

#### 4. SPS のデザインとシステム技術

本章では宇宙科学研究本部（ISAS）と無人宇宙実験システム研究開発機構（USEF）が共同で検討を進めているテザー型 SPS について紹介する。1968 年にピーター・グレーザーが SPS を発案 [3. 1] して以来すでに 40 年近く経過し、その間米国、日本、ヨーロッパ [3. 2-3. 7] で多くの設計研究が行われたが、いまだ実現への第一歩を踏み出すに至っていないのが実情である。その最大の理由は、技術的な実現性とコストの点で説得力のある SPS のコンセプトをこれまで描くことができなかつたためである。SPS の最大の技術的困難さは、軌道上で常に発電面が太陽を追尾し同時に送電面が地上を受電所を向くような大型のシステムの構築にある。このようなシステムを実現するためにはシステムに何らかの可動機構を組み込む必要がある。これまで工夫を凝らした様々なタイプの太陽追尾機能を持つ SPS が考案されてきたが、アイデアとしては斬新だが軌道上のインフラとしては技術的に実現が困難と思われるようなコンセプトばかりであった。技術的な実現性が明

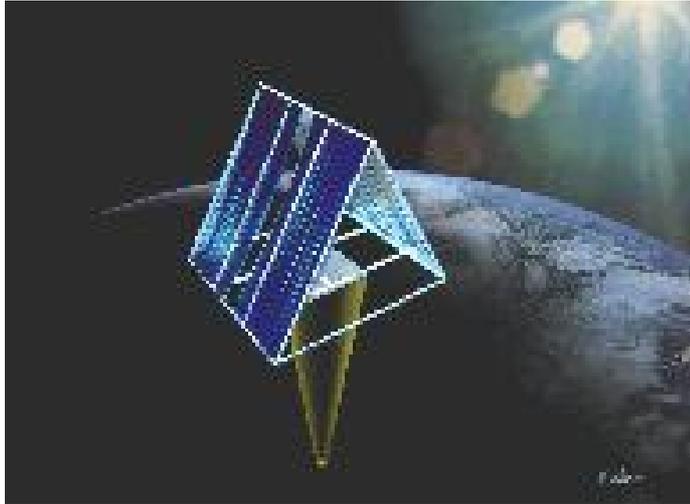


図 3.1 宇宙科学研究所で 1990 年代初頭に設計された 10MW 級実証実験衛星 SPS2000。一辺約 300m の正三角柱形状とし、上二面で発電し、下面の約 130m 四方の送電アンテナから地上へ送電する。赤道軌道高度 1100km を周回させ SPS の実証実験だけでなく赤道諸国での電力の有効利用を目指した。

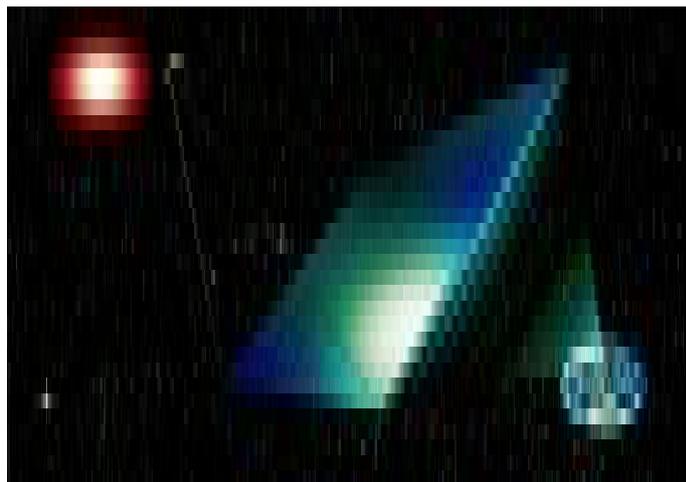


図 3.2 送電一体型パネルをテザーで吊る方式の 1GW 級テザーSPS のコンセプト (USEF モデル)。数 km 四方の送電一体型パネルを長さ 10km のテザーで吊って重力安定させる。太陽指向のための回転駆動部を持たないので技術的な実現性が高く、ユニット構成が可能のため低コストが期待できる。

確に示されない限りコスト評価や環境負荷評価は説得力を持たない。また太陽電池の本質的な特長は“半永久的に動作する半導体発電素子による低コスト”であることから、寿命が制約される可動機構を太陽電池と組み合わせることは太陽光発電の特質を損なうことになる。そこで太陽追尾のための実現性に乏しく寿命に問題のある可動機構を止め、そのために減少する取得エネルギーは低コストで長寿命の太陽電池の発電面の増加で補償することを考えた。この考え方は1990年台に長友信人らのグループにより設計された図3.1に示す実証用太陽発電衛星SPS2000[3.8]と共通の思想である。図3.2に示すテザーSPS[3.9]は、発電面が太陽を追尾しないシステムのため太陽追尾タイプよりエネルギー取得効率は劣るが、構築と運用の観点から技術的には充分実現可能なシステムである。発電電力は地方時に依存して変化するが、天候の影響を受けず日平均では一定電力を供給できることからベース電源としての役割を果たすことができる。天候の影響を受けないという点が、地上の太陽光発電所と本質的に異なる点である。蓄電機能を持つことにより時間的に一定の電力を供給することもできる。現有技術の延長上にあるテザーSPSは経済面及び環境面からの定量的な評価が可能で、開発のための明確なロードマップを描くことができる新しい概念のSPSと言えよう。

### 3.1. テザーSPSのコンセプト

テザーSPSは多数の等価なユニットから構成される。各ユニットは図3.3に示すような発電一体型パネル（両面の太陽電池で発電した直流電力をマイクロ波に変換して下面のマイクロ波アンテナから放射するパネル）を4隅のテザーで吊った発電システムである。広さ100m×95m、厚さ2~10cm、重量45トンのテザーSPSユニットにより2MWのマイクロ波電力を地上に送電することが出来る。このテ

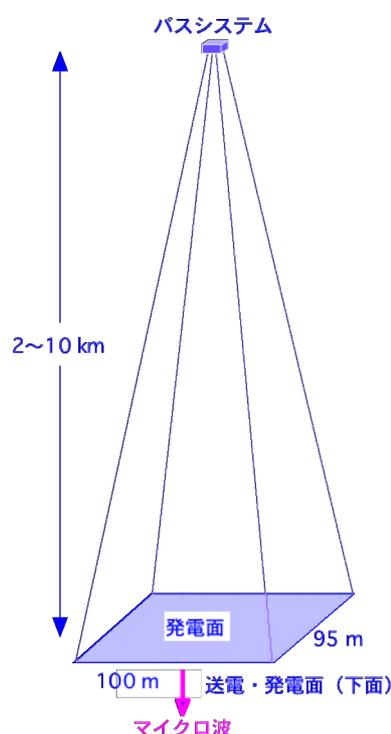


図3.3 テザーSPSのユニット。1ユニットは2MW級のSPSとして機能する。静止衛星軌道で自動展開させ、多数のユニットを集積することにより大型の発電所を構築する。1GW級の実用発電所は625ユニットを集積することにより実現される。

ザーSPS ユニットは発電、蓄電、送電機能を持つ構造的にも電氣的にもまったく等価なパネル形状の発送電モジュール 3,800 枚から構成される。各モジュールの太陽電池で発電した電力はモジュール内でマイクロ波に変換されて送電されるためモジュール間の電力のインターフェイス（ケーブル）は不要である。また、各モジュールのマイクロ波回路の原振の周波数と位相同期を無線 LAN で行うため、モジュール間の有線の信号インターフェイスも不要である。パネルは折りたたまれた状態で軌道上に運ばれ展開するが、パネル間にケーブルが存在しないため自動展開が容易である。

テザーSPS はユニットパネルの辺部を連結することにより規模を自由に拡大することができる。全部で 625 基のテザーSPS ユニットの 25x25 基の正形状に結合し一辺約 2.5km の大きさにすれば、出力 1GW (地上の受電所からの実効出力) の実用型 SPS を構築することができる。この場合、バス部を全て連結して 1 本のバス（シングルバス）とするタイプと、バス部をグループ化してマルチバスとするタイプの 2 つのモデルを考えることができる。シングルバス方式は姿勢安定性に優れているが、マルチバス方式は拡張性とメンテナンス性に優れている。図 3.4 にマルチバスの場合の構築例を示す。5.8GHz の周波数を使用する場合は、地上に必要なレクテナの大きさは径 3.5km である。

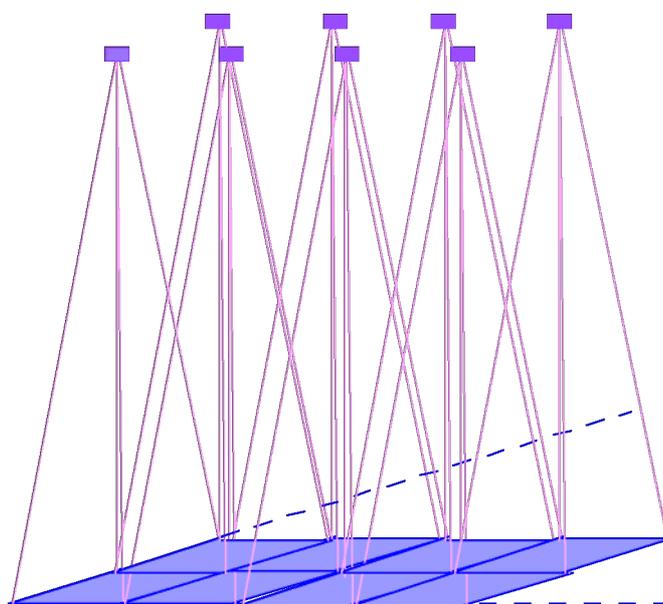


図 3.4 テザーSPS ユニットの結合により自由に成長可能な SPS。複数のユニットを結合してユニットアセンブリとし、ユニットアセンブリの段階ではパネル部のみを接続してマルチバスシステムとすることにより、柔軟性の高い SPS システムの構築が可能となる。例えば 5x5 ユニットの 1 サブユニットとして、5x5 サブユニットで 1GW 級の SPS が構築できる。7x7 サブユニットとすれば 2GW 級の SPS となる。

ここで示した概念のテザーSPSは以下のような特長を持っている。

- (1) 姿勢は重力安定なので能動的な姿勢制御が不要。月が表側を常に地球に向けていると同じ法則に従い自然に逆らわない安定な姿勢である。
- (2) モジュールは構造的にも電氣的にも全く同じなので低コストの大量生産が可能である。
- (3) 各モジュールで発生する熱は各モジュールからの常温付近での熱放射により排熱が可能で熱的な問題がない。
- (4) テザーSPSユニットは構造的にも電氣的にも全く同じなのでテザーSPSユニット単位での交換が可能である。このため故障に対しロバストであり、メンテナンスが容易である。また完成後も必要に応じ電力増強が可能である。
- (5) 図 3.5 に示すように、1 基のテザーSPS ユニットの単位として再使用型輸送機を用い地上から低軌道へ輸送する。低軌道で放射線シールドコンテナ付き軌道間輸送機（電気推進駆動）に積み替えて静止軌道まで数ヶ月かけて輸送する。静止軌道でテザーSPS ユニットの自動展開を行い、機能の健全性を確認した後ロ

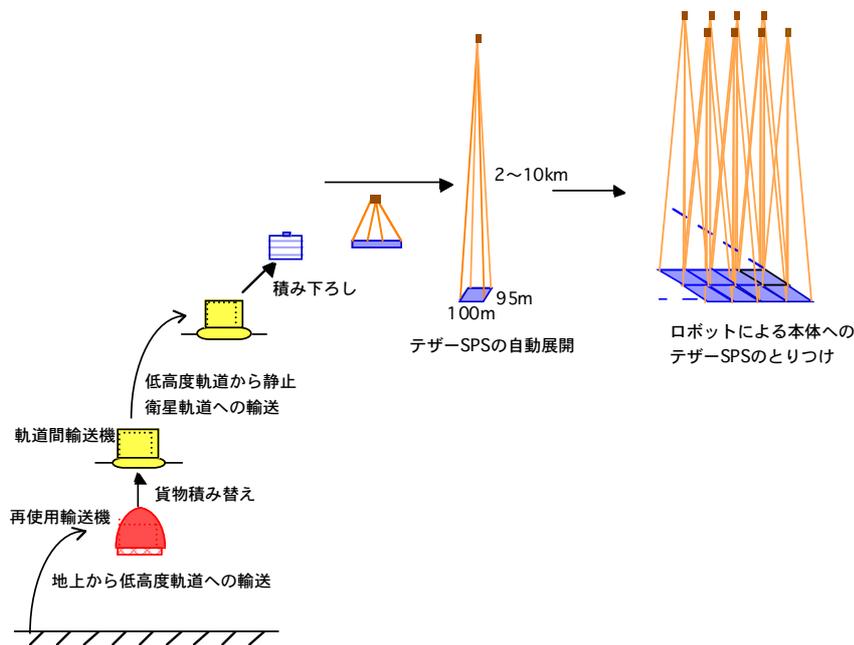


図 3.5 テザーSPSの輸送及び建設のシナリオ。液酸・液水エンジンの再使用型輸送機を用いテザーSPSユニットの単位(約50トン)で高度約500kmの低高度軌道に輸送する。低高度軌道で電気推進方式の軌道間輸送機に積み換えた後、静止衛星軌道まで約3ヶ月で輸送する。貨物は軌道間輸送機のシールドコンテナ内に積載され、太陽電池などの半導体の放射線帯での劣化を最小限に止める。静止衛星軌道では各ユニットを自動展開させ、地上から遠隔制御されるロボットを用いてユニット同士を接続し大型のシステムを構築する。軌道上の建設作業は全て無人で行われる。

ボットで SPS 本体への組み付けを行う。このシナリオであれば、建設に高価な  
 有人活動が不要であり、軌道間輸送システムは現実的な規模で良く、輸送時の  
 半導体の劣化を回避でき、健全性を確認しながらの着実な建設（フェーズドコ  
 ンストラクション）が可能である。

(6) 1 基のテザーSPS ユニットのミニチュア版（20m 規模のパネル）で近未来に  
 軌道上実証実験を行い、スケールアップして実用型に発展させるという図 3.6  
 に示すような技術的に継続性のある一貫した開発のロードマップを設定するこ  
 とが可能である。

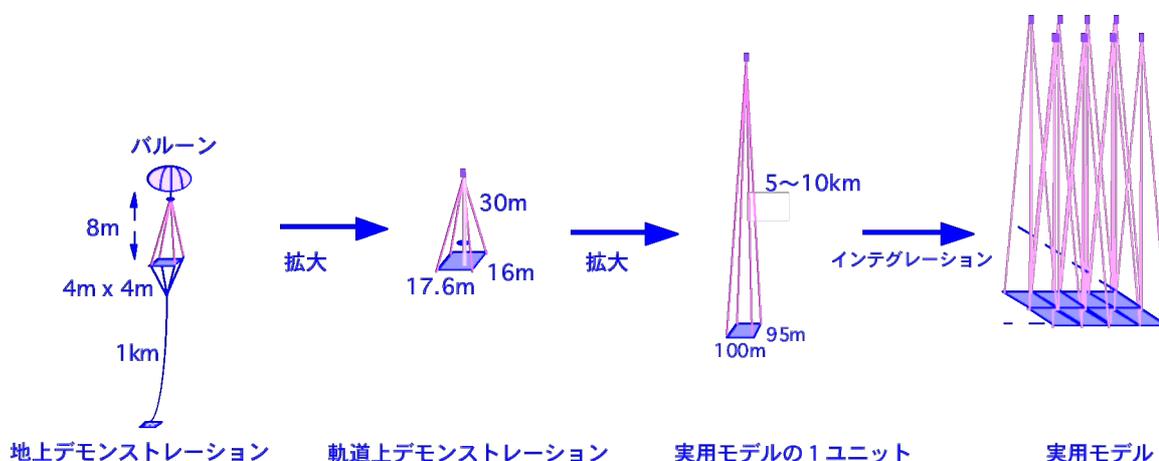


図 3.6 近未来の気球を用いた 4kW 級地上デモンストレーションから、軌道上 100kW 級デモンストレーション（高  
 度 400km 程度）を経て、将来の静止衛星上の 1GW 級実用モデルに至るロードマップ。送電一体型パネルとテ  
 ザーのシステム構成は地上デモンストレーションから実用に至るまで一貫して同じである。

(7) 他の通信インフラ、地球観測インフラも同じ形状のテザーパネルで統一す  
 ることにより、異なる機能のパネル接続が可能となり、静止衛星軌道を有効に  
 利用できる（スペースベルト構想、図 3.7）。

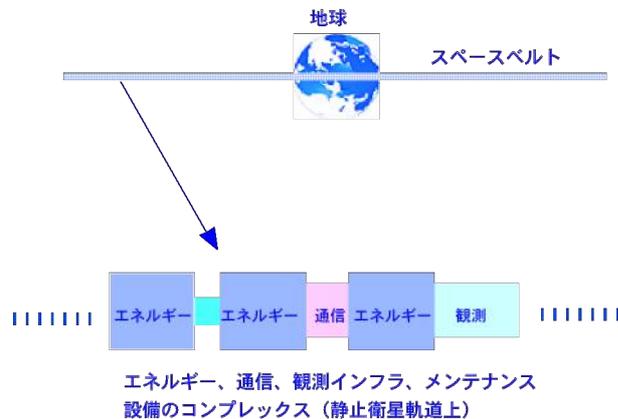


図 3.7 静止衛星軌道に構築する社会インフラのスペースベルトの概念。静止衛星軌道はエネルギーだけではなく、通信や地球観測のためにも有用で貴重な軌道資源である。これらの実用衛星を独立に配置する場合は、衝突回避のため一定のスペースを空けて配置する必要があり、配置できる衛星の数が限られる。実用衛星を全てテザーSPSと共通の構造とすれば、テザーSPSユニットを接続した方法で赤道上をリング状に配置することができる。3.2章で示す 1GW 級 SPS の場合、現在の地球上の全ての一次エネルギー(13,000GW)はスペースベルト全周の約 14%のテザーSPSで賄うことができる。

(8) 1 基のテザーSPS ユニットの 2MW、20 億円規模であり、図 3.8 に示すように建設に当たって資力とエネルギー事情に応じた各国間の分担投資、会社間の分担が容易である。

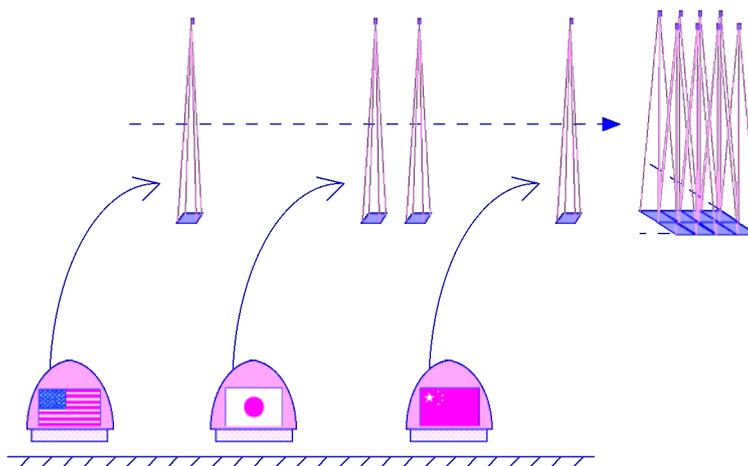


図 3.8 各国の投資による SPS の共同構築。実用型 SPS 構築には膨大な投資が必要であり国際協力あるいは企業間の共同投資で開発される場合が多い。ユニット単位で世界共通のスタンダードを設定することにより、パーティ間あるいは国家間のインターフェイスが明確となり共同開発の調整が容易となる。

以上のようにテザーSPSは多くの特長を持っているが、特に(2)～(8)は従来のSPSの構想には無かったユニークな点である。図3.9にテザーSPSの運用構想図を示す。複数のテザーSPSが船団を組んだ場合の図となっているが、これらを接続してより大きなSPSを構築することも可能である。

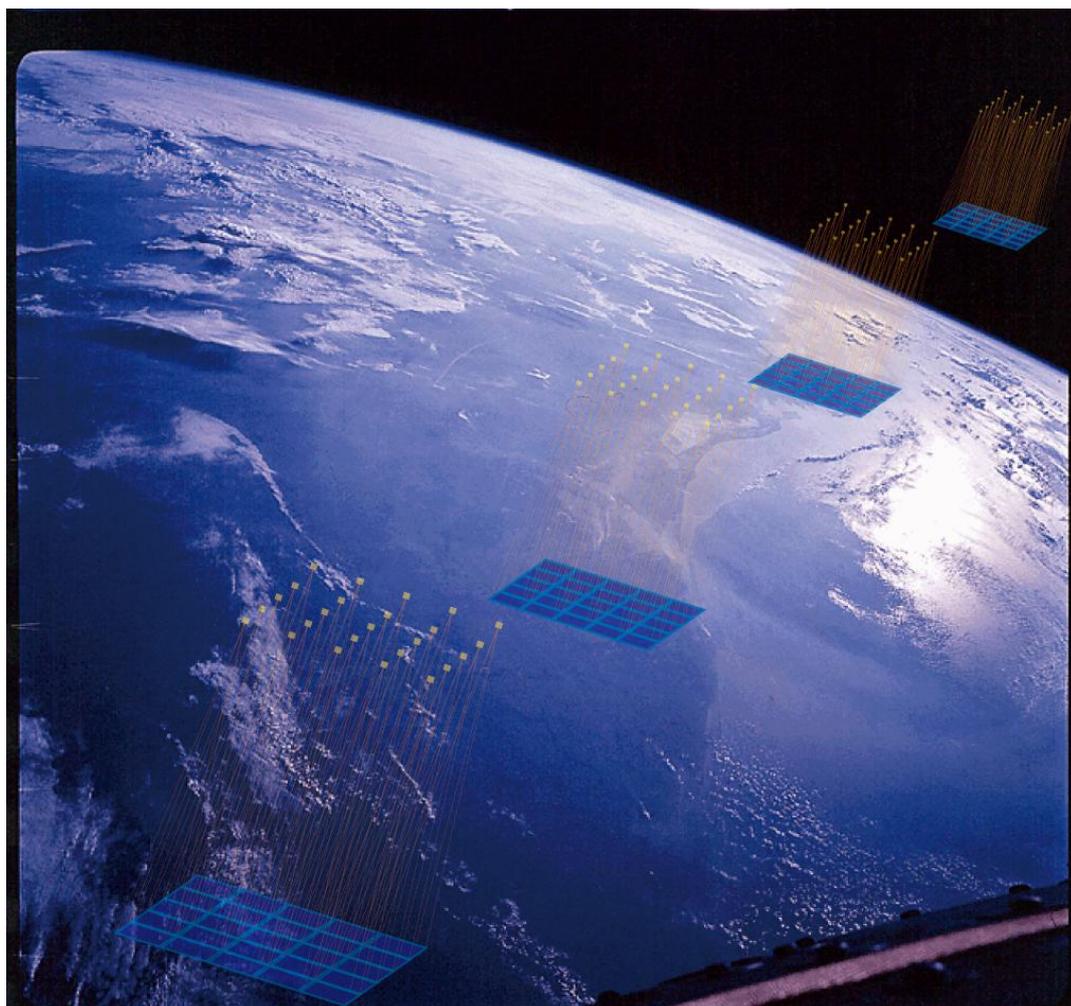


図3.9 実用テザーSPS(1GW級)の運用想像図。サービスする地域の位置により配置される赤道軌道上の経度は異なるが、近接する場合はこれらを接続してより大きなSPSとして運用することもできる。また、図3.7に示したように、通信や地球観測など他の衛星と接続して、より大きな社会インフラとして運用することもできる。

### 3.2 テザーSPSの構成と必要な技術

表 3.1 にこれまで設計された代表的な 1GW クラスのテザーSPS の構成と諸元を示す。

表 3.1 1GW級テザーSPS の例。テザーSPS は機構的にはシングルバスとマルチバスの 2 形態が考えられるが、ここでは 5x5 へのユニットのバスを統合した場合の例を示す。また、電気的には衛星側で蓄電機能を持って出力を一定にするタイプと蓄電機能を持たない出力変動型の 2 種類が考えられるが、ここでは出力一定の場合の例を示す。

システム	発送電一体型パネルを 100 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 5 km
全重量	26,600 トン (パネル重量 25,200 トン、バス部重量 1,400 トン)
ユニットアセンブリ/システム	25 (5x5) ユニットアセンブリ/システム
バス間距離	356 m、衝突しないためのテザーの傾き角度 4 度以内
ユニットアセンブリ	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 (内側の 96 本はスラックさせる)
ユニットアセンブリ寸法、重量	500 m x 475 m x 0.02 m、1,010 トン
ユニット/ユニットアセンブリ	25 (5x5) ユニット/ユニットアセンブリ
テザーテンション	54 gw (1 本)
ユニット	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
ユニットパネル寸法、重量	100 m x 95 m x 0.02m (輸送時 5m x 10m x 3.8m)、40 トン
構造ユニット/ユニットパネル	3,800 (20x190) 構造ユニット/ユニットパネル
テザーテンション	2 gw (1 本)
マイクロ波出力	2.1 MW
構造ユニット	発送電一体型パネル (構造の最小単位)
構造ユニット寸法、重量	5 m x 0.5 m x 0.02 m、10.625 kg
モジュール/構造ユニット	10 モジュール/構造ユニット
モジュール	発送電一体型パネル (電気的最小単位)
モジュール寸法、重量	0.5 m x 0.5 m x 0.02 m、1.0625 kg
モジュール総数	38,000 モジュール/ユニット、総数 2375 万モジュール
発電機能	118 W 最大
送電機能	55.5 W 一定
マイクロ波周波数	5.8 GHz

大型構造物としてのテザーSPS に必要とされる中枢技術は、5km～10km のテザー伸張技術と 100m 級のパネル展開技術である。テザー伸張技術については既に 1990 年代に 20km 級のテザー伸張が軌道上で 3 回行われている。パネル展開については構成は異なるが 2000 年に国際宇宙ステーションで 4.6mx32m の太陽電池パネルの展開が行われており、100m 四方のパネルの自動展開は既存技術の延長上にある。電力システムとしてのテザーSPS についてはまだ技術的及びコスト面での課題が多く、輸送技術と合わせ今後表 3.2 のような大きな技術革新が前提となる。

表 3.2 テザーSPS を成立させるために必要な技術とコストのレベル。どの項目についても現有の技術よりも遙かに高い技術及びコスト目標であり、極めて大きな技術革新が必要である。

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(オプション)	1.5kWh/kg, 10 円/Wh, 充放電効率 90%, DOD50%, 充放電寿命 30,000 回以上
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)

これらの技術レベルは現在の技術レベルの数倍から 1 桁高い (宇宙輸送については 2 桁高い) ものであり、その達成は非常にチャレンジングではあるが、20 年程度のタイムスパンで考えれば実現の可能性は十分ある。

### 3.3 テザーSPSの実証実験と開発シナリオ

太陽発電衛星が人類の新しいエネルギーシステムとして一定の役割を果たすためには、100万kW（原子力発電所1基分）以上の規模の太陽発電衛星が必要である。しかし、原理的には未検証の技術を必要としないとはいえ、最初からこのような100万kW規模の太陽発電衛星の建設に着手するには技術的、経済的なリスクが大きすぎる。太陽発電衛星システムについても、他のエネルギーシステムと同様に、小型のデモンストレーションモデルによる実験から始めて試験発電所（パイロットプラント）を経て実用に至る段階的なプロセスを踏む必要がある。

太陽発電衛星技術の中で重点的に取り組むべき最大の課題は、軌道上で発電

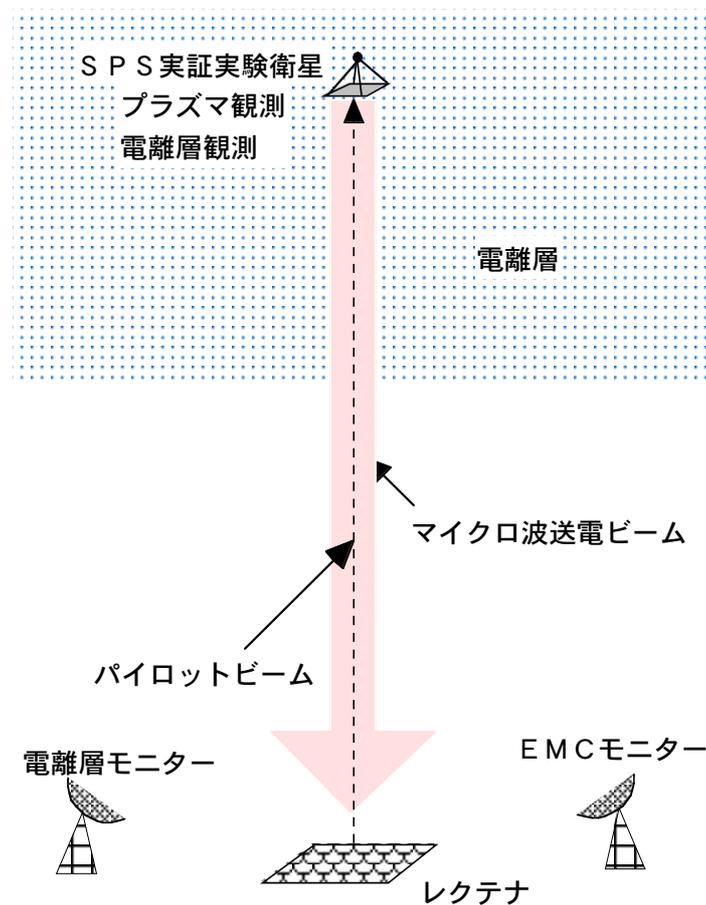


図 3.9 軌道上からのマイクロ波送電実証実験。低高度軌道に100kW級の発電衛星を周回させ、レクテナ上空で送電実験を行う。HIIAクラスの大型ロケット1機により実験可能である。これによりレトロディレクティブ方式による軌道上アンテナからのマイクロ波ビーム制御、主ビームと電離層の非線形相互作用、パイロットビームへの電離層擾乱の影響、を明らかにする。本実験で基本技術が実証されれば、10MW級実証実験の段階に入ることができる。

した GW クラスの電力を数千～数万 km 離れた地上の km サイズの受電施設に 90% 以上の効率で無線送電を達成することである。これは核融合の最大の理工学的課題がローソン条件（温度と閉じ込め）の達成にあることと類似している。核融合の場合は高エネルギー粒子の閉じ込め制御が本質的な課題であるが、SPS の場合は高エネルギー波動の長距離伝搬制御が中心的な課題と言える。SPS の成否を握るキー技術であるマイクロ波送電技術については、できるだけ早い段階で図 3.9 に示すような軌道上からの実証実験を行うことが必要である。図 3.10 に

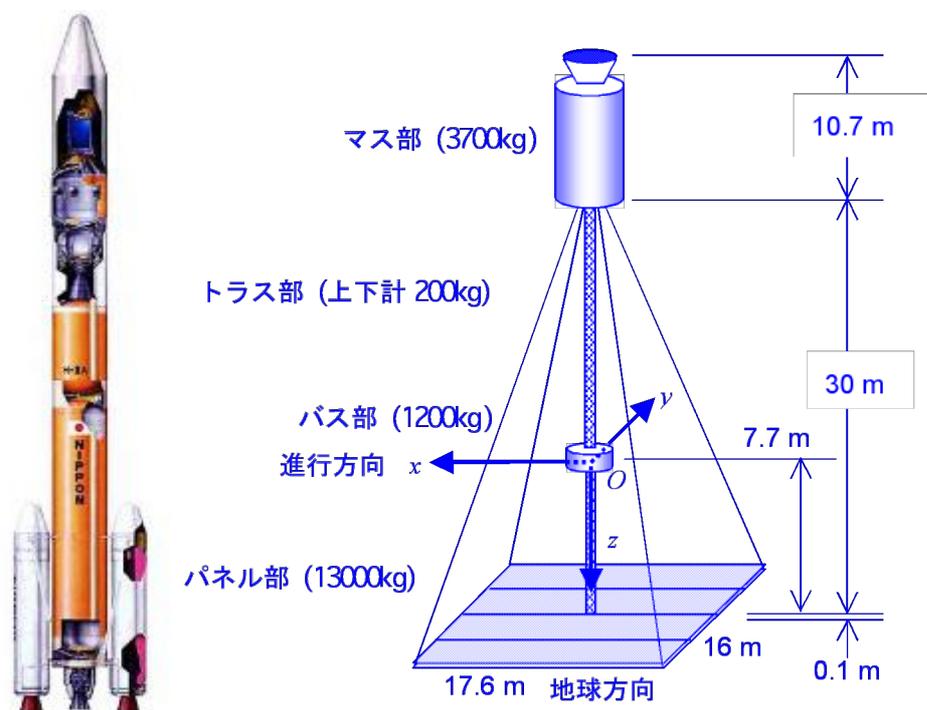


図 3.10 我が国の大型ロケットで打ち上げ可能な実証実験用 SPS

我が国の大型ロケット HII-A で打ち上げ可能な実証実験 SPS の構想を示した [3.10]。

太陽発電衛星構築のためには、マイクロ波送電技術以外にも宇宙での大電力発電技術、宇宙大型構造物技術、低コスト大量宇宙輸送技術が必要であるが、これらは汎用技術としてより広い商用技術や宇宙開発の中で技術開発が進められることが期待できる。しかし宇宙から地上への無線送電技術は、太陽発電衛星に特有な技術であるため、太陽発電衛星を目指すグループが自ら技術開発を行わない限り進展はない。軌道上から地上への無線送電技術の実証をまず行った後、1万 kW～10万 kW クラスの試験衛星により太陽発電衛星の技術を充分修得し、

経済的な見込みと電力システムとしての環境評価を行った上で実用太陽発電衛星

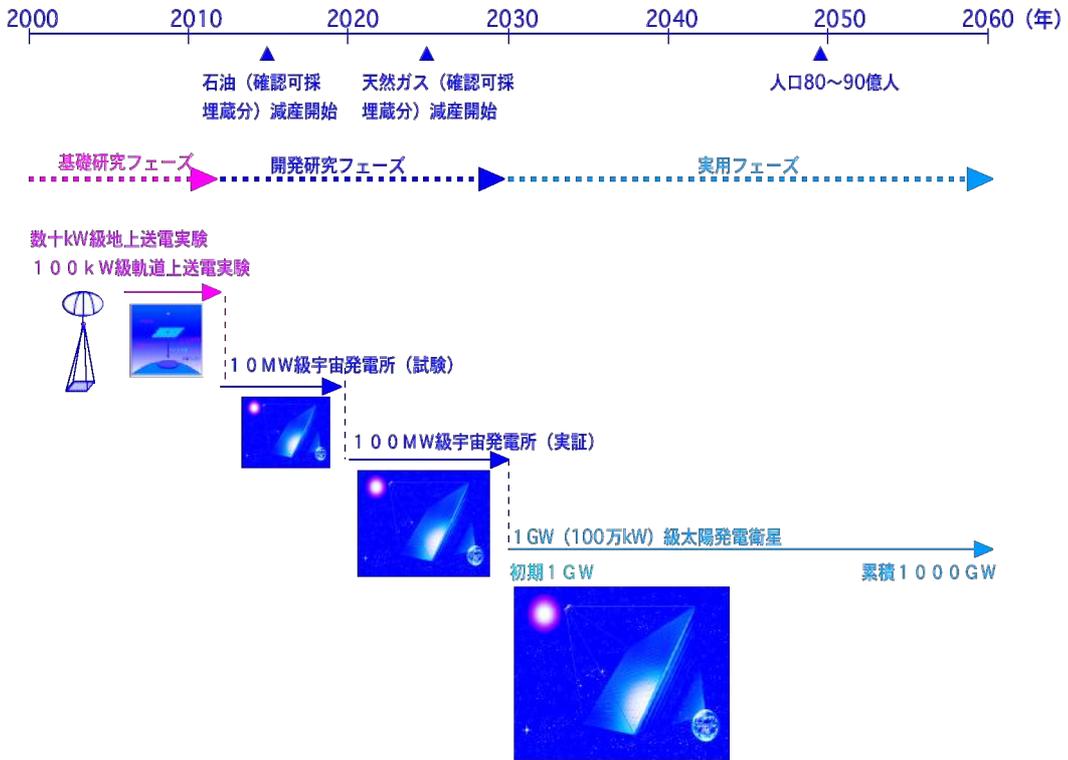


図 3.11 SPS 実用に至る研究開発のロードマップ

星の段階に移行するのが現実的なアプローチと言えよう (図 3.11)。

- 3.1 P.E.Glaser, Power from the Sun: Its Future, Science 162, pp.867-886, 1968.
- 3.2 DOE/NASA, Program Assessment Report Statement of Finding - Satellite Power Systems, Concept Development and Evaluation Program, DOE/ER-0085, 1980.
- 3.3 MRI Report, Study of Solar Power Satellite, NEDO Contract (in Japanese), March 1994.
- 3.4 J.C.Mankins, A Fresh Look at Space Solar Power: New Architectures, Concepts and Technologies, Acta Astronautica, Vol.41, pp.347-359, 1997.
- 3.5 W.Seboldt, M.Klimke, M.Leipold, and N.Hanowski, European Sail Tower SPS Concept, Acta Astronautica, Vol.48, No.5-12, pp.785-792, 2001.
- 3.6 C. Carrington and H. Feingold, Space Solar Power Concepts: Demonstrations to Pilot Plants, IAC-02-R.P.12, 2002.
- 3.7 M.Mori, Y.Saito, H.Nagayama, and H.Matsumoto, Overview of Space Energy Utilization Activities of NASDA, Proc. of 5<sup>th</sup> SPS Symposium, pp.119-124, 2002
- 3.8 M.Nagatomo and K.Itoh, An Evolutionary Satellite Power System for International Demonstration in Developing Nations, Space Power, Vol.12, pp.23-36,1993.
- 3.9 S. Sasaki, K.Tanaka, K.Higuchi, N.Okuizumi, S.Kawasaki, N.Shinohara, K.Senda, and K.Ishimura A new concept of solar power satellite: Tethered-SPS, Acta Astronautica 60, pp.153-165, 2006.
- 3.10 S.Sasaki, K.Tanaka, S.Kawasaki, N.Shinohara, K.Higuchi, N.Okuizumi, K.Senda, K.Ishimura and the USEF SPS Study Team, Conceptual Study of SPS Demonstration Experiment, Radio Science Bulletin, No.310, pp.9-14, 2004.