

# 宇宙太陽光発電システム (SSPS) のシステム検討例

## ～テザー方式 SSPS の構造、姿勢、電力管理、熱制御の検討～

An example of system design for space solar power systems

-Structure, attitude control, power management, and thermal control for Tethered SSPS-

佐々木進\*

Susumu Sasaki

### 1. はじめに

現在の私たちの社会は、エネルギー資源の枯渇と地球環境の悪化という人類社会の存続に係わる問題に直面しつつある。人類社会を持続的に維持していくためには、化石燃料に代わる新しい CO<sub>2</sub> フリーのエネルギーシステムが必要である。太陽から地球近傍に供給されるエネルギーは、人類社会が使用する総エネルギーの1万倍以上であり、クリーンで無尽蔵のエネルギー源として大きな可能性を持っている。地上での太陽エネルギー利用は活発に進められつつあるが、その延長上に、宇宙空間での太陽エネルギー利用が視野に入りつつある。宇宙空間には地上と異なり天候に左右されないふんだんな太陽エネルギーとそれを大規模に獲得するための広大な場がある。宇宙太陽光発電システム (Space Solar Power Systems: SSPS) は、宇宙空間でふんだんな太陽エネルギーを利用して発電しその電力を地上に無線で送電する構想である。図1に宇宙から地上への送電媒体としてマイクロ波を用いた場合の SSPS の基本的な構成を示す。このアイデアは半世紀近く前に米国のピーター・グレーザーにより発案<sup>①</sup>されて以来、世界中で多くのシステム設計検討が行われたが、本稿では我が国で設計された代表的なモデルの一つであるテザー方式の SSPS<sup>②</sup> について、構造、姿勢、電力管理、熱制御等のシステム検討結果について紹介する。

### 2. テザー方式 SSPS のシステム概要

表1に SSPS の技術オプションとテザー方式 SSPS が選択した技術を示す。宇宙から地上への無線送電の方式として、従来からマイクロ波とレーザーが候補とされているが、テザー方式 SSPS では、レーザーよりも高い大気圏透過率を持ち、天候の影響が少ないマイクロ波を採用している。電力システムの形態としては、太陽電池パネルで発電した電力を

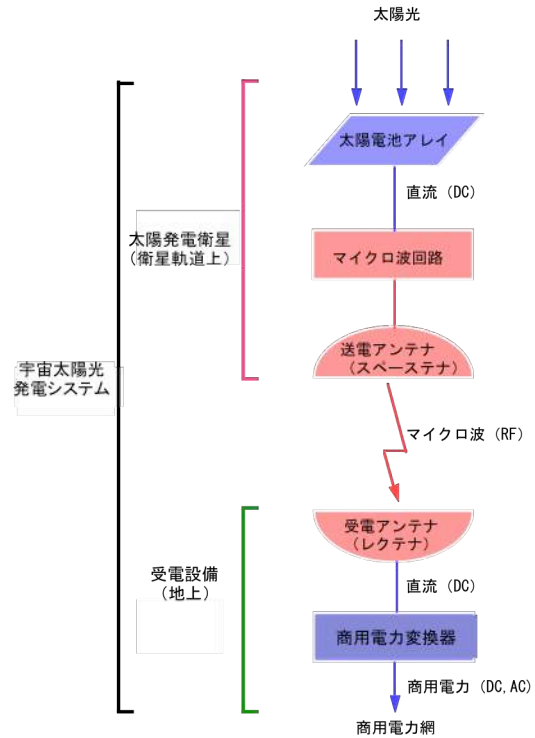


図1 宇宙太陽光発電システムの基本的構成。宇宙から地上への無線送電の方法としてマイクロ波を使用する場合の構成。

いったん全て集電しその後マイクロ波送電システムに配電するバス電力型（通常の衛星が採用している方式）ではなく、太陽電池パネルで発電した電力をその場でマイクロ波に変換する発電電一体型（太陽電池パネルと送電パネルが積層となった構成のためサンドイッチパネルとも呼ばれる）の方式を採用している。これは100万kWクラスのシステムを考えた場合、バス電力型では集配電のケーブルの重量が膨大になるためである。太陽電池パネルで常時一定の発電を行うためには、太陽電池パネルを常時太陽に指向させるか、回転する反射ミラーを用いて太陽電池面に常時太陽光が照射されるような制御を行う必要がある。太陽電池パネルで常時一定の発電を行う

\* 宇宙航空研究開発機構 名誉教授

表1 SSPS の技術オプション。塗りつぶした欄がテザー方式SSPS が選択した技術。

事項	方式	長所	短所
送電媒体	マイクロ波送電	高い大気圏透過率、天候の影響小	送受電システムの大きさ大
	レーザー送電	送受電システムの大きさ小	低い大気圏透過率、天候の影響大
電力システム	バス電力型(発電部・送電部分離)	統合的な電力管理が容易	大電力配線・接続が必要
	発電電一体型(サンドイッチパネル)	大電力配線・接続が不要	熱的条件が厳しい
発電方式	太陽電池パネル駆動による太陽追尾型	太陽指向可能	ロータリジョイントの技術的困難さ
	ミラーによる太陽追尾型	太陽指向可能	軽量ミラーの技術的困難さ
	太陽非追尾(地球指向)	システムが簡素	電力収集効率小、発電の時間的变化
姿勢維持	能動制御	太陽指向可能	燃料が必要、制御方法が課題
	重力安定(テザー地球指向)	燃料不要、制御システム不要	太陽指向に不適

ことが望ましいが、パドルの太陽指向方式では大電力ロータリジョイント（大電力を通過させることのできる回転機構）、ミラー反射方式では大型ミラーの回転駆動系が必要であり、いずれも現状では極めて困難な技術である。またこれらに必要な回転機構はメンテナンスや信頼性 (one-point failure) の点からも問題が多い。実際、地上の太陽光発電プラントの場合でも太陽追尾の方式は殆どない。このためテザー方式SSPSでは、常時一定発電という理想形態は追求せず、発電電力が時間的に変化することを許容して、回転部を一切持たない方式（発電電パネルを地球指向させる方式）を採用している。地球指向方式のため、能動的な姿勢制御も不要となり、テザー方式SSPSは全体として簡素でロバストな方式として、現有技術の延長上に描くことのできるシステムと位置づけられる。

### 3. 構造と構築方法

テザー方式SSPSのユニットは図2の左パネルに示すような発電電一体型パネル（両面の太陽電池で

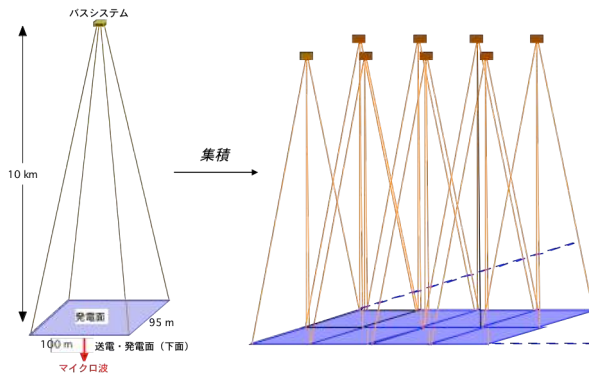


図2 多数のテザーSSPS ユニートを接続して構成するテザー方式SSPS

発電した直流電力をマイクロ波に変換して下面のアンテナから放射するパネル）を4隅のテザーで吊った送電システムである。広さ100mx95m、厚さ2cm、重量45トンのテザーSSPSユニットからは約2.2MWのマイクロ波電力を地上に送電することが出来る。このテザーSSPSユニットは構造的にも電気的にもまったく同じ送電サブパネル（0.5mx5mのサイズ）3,800枚から構成される。先端のバス部でマイクロ波の基準信号を発生し、各送電サブパネルへ原振の周波数と位相同期信号を無線LANで供給する。構造的な単位であるサブパネル間の有線のインターフェイス（コネクタ）がないため、折り畳んだサブパネルの展開が容易である。

サブパネルは電気的に等価な10ヶのモジュール（0.5mx0.5m）から構成される。図3にその断面構造を示す。電気的モジュールは、太陽電池（太陽電池、電源部へのケーブルを含む、平均発電量約120W）、マイクロ波回路（制御、電源、アンテナ、配線部を含む、平均出力約100W）、展開及びラッチ機構、構造部材（ハニカム又は発泡金属）で構成され、重量は約700gと想定されている。平滑用のバッテリーを持つ場合は、約1kgとなる。

商用SSPSの規模は1基100万kWが目標である。テザー方式SSPSは、25x25ユニットの組み合わせで100万kWを実現する。この場合全てのユニットのバ

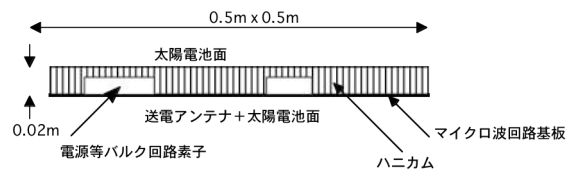


図3 テザー方式SSPSの最小単位である電気的モジュール

ス部を結合した単一バスのタイプ（シングルバスタイプ）と 25 ユニットのバス部を結合したバス部（全部で 25 バス）を独立分離としたままとするタイプ（マルチバスタイプ）の 2 つの形態が検討されている。100 万 kW のシステムの送電パネルのサイズは、2.5 km x 2.4 km、重力安定化用のテザーの長さは、5 ~ 10 km、総重量は 18,000 ~ 27,000 トン程度である。シングルバスタイプは安定性に富むという利点があり、マルチバスタイプはユニット性が高く着脱運用が容易という利点がある。いずれのタイプもユニット数を調節することにより、任意の出力のシステムを構築することが可能である。ただし受電アンテナの大きさに係わるマイクロ波のビーム径は、ユニット数に反比例することを考慮する必要がある。

テザー方式 SSPS の構築方法を図 4 に示す。1 基のテザー SSPS 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 3 ~ 4 月かけて輸送する。静止軌道で地上コマンドによりテザー SSPS ユニットの自動展開を行い、機能の健全性を確認した後組立支援ロボットで SSPS 本体へ接続を行う。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が可能である。

宇宙空間で大型構造物を建設する場合、宇宙ゴミ（スペースデブリ）や宇宙塵の超高速衝突（通常 10km/s 以上）は回避できず、構造的な対策が必要である。例えば静止衛星軌道の場合、2.5km 四方パネルへの衝突頻度は、径 10cm 以上の物体の衝突については、200 年間に 1 回程度であるが、径 1mm 以上の微小物体の衝突は、30 年間で 100<sup>2</sup> に 1 回の頻度となり無視できない。高速浮遊物の衝突

の影響は衝突体のサイズの 10 倍程度に及ぶことを考慮して独立モジュール設計（モジュール外には故障が伝搬しない設計）を行うことにより、実用上衝突の影響を回避している。たとえば、図 3 の電氣的モジュールサイズ 0.5mx0.5m の場合、40 年間での電力減少は 5%以下程度に抑えることができる。また、テザーワイヤーについては、1 回の衝突では切断しないようなテープ状のワイヤーとし、かつ冗長性を持たせることによって、40 年程度では問題が出ないような設計が可能である。

#### 4. 軌道と姿勢

表 2 にこれまで検討された SSPS の軌道の候補を示す。テザー方式 SSPS の軌道は、地上から見かけ上静止して見える静止衛星軌道を採用している。この軌道は地表から 36,000km という遠距離にあり、低高度軌道と比較して、輸送コストも大きく、送電距離も長いこと送受電アンテナの大きさも大きくなるを得ないという不利な点があるが、常時所定の場所に電力を送ることができるという大きな利点がある。Mankins 氏の計算によれば、静止衛星軌道上 3ヶ所に発電所を配置すれば、人口の 90%の領域をサービスできるとしている。

表 2 SSPS の軌道の候補の特性と採用例

軌道	これまで検討された軌道例	軌道の特性	受電頻度	送電アンテナのサイズ	輸送コスト	例
静止衛星軌道	36,000km	常時可視	常時	大（低軌道の数十倍）	高	NASA リファレンスシステム <sup>(3)</sup> NEDO グランドデザイン <sup>(4)</sup> NASA ISC <sup>(5)</sup> JAXA M-SSPS <sup>(6)</sup> USEF テザー-SPS モデル <sup>(2)</sup>
太陽同期軌道	軌道傾斜角 100 度程度 LEO	常時日照	1 回/1 日（軌跡が交差する場合は 2 回/日）	中	中	サンタワウ（太陽同期タイプ） <sup>(7)</sup>
位相同期低高度軌道	軌道傾斜角 90 度以下 高度 370km	日陰あり	1 回/数日	小	低	USEF テザー型 SPS 実証実験モデル <sup>(8)</sup>
低高度赤道軌道	1,100km	最大日陰率 1/3	約 2 時間の間隔	小	低	SPS 2000 <sup>(9)</sup>

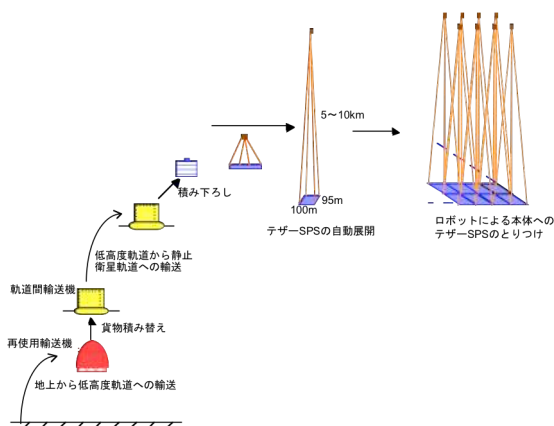


図 4 テザー方式 SSPS の構築方法

SSPS の位置は地球重力の球対称からのずれにより静止軌道上をドリフトするが、軌道維持スラスタ（電気推進機）により補償する。軌道維持に必要な燃料は年間 20 トン程度である。静止衛星軌道は現在でも多くの衛星で大変混雑している。巨大なパネル構造を持つテザー方式 SSPS に、他の通信インフラや地球観測インフラを組み込んで軌道上複合インフラを構成することにより軌道競合の問題を回避できる。また、異なる機能の衛星を静止衛星軌道に沿って接続することにより、静止衛星軌道を有効に利用することも考えられている（図 5、スペースベルト構想）。

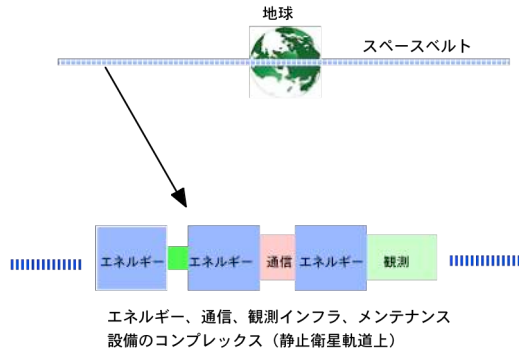


図5 静止衛星軌道にベルト状に構築する各種インフラ群（スペースベルト）。

テザー方式SSPSの姿勢は、能動的な制御無しでも送電アンテナが自然に地球を常時指向する重力勾配力を利用している。地球周回にともないパネル面は屈曲するが、パネル面からのバスの位置を適切に選ぶことにより屈曲を極めて小さくして安定な形状を保つことができることが、泉田や石村らにより示されている。例えば図6のマルチバステザーシステムの場合は、鉛直方向のバス部の高さを、Line1、Line5で3735m（系の重心からの高さ）、Line2、Line4で4735m、Line3で6735m（即ち進行方向側から見れば中央が高く裾野が低い山型の形状）とすれば、安定である<sup>(10)</sup>。

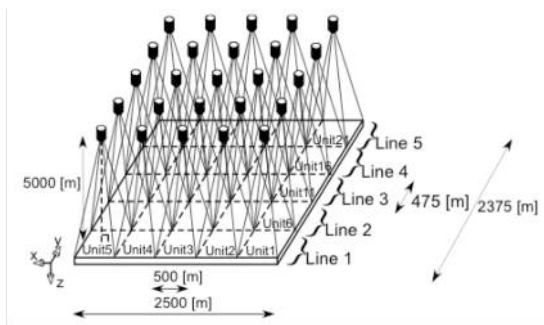


図6 マルチバステザー方式SSPSの安定条件を検討するために使われたモデル。進行方向はx方向。

## 5. 電力管理と熱制御

テザー方式SSPSは太陽指向しないため発電電力は時々刻々変化する。地上の太陽光発電と異なり太陽電池パネル両面で発電できるため、1日の発電量の変化は図7のようになる。テザー方式SSPSの電力取得量は太陽指向方式に対し平均で64%となる。ただし天候による影響はないので、変動は規則的で不確定さはない。単位重量当たりの蓄積エネルギーの大きい蓄電装置（500Wh/kg以上程度）が実用化す

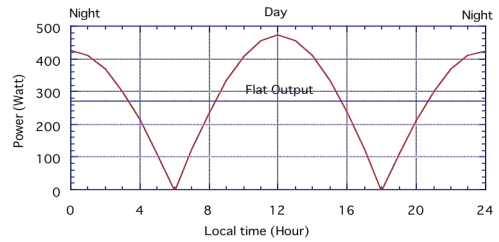


図7 テザー方式SSPSの発電特性

れば、パネル内で平滑することも考えられるが、実用の初段階では変動電力システムとして導入することが現実的である。

表3に地上の受電所からの出力100万kWの場合のエネルギーフローを示す。この場合、発電、送電、受電の全プロセスの効率率は12.5%である。

表3 100万kWテザー方式SSPSのエネルギーフロー

	電力(/m <sup>2</sup> )	総電力	備考
太陽光強度	1,350 W(max)	8.0 GW	夏・冬はx 0.92(平均は0.97)
発電ピーク	473 W(表) 425 W(裏)	2.8 GW(表) 2.5 GW(裏)	裏側太陽電池面積は表側の90%、太陽電池効率35%
バッテリーへの蓄積	1000 Wh	5.9 GWh	平滑60%、充放電効率90%、ピーク電力の25%以下は充電せず
送電系への電力	270 W	1.6 GW	
送電電力	228 W	1.4 GW	マイクロ波への変換効率85%
レクテナ入力	-	1.2 GW	伝播効率97%、収集効率90%
レクテナ出力	-	1 GW	DC電力への変換効率85%

一般に宇宙の大電力システム（特に集光方式のSSPS）では、高温側が厳しく排熱が課題となることが多いが、テザー方式SSPSは電力密度が集中することがなくパネル全体に様に分布するため、高温よりもむしろ低温側が問題となる。図8に図3の構造の場合のエレクトロニクス部の温度の熱解析結果<sup>(10)</sup>を示す。太陽光がパネル面に平行になる時間帯（ローカルタイムで6時及び18時付近）ではヒーターで保温することにより-40°の動作温度を維持している（ヒーターを動作させない時は-60°にまで下がる）。なお、正午（12時付近）の温度低下は、地球の蝕による温度低下を示しているもので、春分及び秋分頃の限られた時間帯（最大で50分程度）で

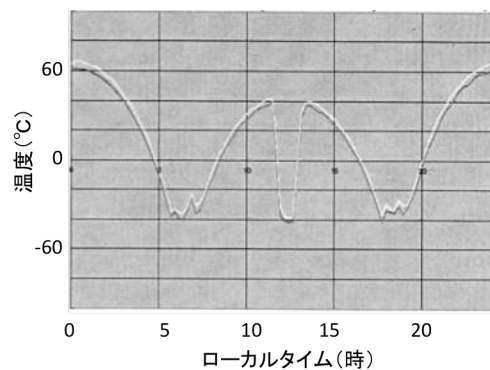


図8 送電モジュール内部の温度の時間変化

のみ発生する。

送電パネルの上面と下面の温度は異なり、また時間的に変動するため、熱膨張の差によりパネル構造に歪みが生じる。パネル全体での歪みが大きくならないように、サブパネルの歪みが積算されないようなパネル間の機械的インターフェースが必要である。受動的な方法としては、パネル間にギャップを設け、熱変形がパネル間を伝搬し大きくなることを防止する方法が提案されている。一方、能動的な方法として、図9に示すようなパネル間角度検出器と駆動機構の組み合わせ(スマートアクチュエーター)を用いて、パネル間の角度を能動的に制御する方法についても研究<sup>(11)</sup>が行われている。巨大なパネル全体では、非常に多くの駆動機構が必要であるが、モーターの代わりに形状記憶素子を用いることにより、軽量の駆動機構を実現できることが、実験室での研究で示されている。

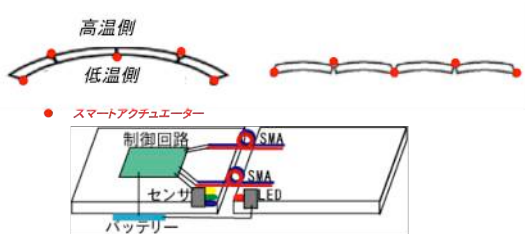


図9 パネル間角度検出器と駆動機構の組み合わせによるパネル間の角度の制御。この案では、軽量のアクチュエーターとして形状記憶素子が使用されている。

## 6. テザー方式 SSPS の課題

技術的なバリエーションが低いモデルとはいえ、テザー方式 SSPS を実現するためには、以下のようなまだ多くの技術的課題が残っている。

(構造分野の課題)

1. 95 m x 100 m テザー-SSPS ユニットの展開方法
2. テザー-SSPS ユニット同士の脱着 (ラッチ・アンラッチ) 方法
3. 微小テンションテザーの伸展方法とダイナミクス
4. 建設途上での姿勢安定性の確保 (テザー-SSPS ユニット接続の順序)
5. 軌道維持方法 (推進機の取り付け場所と動作時のダイナミクス)

(電力分野)

1. 各モジュールのマイクロ波原振の位相同期の方法 (バス同士の同期と各バスとパネル上モジュールの同期の階層化)

2. マイクロ波の一様放射の場合の電磁干渉防止 (テーパーをつけた場合より漏れ電力 (サイドローブ) が大きい)

表4に、テザー方式 SSPS で地上の発電所と競争できる電力コストを実現するための各技術要素のコストと性能の目標を示した。図中色抜きの部分が特に現状技術とのギャップが大きな項目である。

表4 各技術要素のコストと性能の目標

事項	コスト・性能	最終目標	近未来の目標	現状	備考
太陽電池	コスト	50 円/W	100 円/W	数百円/W	at 1 kW/m <sup>2</sup>
	効率	35%	20~25%	10~20%	
	重量比	2 W/g	1.5 W/g	1 W/g	薄膜、ペラであれば既に 5W/g のものあり
マイクロ波回路	コスト	100 円/W	500 円/W	1000~10,000 円/W	
	効率	85%	60%	40%	
	重量比	0.1 W/g	0.02 W/g	0.01 W/g	
蓄電	コスト	10 円/Wh	50 円/Wh	100 円/Wh	
	重量比	0.5~1 kWh/kg	0.4 kWh/kg	0.2 kWh/kg	
	充放電効率	90%	85%	70~80%	DOD 50% 寿命充放電3万回(40年)
輸送コスト	重量比(打ち上げ)	10,000 円/kg	500,000 円/kg	500,000~1,000,000 円/kg	
	重量比(軌道間輸送)	5,000 円/kg			打ち上げコストの50%
レクテナ	コスト	50 円/W			
	効率	85%	75%	50~70%	

SSPS の構築のための直接的な技術ではないが、その建設には低コストの宇宙大量輸送システムの実現が必須である。図10にこれまでの宇宙輸送のコストの変遷(地上から低高度への輸送コスト)を示す。輸送コストは宇宙開発の始まった1960年代から kg あたり 100 万円近くで高止まりの状況が長く続いた。これは、コストが重視されない軍事や科学の利用が多かったためであるが、商業利用が本格的に始まった2000年ころから、輸送コストはようやく低下し始めている。しかしながら、現状のトレンドでは、SSPS が経済的に現実的なものになる輸送コスト 10,000 円/kg 程度に到達することは、近い将来考えられない状況にある。現在のロケットの輸送コストが極めて高い理由は、ロケットが使い捨ての輸送手段であるためである。航空機のように何度も使用できる再使用型のロケットが開発されれば、その輸送コストは桁違いに安くなりうる。再使用ロケットの研究開発は未だ初歩的な段階であるが、JAXA でも研究開発

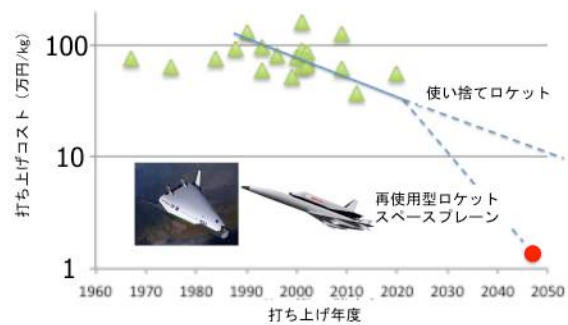


図10 宇宙輸送のコストの変遷

が継続して行われている。例えば、図 11 の再使用実験機は僅か 500kg、全長 3.5m であるが、これ迄数十 m の高度までの離着陸実験も実施され、再使用型の観測ロケットを目指して研究開発が行われている。諸外国でも再使用宇宙機に向けた研究開発が萌芽的な段階ではあるが進められており、これらの研究開発の延長上に、革新的な宇宙輸送機の実現を期待することができる。革新的な低コスト輸送系の実現は、SSPS 実現の必須条件であることから、低コスト輸送系の実現が見えてから、SSPS の研究開発に着手すれば良いという意見もある。しかしながら、革新的輸送系の実現は 20 年程度の時間が必要と考えられるが、技術的には既に目処がたっている段階である。SSPS の実現にも小規模な実証から順を追って研究開発を行う必要があることから、商用 SSPS に至るまでには 20 年程度の時間がかかる。また革新的な宇宙輸送機の最大の顧客は SSPS であると想定されることから、革新的輸送系と SSPS の研究開発は、同期してセットで進めるべき研究開発であると言えよう。

## 7. おわりに

宇宙太陽光発電システムのシステム検討例として、我が国で設計研究が行われたモデルの一つであるテザー方式 SSPS のシステム検討、構造、構築、軌道、姿勢、電力管理、熱制御について紹介した。また、テザー方式 SSPS の主な技術課題と技術目標についても述べた。本稿で述べた技術及び課題の多くは、他の方式の SSPS にも共通的に当てはまるものである。本稿で紹介した技術は小規模には全て検証できているものであり、実現にあたり原理的な問題は無



図 11 JAXA 能代多目的実験場で研究が進められている再使用型ロケット実験機

い。これらの技術開発及び課題解決を目指した継続的な努力を積み重ねることにより、人類社会の持続的な発展に基盤的な役割を担うことのできるエネルギーシステムを実現することができる。

## 参考文献

- (1) P.E.Glaser, Power from the Sun:Its Future, Science, vol. 162 (1968), 867-886.
- (2) 小林徹, 経済産業省-USEF の委員会活動について-宇宙太陽発電システムの実用化に向けて-, 信学技報, SPS2002-01 (2002-07) (2002) .
- (3) DOE/NASA, Program Assessment Report Statement of Findings, Satellite Power Systems Concept Development and Evaluation Program, DOE/ER-0085 (1980).
- (4) 新エネルギー・産業技術総合開発機構 委託業務成果報告書, 平成 4 年~平成 6 年, (株) 三菱総合研究所, 東京.
- (5) W. Keith Belvin, John T. Dorsey and Judith J. Watson, Solar Power Satellite Development, Advances in Modularity and Mechanical Systems, NASA Technical Reports Server, NO. 20110005492 (2011).
- (6) M. Mori, H. Kagawa, and Y. Saito, Summary of studies on space solar power systems of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), Acta Astronautica, vol. 61 (2006), 132-138.
- (7) J.C.Mankins, A TECHNICAL OVERVIEW OF THE "SUNTOWER" SOLAR POWER SATELLITE CONCEPT, Acta Astronautica Vol. 50, No. 6 (2002), 369-377.
- (8) 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究, 宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会専門委員会, SSPS 実証実験システム概念検討書 (案), 平成 15 年 3 月, USEF, 東京.
- (9) M.Nagatomo and K. Itoh, An Evolutionary Satellite Power System for International Demonstration in Developing Nations, Space Power, vol. 12 (1993), 23-36.
- (10) 平成 18 年度太陽光発電利用促進技術調査 成果報告書 別冊, システム専門委員会報告書, 発電技術専門委員会報告書, Appendix D, 平成 19 年 3 月, USEF, 東京.
- (11) 山口哲史・他, SPS における大規模構造物の構築方法と平面度維持に関する研究, 第 13 回宇宙太陽発電衛星シンポジウム講演要旨集 (2010) , 79-82, 東京.