

SPS2000プリカーサ実験の検討

田中孝治*

Space Precursor Experiments of SPS2000

By

Koji TANAKA*

Abstract : In conceptual study of SPS2000, which was conducted by ISAS Solar Power Satellite (SPS) working group in Japan, technical and engineering problems were identified. Especially, microwave power transmission (WPT) and high power operation of solar arrays are key features that are required space experiments for SPS. In order to verify these technologies and to promote public awareness of the SPS, we propose a demonstration of WPT experiment from Low Earth Orbit (LEO) to the ground and a high power operation in the space environment using one satellite that can be launched by only one large launch vehicle such as the H-IIA or Ariane V. Solar arrays, which are consisted of thin flexible solar cells, on the satellite generate more than several ten kW. The life span and the influence of space debris in LEO concerning the solar arrays are tested. The microwave generator and transmitter are installed on the satellite. The frequency of the microwave is 5.8 GHz in order to make the transmitter small. The microwave power of more than 100 kW is radiated from the phased array antenna system. Propagation characteristics of the microwave in the ionosphere and the atmosphere are examined by receiving the transmitted microwave.

概 要

SPS 2000 は西暦 2000 年の技術レベルで実現可能な宇宙太陽発電システムとして概念構想がまとめられたが、また、その構想書の中で SPS 2000 実現に向けて全体計画の予備段階として先行する研究開発プロジェクトの必要性も検討されている。無線送電もその 1 つである。SPS 2000 実現に向けての先行実験として、5 年程度で実施可能であり、また、大型ロケット一機で実現

*宇宙科学研究所

可能な、宇宙送電を中心とした周回衛星による実証実験の検討を行った。

重要語：太陽発電衛星，無線送電，マイクロ波，SPS 2000

1. はじめに

宇宙太陽発電衛星SPS 2000は西暦2000年の技術レベルで実現可能なシステムとして概念構想がまとめられた[1]。しかし、個々の要素技術に関しては、現在においても今後開発あるいは検証が必要な未実証の技術項目が含まれており、その構想書の中においても技術開発項目の評価とそれを踏まえSPS 2000実現に向けての全体計画の予備段階として先行すべき研究開発プロジェクトが考察されている。表1に提案された4つのケースを示す。また、その4ケースに対する具体案も検討されている[2]。今回は、主にケース2の課題に重点をおき、参考文献[2]で提案されている「SFU宇宙マイクロ波送電実験」をもとに予備研究開発プロジェクトの検討を行った。

表1 プロジェクトの種別と課題[1]

種別	課題
1)宇宙実験	ケース1：宇宙実験
2)無線送電	ケース2：送電実験
3)衛星技術のデモンストレーション	ケース3：地上のデモモデル
	ケース4：レクテナ先行的研究

本プロジェクトの主要目的は宇宙から地上への大電力マイクロ波無線送電による大電力送受電システムの実証にある。衛星から数百kWのマイクロ波送電を行い、電離層、大気の影響を観測するとともに、レトロディレクティブ・フェーズドアレイアンテナシステムによるマイクロ波ビーム制御技術を確立する。また、本ミッション期間を通じ、太陽電池の耐放射線試験、耐UV、耐プラズマ環境性、高電圧計装の耐プラズマ環境性の試験を実施する。そして、これら大電力送電実験と耐宇宙環境試験を通じ、SPSに対する社会的なコンセンサス、アクセプタンスの醸成を目的とする。

ミッションの検討に際し、以下2項目の条件を前提とした。一つは実施期間に関して、2010年くらいにSPS 2000クラスの発電衛星を実現するためには、この1～2年で上記目的のための試験衛星に着手が必要と考えられ、ミッション期間を5年程度と設定した。もう一つは、現存する大型ロケット一機による打ち上げ可能なミッション構成とすることである。H-IIAロケットは軌道傾斜角30°、高度500kmへ約8tの打ち上げ能力を有する[3]。また、H-IIAのフェアリングの内径は4S型では3.7m、5S型では4.6mとなっている。アリアン5では軌道傾斜角28.5°、高度550kmに18tの打ち上げ能力を有する。ロングフェアリングの内径は4.57mであり高さ8m以上の衛星を収容できる[4]。但し、本検討においてはH-IIAの諸元を前提に検討を行った。

衛星部は主にマイクロ波送電部と発電及び充放電を行う電源システム部から構成され、次節及び第3節でそれぞれに関して説明し、第4節では地上の受電施設、最後にミッション構成案をそれぞれ述べる。

2. マイクロ波送電部の検討

SPS 2000では、マイクロ波送電に使用する周波数としてISMバンドの一つである2.45GHzが用いられている。しかし、衛星一機によるマイクロ波送電を仮定した場合、小型のアンテナで試験を行う必要があり、より高い周

波数の使用が望まれる．近年NASAにおけるフレッシュルックスタディーで提案されているサンタワー型のSPSにおいても5.8GHzが用いられていることから，今回はISMバンドの一つでもある5.8GHzを選択した．送電素子としてSPS2000で提案されているキャビティ付スロットアンテナを仮定すると，この場合，送電アンテナは直方体の金属箱であるキャビティを密に並べたものから構成されるため，軌道上でのアンテナの形成は数枚のソリッドな板状の構造物の展開によると考えられる．

送電アンテナの展開，形成に関して2通りの方法を検討した．図1に示すように10枚パネルを展開した場合，直径12m程度のアンテナの展開が可能である．図2に示すような，16分割されたパネル状アンテナを傘を開くように展開する場合，直径20m程度のアンテナの形成が可能である．よって，以降，この2タイプのアンテナに関して検討する．

表2 アンテナ素子の諸元

周波数	2.45GHz	5.8GHz
出力	4W	～4W
面積	68cm ²	12cm ²
厚み	3.7cm	1.55cm
質量	約50g/個	約20g/個

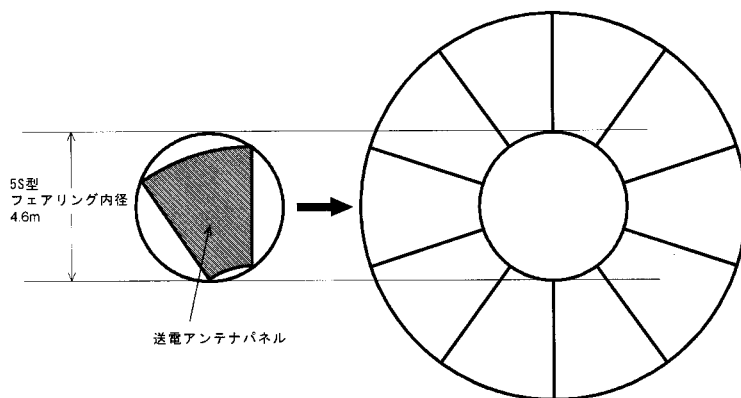


図1 12mアンテナ展開例

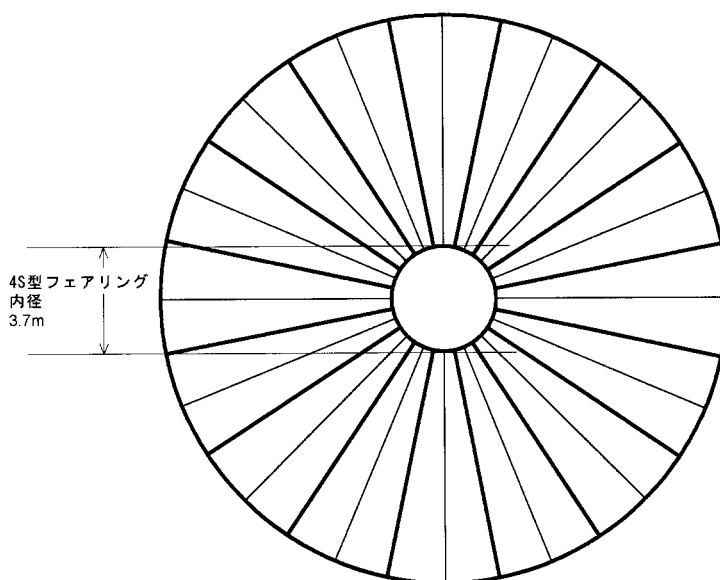


図2 20mアンテナ展開例

アンテナ素子のリソースは、SPS 2000 概念設計書にまとめられている 2.45 GHz キャビティ付スロットアンテナの諸元を基に 5.8 GHz のアンテナ素子を推定した。面積は 0.613×0.742 、厚みは 0.3 (入：波長) である。結元を表 2 に示す。直径 12 m アンテナに 5.8 GHz の送電素子を並べた場合、75000 素子で出力は 300 kW となる。このときアンテナ内の充填率は約 80% となり、質量は 1.5 トンとなる。同様に充填率 80%・出力 500 kW を仮定した場合の直径 20 m アンテナの素子数、質量を表 3 に示す。

表3 アンテナ素子数と質量

	アンテナ	
	12m	20m
素子数	約75000個	約200000個
出力	300kW (1素子：4w)	500kW (1素子：2.5w)
質量	1.5t	4t

H-IIA ロケットの打上げ能力が約 8 t という制約から送電部は 4 t 以下の配分が妥当と考えられる。

表4 最大電力密度の比較

送電パターン	最大電力密度 [mW/cm ²]
12mφ 300kW, 300km	0.024
12mφ 300kW, 500km	0.008
20mφ 300kW, 300km	0.069
20mφ 500kW, 300km	0.11
20mφ 500kW, 500km	0.04
SPS2000	0.9
リファレンスシステム	23
サンタワー (軌道高度 1000km の場合)	500

12 m 及び 20 m の 2 種類のアンテナに関して受電部 (レクテナ部) における最大電力密度を概算し、SPS 2000、リファレンスモデル、サンタワーと比較した。表 4 に示す。衛星の軌道は 300 km と 500 km の 2 通りを仮定している。また、リファレンスシステム、SPS 2000 と比較した、最大電力密度と高度の関係を図 3 に示す。参考値として、典型的な電子密度と高度

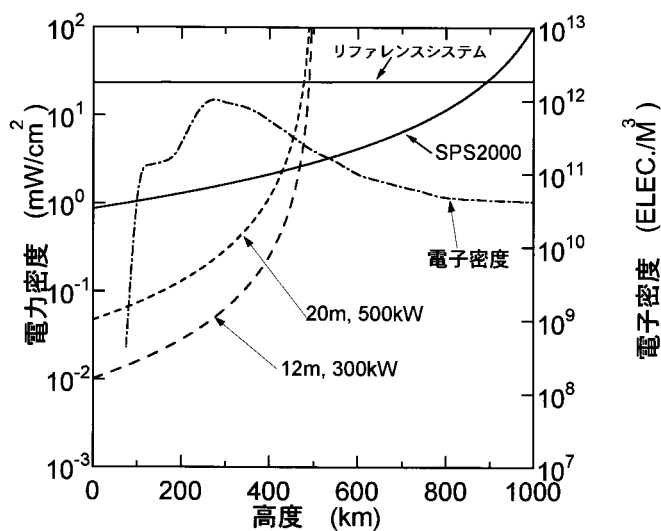


図3 送電距離と最大電力密度の関係

軌道高度：500km、アンテナ径：20m、送電出力：500kW
 軌道高度：500km、アンテナ径：12m、送電出力：300kW

の関係も図3に示した。試験衛星ではアンテナの直径が12mあるいは20mとアンテナ面積をそれほど大きくできないため、SPS 2000と同程度の電力密度を得るためには送電電力を上げる必要がある。しかし、リソースの制約から送電電力も300から500kWを仮定しているため、高度300kmから500kW送電したとき、地上における電力密度はSPS 2000の場合の約1/10、500kmから送電した場合は1/20程度となる。しかし、マイクロ波との相互作用が問題となる可能性のある電離層領域においては、図3からわかるように、数十kmにわたってSPS 2000以上の電力密度でマイクロ波送電実験が可能となる。

また、宇宙から地上への大電力送電は例がなく、実施のためのコンセンサスを得るためには国際的な電波防護基準値 1 mW/cm^2 を十分下回る必要がある。0.04～0.1 mW/cm^2 程度は妥当な値と考えられる。

また、300kmの円軌道では軌道低下が早いと予想されるため、近地点300km、遠地点700km程度の楕円軌道を用いることも考えられる。この場合、異なる高度からの送電実験が可能となる。

3. 電源システム部

数百kWの電力を常時供給することは大規模な太陽電池パドルが必要となるため、想定している衛星の規模では困難である。そのため、バッテリーシステムと組み合わせた充放電システムを検討する。今回は、送電時間を1～3分程度とし、太陽電池で発生した電力をいったんバッテリーに蓄え、送電時のみ大電力をバッテリーから供給するシステムとする。

直流からマイクロ波へのDC-RF変換効率を60%と見積もると必要とする直流電力は300kW送

電の場合500kW、500kW送電の場合は約840kWとなる。3分運用を考えると、必要な電力を充電する時間と太陽電池の発生電力の関係は表5ようになる。

高度500km程度では1周回に要する時間は約90分である。日照時間が半分、地心指向のため太陽電池への日照が60%とすると、30kW以上の太陽電池を搭載したとき、4周回ごとに送電実験が可能となり、20kWでも約5周回に1回は可能となる。したがって、一日4回程度の送電実験を行うことができる。

次に太陽電池パドルの重量を見積もる。従来の衛星では重量比は数十W/kgである。しかし、近年、300W/kg以上の太陽電池パドルも提案されている。したがってパドル重量は20kWで約70kg、30kWで約100kg程度と見積もることができる。

バッテリーのリソースは以下である。バス電圧を50Vと150Vとする。DODは50%まで許容する。このときの

表5 ケース別充電時間

直流電力 (kW)	太陽電池発生電力 (kW)	充電時間 (min.)
840	20	126
840	30	84
840	40	63
500	20	75
500	30	50

表6 バッテリーの質量の見積もり

	電流(kA)	容量(kAs)	重量(kg)
840kW(50V バス)	16.8	6048	840
840kW(150V バス)	5.6	2016	840
500kW(50V バス)	10	3600	500
500kW(150V バス)	3.3	1188	500

電流、容量、重量は表6の通りである。バッテリー重量にはLiイオン電池を想定し、100Wh/kgを用いた。

4. 地上の受電施設

本試験衛星は高度300～500kmの低軌道周回衛星を想定しており、また、一回の送電時間は最大3分程度であるため、何ヶ所かレクテナを設け観測を行う。軌道傾斜角を30°程度にとった場合、日本でも鹿児島の内之浦付近で受電が可能と考えられる。他のレクテナサイトは、主にSPS 2000でのレクテナの設置が検討されている赤道周辺地域で1～2箇所検討する予定である。

レクテナにおける受電電力を表7に示す。レクテナの直径を500mとし、レクテナでのRF-DC変換効率を70%とした。直径500m程度のレクテナにより数十kWの受電が可能であり、十分電力衛星としての評価を行えると考える。

表7 レクテナにおける受電電力

アンテナ径 (m)	送電距離 (km)	送電電力 (kW)	受電電力 (kW)	直流電力 (kW)
12	300	300	27.6	19.3
20	300	300	76.8	53.7
20	500	300	27.6	19.3
20	500	500	46	32.2
20*	500	500	185	130

*レクテナの直径を1kmと仮定した場合

5. 衛星コンフィギュレーション案

以上の検討結果から衛星のコンフィギュレーション案を図4に示す。主に送電器とバッテリーシステムからなる衛星は重力傾斜を利用し常に地心方向を指向する。能動姿勢制御は回転軸周方向に関して、スラスタで制御を行う。直径20mアンテナを用い、500kW送電を行う場合と、直径12mアンテナで300kW送電を行う場合の質量見積もりを表8に示す。直径20mのアンテナの場合はスピナップし遠心力を利用して展開する。H-IIAロケットを使用する場合、高度

表8 質量見積もり

	直径 12m (t)	直径 20m(t)
送電アンテナ	1.5	4.0
太陽電池パドル	0.07(20kW)	0.1(30kW)
バッテリー	0.5(1200kAs)	1(2000kAs)
構体	1	1.5
制御・燃料	1	1.5
合計	4.07	8.1

500kmへの投入は、直径20m程度のアンテナくらいまでは重量的には可能であると考えられる。しかし、今回の展開方式では、直径3.7m、長さが8m程度の収容スペースをフェアリング内に必要とし、ロングタイプのフェアリングの新規開発が必要となる。送電周波数は5.8GHzを仮定している。この周波数帯は近年ITS等でも使用が予定されており、想定している期間内において、マイクロ波デバイスの入手性及び送電システムの開発は十分可能と考えられる。また、位相制御によるビームステアリングは東西方向に関して±30°、南北方向に関して±16.7°を仮定している。送電アンテナの反対面には太陽電池を取り付け、20～30kWの発電を行う。太陽電池セルには実際の発電衛星において採用する可能性の高い、薄膜フレキシブルタイプを用い耐環境試験を行う。ミッション期間が1年程度あれば機能に関する十分な評価と太陽発電衛星のデモンストレーションが可能と考えられる。

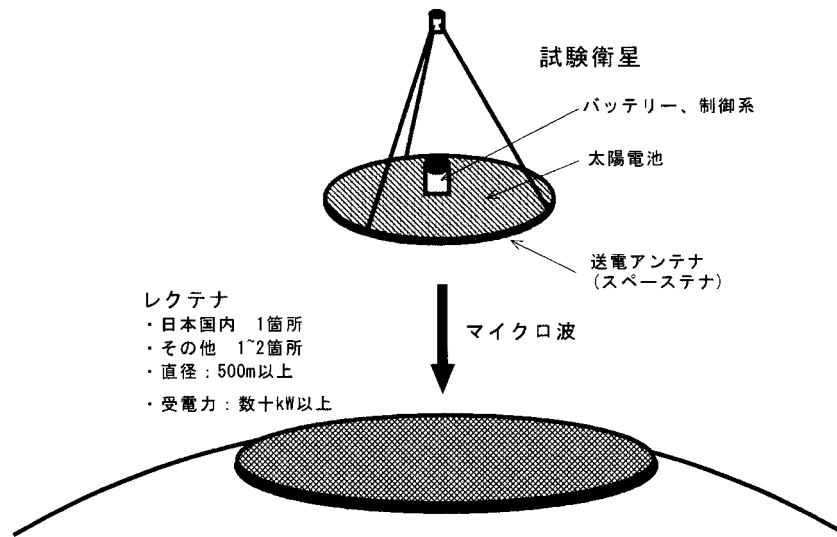


図4 試験衛星コンフィギュレーション案

参考文献

- [1] SPS2000概念計画書 S2-T1-X, 93-7-30.
- [2] SPS2000 News Letter No.7 April 1993.
- [3] H-IIAシステム解説書
- [4] Ariane5 user's manual.