

宇宙太陽発電の研究開発現状と今後の展望

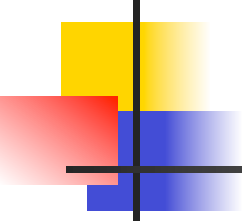
1. 太陽発電衛星システムの概念
2. 太陽発電衛星システムの研究の歴史
3. 太陽発電衛星システムの技術の現状
4. 新しい発想の太陽発電衛星システム
5. 今後の展望と近未来に実施すべき実証実験

持続的生存圏創成のためのエネルギー循環シンポジウム

—宇宙太陽発電とバイオマス変換—

平成17年2月28日

京都大学生存圏研究所



1. 太陽発電衛星システム の概念

- 太陽発電衛星システム (SPS) の意義
- S P S の構成と基本概念
- エネルギーシステムとしての S P S の利点
- S P S の研究動向 (世界・日本)
- 我が国の S P S 研究への寄与

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性を
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）

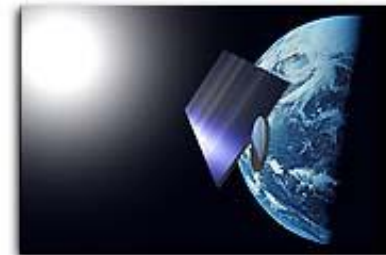
地上では実現できない極限環境（超
高真空、長時間高品質マイクロG）
を利用した新材料・医薬品創製



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

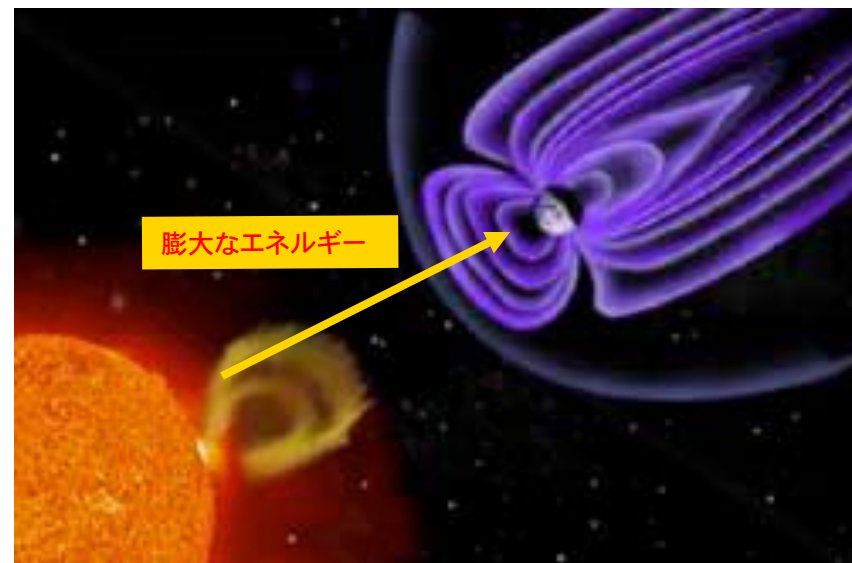
⇒太陽エネルギーは人類のエネルギー源として大きな可能性を持っている。

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。



⇒ 太陽発電衛星

地上の太陽発電プラント



ドイツ 5MW



イタリア 3.3MW



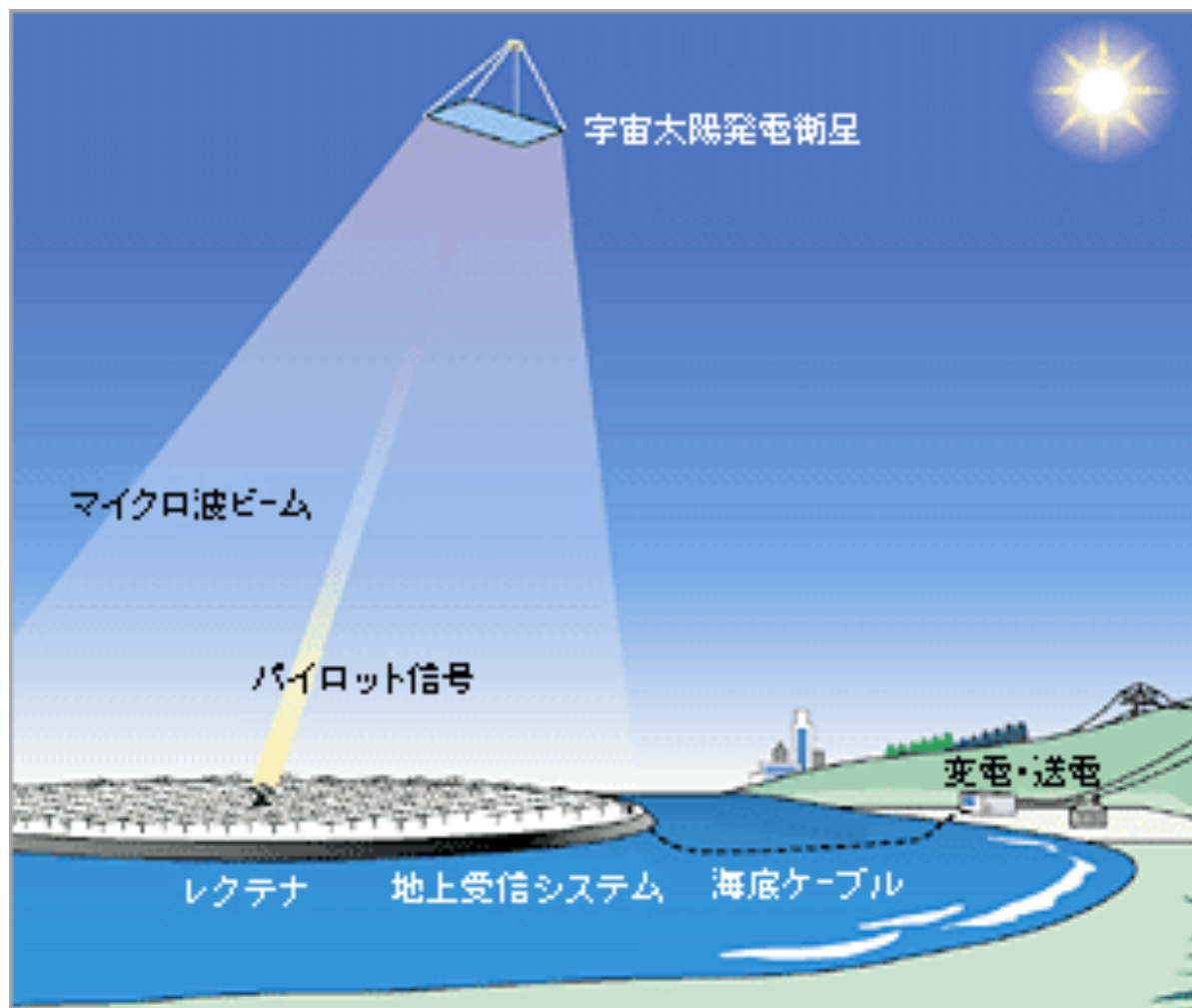
スペイン 1.2MW



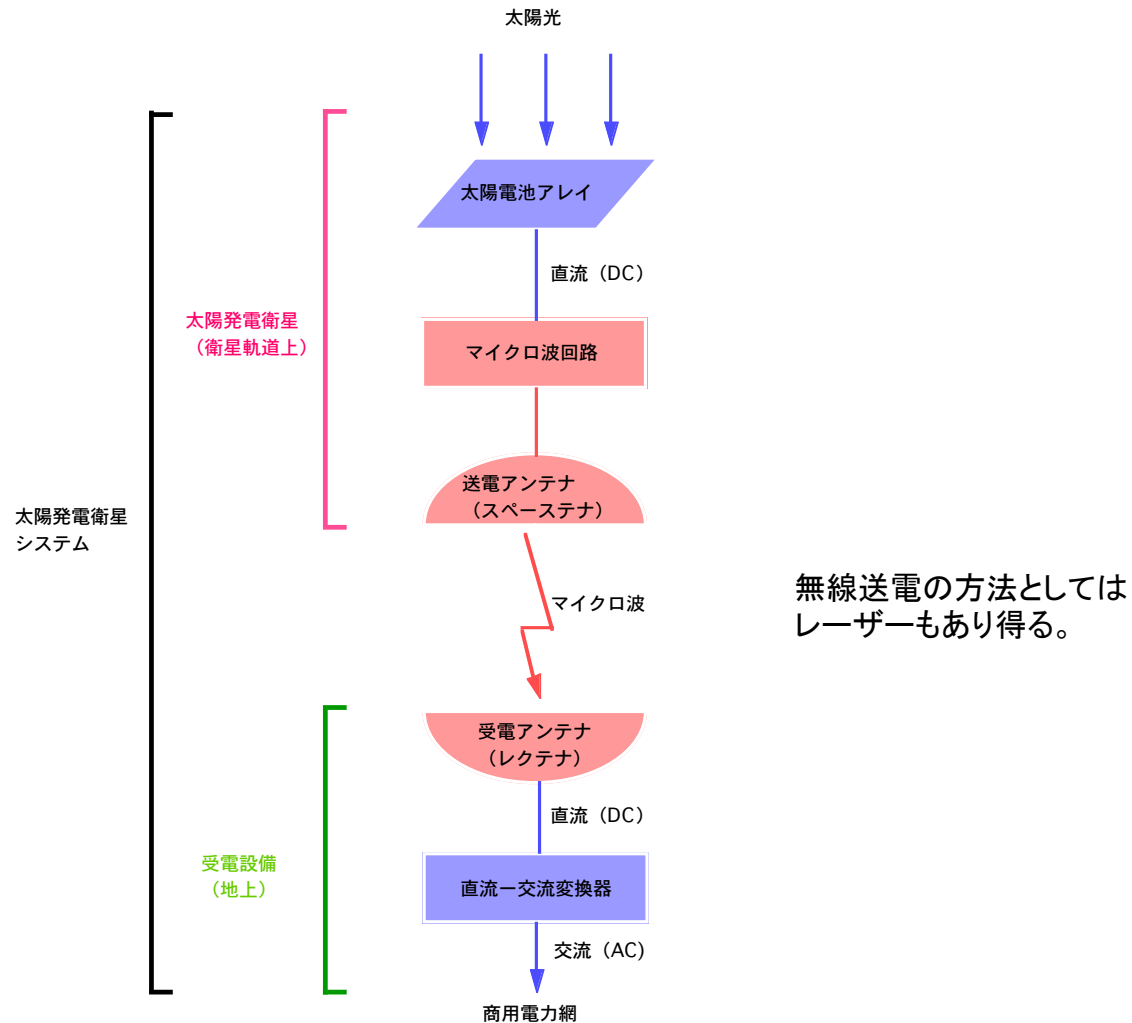
沖縄 0.78MW

地上の太陽発電プラントを軌道上に建設

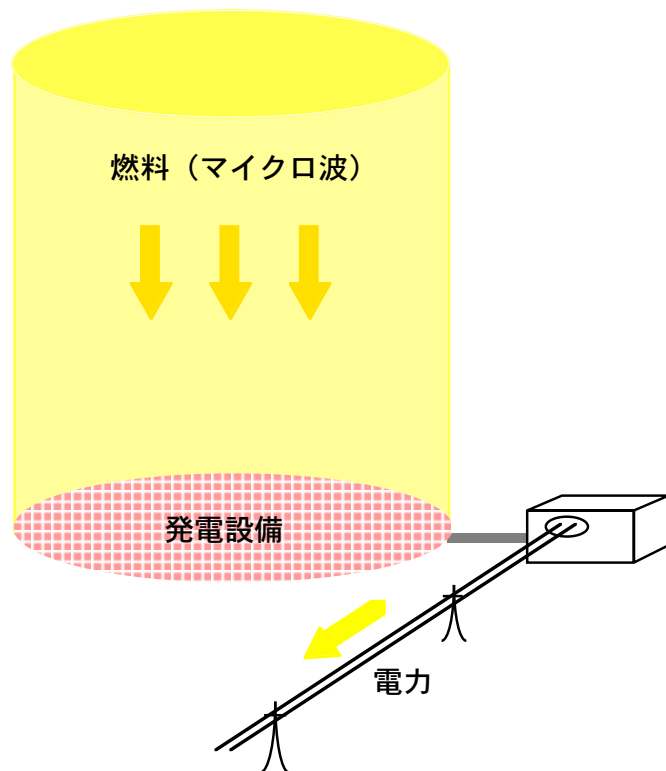
太陽発電衛星の概念



太陽発電衛星システムの基本的構成



太陽発電衛星のエネルギー利用の優位性



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0.64を乗じる)

マイクロ波の電力密度平均は 300 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 W/m^2

軌道上ピーク 1350 W/m^2

取得電力の優位性 約10倍

無線送受電損失 $\times 0.6$

優位性 約6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 W/m^2

電力変換量 (太陽電池) 40 W/m^2 (30%)

マイクロ波電力 300 W/m^2

電力変換量 (マイクロ波) 240 W/m^2 (80%)

優位性 約6倍

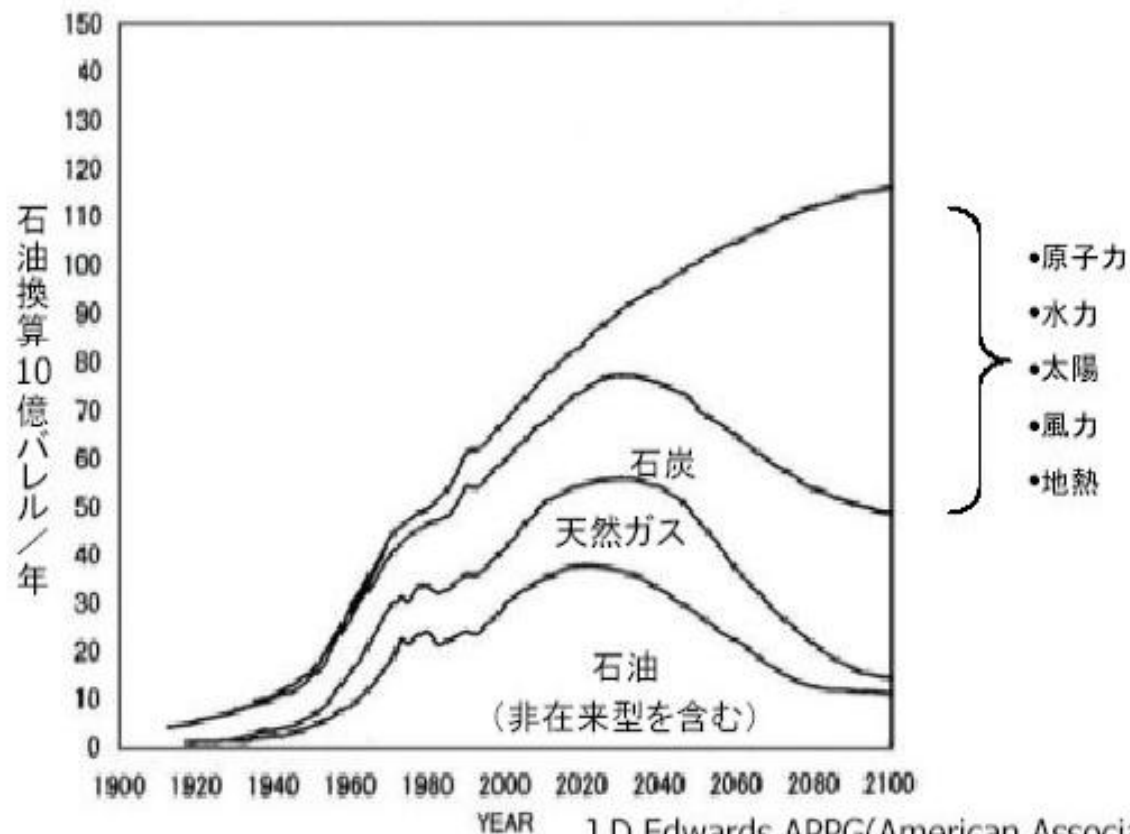
エネルギーペイバックタイム：1年程度 (寿命30年)

コスト：10～20円/kwh

CO₂負荷：20g/kwh (化石燃料の数十分の一以下)

太陽発電衛星システムのエネルギー問題への寄与の可能性

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



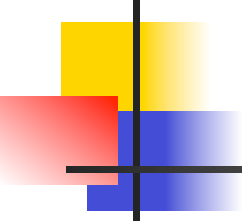
J.D.Edwards, APPG(American Association of
Petroleum Geologists)Bull Vol.81(8)(1997)より作成



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	S P S		地上システム
モジュールの製造場所	地球上	月面	地上
投入エネルギー [10 ⁹ MJ] (A)	5 3	3 7	8. 2
モジュール製造	2 2	2 2	8. 2
モジュール輸送	3 1	5. 1	—
年間発電量 [10 ⁹ Wh/年]	7. 8 8	7. 8 8	1. 2 3
一次エネルギー換算 [10 ⁹ MJ/年] (B)	7 6. 7	7 6. 7	1 2. 0
EPT [年] (=A/B)	0. 6 9	0. 3 5	0. 6 8

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環境問題への寄与

太陽発電衛星のCO₂負荷

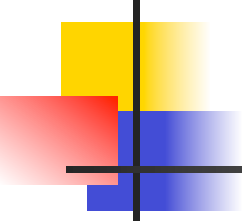
(g-CO₂/kWh)

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



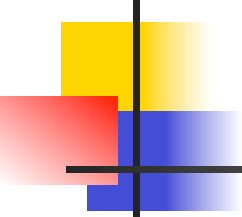
太陽発電衛星システムの予測コスト

	建設単価	発電原価（送電端）
一般水力	60万円／kW	13円／kWh程度
石油火力	19万円／kW	10円／kWh程度
石炭火力	30万円／kW	10円／kWh程度
LNG火力	20万円／kW	9円／kWh程度
原子力	31万円／kW	9円／kWh程度
SPS	273万円／kW	23円／kWh程度



2. 太陽発電衛星システムの研究の歴史

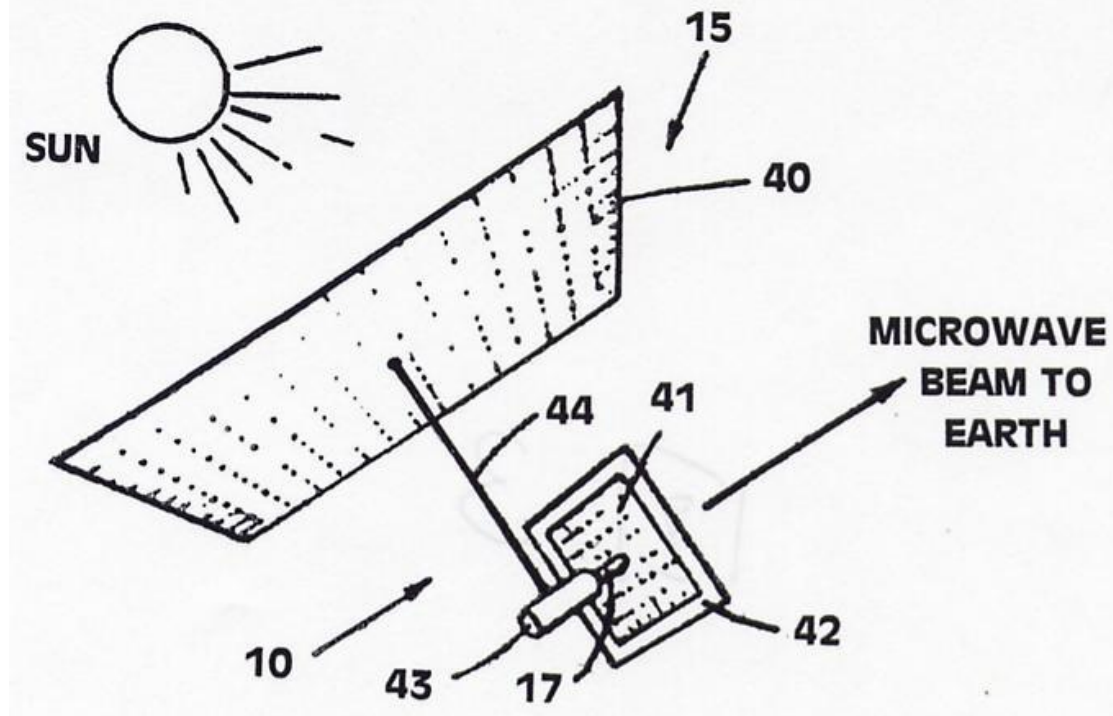
- 歴史的な流れ
- 主な太陽発電衛星のモデル
- 我が国の太陽発電衛星研究への寄与



太陽発電衛星研究の歴史的な流れ

1968年	ピーターグレーザーのサイエンスの論文 “効率的で安全なマイクロ波ビームによる電力伝送、宇宙空間における電力プラント”の概念、特許化（1973年）
1970年代	NASA/DOE (US Department of Energy) リファレンスシステム
1980年	米国でのシステムの研究は中断
1983	MINIX実験（観測ロケットによる電離層とマイクロ波の相互作用研究）
1987	宇宙科学研究所で太陽発電衛星ワーキンググループ設立
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
1992～4	調査研究 MRI（NEDO）宇宙発電システムに関する調査研究 1GWシステムグランドデザイン
1993	ISY-METS実験（観測ロケットによるマイクロ波送電実験）
1994～	マイクロ波長期曝露研究施設（電総研、現産総研）
1995年	NASA研究再開
1999年以降	NASDA調査研究（現JAXA）、USEF調査研究

ピーターグレーザーの特許公告



太陽発電衛星の分類

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

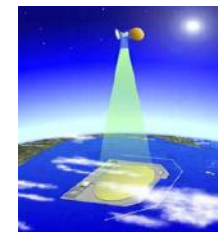
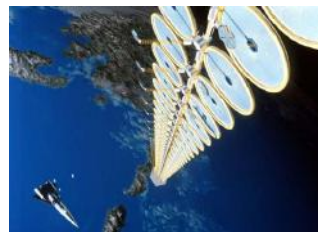
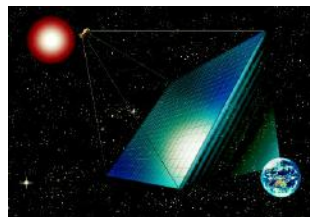
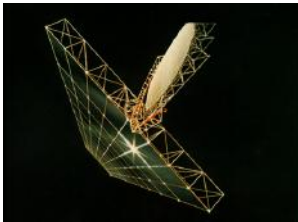
NASAリファレンスシステム
SPS2000
NEDOモデル

USEFベースライン
(Tethered-SPS)

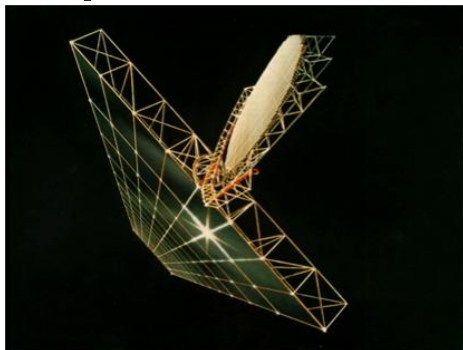
NASAサンタワー
NASA ISC

NEDOオプション
NASDA2003年モデル
USEFオプション

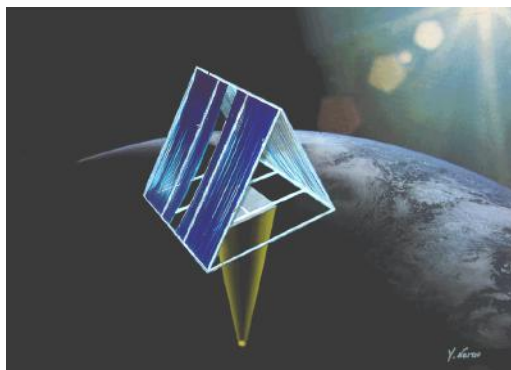
NASDAレーザーSPSモデル



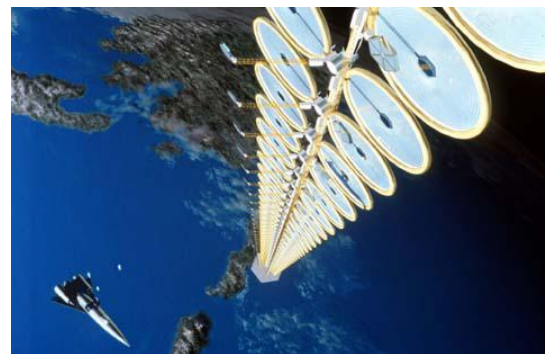
これまでの代表的なSPSのモデル



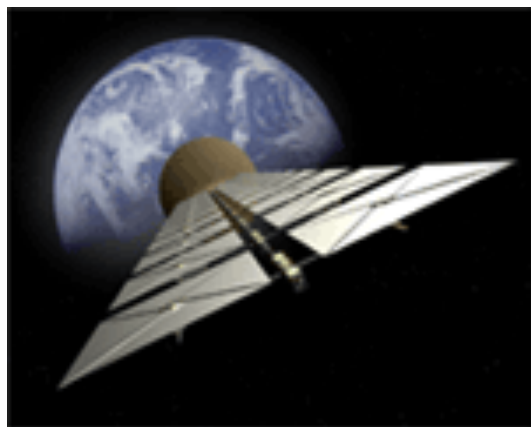
NASA Reference System



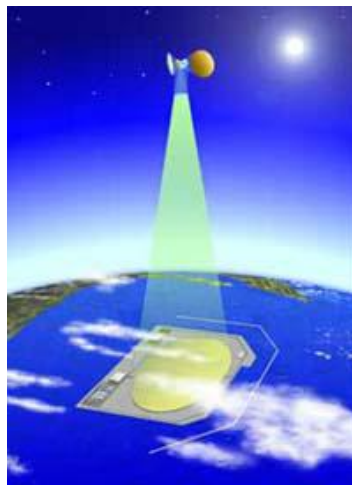
ISAS SPS 2000



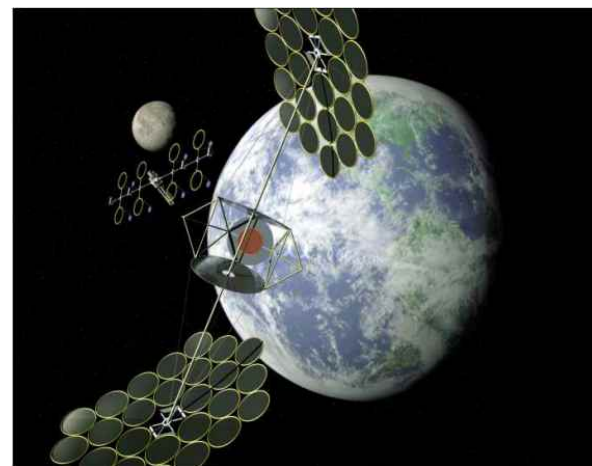
NASA Sun Tower



European Solar Sail Tower

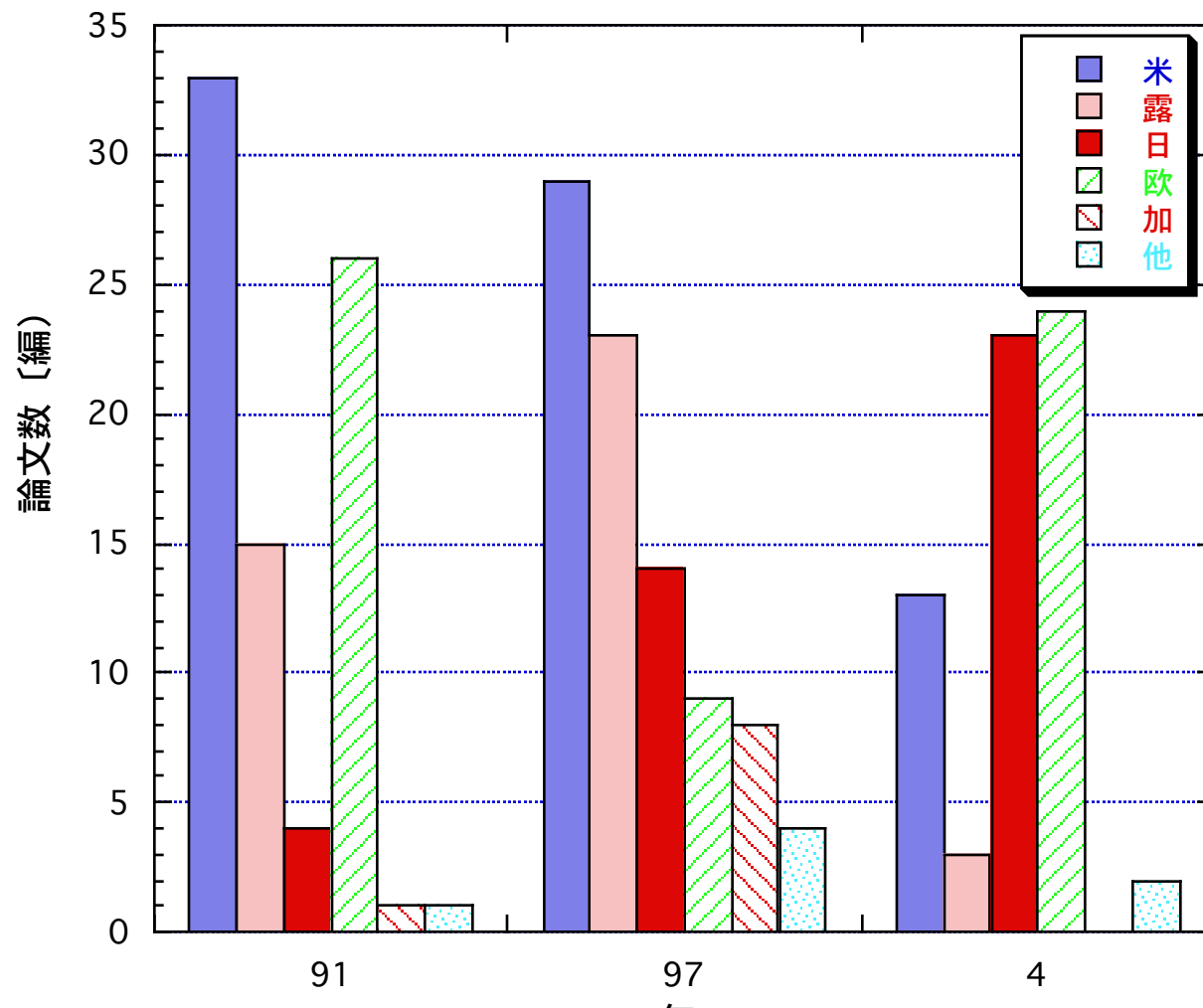


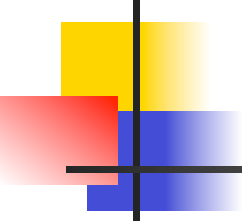
NASDA SSPS Model



NASA Integrated Symmetrical Concentrator

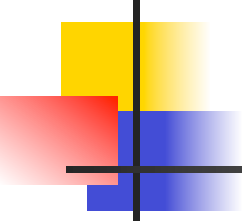
国際SPS会議に於ける各国の論文数の推移





3. 太陽発電衛星システムの技術の現状

- 主要技術の現状と目標
- 宇宙発電・電力管理技術
- 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



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

太陽電池の種類とSPS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 μ m以下）	アモルファスシリコン	量産性、低コスト、製品としての先行	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（28.5%?）	コスト、放射線性の検証	新規、今後の展開待ち

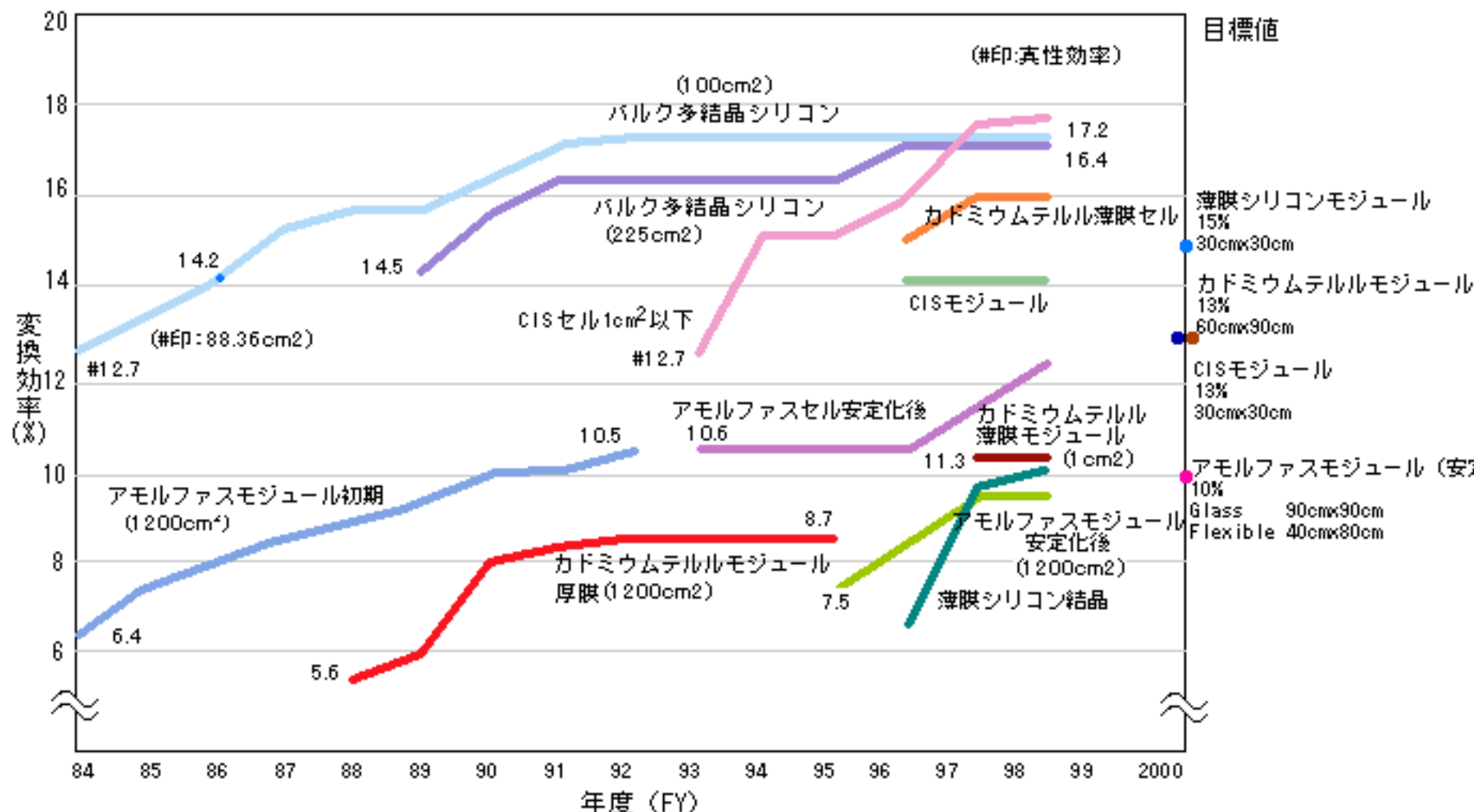


図2 太陽電池の変換効率の年度推移

[出典]資源エネルギー庁(監修):1997/1998資源エネルギー年鑑、通産資料調査会(1997年2月) p.677

および 新エネルギー・産業技術総合開発機構ホームページ:太陽光エネルギー、

世界の太陽電池の生産量の推移

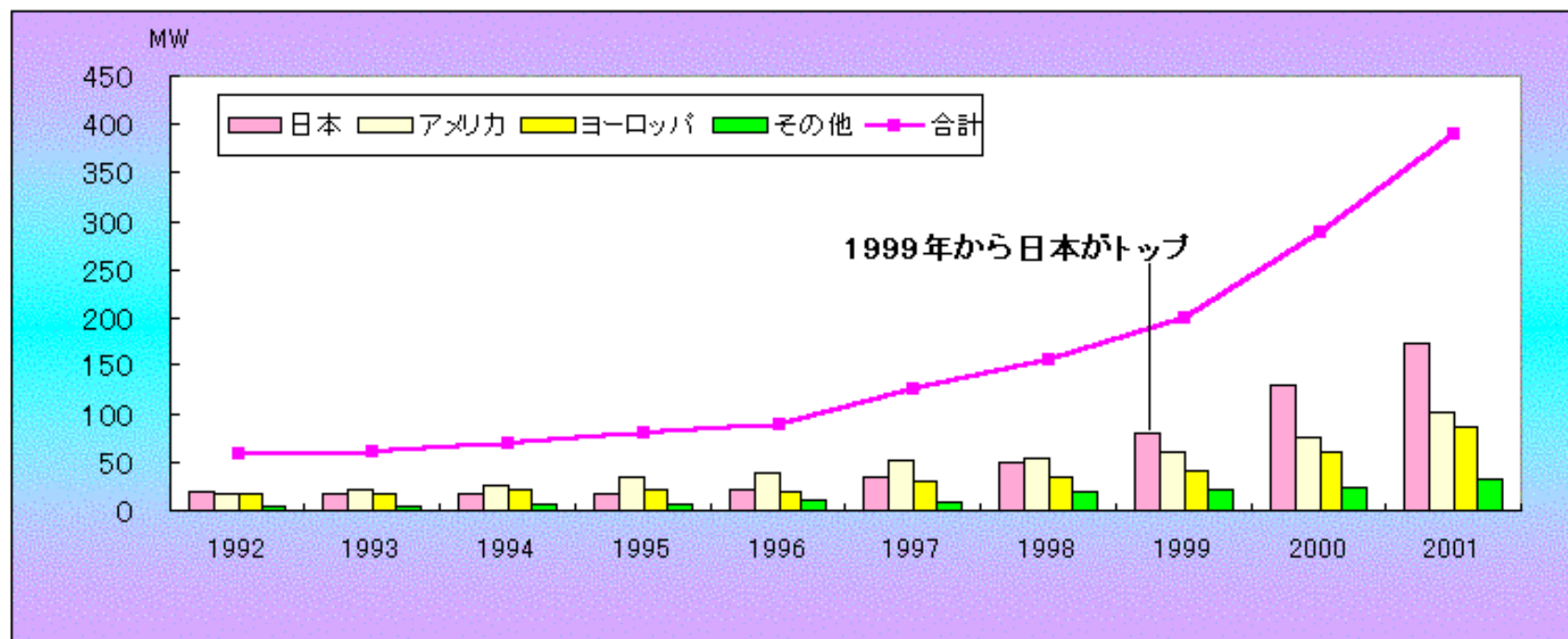
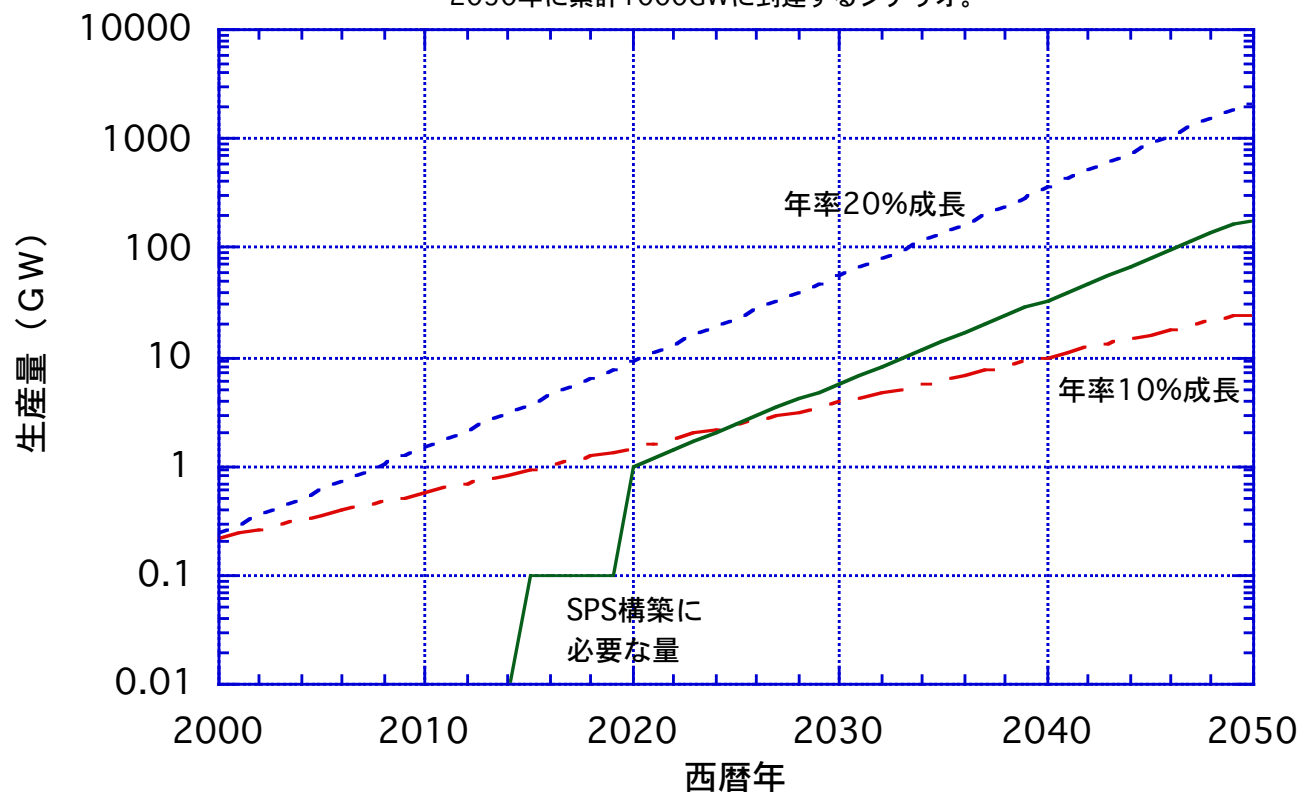


図4 世界における地域別太陽電池生産量の推移

[出所] 太陽光発電技術組合ホームページ: 太陽電池の生産量・価格の推移、
<http://www.pvtec.or.jp/data.html.htm>

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。



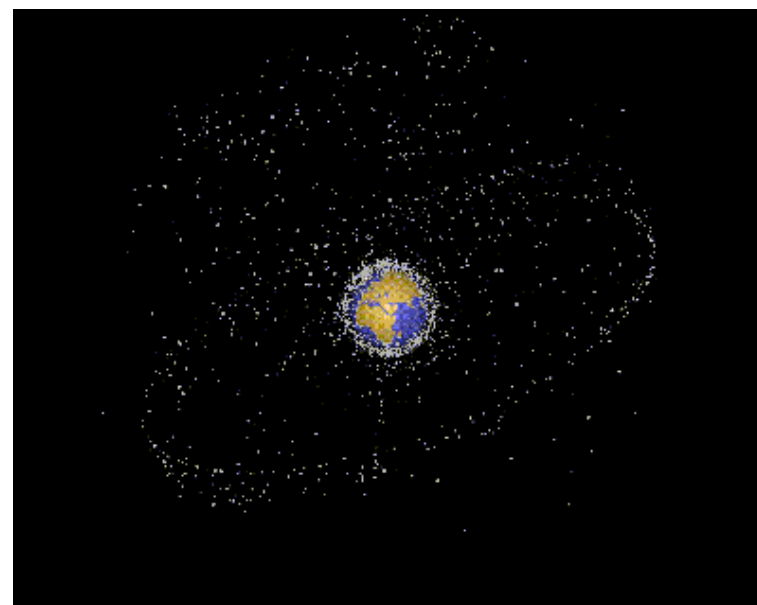
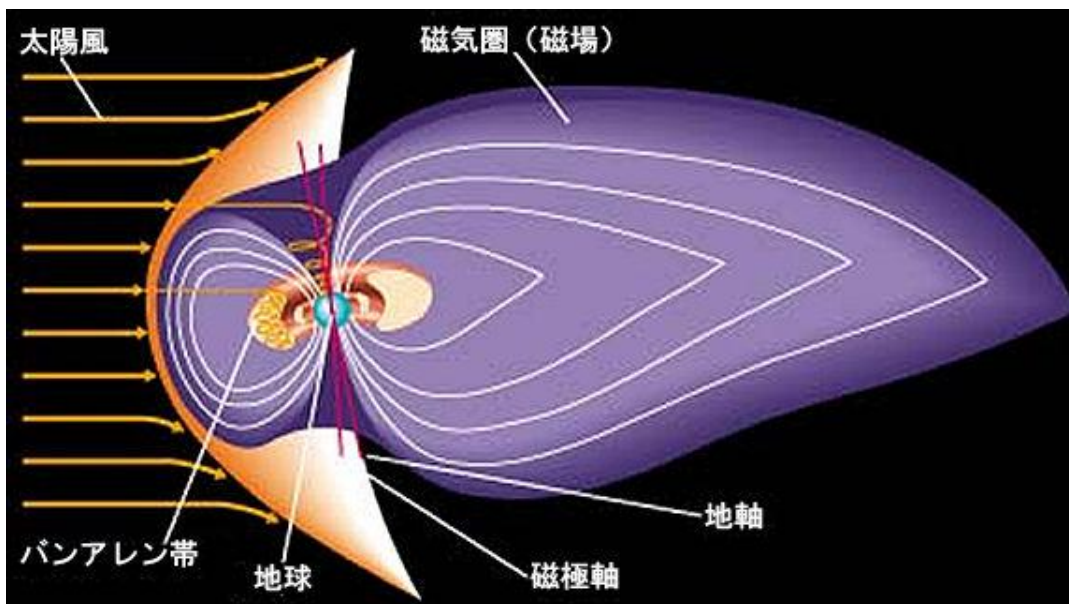
太陽発電衛星の耐宇宙環境性

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



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**。

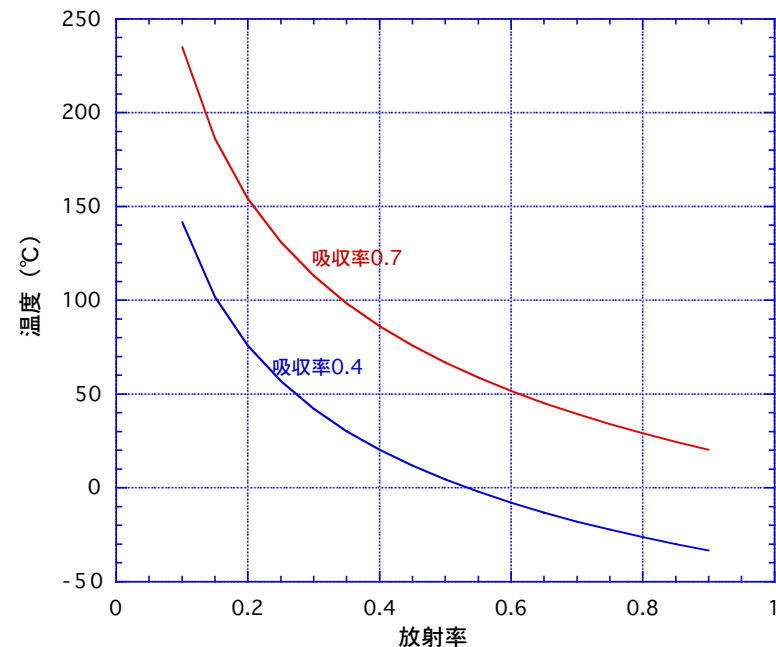
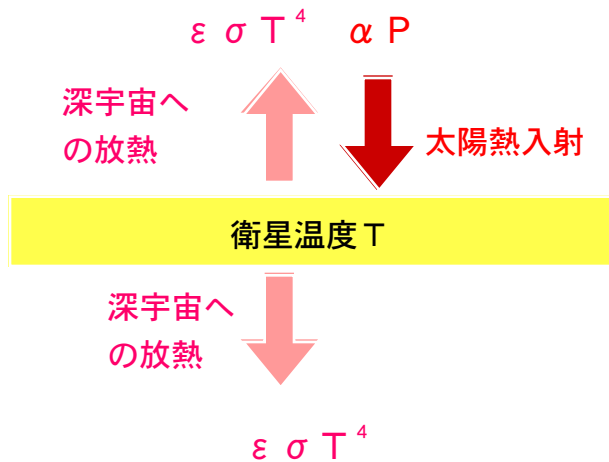
平板の排熱は2面排熱の場合（高高度軌道の場合） $2 \varepsilon \sigma T^4 / \text{m}^2$ （放射率： ε ）。

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

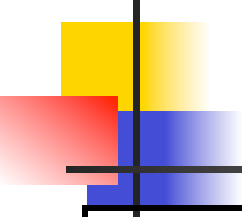
太陽電池の効率を η 、内部回路の電力効率を γ とすれば、釣り合いの式は、

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

σ ：Stefan-Boltzmann定数



太陽電池効率 (η) = 20%、回路効率 (γ) = 80%の場合



無線電力送電の手段

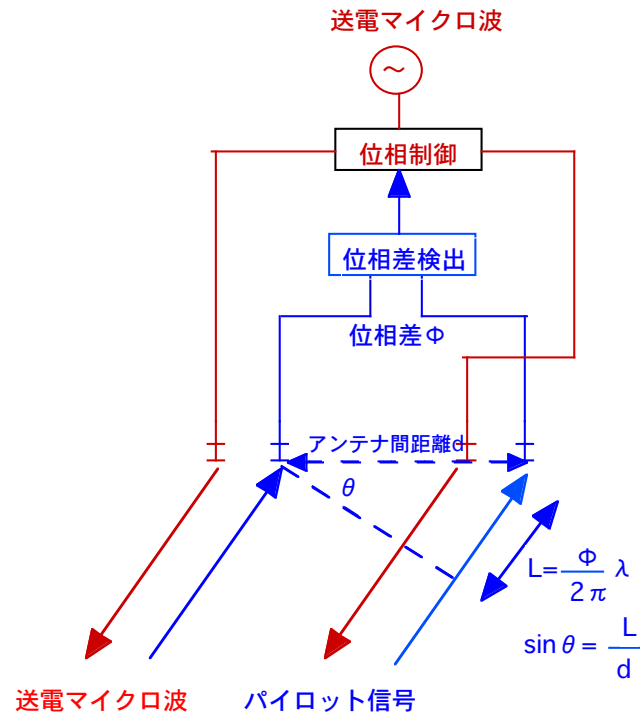
無線送電方法	マイクロ波	レーザー
周波数／波長	~several GHz	~1 μm
電力変換	太陽光-DC-マイクロ波...DC	太陽光-レーザー...DC
電力変換効率	高	低
システムの大きさ	大	小
ビームのエネルギー密度	小(安全側)	大
既存インフラとの電磁適合性	低	高
送電の天候依存性	小	大
技術の成熟性	大	小
適用予測	近未来Space-Ground送電実験	Space-Space送電

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）

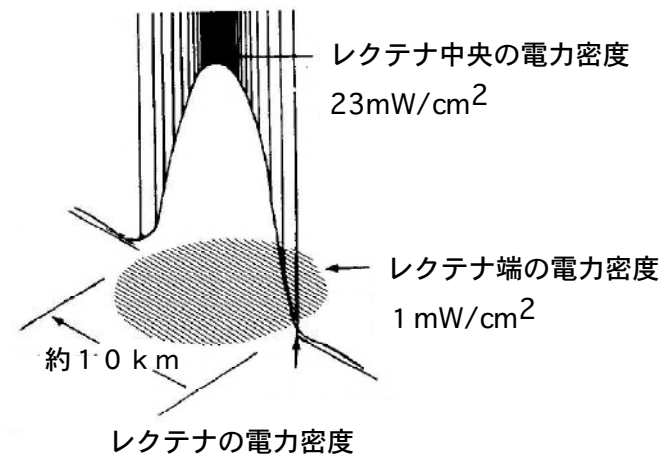


マイクロ波の生体への影響

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

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



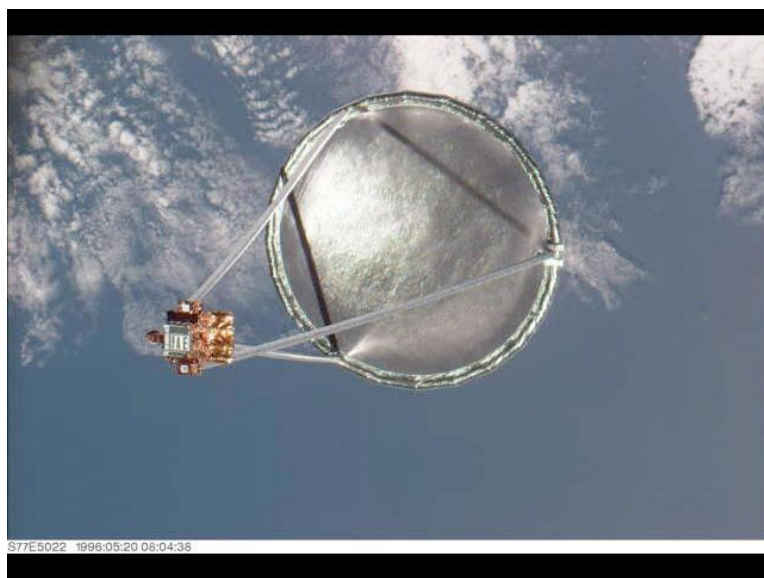


大型アンテナの例

衛 星	打上げ年月	開発・製造	アンテナ径	備 考
ATS-6	1974年5月	Fairchild	9.1m	ラップリブ展開方式
TDRS	1983年4月	TRW/Harris	4.8m	二重膜鏡面。鏡面背後のケーブル網を引張り展開
MSAT	1996年4月	Hughes	6.8×5.25m	スプリングバック展開タコス鏡面
はるか	1997年2月	ISAS	10m	テンショントラス・アンテナ
Garuda	2000年2月	Harris	12m	TDRSと同じ方式
Thuraya	2000年10月	TRW/Astro &Hughes	12m	周方向のトラス斜部材内に埋め込まれたケーブルを巻取り展開
ETS-VIII	未定	JAXA	19m×17m	ワンタッチ傘方式展開

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）

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

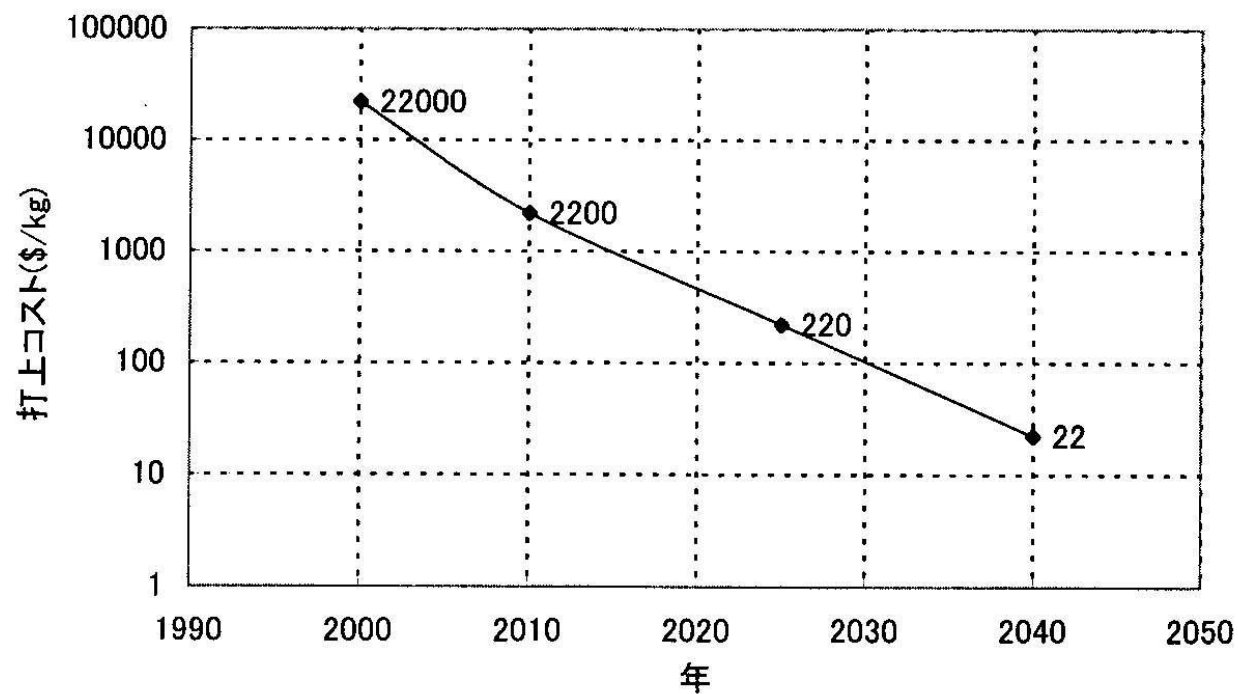
低コスト化のためには**大量輸送の需要**が必要



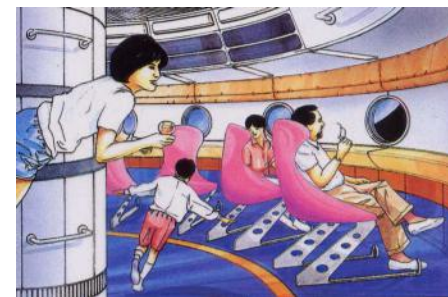
宇宙研の再使用ロケット実験

打ち上げ輸送のコスト予測

NASAの予測



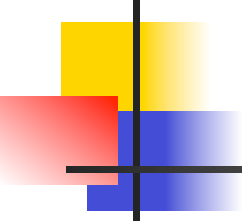
需要



宇宙観光旅行

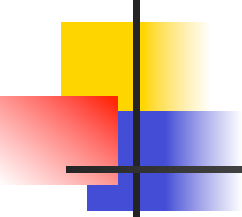


太陽発電衛星



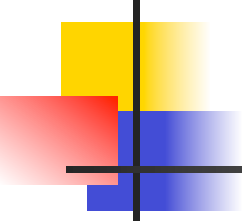
4. 新しい発想の太陽発電衛星システム

- ・ 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SPSの問題点

問題点	例	問題の内容
回転電力伝達機能 ミラー回転機能	NASA Reference System (NASA Sun Tower) NASDA SSPS Model NASA ISC	ロバスト性の欠如（冗長機能なし） 一点故障で全機能喪失
バス集電ケーブル 超電導ケーブル	NASA Reference System ISAS SPS 2000 NASA Sun Tower NASA ISC	非現実的なケーブル重量 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 NASA ISC	集光部での排熱が困難 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 動作可能	NASA Reference System NASDA SSPS Model NASA ISC	開発リスク、投資リスク 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 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 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 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



新しい設計のポリシー

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

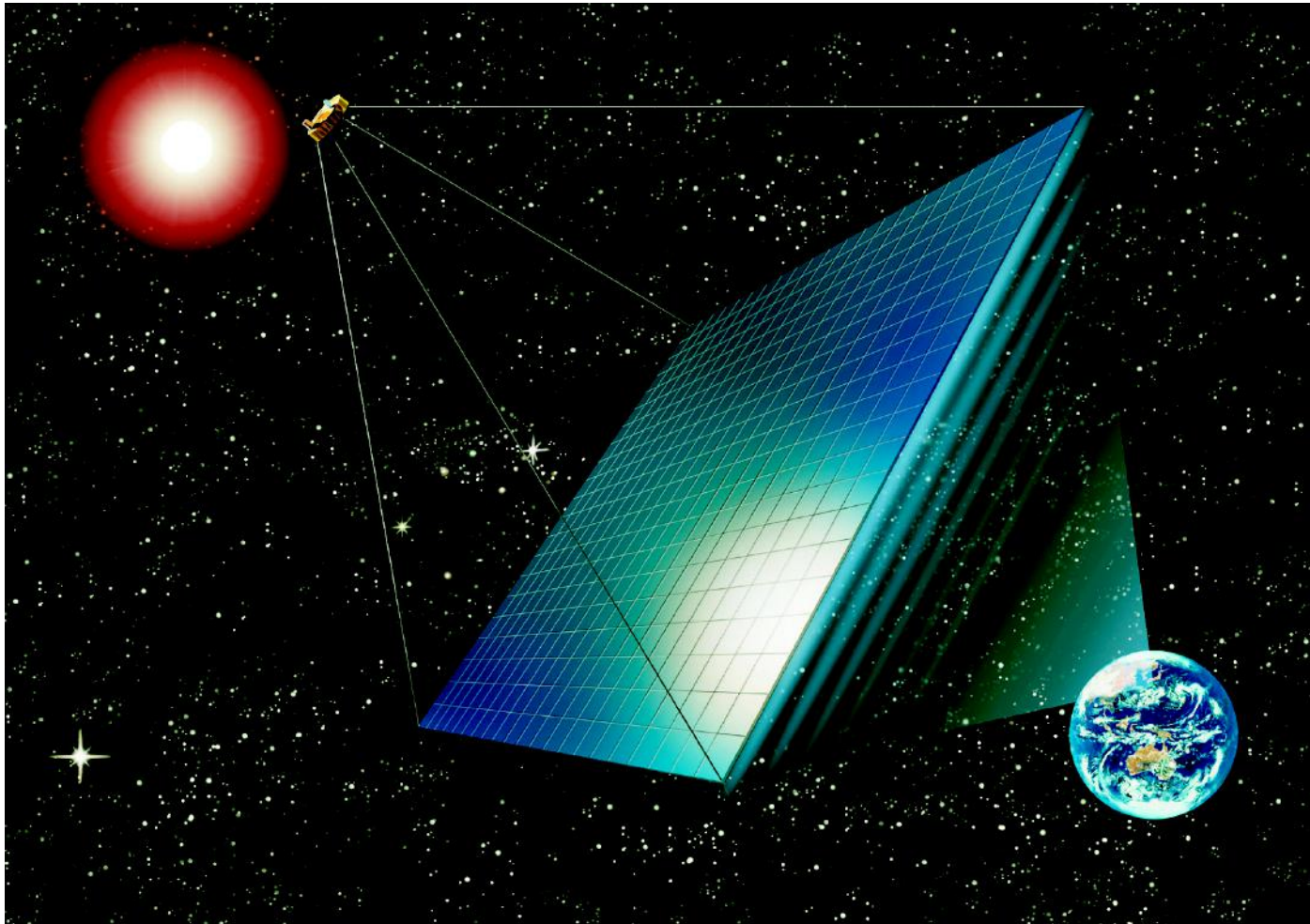
電力は大規模に集電せず、分散したままマイクロ波に変換

- ⇒ 電力的に独立な発電送電一体型モジュール

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イメージ図



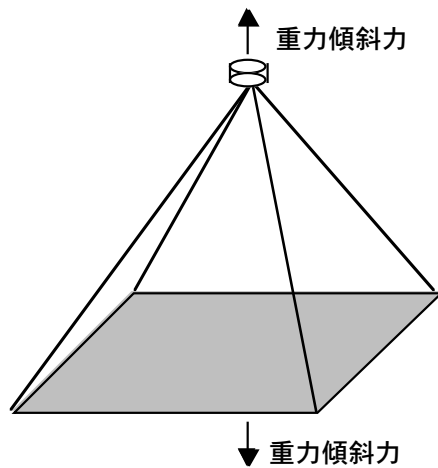
テザーの利用

なぜテザーが有利か？

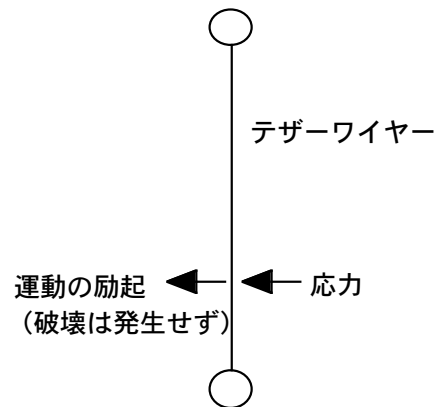
大きな重力リソースを使用せず容易に大きな重力勾配力（ $\sim ML^2$ ）が得られる。

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。



重力傾斜力による姿勢安定



構造的なロバスト性



吊り橋の例
(1,600mx34m)

平板型テザー太陽発電衛星の特性

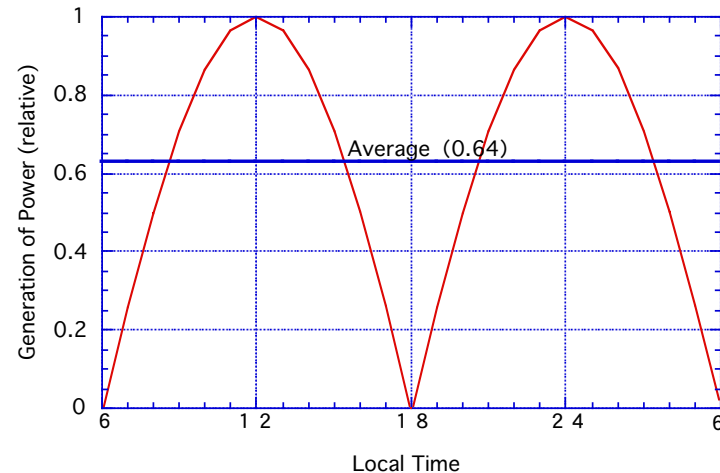
長所

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

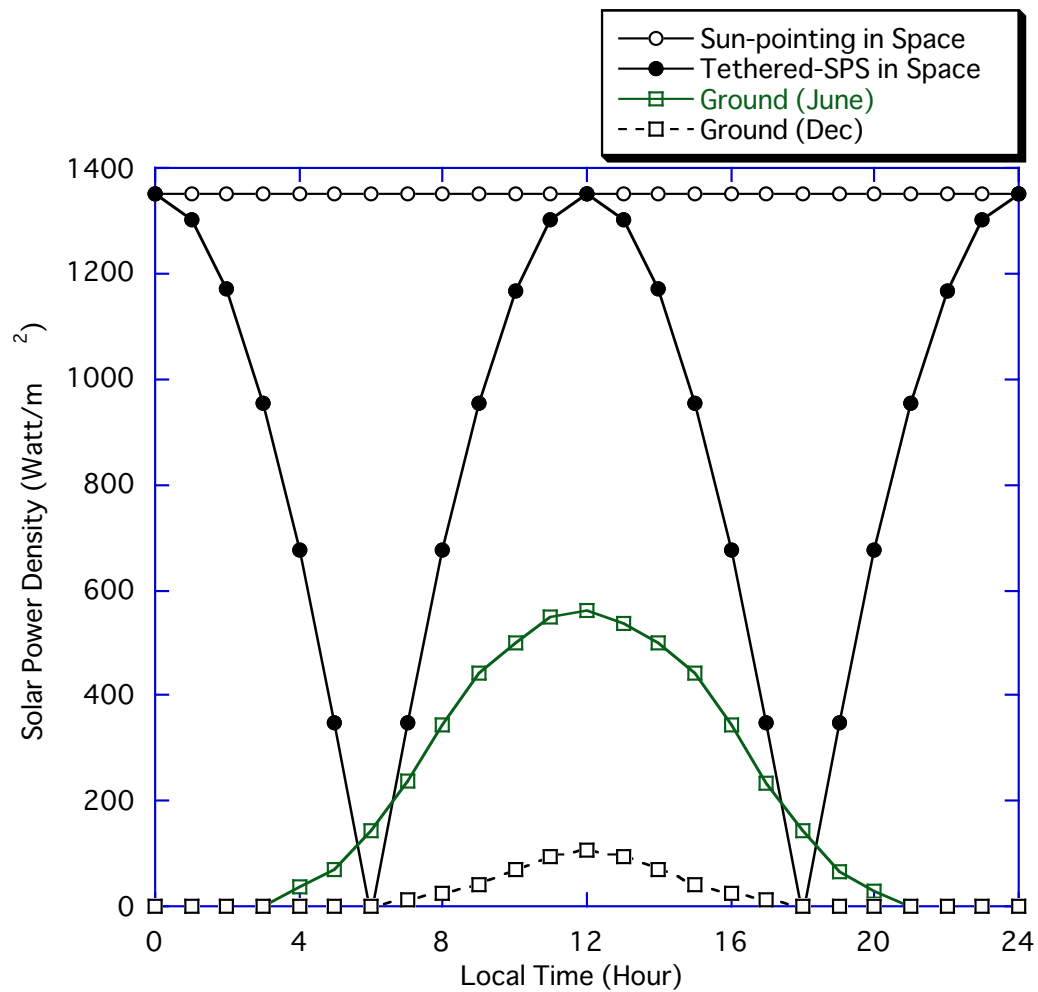


短所

送電量が時間とともに100%変化する。

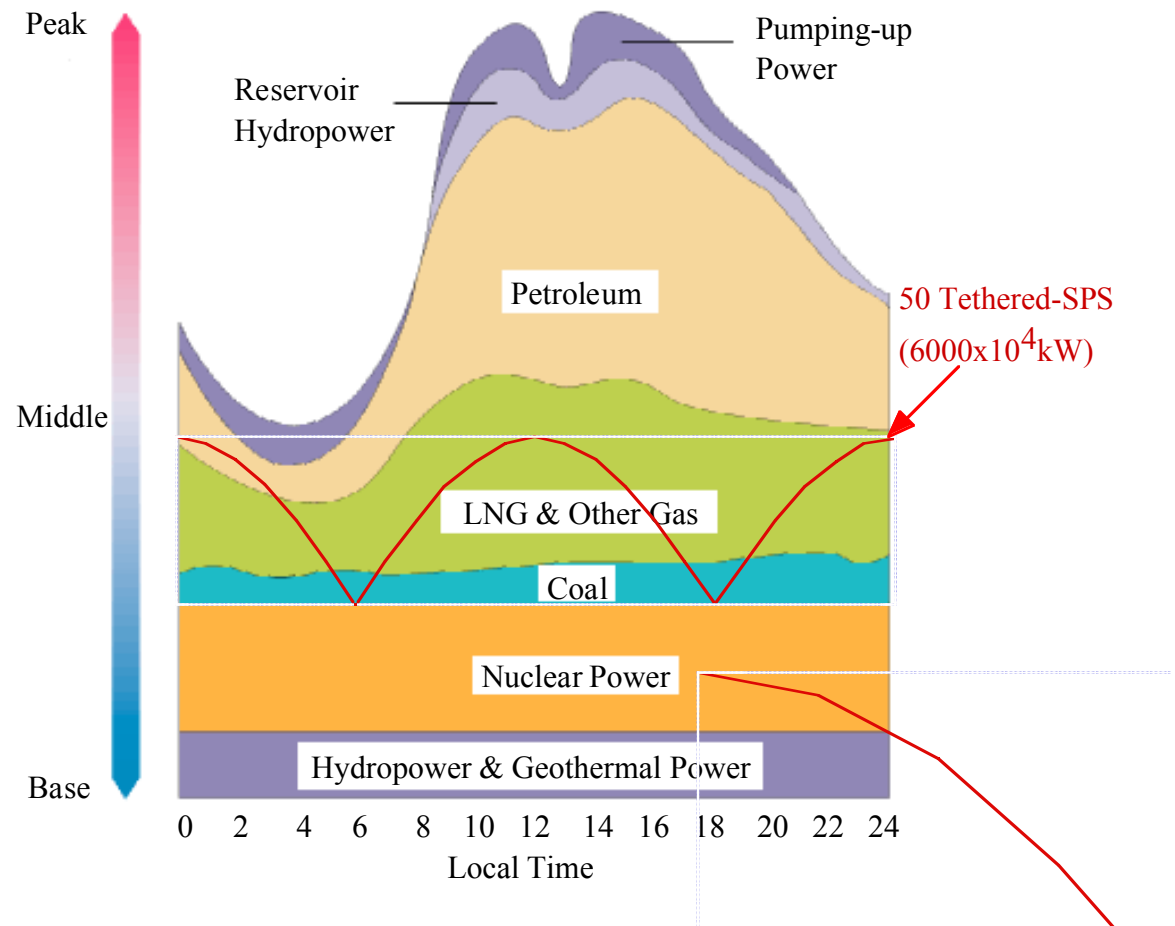
太陽志向型のSPSと比較し電力効率は64%と劣る。

平板型テザー太陽発電衛星の特性の比較

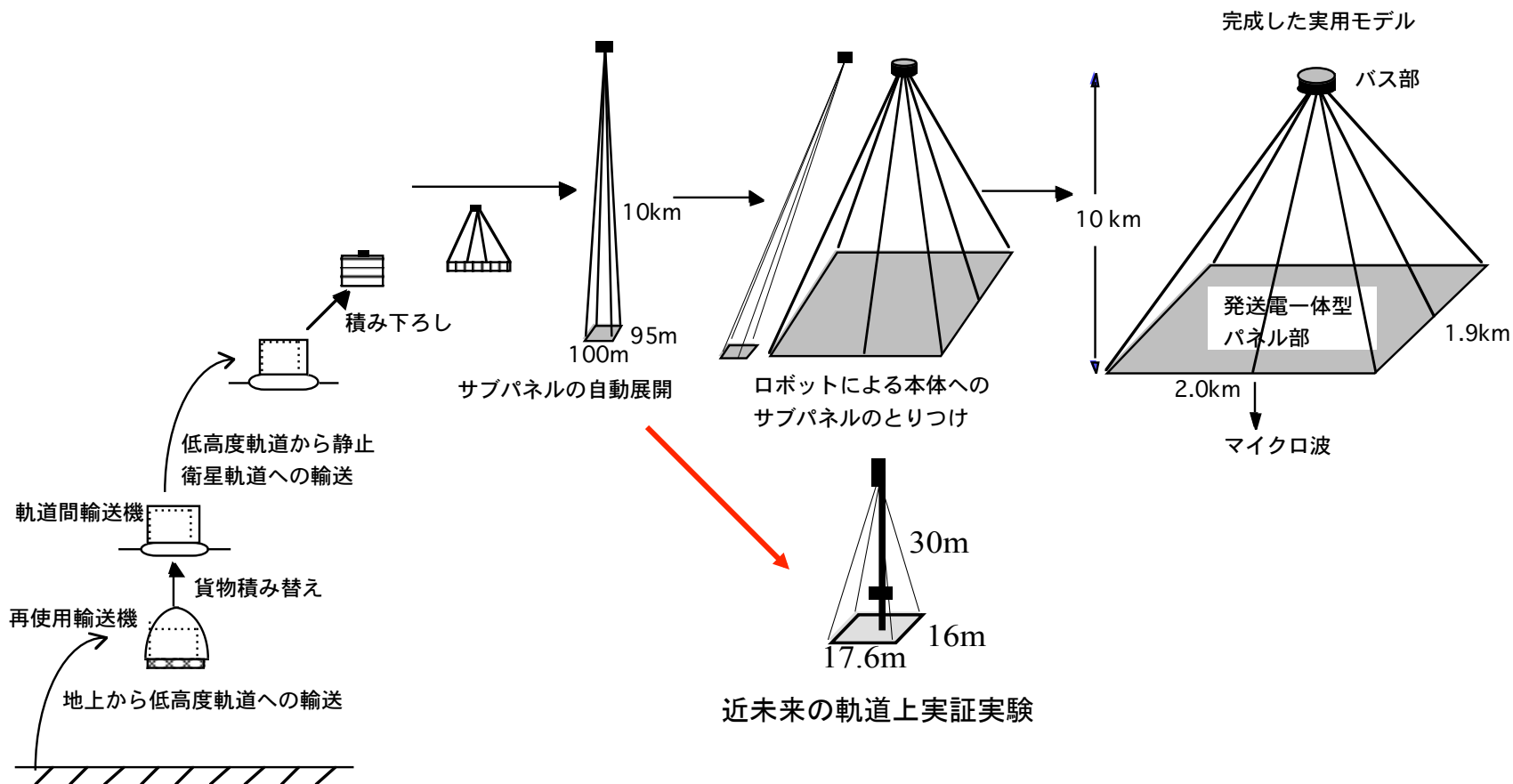


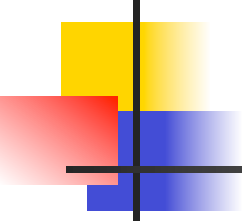
平板型テザー太陽発電衛星の変動電力に対する考え方

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30%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の建設シナリオ





5. 今後の展望と近未来に実施すべき実証実験

- ・ 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

SPS実現へのロードマップ

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

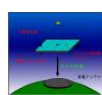
基礎研究フェーズ

開発研究フェーズ

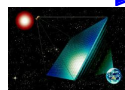
実用フェーズ

数十kW級地上送電実験

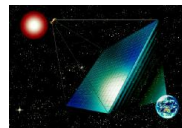
100kW級軌道上送電実験



10MW級宇宙発電所（試験）



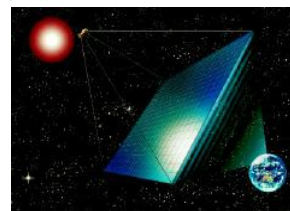
100MW級宇宙発電所（実証）



1GW（100万kW）級太陽発電衛星

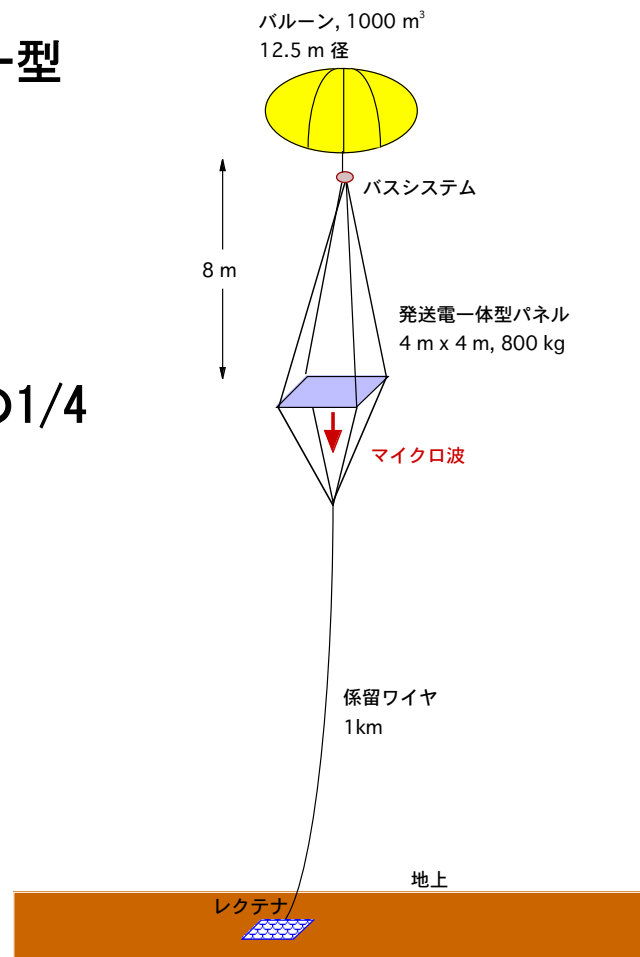
初期1GW

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 ³
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

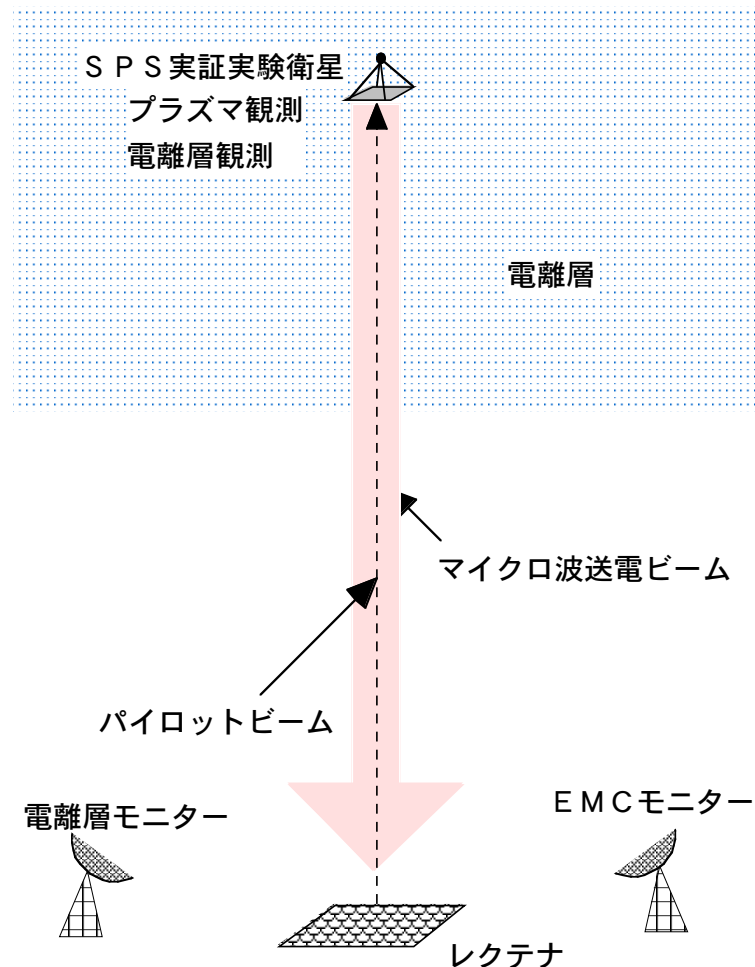


軌道上デモンストレーション実験の目標 ーマイクロ波と電離層プラズマの相互作用ー

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

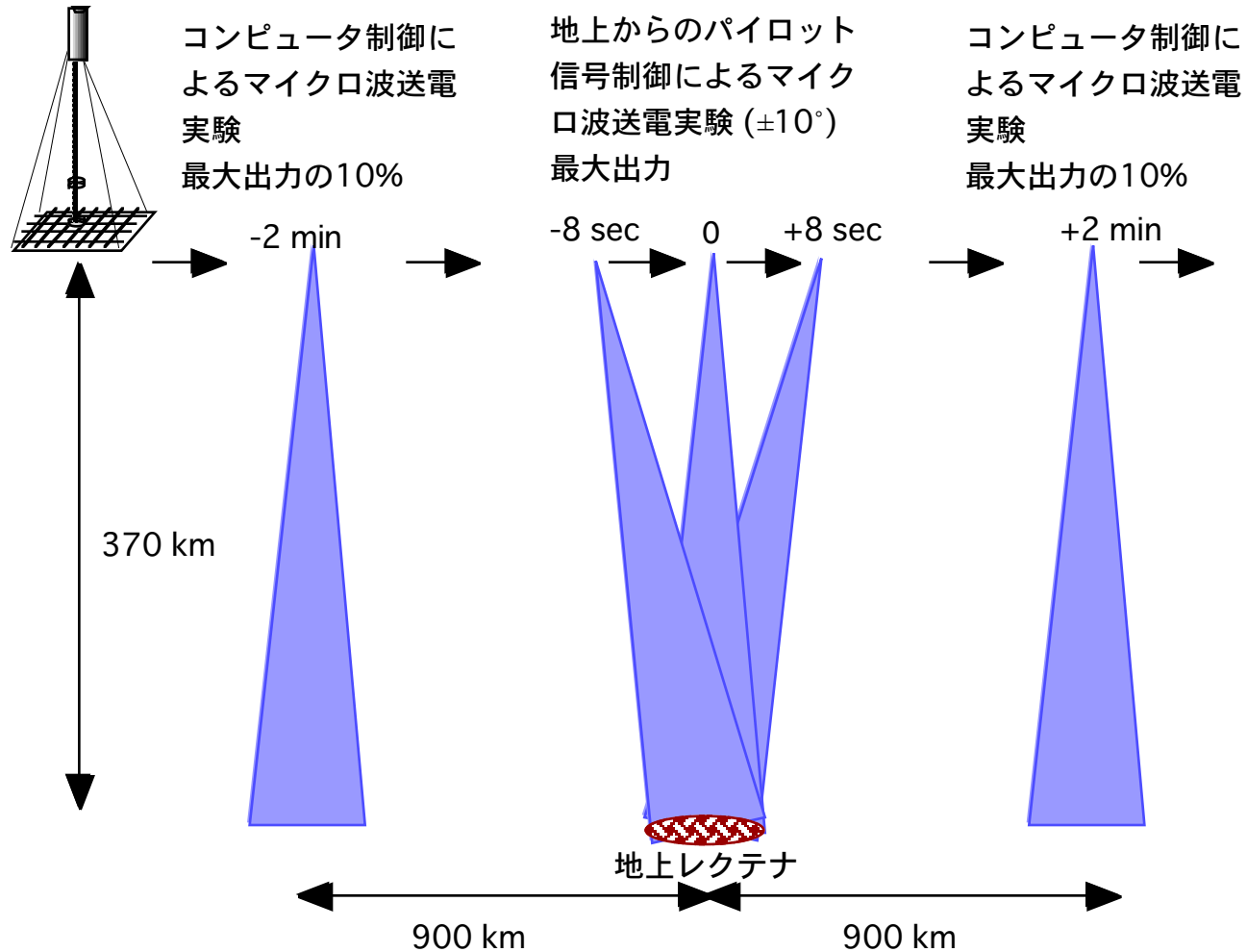
- (1) 軌道上の揺動する大型アンテナから地上のレクテナにピンポイントでマイクロ波ビームエネルギーを下ろす技術の実証
- (2) エネルギーシステムとしての全系統での電力効率の評価
- (3) 既存の通信インフラに対する電磁適合性の実証.
- (4) 太陽発電衛星の エネルギーシステムとしての運用手順の研究

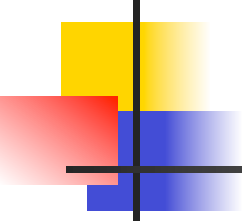


デモンストレーション実験の構想案

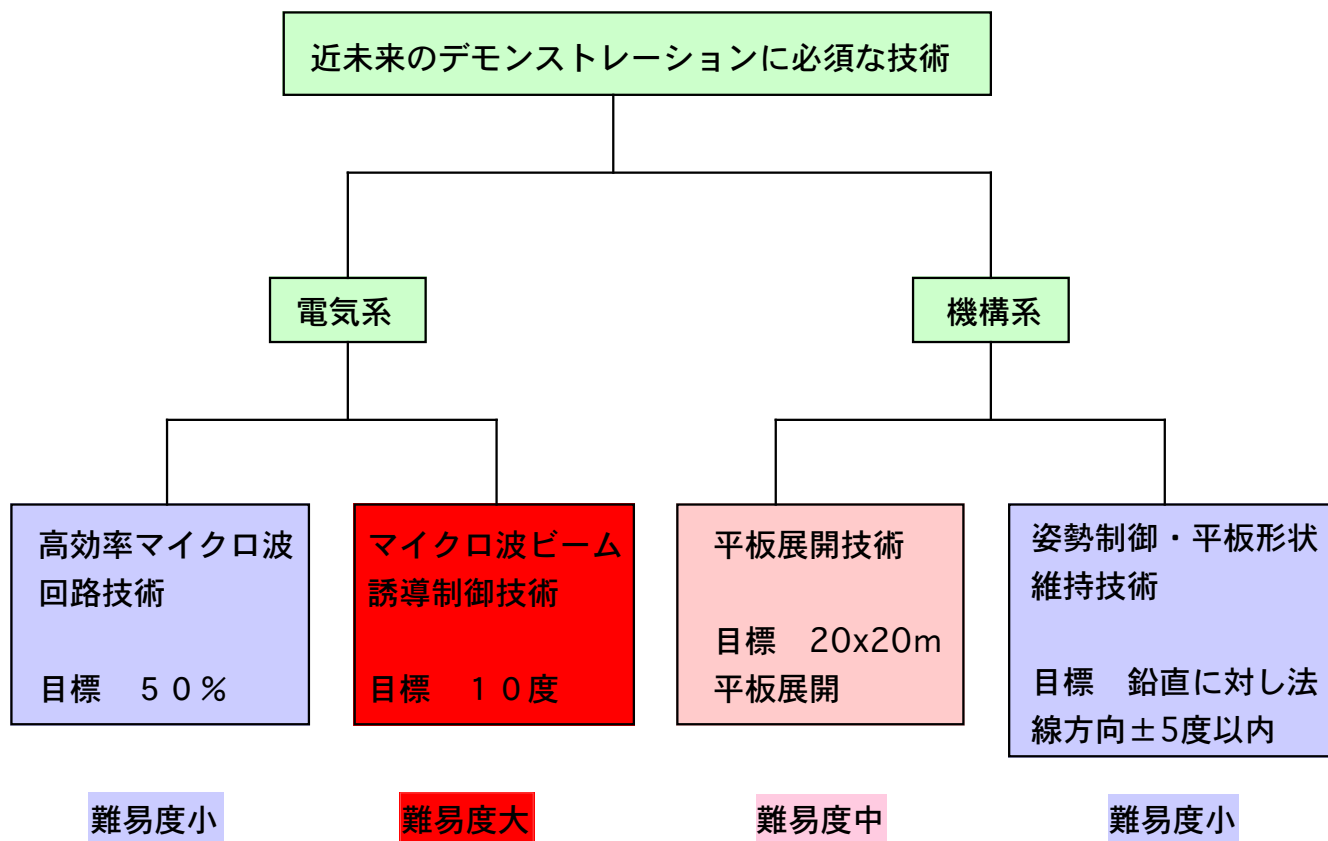


マイクロ波送電実験シナリオ



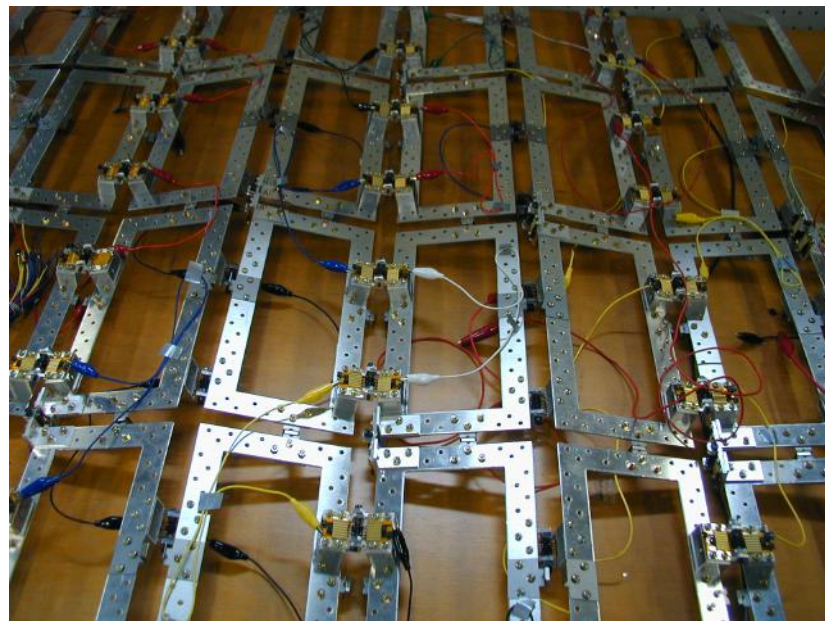
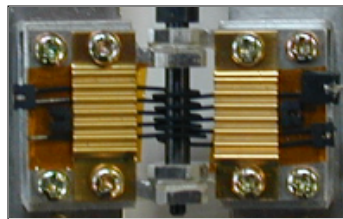
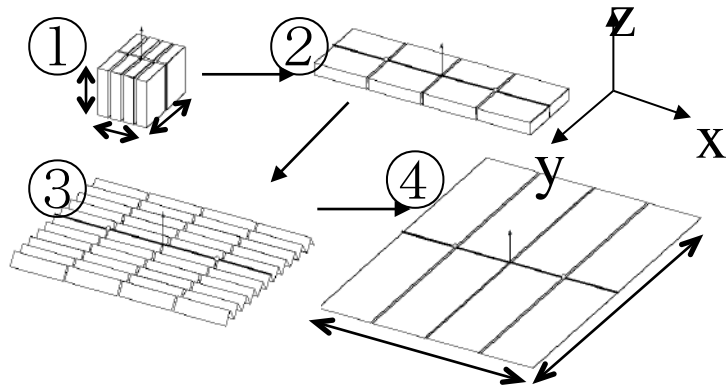


デモンストレーション実験の技術

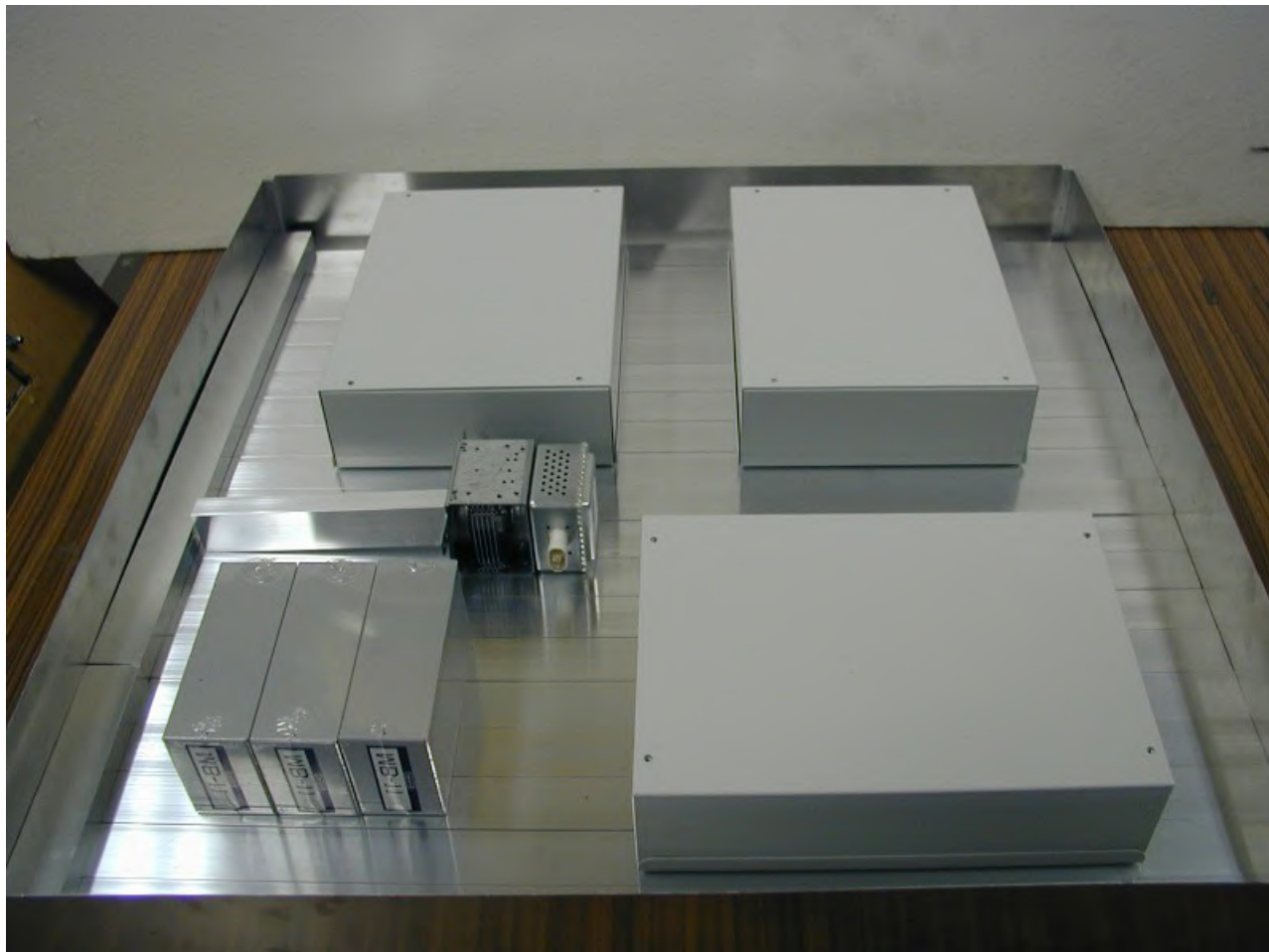


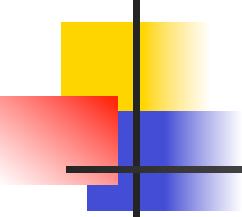
二次元展開機構の試作試験

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



発送電一体型パネルの構造モデル





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**平等互恵の国際協力**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**。