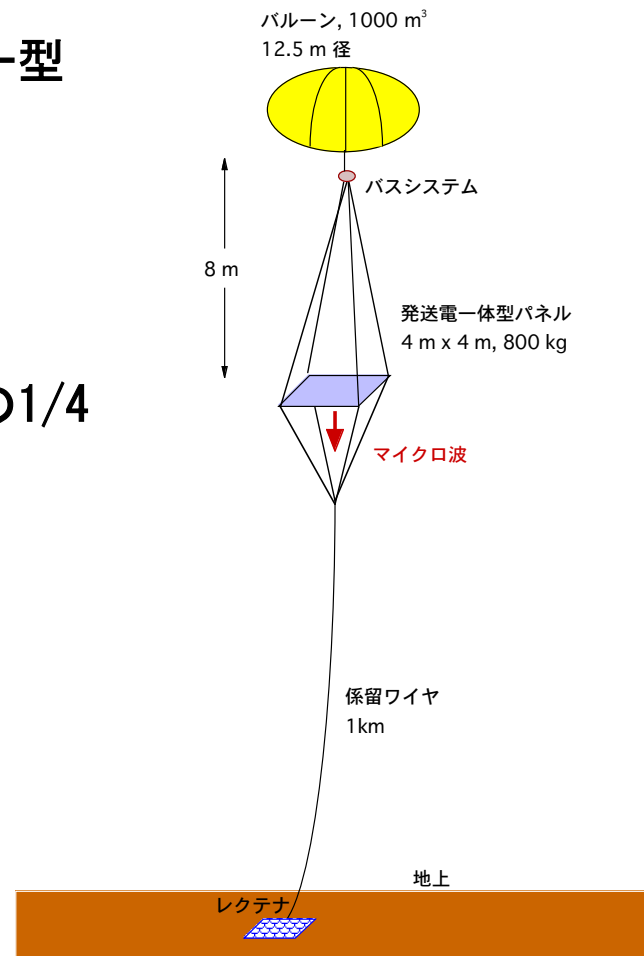
初期1GW

累積1000GW

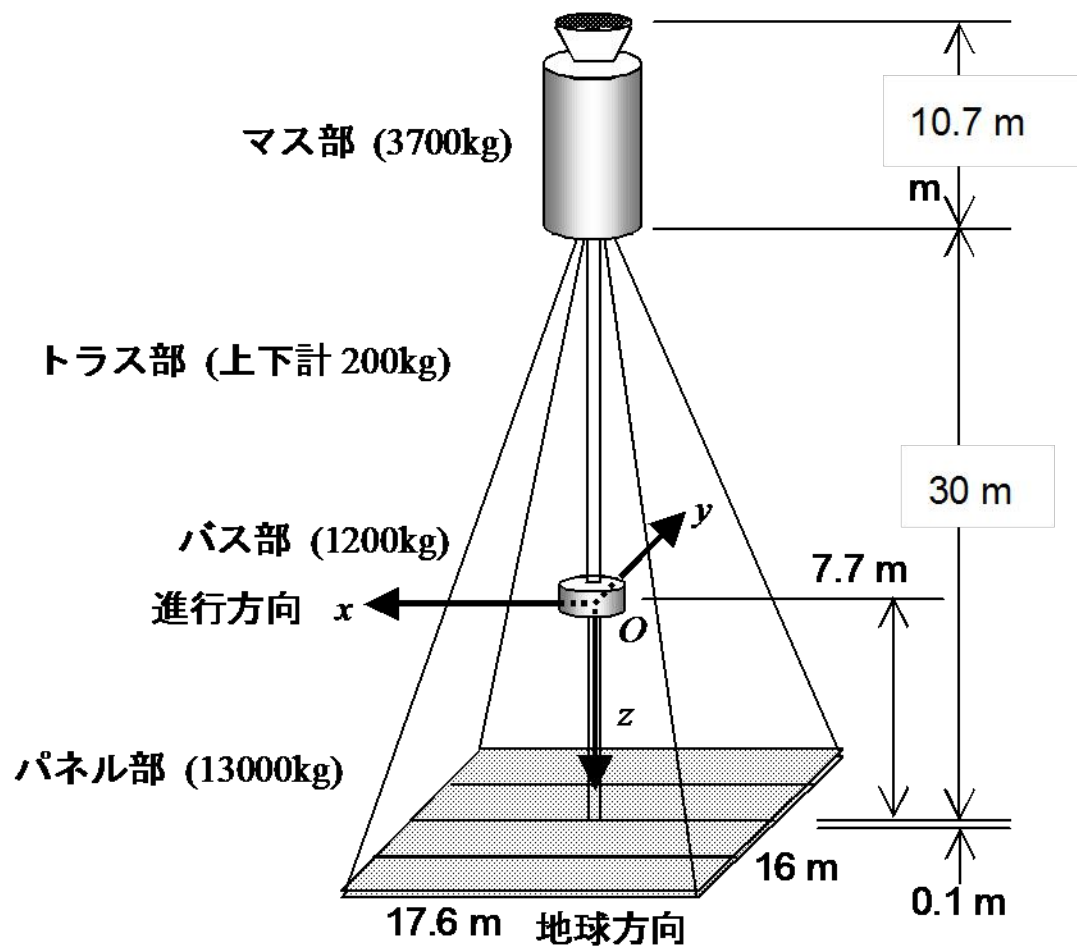


# 地上デモンストレーション実験の構想

|         |                     |
|---------|---------------------|
| バルーン    | スーパープレッシャー型         |
| バルーン容量  | 1000 m <sup>3</sup> |
| 搭載機器重量  | 800 kg              |
| 係留ワイヤ長  | 1 km                |
| 展開時間    | 1 hour              |
| 発送電パネル  | 4 m x 4 m           |
|         | 軌道上実験システムの1/4       |
| マイクロ波出力 | 16 kW               |
| レクテナ径   | 30 m                |
| レクテナ出力  | 7 kW                |



# 軌道上デモンストレーション実験の構想

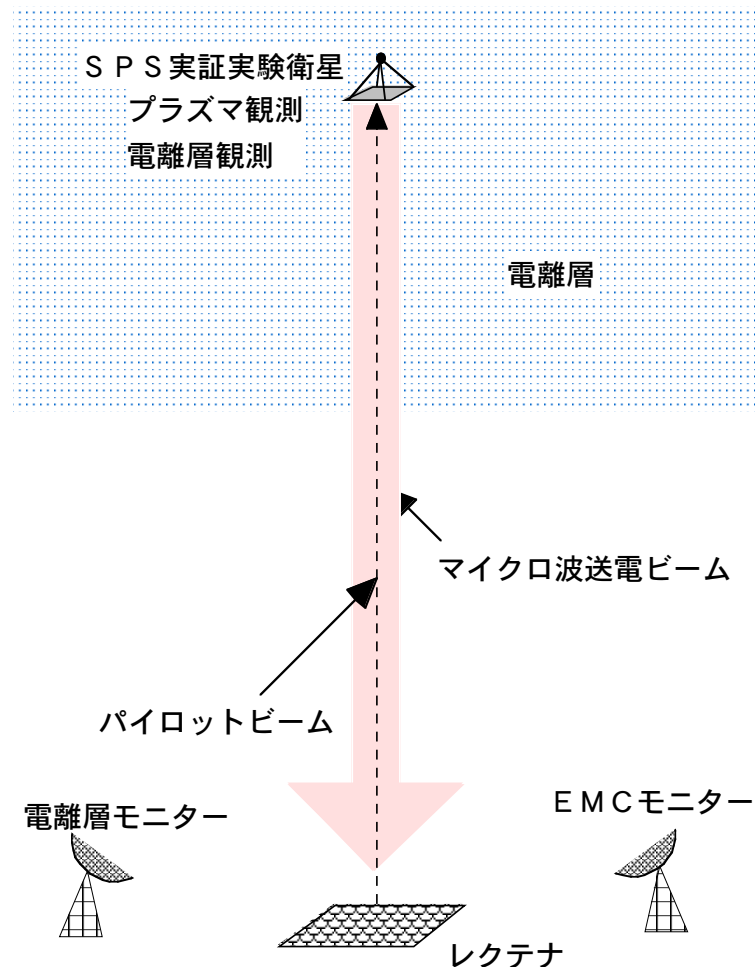


# 軌道上デモンストレーション実験の目標 ーマイクロ波と電離層プラズマの相互作用ー

現段階で最も重要な課題は軌道上から地上へのマイクロ波送電実証。

## 実験目的

- (1) 軌道上の揺動する大型アンテナから地上のレクテナにピンポイントでマイクロ波ビームエネルギーを下ろす技術の実証
- (2) エネルギーシステムとしての全系での電力効率の評価
- (3) 既存の通信インフラに対する電磁適合性の実証.
- (4) 太陽発電衛星の エネルギーシステムとしての運用手順の研究



# ミッション計画

MET 0

打ち上げ  
軌道高度 370 km



MET 1

バスシステムチェックアウト  
地球指向



トラス展開



MET 2

パネル展開



MET 3 ~

軌道調整



MET 3 0

実験チェックアウト

MET 3 1 ~

マイクロ波送電実験

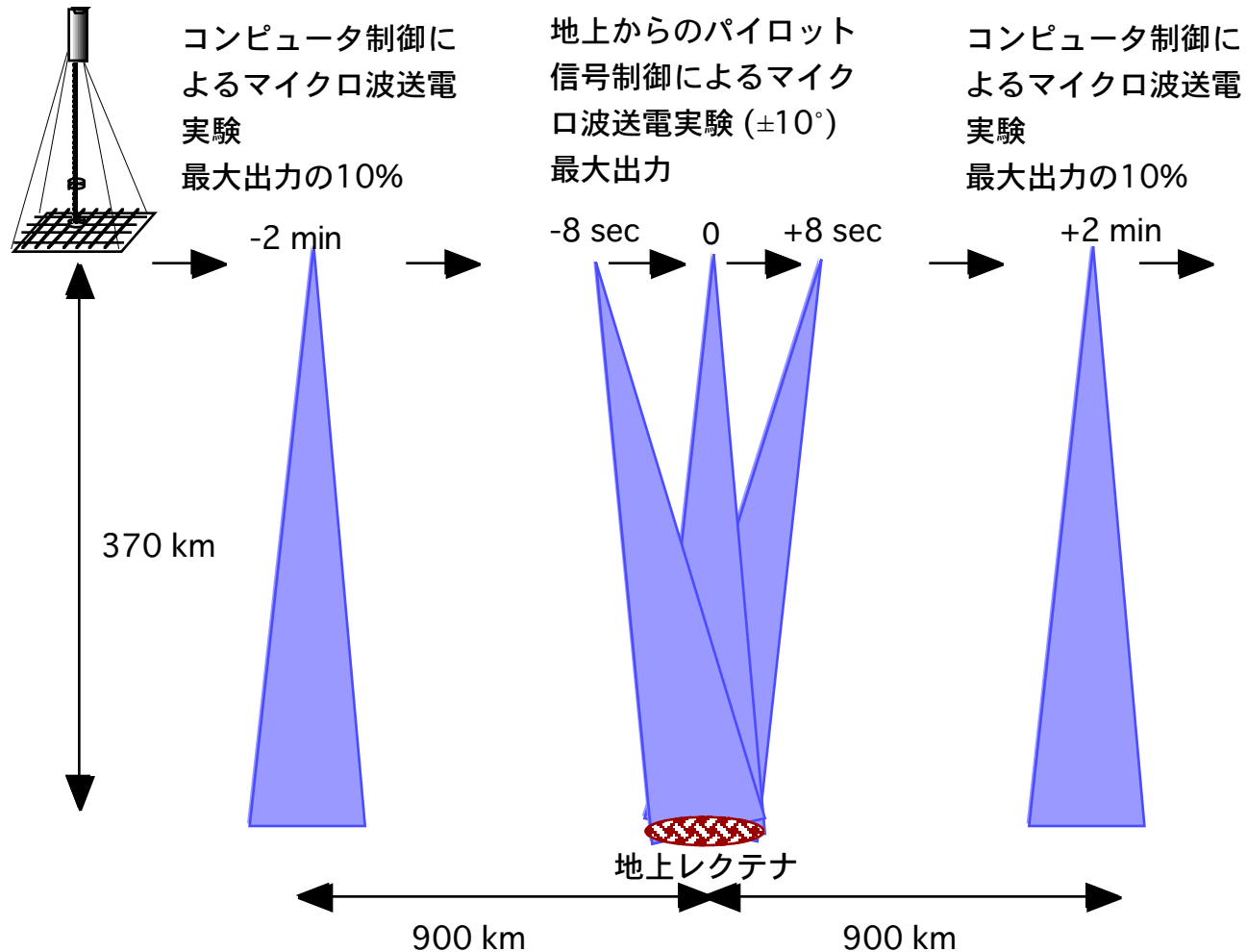


マイクロ波

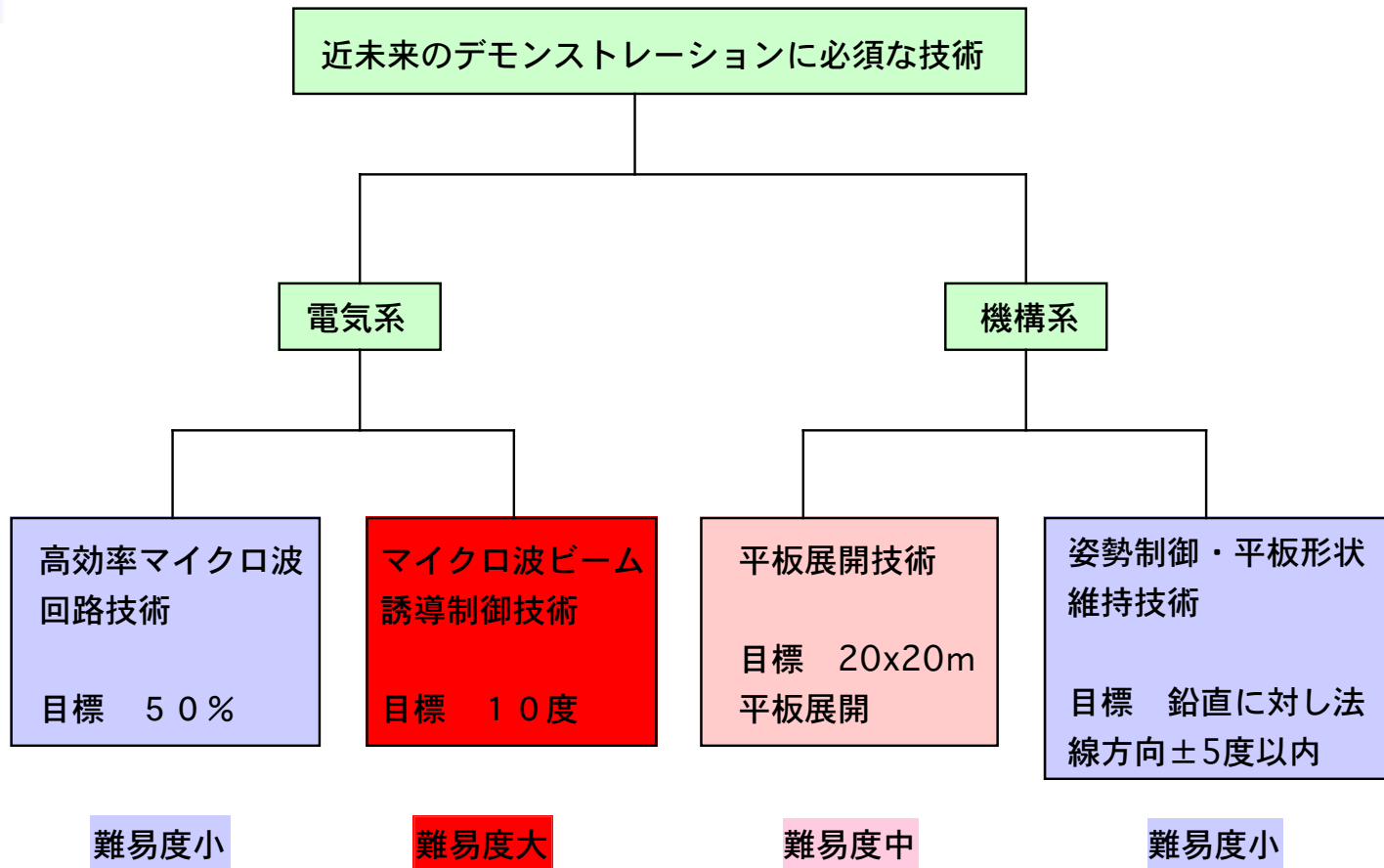
待機



# マイクロ波送電実験計画

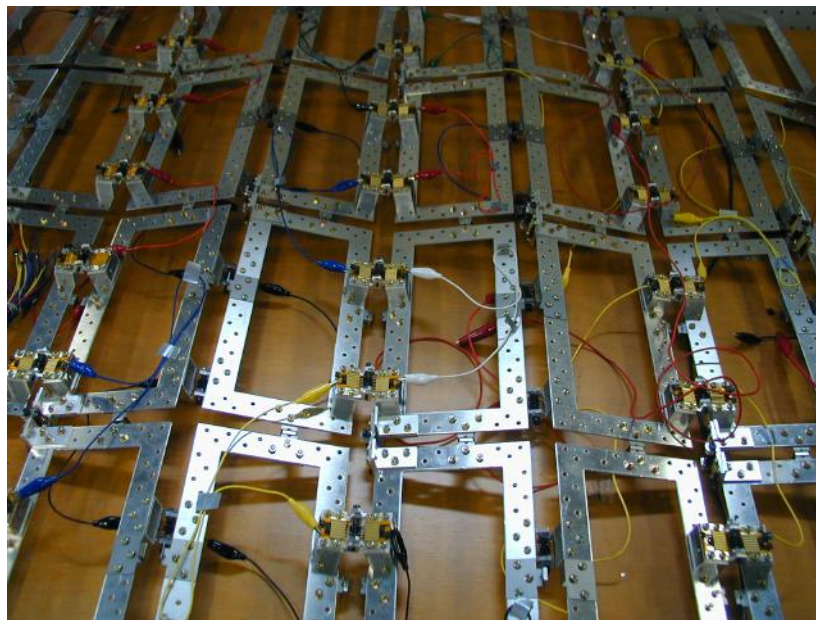
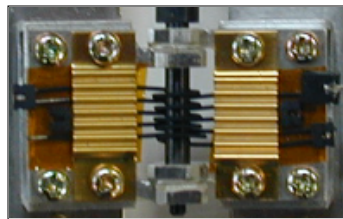
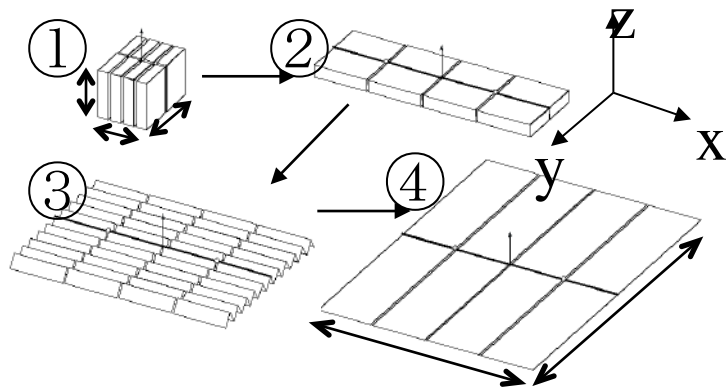


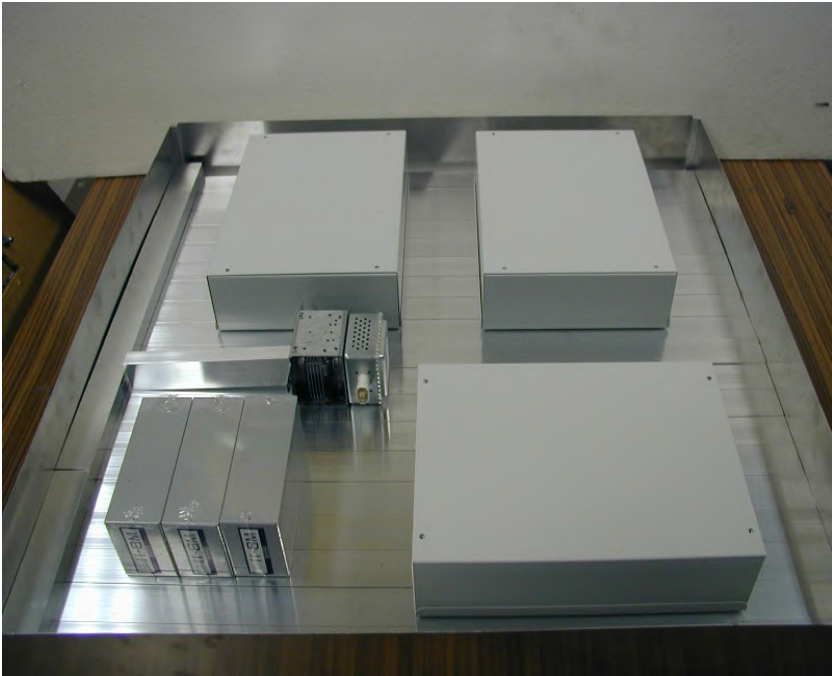
# 軌道上デモンストレーションに必要な技術

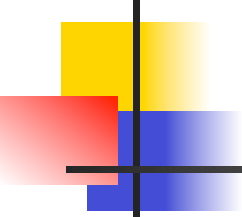


# 二次元展開機構の試作試験

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







## おわりに

---

- ・ 宇宙空間の利用は、科学研究、放送・通信・地球観測などの情報取得・情報伝達の間としての利用が先行してきた。人類社会のためのより本格的な宇宙利用（新たな飛躍）として、**宇宙空間をエネルギー取得の間として利用**するための研究に着手すべき時期にきている。
- ・ 太陽発電衛星は、**地球環境問題・資源問題を克服しうる** 21世紀の人類のクリーンなエネルギーシステムとして、大きな可能性をもっている。
- ・ この可能性を明確なものとして社会に提示するためには、関連する理学・工学にわたる**基礎的研究、技術研究、環境評価、経済性評価**を行うとともに、**試験発電衛星**によりエネルギーシステムとしての実証的な検証を行う必要がある。
- ・ 地球規模の環境、資源問題の解決に関わる太陽発電衛星の研究は**平等互惠の国際協力**で行うべきである。資源小国でありながら大量資源消費国である日本は、**新エネルギー研究に積極的な役割を果たす必要**がある。