地球環境・エネルギー問題解決への挑戦

太陽鏡圓衛星

2008年1月



1. 太陽発電衛星の概念と研究の歴史

- 2. 太陽発電衛星工学のシステム技術
- 3. 関連する理工学の基礎
- 4. 新しい発想の太陽発電衛星
- 5. 関連する基礎研究と近未来の実証実 験の検討

1. 太陽発電衛星の概念と研究の歴史

エネルギー問題と環境問題

・太陽発電衛星の概念と特徴

・太陽発電衛星の研究の歴史

・これまでの太陽発電衛星のコンセプト例

世界のエネルギー資源確認埋蔵量



化石燃料からのCO2排出量と大気中のCO2濃度の変化



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

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 1.77x10¹⁷Watt

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1,350W/m²

地上での太陽光の年間平均エネルギー密 度は100~200W/m²

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。





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



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





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
- ・CO₂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

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
ー次エネルギー換算[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

吉岡、菅、野村、朝倉、第1回SPSシンポジウム、平成11年





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 SPS Concept Development and Evaluation Program(CDEP) 1980年 米国でのシステム的研究は中断、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 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 1990年代 再注目 1990年 宇宙科学研究所SPS2000研究スタート NASA研究再開(-2004) 1995年 1999年以降 NASDA調査研究(現JAXA), USEF調査研究







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



宇宙科学研究所のSPS2000モデル

日本で初めての本格的なSPSの設計研究

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





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



JAXA(旧NASDA)のモデル

JAXA(旧NASDA)の最近のスタディモデル 出力1GW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

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



2. 太陽発電衛星のシステム技術

- ・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



			宇宙大	、陽発電技術としての技術開 発	
技術課題	前提となる 産業技術・ 宇宙技術	要素技術開発·評 価·実験室実験	地上 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)
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	_	Ι	_	_
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	Ι	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		_	_



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 <i>μ</i> 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の比較



世界の太陽電池の産量量(PHOTON International March 2005)





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





宇宙放射線の種類:太陽高エネルギー粒子、銀河宇宙線、放射線帯粒子。 劣化の原因:半導体内での放射線欠陥の発生による効率の低下。 構成としては薄膜、材料としてはCISが劣化が少ない。



宇宙電力管理分野の技術課題

		宇宙太陽発電技術としての技術開発			
技術課題	前提となる産業技術・宇 宙技術	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)
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(~10M W)	
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	宇宙 境境下での 成 立性の実証(~10 OMW)
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	_	性の実証(~ 10MW)	
大容量排熟	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(~10M W)	システムとしての熱的 成立性の実証(100 MWクラス)

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: ε)。 太陽光入熱は面への直角入射で最大1400 α (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

	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				
技術課題		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k m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



		宇宙太陽発電技術としての技術開発				
技術課題	前提となる産業技 術・宇宙技術	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・低コストマイク ロ波エネルギー収集・ 整流回路	通信産業がリードす る高効率・低コストの 電力取得用ダイオー ドの開発	システムとして の高効率受電技 術の開発 耐候性評価	送電部との組 み合わせ実証 実験(数十〜1 OOkW)	送電部との組み合 わせ実証実験 (~10MW)	_	
既存電力網との接続	電力産業がリードす る大容量電力接続 技術	_	_	実証(~10MW)	実証(100M Wクラス)	
大容量蓄電	電力産業がリードす る低コスト大容量蓄 電技術	_	_	実証(~10MW)	実証(100M Wクラス)	
オプション技術(光受 電)の可能性	レーザー産業技術の 発展	効率、コスト、耐 候性評価	_	_	_	

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 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	//
適用予測	近未来Space-Ground送電実験	Space-Space送電





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

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



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 送電距離 受電アンテナ

100m(直径) 1,100km 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℃(電子管本体温度) 500℃(コレクター温度)	350℃(ラジエータ温 度)	300℃(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 ²	32 kg/m ²	33.9 kg/m ²

J.O.McSpadden and J.C.Mankins, 2002
マイクロ波送電ビーム方向制御

SPS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1km離れて3cm内に指向する 精度)



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.



・軌道上の大型構造物は柔軟構造と考えるべき(全体を剛体と扱えるようなシステム)は非現実的⇔剛と扱えるようなパネルの緩やかな結合構造)

- ・アンテナのマイクロ波放射指向制御範囲は±10度程度が現実的(送電効率、グレー ティングローブの抑圧、送電アンテナ数)
- アンテナを構成する各パネル面の法線のばらつきは±5度以内
 アンテナ面は熱変動、軌道運動、姿勢制御、可動機構からの擾乱で変位



送電アンテナ面(剛体パネルの柔軟結合)の変形の許容範囲

受信アンテナ(レクテナ)

$$\eta = \frac{P \operatorname{aut}}{P \operatorname{fd} \times \operatorname{ARP}} \times 100 \ [\%]$$

P aut: レクテナアレーからの直流出力電力
 ARP: レクテナアレーの面積(物理開口面積)
 P fd: マイクロ波の入射電力密度





Rectenna type	Paper	Frequency (GHz)	Peak Conversion Efficiency (%)	Peak output power⁄ Element (Wdc)	Polariza- tion	Mass to DC Output Power Ratio(W/kg)	Specific Mass (kg∕m²)
Printed dipole	W.C.Brown, 1984	2.45	85	5	Linear	4,000	0.25
Circular patch	M.Onda et al., 1999	2.45	81	5	Dual	263	2.5
Printed dipole	J.J.Schlesaket al., 1988	2.45	70	1	Dual	-	I
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	-	Ι
Printed dipoles	Y.−H.Suh and K.Chang,, 2002	2.45/5.8	84.4/82.7	0.094/0.052	Linear	-	-
Square patch	P.Koertand J.T.Cha, 1993	8.51	66	0.065	Dual	_	-

マイクロ波の生体への影響(規格)

5.8GHzの例

	一般公	衆への曝露	職業者への曝露		
国・機関名	電界強度	電力密度	電界強度	電力密度	
	(V/m)	(mW/cm²)	(V/m)	(mW <i>/</i> cm ²)	
郵政省電気通信技術審議会	61.4	1	137	5	
[日本] 1990、1997		(一般環境)		(管理環境)	
ANSI/IEEE [米]	—	3.87	—	10	
C95.1-1999		(非管理環境)		(管理環境)	
ICNIRP 1998	61	1	137	5	
		(公衆曝露)		(職業曝露)	





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) $M>>m, r_0 >>Lの場合T=3Lm\omega^2(=3gL/r_0)$ 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=mω²(r₀+L) - <u>Gm_Em</u> (r₀+L)² L:重心からmまでの距離 r₀:mの地心からの距離 ω:重心の軌道角速度 m_E:地球の質量





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)

宇宙輸送分野の技術課題

		宇宙太陽発電技術としての技術開発				
技術課題	前提となる産業技術・宇 宙技術	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)	
低コスト・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	Η	Ι	_	_	

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 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<mark>大量輸送の需</mark> 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







宇宙観光旅行







大規模エネルギーシステムと宇宙環境との相互作用

(1)大型構造物と宇宙環境

(2) 高電圧と宇宙空間プラズマ

(3) マイクロ波と電離層

宇宙構造物周辺に形成される宇宙環境

宇宙機周辺には、宇宙機と宇宙環境との相 互作用により、自然の宇宙環境と異なる宇宙 機特有の宇宙環境(SIE:Spacecraft-Induced Environment)が形成される。

宇宙機のサイズが大きいほど、自然の宇宙 環境と大きく異なる、大きなスケールのSIEが 形成される。

大規模な宇宙機であるSPS周辺にはSPS特 有の宇宙環境が形成され、半永久的に運用 するSPS の設計にあたっては、予めその環 境を解明しておく必要がある。









衛星本体からのアウトガス(脱ガス)、気密室リーク、姿勢制御・軌道維持のためのス ラスタ運用(電気推進運用)により衛星周辺のガス密度は自然のガス密度よりはる かに高いガス密度となっている。



SFUで計測された宇宙機周辺のガス密度の長期変化



View from Columbia of the Wake Shield Facility Friday (NASA)

スペースシャトルによる高真空を実現するため のウエイクシールド実験



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。

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



地上の高圧送電





グロー放電 ガス密度が高い場合 安定、広範囲 アーク放電 ガス密度が低い場合 不安定、線状





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







Wave Amplitude



- ・これまでの代表的なSPSモデル
- ・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



European Solar Sail Tower



ISAS SPS 2000



NASDA SSPS Model



NASA Sun Tower



NASA Integrated Symmetrical Concentrator

新しいコンセプト:平板型テザー宇宙太陽発電所

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 ミラー回転機能	ロバスト性の欠如 (冗長機能なし) 一点故障で全機能喪失	可動部なし
バス集電ケーブル 超電導ケーブル	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.	バス集電機能なし
集光ミラー	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	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 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 低速移動のため半導体素子の放射線劣 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	ー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



- 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





なぜテザーが有利か?

- 大きな重カリソースを使用せず容易に大きな重カ勾配力(~ML²) 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。





吊り橋の例 (1,600mx34m)



発送電一体型パネル(電気的にも構造的にも 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







モジュールの構成(電力一定型)



パネルサイズ:1m x 1m x 0.02 m

重量:4.25 kg

マイクロ波回路(制御、電源、アンテナ部を含む、230 W):2.3 kg(10 g/W)太陽電池(太陽電池、電源部への計装を含む、900 W):0.45 kg(0.5 g/W)蓄電部(2000 Wh):1.0 kg(0.5 g/Wh)構造部材(ハニカム、他機構部)0.5 kg(0.025 g/cc)



輸送機搭載状態



平板型テザー太陽発電衛星の特性の比較



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)





平板型テザー太陽発電衛星の主要性能(出カー定型)

システム構成	発送電一体型パネルを2500本のテザーワイヤーで吊り下げ
パネル寸法	2.5 km x 2.375 km x 0.02 m
テザー長	約10 km
全重量	26,500 トン
パネル重量	25,000 トン
バス部重量	1,500 トン
サブパネル	発送電一体型パネルを4本のテザーワイヤーで吊り下げ
パネル寸法	100 m x 95 m x 0.02 m
サブパネル総数	625(25x25)
構造パネル	10 m x 1 m x 0.02m
構造パネル数/サブパネル	950(10x95)枚
モジュール	発送電機能
発電	473 W max (1,350x0.85)
送電	222 W一定 (473x095x0.97x0.6x0.85)
寸法	1 m x 1 m x 0.02 m
モジュール数/構造パネル	10
マイクロ波周波数	5.8 GHz
レクテナでの最終出力(DC)	1 GW(一定出力)

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



短所

- 送電量が時間とともに100%変化する。
- 太陽指向型のSPSと比較し単位面積当たりの電力取得効率は64%と劣る(平板両面に太陽電池を装着した場合でも)。

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/m², 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



エネルギー、通信、観測インフラ、メンテナンス 設備のコンプレックス(静止衛星軌道上)

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。





5. 関連する基礎研究と近未来の実証実験の検討

- ・実用化に至るロードマップ
- •地上基礎研究

発送電一体型モジュール試作 テザー・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 ・地上デモンストレーション

・軌道上デモンストレーションの構想









発送電一体型パネルの製作、マイクロ波回路の試作



フレキ基板上のレクテナアレイの試作

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





試験した2種類のSMA



形状記憶合金を組み込んだ ヒンジ





32枚パネルの展開試験

モジュールの耐デブリ設計の考え方

大面積の発送電一体型パネルへのデブリ 衝突は不可避

衝突による破壊の影響が最小限になるよう構造 様式及びシステム構成を選択する必要がある

そのために必要な研究

・薄膜構造物の衝撃破壊の規模の解明(バル ク構造物への衝突は良く研究されているが薄 膜には適用不可)

・薄膜構造物からの衝突放出物の成分、拡 が り、エネルギー

・破壊が伝搬しないような格子パターンな どの 構造様式





耐デブリ設計のためのデブリ衝撃実験



JAXA宇宙科学研究本部の超高速衝突実験設備レールガン(1gの物体を秒速5km以上に加速可能)





格子状切り込み有り

切り込み無し

格子状に切り込みをいれた場合の薄膜 の破壊状況。切り込みがある場合は切 り込みに沿った破壊が見られた。

スペースデブリによる衝突放出物の振る舞い



高速カメラによるイジェクタの飛散観測(弾は左側より飛翔、画面中央やや左に薄膜ターゲット)

発電面の電位分布の選択のための実験



太陽電池パネル



宇宙空間プラズマ模擬試験装置



太陽電池パネル模擬実験装置









宇宙太陽発電所の全電気機能を持つ 宇宙太陽発電所構築するためのト モデルのデモ ラス自動的組立機械のデモ

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



気球を用いた地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概要(200kW級)

外形寸法	40.8m x 17.6m x 16.0m		
パネル構成	折り畳みパネル 0.8 m x 4 m x 0.1 m 88枚		
	(電力モジュールは80枚に装着)		
	0.8 m x 0.8 m x 0.1 m 5モジュール/パネル		
モジュール総数	400		
総重量	18,100 kg		
発生電力	36 kW max (90 W/モジュール)		
送信電力	280 kW (700 W/モジュール、1.12 W/素子)		
蓄電能力	100 Wh		
ビーム制御方式	レトロディレクティブ方式		
マイクロ波周波数	5.8 GHz		
マイクロ波素子数	250,000素子(625素子/モジュール)		
実験運用	最大電力放射16秒、10% 電力放射4分		
システム構成	パネル、トラス、テザー、エンドマス		
姿勢制御	重力勾配力による受動制御		
実験高度	370 km		
レクテナ	パラボラ集電		
レクテナ出力	15 kW (径500 m)		

マイクロ波送電実験シナリオ



太陽発電衛星のデモンストレーションCG



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・・・・・ SPSについて聞いたことがある・ やや知っている・・・・・ 良く知っている・・・・・・	66% 26% 7% 1%	他の新エネルギー源の認知度 太陽熱利用・・・・・・・ 風力発電・・・・・・・・ 太陽光発電・・・・・・・・・・	77% 3% 63%
SPSの必要性 とても必要・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	46% 33%	SPSを進めるべきか 大いに進めるべき・・・・・・ やや進めるべき・・・・・・	<mark>52%</mark> 29%
今後のエネルギー源に求めるこ 安全性・・・・・・・ 環境に優しいこと・・・・・ 安定供給・・・・・・・・ 安価なこと・・・・・・	と 91% 89% 75% 52%		

地球環境・エネルギー問題解決への挑戦 一太陽発電衛星(SPS)ー

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ろうか。

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、 クリーンで大規模なエネルギーシステムとして大きな可能性を持ってい

00

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。