

# 宇宙太陽光利用システムの研究状況

Summary of Studies on Space Solar Power Systems (SSPS)

高度ミッション研究センター(Advanced Mission Research Center)

森雅裕、藤田辰人、斉藤由佳

Masahiro Mori, Tatsuhito Fujita and Yuka Saito

## Abstract

We have been conducting studies on Space Solar Power Systems (SSPS) using microwave and laser beams for years since FY1998 organizing a special committee and working groups. In the study, some configurations of both microwave based SSPS and laser based SSPS has been studied. This paper presents a summary of SSPS concepts and architectures study.

## 1 はじめに

本研究は平成10年より実施しており、地球温暖化、エネルギー問題など人類が直面する地球規模の諸問題を解決する可能性を秘めた宇宙太陽光利用システム（SSPS：Space Solar Power Systems）の実現性に関する研究を行っている。マイクロ波方式およびレーザー方式のSSPSに関してシステム構成やコンフィグレーションを検討し、技術課題の抽出、研究開発ロードマップの作成、経済的フィージビリティの検討等を継続して実施している。

## 2 研究の概要

平成16年度は以下の項目について研究を行った。

### (1) マイクロ波方式 SSPS の実現性検討

1GW級のマイクロ波方式 SSPS (M-SSPS) に関しては、これまでに種々のシステム概念について検討を行ってきた。平成16年度はこれまでの検討結果を受けて、発電部と送電部を分離する方式のシステム概念を新たに提案し、その技術的成立性や経済性について検討を行った。

### (2) レーザー方式 SSPS の経済性の検討

レーザー方式 SSPS (L-SSPS) に関しては、比較的小さい規模のシステム (10MW 級) を複数接続して大出力システムとするコンフィグレーションを提案し、姿勢/軌道制御方法や排熱システムの検討等を行った。また、集光倍率を抑えながら、かつシステムの効率を

高く維持する方法として発振器と増幅器を組み合わせたレーザーシステムについても検討した。さらに、商用システムを開発していく途中の段階での技術実証のひとつとして、月極域探査ローバーへのエネルギー伝送を実現する月周回型技術実証衛星を提案し検討を行った。

### 3 成果の概要

#### (1) マイクロ波方式 SSPS の実現性の検討

M-SSPS に関しては、これまでに種々のシステム概念について検討を行ってきた。これまでは発電部と送電部が表裏一体となった送電一体化モジュールを中心として検討を行ってきたが、送電部からの発熱を適切に排熱して送電部を適切な温度範囲に維持することが容易でないこと等の問題点が上げられたため、平成 16 年度は送電部を分離した方式を中心に検討を行った。Fig.1 に 2004 年型 M-SSPS 基準モデルを示す。

本モデルの特徴は以下のようにまとめられる。

- ① 発電部と送電部を分離（構造的には接続）して排熱面を確保する。
- ② 2003 年型と同様、反射鏡は発・送電部とは独立、編隊飛行するものとする。
- ③ 発電部の大きさは集光倍率に依存するが、発電面の温度の観点からは集光倍率は 2～3 倍に制限される。ただし波長選択膜の使用、発電面の光学特性の工夫等により改善の可能性はある。
- ④ 発電部と送電部がコの字型に配置されているため、発・送電部の熱的結合は小さい。そのため、送電部の温度はほぼ送電電力分布で決まる。
- ⑤ 送電アンテナの直径が 2.5km、集光倍率が 2～3 倍の場合、送電電力分布は 20dB でも熱的に成立し得る。ただし、送電面内温度差が大きくなるため、周辺部温度が低くなりすぎる可能性がある。送電アンテナの表面特性の工夫やヒーターの追加等が必要である。
- ⑥ 送電分離型とすることにより、発電部から送電部への送電距離 2km 程度の送電系が必要となるが、その質量は 200ton 程度に抑えることが必要である。

今後は、2003 年型／2004 年型の課題を見直し、これを改良・発展させる形で検討を継続する予定である。

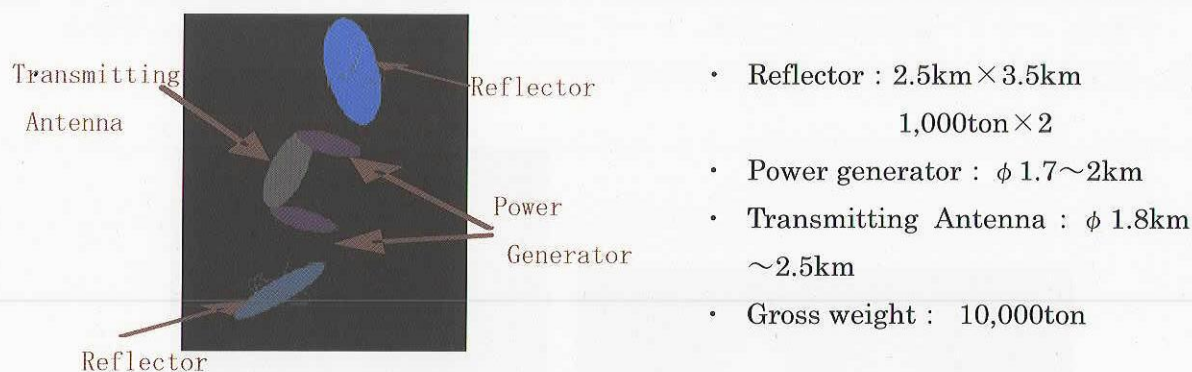


Fig.1 Microwave based SSPS (2003 M-SSPS model)

## (2) レーザー方式 SSPS の実現性検討

M-SSPS と同様に、L-SSPS についてシステム概念、基本コンフィグレーション、主要機能等の検討を行った。Fig.2 にレーザーSSPS の基本ユニットモデルを示す。

基本ユニットは一次/二次光学系、レーザーモジュール（レーザー発振部、送信ビーム整形、指向部を含む）、ラジエータから構成される。レーザー発振には太陽光直接励起型固体レーザーを使用し、太陽電池を不要とすることで高効率なエネルギー変換が期待できる。ただし、効率よくレーザーを励起するためには太陽光を高倍率に集光する必要があるため、高性能排熱技術が重要となってくる。本基本ユニットでは、ラジエータ内部の熱移送距離及び軌道上での組立作業性等を考慮して、ラジエータは 100m × 100m とし、この規模のラジエータで排熱できる熱量は最大 10MW と仮定した。太陽光直接励起型固体レーザーでは、レーザー媒質に入射する太陽光エネルギーの 1/3 程度がレーザー光に変換され、1/3 程度が熱となると見込まれているため、本ユニットのレーザー出力も 10MW 程度となる。必要な一次集光鏡は 100m × 100m × 2 式となる。

レーザー媒質としては、大気伝送効率のよい 1.06 μ m の波長のレーザーを発振する Nd : YAG レーザーが有望であるが、ディスク型、ファイバー型等の複数の選択肢があるため、比較検討を実施中である。また、平成 16 年度は集光倍率を抑えながら、かつシステムの効率を高く維持する方法として発振器と増幅器を組み合わせたレーザーシステムについても検討したが、適用性等については今後も継続検討の予定である。

また、大出力（1GW 級）のシステムを構築するためには、本基本ユニットを多数、直列接続して全体として棒状のシステムとする。（Fig.2）静止軌道上で長手方向を軌道面垂直に太陽指向の姿勢で飛行することで、太陽方向から見たシステムの形状は対称となり太陽輻射圧による姿勢擾乱トルクは発生しない。反太陽方向に流す力が常時作用し、周期的な重力傾斜トルクが発生するが、定量的な解析によると制御用の燃料は少量でよい。個々の基本ユニットで生成されたレーザー光は一本のレーザービームに集約して地上に伝送するか、あるいは個々の基本ユニットから独立に送出するかを選択になるが、独立に送出する場合、地上におけるレーザー受光方法に工夫が必要である。



今後は、レーザー媒質の組成・形状、レーザー発振部の構成、集光倍率と方法、排熱方法、組立方法等の詳細について検討を重ねる予定である。

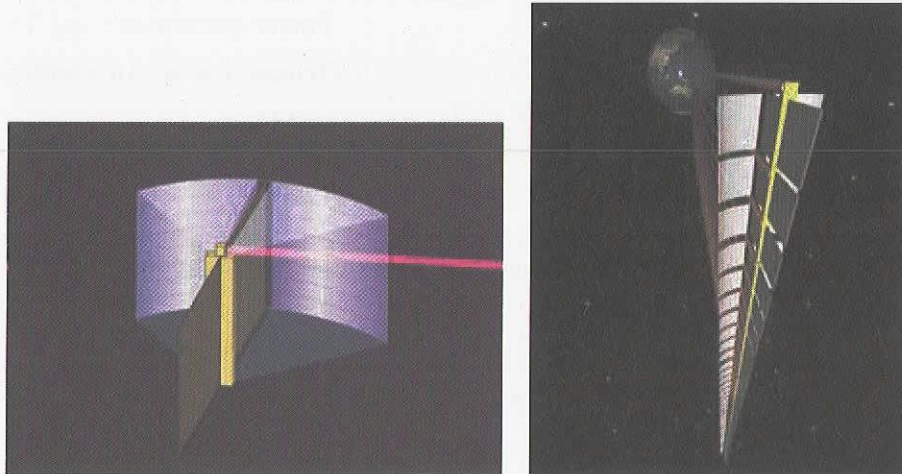


Fig.2 Laser based SSPS (Left: one base unit/Right:1GW-class)

L-SSPS の実現性検討では、さらに、商用システムを開発していく途中の段階での技術実証のひとつとして、月極域探査ローバーへのエネルギー伝送を実現する月周回型技術実証衛星を提案し検討を行った。現在、注目を浴びている月探査では地球の約 2 週間にわたる昼と夜が交互にあり、昼夜の温度差が大きくなるため、アポロ計画時代とは異なりロボットや人類が長期間にわたり活動や探査を行う環境を整えるためにはエネルギー確保および伝送技術が必要不可欠である。月周回型技術実証衛星についてミッション内容/軌道/規模/レーザー方式/回線の成立性等の検討を実施した。

#### 4 まとめ

本研究では、マイクロ波方式およびレーザー方式 SSPS のシステムコンフィギュレーションを提案し、その実現性や技術的課題等の検討を行った。本検討結果に基づき、2030 年頃に技術的にも経済的にも成立し得る商用化システムを実現させるための課題を掲げ、要素技術開発ロードマップも作成中である。

今後は、引き続き実現性検討を深め、要素技術開発ロードマップの精度を高める必要がある。