

宇宙太陽光発電システムの概要 (第1報)

齊 藤 孝¹

¹ 第一工業大学 (〒899-4332 鹿児島県霧島市国分中央 1-10-2)

E-mail: t-saito@daichi-koudai.ac.jp

Brief Overview of Space Solar Power Systems(1)

Takashi SAITO¹

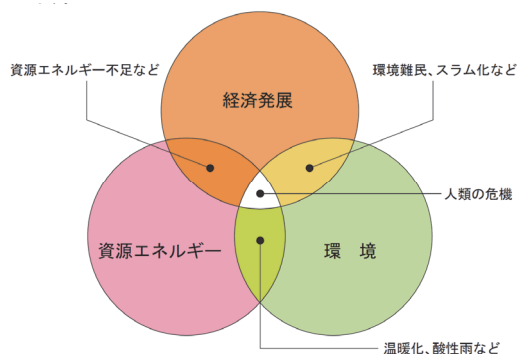
¹Professor, Department of Aeronautics Engineering, Daiichi Institute of Technology
(〒899-4395 1-10-2 Kokubu-chuou, Kirishima, Kagoshima)

Abstract: The author intend to review the study history of Space Solar Power Systems (SSPS, SPS, SSP) briefly. In this paper, typical SPS systems which were considered as the reference models in each study are introduced.

Key Words: space solar power, SSPS, SPS, SSP

1. はじめに

地球温暖化対策に向けて、先進諸国と発展途上国の間に完全な利害の一致が得がたいように、真の問題解決のためには対立する要素のバランスを考える必要がある。「ジレンマ」はむしろ単純な対立概念であるが、近年は「トリレンマ」(3E問題、下図)といわれる、より複数の課題の解決が望まれている。



Source: ERCA¹⁾

すなわち、環境保全と経済成長の調和を図ろうとすれば、両者を媒介する位置づけにあるエネルギーについて、その有効利用を進めながら、

非化石燃料供給(クリーンエネルギー)の促進などに取り組んでいくことが重要である。経済発展とエネルギー消費、および地球環境問題はお互いに密接に関係し、個別に切り離して考えることはできない¹⁾。

本稿でご紹介する宇宙太陽光発電システム(Space Solar Power System: SSPS)は、稼動時にCO₂の発生もなく、太陽という事実上無限のエネルギー源を活用し、資源小国のわが国にとってトリレンマ解決のための有効な手段のひとつとして期待されている。

2. 宇宙太陽光発電システム

2.1 SSPS について

宇宙太陽光発電システムは、これまで宇宙太陽発電所(Space Solar Power Station/Satellite: SPS)と呼ばれてきた。

概略の仕組みは、太陽からの光や熱エネルギーを宇宙空間で電力に変換し、それを地上に供給するものである。これを最初に提唱し、後に

特許化したのが米国の Peter Glaser 博士である (図 1) . 宇宙から地球へのエネルギー伝送は必然的に無線で行うことになる. 無線送電の方式には、マイクロ波方式と現在ではレーザー光方式が考えられている.

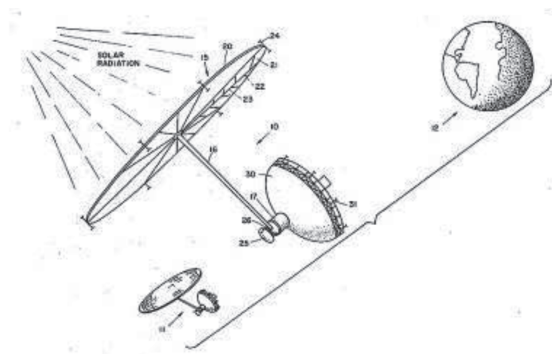


図 1 Glaser による SSPPS 案²⁾

光エネルギーを利用する太陽光発電と、熱エネルギーを利用する太陽熱発電があるが、宇宙に関しては現在は前者が主流である. そのような理由から、ここでは太陽電池を用いた宇宙太陽光発電システム、しかもマイクロ波送電方式に絞ってとりあげる.

太陽電池の大規模利用法としては、地上ではメガソーラーがあるが、太陽電池の設置場所としての宇宙空間の優位性は変わっていない. 図 2 は、太陽電池を地上 (夏冬) と宇宙に置いた場合の日照量について 1 日の変化を表わしたものである. 宇宙では、昼夜・年間を通じて日照量は安定しており、天候の影響もなく、積分値としての発電量は地上の 10 倍近くになると言われている.

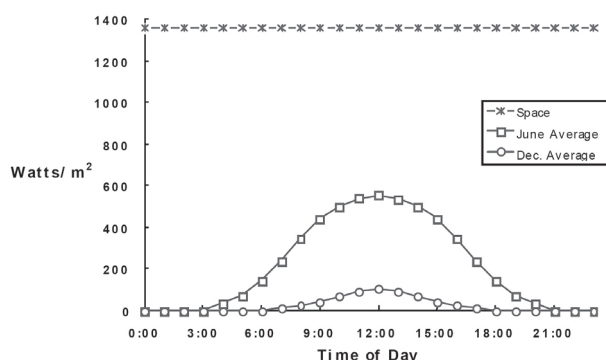


図 2 地上と宇宙の日照量の比較³⁾

宇宙における太陽電池の設置高度すなわち軌道高度は、通常は静止軌道(高度 36,000km)が選ばれる. その理由は、基幹電力供給目的からは、供給地域の地上受電設備と 24 時間向き合っていること、また、この高度では発電衛星が地球の影に入る時間(食)が年間でごくわずかで済むことによる.

マイクロ波方式の場合、使用周波数は ISM 帯のうち、いわゆる「電波の窓」(比較的電波の減衰が少ない 1GHz~10GHz までの周波数帯)に属する 2.45GHz ないし 5.8GHz が選ばれる. エネルギー伝送においては、通信以上に減衰が少ないことが要求される.

2.2 代表的な検討例

ここでは、これまでに各国で検討された SSPPS のうち、主なものについてご紹介する. 宇宙セグメント(発電衛星)は前述のように静止衛星が基本であるが、目的によっては低軌道周回衛星もある.

2.2.1 米国

1968 年 Peter E. Glaser 博士による SSPPS 提案・特許出願 (特許取得 1973 年) を皮切りに、SSPPS 提唱国の米国では、宇宙開発やエネルギー問題に対する国民の関心の高まりから、SSPPS 研究の主導的役割を果たしてきたが、最近では国レベルでの研究活動はみられない.

(1) 研究開発プログラム

● 1970年代

NASA/DoE(環境省)が概念設計(CDEP:SSP Concept Development and Evaluation Program)を実施. 予算\$19M. Reference System 検討.

● 1980年

研究凍結. Reference System の高い建設コストと発電価格が問題とされ、経済的な実現性に向けた研究を継続し、10 年ごとに報告することが勧告された.

● 1995～1997年

NASA が、見直しの概念検討(**Fresh Look Study**)を実施。モデルによっては発電コスト 5cents/kWh となる試算(数値目標)。

● 1998年

Fresh Look Study の継続研究として SPS Concept Definition Study (**CDS**, \$2M)を実施。

● 1999～2000年

NASA 予算\$22M、先行的研究及び技術開発プログラム (SSP Exploratory Research and Technology : **SERT**)を実施。

● 2001年

NASA 予算\$8M、軌道上実証計画の検討。

● 2002年

予算\$3.1M、NASA は NSF (全米科学財団)、EPRI (米国電力研究所) と共同で **SCTM** (SSP Concept Technology Maturation) プログラムを実施 (NASA \$1.5M、NSF \$1.5M、EPRI \$0.1M)。

● 2003～2004年

予算\$1.5M/年、NASA は NSF と共同で SCTM を継続。

● 2007年

国防総省国家宇宙安全保障局(NSSO)による SBSP(Space-Based Solar Power)研究実施。

(2) 代表的なシステム

a. Reference System (NASA/DoE, 1979)

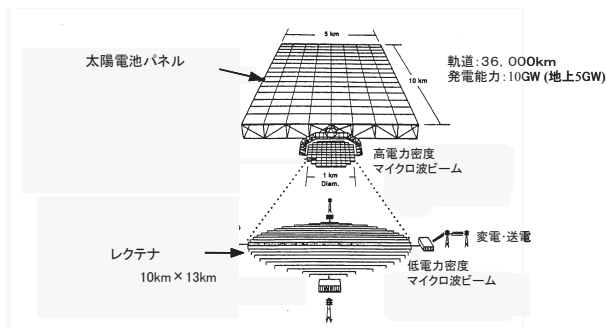


図 3 Reference System (NASA/DoE) 4)

CDEP で検討された (図 3) . 宇宙セグメントは約 5km×10km、地上セグメント (受電設備、レクテナ) は約 10km×13km の大きさをもち、宇宙では 10GW(1000 万 kW)を発電し、

地上では 5GW(500 万 kW)すなわち原発 5 基分の電力が取り出せる構想であった。軌道上に 60 基配備すれば当時の米国全体の電力需要を賄うことが可能であるとしていた。

Reference System の技術的課題のひとつに、スリッピングを用いた電気結合方式のロータリージョイントの信頼性問題がある。これは太陽指向をする太陽電池と、地球指向をする送電アンテナ (直径約 1km、2.45GHz 送電) を電氣的に接続するものである。詳細なシステム検討が実施されたが、実現には経済面で課題があることを理由に、研究は中断された。

b. Sun Tower (NASA, 1997)

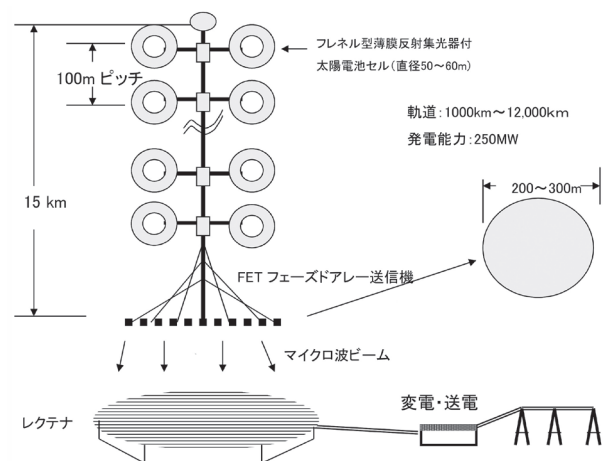


図 4 Sun Tower (NASA) 4)

CDEP の中断から十数年を経て、その間の技術や情勢の変化を考慮し、特に経済的成立性の高いシステム構築を目指して SSPS 研究の見直し(Fresh Look)が行われた。米国の研究中断中も熱心に研究を進めていた日本を意識した結果とも言われている。

約 30 種類のシステム案から選ばれた候補が、SunTower と SolarDisk 案である。このときの SunTower は低軌道(1000～1200km)または中軌道(高度 6000km)に配備される地球周回型の衛星である。送電アンテナ (直径 200～300m、5.8GHz マイクロ波送電) に連結する超電導ケーブル(バックボーン)に、直径 50～60m の集光型太陽電池が一定間隔で長距離(15km)にわ

たって取り付けられる。その外観は、植物の茎と葉を連想させる。発電能力は 100~400MW 規模である。(図 4)

Sun Tower は、地球を周回しながら世界のいろいろな規模の都市に電力を供給し、経済性のある発電コスト(1~10 cent/kWh)を目指したものであった。なお、翌年の CDS の中では、静止軌道配備の GEO Sun Tower も検討された。

c. Integrated Symmetrical Concentrator (ISC, NASA 2000)

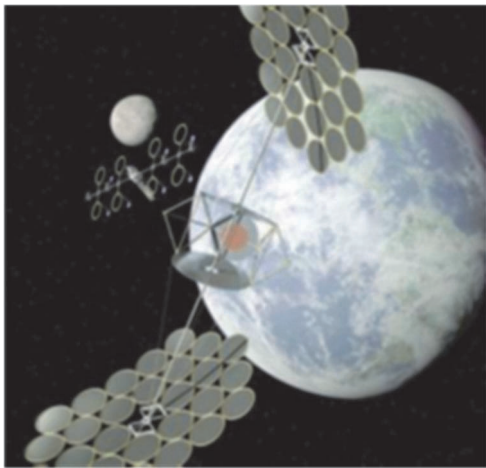


図 5 ISC (NASA) ⁵⁾

SERT では、以下の目標が掲げられた。

- ・ 国家ミッションおよび商業市場に適した数 MW 級 SSPS の策定
 - ・ 要素技術開発も含む開発ロードマップの作成
- この中で詳細検討が行われたモデルが、ISC (図 5) と Abacus Reflector である。両者とも Reference System で課題であったロータリージョイントの解消を目指している。すなわち、太陽指向をする発電部と地球指向をする送電アンテナを仲介する方法として、Abacus Reflector では送電部に可動のマイクロ波反射鏡を、ISC では送電部/送電アンテナに太陽光を導く反射鏡を設けている。この方式は、システムのサイズや質量の軽減に寄与しており、その後の SCTM や NSSO による検討にも引き継がれている。

d. SPS-ALPHA (NASA/NIAC, 2011)

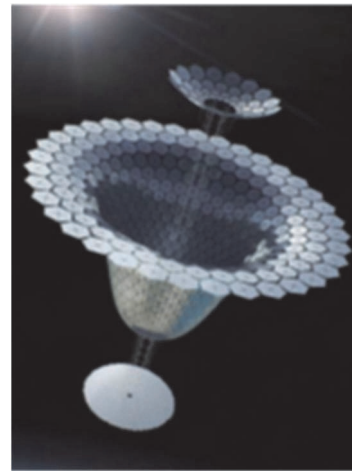


図 6 SPS-ALPHA(米国) ⁵⁾

NASA では 2011 年 NIAC(NASA Innovative Advanced Concepts)の研究テーマの一つに SPS-ALPHA The first practical Solar Power Satellite via Arbitrarily Large Phased Array を選定した(図 6)。提案者の代表は John Mankis 氏(元 NASA の SSPS プロジェクト責任者、現 Artemis Innovation Management Solutions LLC.)である。

NIAC の研究は 2 つのフェーズで構成される。フェーズ 1 では革新的システムや概念の総合的な検討を行うことを目的としており、1 年間 10 万ドルの資金である。フェーズ 2 はさらなる概念の詳細化やコスト、性能、開発期間等に関する課題の検討を行うことを目的とし、2 年間 50 万ドルの資金が提供される。SPS-ALPHA はフェーズ 1 まで通過した。

SPS-ALPHA は以下の特徴をもつ。 ⁵⁾

- ・ 構成部品は高度にモジュール化され、各モジュールは大量生産可能であり、それぞれの大きさは現在の小型衛星程度である。
- ・ 各モジュールはロボット化され「蜂や蟻の集団」のように、自律的にシステム(巣)を構築する。このため宇宙における大型構造物の建設のハードルが低くなる。
- ・ モジュールは、およそ以下の 8 種類から成る。
 - HexBus Module
 - Interconnects
 - HexFrame Structural Module

- Reflectors & Deployment Module
- Solar Power Generation Module
- Wireless Power Transmission (WPT) Module
- Modular Robotics / ISAAC Module
- Propulsion / Attitude Control Module
- ・マイクロ波周波数は、2.45GHz を使用（装置は大型化するが、こなれた技術でリスク小）
- ・技術の進展とともに段階的に大型化(18MW～2GW@地上)を図る。

2.2.2 日本

わが国でも、米国の 1970 年代の CDEP と同時期から SSPS に関する調査が始められたが、以下にシステム提案も含む代表的な研究活動を紹介する。国レベルでの研究活動が現在に至るまで継続的に行われていることは、わが国の特徴と強みになっている。

(1) 研究開発プログラム

● 1990～1998年

ISAS(宇宙科学研究所)により「SPS2000 概念検討」「太陽発電衛星 SPS2000 の研究」が実施された。

● 1991～1993年

NEDO(現・新エネルギー産業技術総合開発機)により「宇宙発電システムに関する調査検討」が実施された。技術面、環境・生態への影響面、および経済面から SSPS を評価し、将来の商業電源としての実現性および今後の課題についてまとめた。NASA Reference System を出発点としてこの間の技術の進歩を取り入れ、地上で 1GW(100 万 kW)級のシステムの検討を行った。

● 1998年～

NASDA(現・宇宙航空研究開発機構 JAXA)により「宇宙太陽発電システムの研究」が開始され、組織・研究名称は変わっても現在まで継続されている。

SSPS に関するライフサイクルモデルの構築とその妥当性の評価を行うことを目的として、

コストモデル、環境負荷モデル、エネルギー収支モデルを構築し発電単価、CO₂ 排出量およびペイバックタイムに関する感度分析を行った。

要素技術や実証衛星、マイクロ波利用では M-SSPS の経済性および環境・安全性の検討を行うとともに送受電システム、超軽量構造体、高電圧送電技術等の試作試験を実施。

● 2000年～

経済産業省からの委託を受け、USEF(現・宇宙システム開発利用推進機構 J-spacesystems)により SSPS に関する調査・研究が開始され、組織・研究名称は変わっても現在まで継続されている。

「宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究」の中で、現在 Basic Model と呼ばれているテザー型 SSPS が提唱された。その他、SSPS の経済面、安全・環境面の検討、実証実験システムの概念検討を行うとともに無線送受電技術要素・システムの試作試験を実施。

(2) 代表的なシステム

a. SPS2000 (ISAS, 1992)

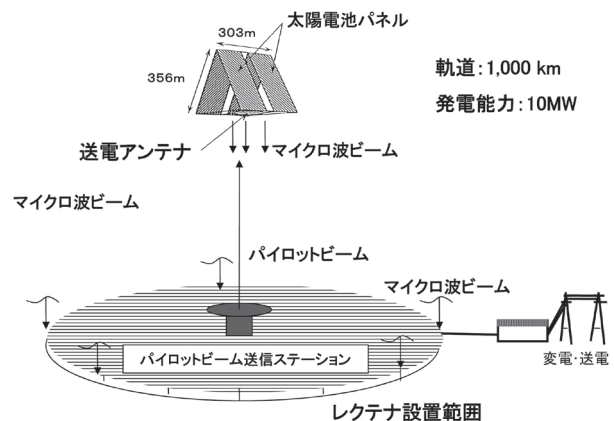


図 7 SPS2000 (ISAS) ④

ISAS が、赤道上空 1000km を周回する 10MW の宇宙太陽発電衛星をモデルに研究を実施（図 7）。低軌道の赤道周回軌道から送電する実験システムではあるが、発生電力の社会的な有効利用を図る目的で赤道域の発展途上国への電力供給を行う。

衛星資材 120 トンはアリアンVを用い 10 回に分割して輸送する構想. 赤道直下の直径 3km の受電施設(レクテナ)では約 100 分おきに 3 分の受電が可能である. ひとつのレクテナが受電する平均電力は約 300kW となる. 赤道諸国の島々十数か国の現地調査を実施した.

b. Grand Design (NEDO, 1993)

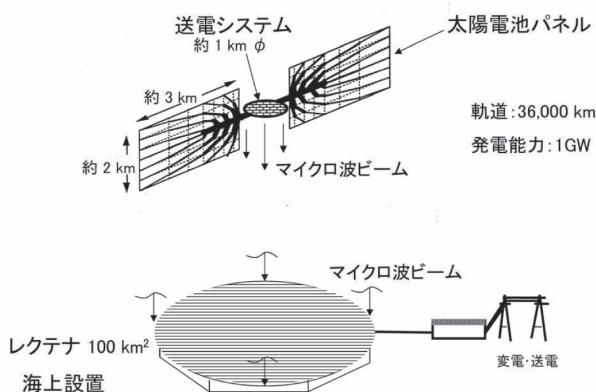


図 8 Grand Design (NEDO) ⁴⁾

NEDO のニューサンシャイン計画の一環として検討された (図 8). CO₂ 低減、地球温暖化対策を目的として、地上 1GW(100 万 kW)の発電衛星のグランドデザインを設計し、技術的、経済的、環境的観点から評価を実施. 衛星規模は 8km×2km、重量は 2 万 1000 トン. 太陽電池はフレキシブル素材上に設置し、低軌道で遠心力により展開される. NASA Reference System で課題であったロータリージョイントについては、電気結合方式ではなくトランス技術を用いた非接触式の磁界結合方式を採用している. そのため、アンテナまでの送電では直流ではなく交流で送られる ⁶⁾.

直径 1km の送電アンテナからの 2.45GHz マイクロ波送電は Reference System と同様であるが、そのため地上のレクテナも同様に巨大 (約 100 km²) なものとなっている.

c. M-SSPS (JAXA, 2004)

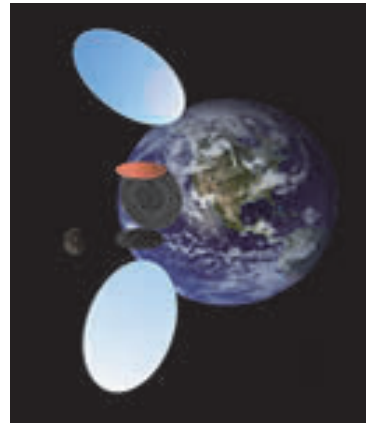


図 9 M-SSPS (JAXA) ⁷⁾

外観は NASA の ISC と似ているが、重量軽減のため反射鏡支持構造を無くし衛星本体と反射鏡を「編隊飛行」させることに特色がある (図 9). また、太陽電池は集光型を採用するため、「発送電一体型パネル」では熱的な課題があり、これを回避するため発電部と送電部は分離されている.

d. テザー型 SSPS (USEF 2002, 2006)

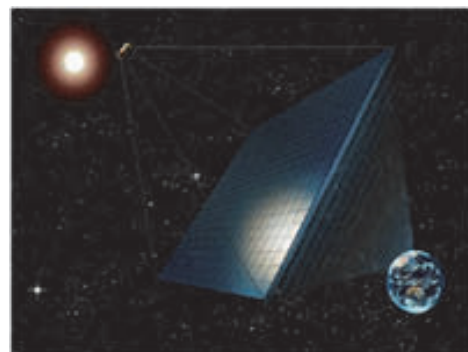


図 10 シングルバス型 (USEF) ⁸⁾

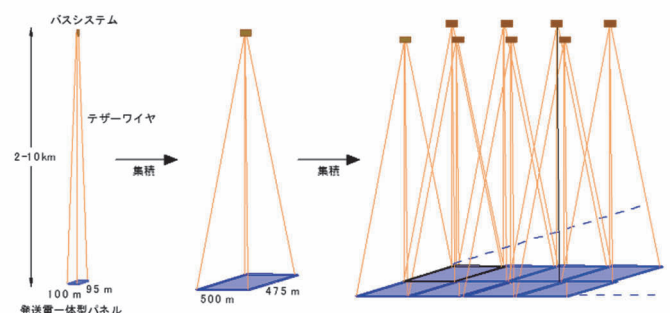


図 11 マルチバス型 (USEF) ⁹⁾

「宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究」の中で、宇宙太陽発電システム専門委員会にて発案・検討された。「シングルバス型」(2002年、図 10) は、約 2km 四方の発送電一体型パネル（太陽電池と送電アンテナによるサンドイッチ構造、地球側の送電面にも太陽電池が貼られる）とバス部をテザーで連結している。これにより重力傾斜により送電アンテナ面が常に地球を指向する受動的な姿勢制御を行っている。

その設計思想は、

- ・可動部をもたないロバストなシステム
- ・モジュール化された一体型発送電部
- ・非集光型の太陽電池（排熱問題回避）

などが挙げられる。その反面、

- ・太陽電池面と太陽の方角の差から発生電力に変動がある。1日の発電量の積分値が要求を満足するように設計すると、太陽電池面積はピーク時に合わせる必要がある

というデメリットを合わせもつことになる。

その後、小型のシングルバス・モデル(= ユニット、100m×95m)を軌道上で多数連結し、全体としてテザー型 SSPS を構築する「マルチテザー型」(2006 年、図 11)に変更された。これには巨大システムの輸送や組立てに伴うハードルの高さを軽減するねらいがある。

検討されたシステム案に、欧州宇宙機関 (ESA) /DLR 提案の Sail Tower(1999)がある。これは NASA の GEO Sun Tower の欧州版ともいえるものである。（図 12）

2003～2004 年、ESA の先進コンセプトチームにおいて、フェーズ 1 研究が行われた。地球へのエネルギー供給のみならず、月・惑星アプリケーションにおけるエネルギー供給(特に月面でのエネルギー供給)も研究対象となった。

欧州の電力需要を賄う手段として、砂漠等に設置したメガソーラーと SSPS の比較研究が行われた。

b. 中国

近年、中国において SSPS および関連の研究開発における活動は数多く存在する。その中には、重点的な国内 SSPS 研究開発の取り組みや、特別な国際的アウトリーチ活動が含まれる。

中国における SSPS 研究開発の中心は、中国宇宙技術研究院 (China Academy of Space Technology: CAST)と言われている。CAST は、SSPSの最初のフィージビリティ・スタディや概念設計を行い、Ministry of Industry and Information Technology (MIIT)から研究開発のための資金が与えられている。

CAST では、SSPS 開発について以下の 4 つの重要課題を選定している。

- ・地球から軌道への輸送
- ・宇宙空間における組立ておよび構築(モジュラーシステム要素を使用)
- ・高効率な太陽エネルギー変換
- ・無線電力伝送

このうち、宇宙への輸送の問題のみ解決する必要があり、その他は対応可能と報告している¹⁰⁾。

2.2.3 その他の国

a. 欧州

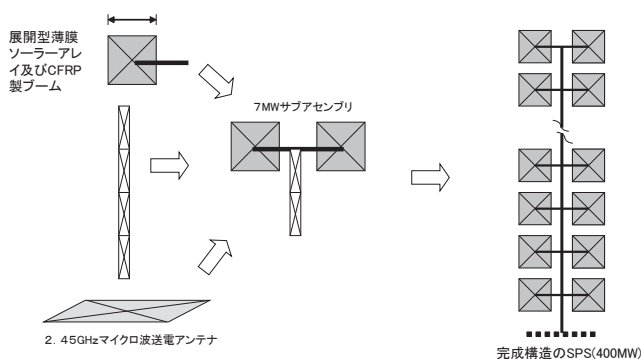


図 12 Sail Tower (ESA/DRL) ⁴⁾

2.3 代表的システムの比較

これまでに取りあげたシステムは、提唱された時代は異なるものの、比較することによりその時代の技術背景や設計思想の違いが見えてくる。

(1) 宇宙セグメント (発電衛星)

表 1 は、マイクロ波周波数 2.45GHz のもの、表 2 は同じく 5.8GHz のものである。

表 1 2.45GHz の SSPS

		NASA Ref. System	NEDO Grand Design	ESA Sail Tower	米 SPS-ALPHA
提唱時期	年	1979	1993	1999	2011
マイクロ波周波数	GHz	2.45	2.45	2.45	2.45
軌道高度	d km	36,000	36,000	36,000	36,000
衛星サイズ	km	10.4 × 5.2	8 × 2	15	3 × 5
衛星質量	W ton	51,000	21,000	2,140	—
発電効率	%	17.3	17.3	—	35-50
送電アンテナ	km	φ 1	φ 1	φ 0.51	φ 1.2
送電アンテナ面積	At km ²	0.785	0.785	0.204	1.131
電力@宇宙	Pt MW	10,000	2,000	450	—
電力@地上	Pr MW	5,000	1,000	275	2000
レクテナサイズ	km	10 × 13	10 × 13	11 × 14	7 × 9
レクテナ面積	Ar km ²	102	102	121	49.5

表 2 5.8GHz の SSPS

		NASA GEO SunTower	JAXA M-SSPS	USEF テザー型
提唱時期	年	1998	2006	2006
マイクロ波周波数	GHz	5.8	5.8	5.8
軌道高度	d km	36,000	36,000	36,000
衛星サイズ	km	15	2.5 × 3.5 × 2枚	2.5 × 2.375 × 5
衛星質量	W ton	20,000	10,000	26,600
発電効率	%	—	17.3	35
送電アンテナ	km	φ 0.260	φ 1.93	2.5 × 2.375
送電アンテナ面積	At km ²	0.053	2.926	5.94
電力@宇宙	Pt MW	2,000	1,300	1300peak
電力@地上	Pr MW	1,200	1,000	1000ave
レクテナサイズ	km	φ 4	φ 2.45	φ 4
レクテナ面積	Ar km ²	12.6	4.71	12.6

図 13 は、表 1、表 2 のうち宇宙セグメント (発電衛星) についてプロットしたものである。一般に、高周波化することによって装置は小型化されるといわれるのは送電部についてである。輸送費に関係する衛星質量はむしろ発電部 (太陽電池) に依存している。すなわち太陽電池の必要量に関わる、効率、面質量、集光／非集光の条件が関与する。図 13 において、同じ 5.8GHz の JAXA M-SSPS に対して USEF テザー型のシステム重量が大きいのは、前述のように太陽電池の必要量をピーク時に合わせていること、非集光型であることによる。ロバスト性を狙った設計思想の違いが現れているが、輸送コスト低減の観点からは更なる軽量化が望まれる。

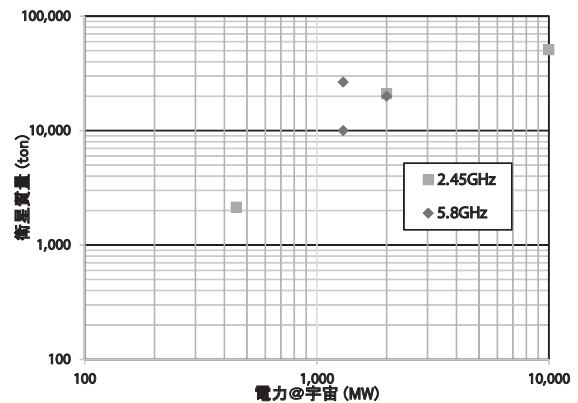


図 13 宇宙セグメントの質量

(2) 地上セグメント (レクテナ)

図 14 は、表 1、表 2 のうち地上セグメント (レクテナ) についてプロットしたものである。

レクテナは、大型化に伴い設置コストのみならず安全・環境上の課題も多くなる。この観点からは、小型のレクテナが望ましいが、一方、取出し電力(収集効率)やマイクロ波電力密度 (安全性)の制約を考慮する必要がある。

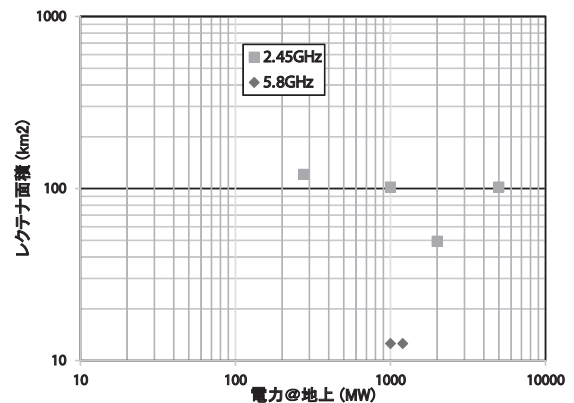


図 14 地上セグメントの面積

送電アンテナと受電アンテナの関係は、一般にフリリス(Friis)の式で示される。

$$\frac{P_r}{P_t} = \frac{A_r A_t}{(d\lambda)^2} \quad (1)$$

ここに、 P_t , P_r : 送電電力、受電電力
 A_t , A_r : 送電、受電アンテナの実効面積
 d : アンテナ間距離、 λ : マイクロ波波長
 である。ただし、これは単純化された場合であり、実際にはもう少し複雑である。

衛星から送られてくるマイクロ波エネルギーの分布パターンを計算し、一定以上の割合(収集効率、例えば 90%)で回収するための受電アンテナの大きさ A_r を決め、これから P_r が求まる。この計算において、 A_t 、 d 、 λ の組合せによってマイクロ波の広がりパターンに差が生じ、「近傍界」と「遠方界」の違いになる。(図 15)

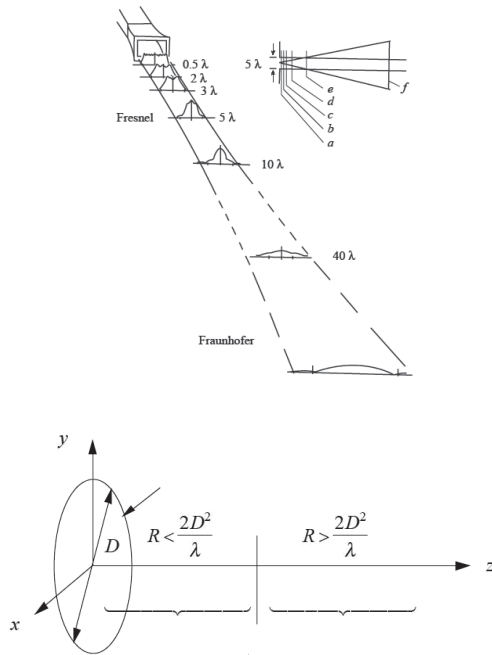


図 15 近傍界と遠方界

両者の間に明確な境界が存在するわけではないが、 $R = 2D^2/\lambda$ を目安とすると、静止軌道からの送電($d=36000\text{km}$)では、 2.45GHz の場合： $D_t < 1.485\text{km}$ の送電アンテナ径に対し遠方界、 5.8GHz 送電の場合： $D_t > 0.945\text{km}$ の送電アンテナ径に対し近傍界になっている。さらに送電アンテナ上の電力分布（テーパという）や送電アンテナ形状(円形や方形)によっても異なるが、概して近傍界になる 5.8GHz の SSPS では、ビームの拡散が少ないためレクテナの小型化につながっている。(図 14)

この場合、ビーム収集効率 η は、

$$\tau = \frac{\pi D_t D_r}{4\lambda d} \quad (2)$$

$$\eta = 1 - e^{-\tau^2} \quad (3)$$

のように τ パラメータから求まる⁶⁾。

(D_t , D_r : 送電および受電アンテナ径)

2.4 SSPS の技術目標

検討された時期によって SSPS に適用すべき技術レベルにも当然ながら変化がある。例えば 2007 年の NSSO における検討では、30 年前の CDEP 研究からの変化を表 3 のようにまとめている¹¹⁾。

表 3 30 年間の想定の変化

	1977 年	2007 年
太陽電池	効率 10% 台	40% 以上
送電部効率	半導体 20%	同 80% 以上
送電アンテナ	ローリジョイント	フェースト・アレー
電力マネジメント	50,000V	1,000V
再使用型 打上げロケット	250 トン級 専用機	25 トン級 民間機
ロボット技術	3 自由度 遠隔操作	30 自由度 自律行動
アセンブリ技術	100 名人員	ロボットのみ
宇宙工場	静止軌道上	不要

また、テザー型 SSPS を成立させるために必要な技術とコストのレベルについて佐々木は表 4 のように想定している¹²⁾。

表 4 テザー型 SSPS の成立条件

太陽電池 技術	発電効率 35%、 2kW/kg 、 0.5kW/m^2 、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 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)

同時に、「どの項目についても現有の技術よりも遥かに高い技術およ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」と述べている。

3. まとめ

SSPS は最初に米国で提唱されて以来、特に NASA を中心に大がかりな検討の高まりが見られたものの、近年では国の方針転換もあり、国レベルでの研究は行われていない。それは欧州 (ESA など) も同様である。一方、わが国では、資源輸入国としての立場から、研究は継続的に行われてきている。最近では、将来に深刻なエネルギー不足が想定されるアジア、とりわけインドや中国が SSPS に対する関心を深めている。

本報では SSPS に関する研究史と、そこで検討されたシステム案に絞ってその概要を紹介した。すべての研究活動、システム案をとりあげているわけではないことはご諒解いただきたい。

続報では、SSPS の中核を成す無線送受電技術への取組み、また、経済面や安全・環境面、ロードマップ等に関する検討について順次ご紹介する予定である。

4. 謝辞

本稿で参照している図等には、宇宙航空研究開発機構(JAXA)殿および一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構(Japan Space Systems)殿で SSPS 研究に従事されている皆様方の成果が多く含まれ、ここに感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 独立行政法人環境再生保全機構(ERCA)ホームページ：環境環境問題とエネルギーの関係
- 2) US Patent and Trademark Office : Patent No. 5019768
- 3) John C. Mankins : Space Solar Power New Energy Options for the 21ST Century Overview and Introduction, September 10-12, 2002
- 4) 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF) : 平成 12 年度宇宙太陽発電システムに関する調査研究, 2001 年 3 月
- 5) John C. Mankins : The Case for Space Solar Power, Virginia Edition Publishing LLC, 2014
- 6) 篠原ほか : 宇宙太陽発電, pp12-14, オーム社 2012 年
- 7) 宇宙航空研究開発機構(JAXA)ホームページ : 宇宙太陽光発電システム (SSPS) の研究
- 8) 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF、現 J-spacesystems) : 平成 14 年度宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究、2003 年 3 月
- 9) 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF、現 J-spacesystems) : 平成 18 年度太陽光発電利用促進技術調査、2007 年 3 月
- 10) 経済産業省 : 第 1 回宇宙産業プログラムに関する施策・事業評価検討会資料 6 J 太陽光発電無線送受電技術の研究開発, 2015 年 12 月
- 11) National Security Space Office (NSSO) : Space - Based Solar Power As an Opportunity for Strategic Security Interim Assessment, October 2007
- 12) 吉岡, 佐々木ほか : 宇宙太陽発電衛星のある地球と将来～宇宙産業と未来社会についての学際的研究, 慶應義塾大学産業研究所, 2009 年