

## 宇宙太陽発電システムの検討現状と進め方提案

### Current Status of a Space Solar Power System Study and its Program Proposal

高野 忠\*†  
Tadashi TAKANO

太陽発電衛星 (SPS)は、システムが極めて巨大であるため、一般に理解されにくい。その一因は、システムの構成と機能が未だ示されないことにある。本論文では、SPS の所要技術を概観し、特にシステム開発の岐路となる衛星姿勢制御とスリップリング、および巨大アンテナ技術の検討現状を示す。次にこれまで検討されてきた諸システムモデルの課題を明らかにして、あわせて段階的な開発手法を提案する。

A solar power satellite (SPS) is hard to be understood by the public due to its extremely large system scale. One of the reasons is that the constitution and function of the system is not clarified yet. This paper surveys the necessary technologies first. Especially, satellite attitude control and a relevant slip ring that indicate the crossroads of system development, and a huge antenna technology are presented. Next, several system models studied so far are introduced. The stepwise scenario of development will be proposed.

**Keywords** : 宇宙太陽発電, 巨大システム, 衛星姿勢制御, スリップリング, アレーアンテナ, 大量生産アンテ, 線表

#### 1. はじめに

太陽発電衛星 (SPS)は、将来のエネルギー源として有望である<sup>1-3)</sup>。すなわち炭酸ガスや廃棄物の排出は無いので、環境に優しい。太陽という無限のエネルギー源を利用するので、資源枯渇の問題がない。しかも地上の太陽光発電と比べ、夜という発電不能時間が無く、天候に左右されないため、平均発電時間ははるかに長い。従ってその研究開発に対するニーズは、明確である。

この利点のゆえに Innovation for Cool Earth Forum (ICEF) 2016 において、核融合技術と共に注目すべき新電源として取り上げられた<sup>4)</sup>。しかし SPS はシステムが極めて巨大であるため、ICEF 2016 のみならず常に、様々な指摘や質問がある<sup>5-8)</sup>。

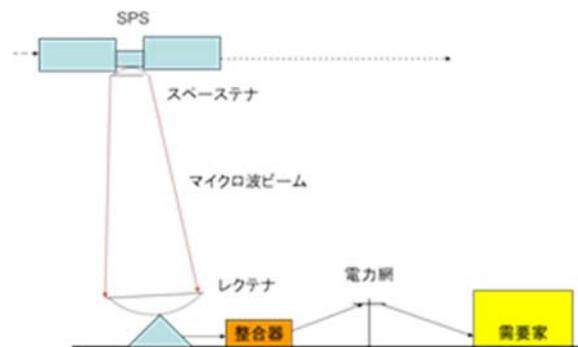
それらの技術課題を解決するため、種々のシステムモデルが提案されてきた<sup>9-17)</sup>。しかしシステムとしての成立性が、確認されていないので、さらなる検討が必要である。また基本技術の開発の他に、野外での無線送電実験も行われてきた<sup>18,19)</sup>。しかし衛星システムを実現するため必要な機械的および電気的技術が、地上で実現・確認できたとは言いがたい。

本論文では、SPS システムの所要技術を概観し、システム開発の岐路となる技術の検討現状を示す。あわせて、今後取るべき検討方向を提案する。

#### 2. 宇宙太陽光発電の目的とシステム概要

SPS システムは、人工衛星 (SPS) と地上の受電設備 (レクテナ)、および電力網との接続装置で構成される。すなわち第 1 図に示すように、SPS から電磁波エネルギーをビーム状にして送り、レクテナで受電・整流する。

地球の周りを公転する人工衛星は、一般には地球の自転と同期しない。その中で静止軌道 (GEO) では、衛星の公転と地球の自転が同じ角速度になるので、衛星は地球上の点から見てほとんど静止して見える。本格的 SPS は、GEO 上に設定される。しかし開発途中の実証衛星は、送電と受電のアンテナ寸法を小さくできるので、低地球軌道 (LEO) に上げるのが適当である。



第 1 図 SPS システムと電力網の接続

#### 3. システム実現のための所要技術

SPS システム実現のため必要となる技術は、以下のようである。

† Corresponding author: Tadashi TAKANO. E-mail: ttakano@ac.jaxa.jp  
\* 日本大学  
〒274-8501 船橋市習志野台 7-24-1  
Nihon University, 7-24-1 Narashino-dai, Funabashi, 274-8501 Japan  
©SSPSS

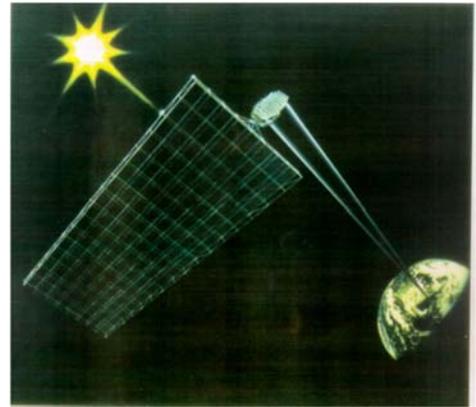
- (1) 寸法・重量共に巨大な構造体の製造・構築<sup>20)</sup>.
- (2) 衛星の姿勢制御.
- (3) 太陽電池による大電力の発電と、衛星内伝送<sup>21)</sup>.
- (4) 衛星 SPS からごく細いビームを作ること<sup>22)</sup>.
- (5) その細いビームを、制御すること<sup>23)</sup>.
- (6) 半導体技術、特に受電側のマイクロ波整流素子<sup>24)</sup>.
- (7) 整流素子の接続形態.
- (8) 打ち上げコストを下げること.

上記 (2) と (4) は、SPS の構成に大きな影響を持ち、今後の技術検討の分岐点となるので、以下で検討する。

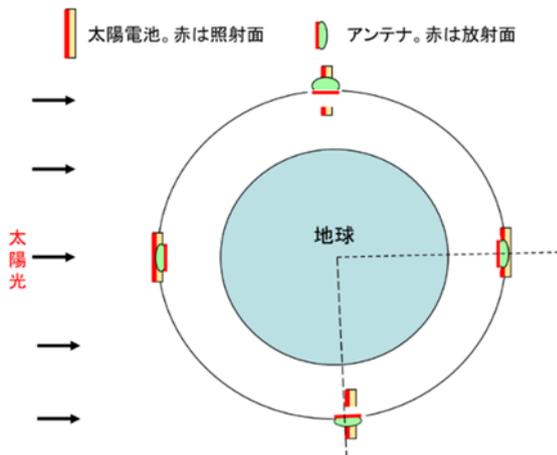
まず項 (2) の衛星の姿勢制御は、全体の傾き制御と、構成要素である太陽電池と送電アンテナの回転制御に分けられる。特に後者については、第 2 図の場合 2 物体（送電アンテナと太陽電池）を相対的に回転可能にするためにロータリージョイント (RJ) が、回転部を通して電力伝送するためにスリップリング (SR) が、各々必要である。実際にはこの RJ と SR は、一体で構成されるが、巨大であるがゆえに技術的に難しいと思われがちである。

RJ/SR を使うシステムとしては、NASA の規準モデル<sup>9)</sup>がある (第 3 図)。それに対し RJ/SR を使わないシス

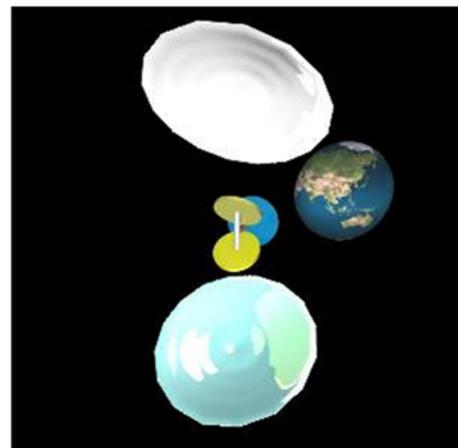
テムとして、太陽電池を太陽指向させる編隊飛行モデル (第 4 図) と、太陽指向させないテザモデル (第 5 図) が、各々提案された。この 3 種のモデルでは RJ/SR の有無だけでなく、衛星姿勢制御方式や軌道制御方式、熱制御方式、送電アンテナ形式が大きく異なる。その他 Abacus システムでは、太陽電池とアンテナを固定し、巨大な反射鏡により放射ビーム方向を 90 度変えることを提案している<sup>13)</sup>。



第 3 図 SPS 規準システム (NASA イラストレーション)<sup>10)</sup>

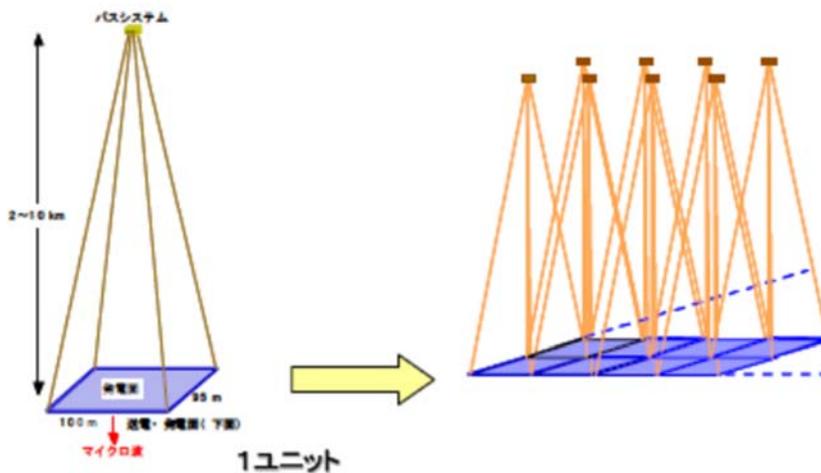


第 2 図 太陽電池板とアンテナの相対回転を制御



第 4 図 編隊飛行モデル<sup>11)</sup>

多数のテザーユニットを接続して構成するテザーSSPS

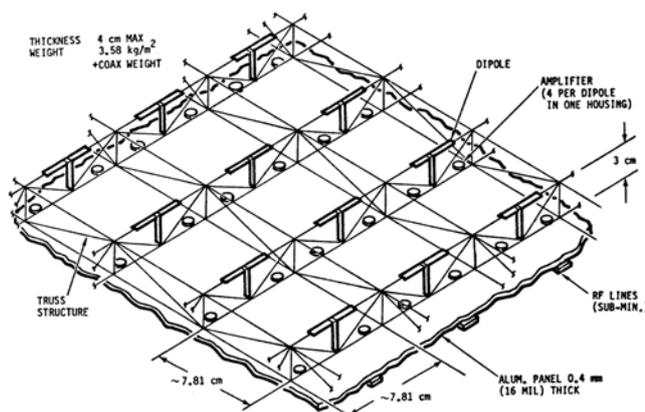


第 5 図 テザモデル<sup>12)</sup>

このモデルではRJは要らないが、巨大な方位角マウントが必要になる。また反射鏡は波動工学的に、アンテナ開口より相当大きくする必要があり、技術課題が大きい。従って本論文では、詳細検討に取り上げない。

次に項(4)のごく細いビームを作ることは、SPSから3.6万km離れたレクテナに、電力を漏れなく送るため必要となる。そのビーム幅は、周波数2.45GHz、レクテナのアンテナ直径5kmとすると、 $8.0 \times 10^{-3}$ 度と極めて狭い。例えば、宇宙探査機はやぶさを追跡したJAXAの64mアンテナは、いったん探査機を見失って再補足するのに手間取った。それでもそのビーム幅は $3.2 \times 10^{-2}$ 度であり、SPSよりはるかに広いのである。

ビーム幅はアンテナ直径に反比例する。従ってNASA案では、直径1kmでアレー素子数2億個と巨大になる。ところが現存のアンテナで最大は、アレシボのパラボラアンテナが直径305mである<sup>25)</sup>。このパラボラは大きすぎて振れず、地上に固定されている。アレーアンテナとして日本最大は、京都大学MUレーダの直径103mであり、475素子を有する<sup>26)</sup>。SPS用の巨大アンテナは、これらの現存アンテナより桁違いに大きい。具体的検討がこれまでほとんどされていなかった。第6図のようなアレーアンテナは、手作り要素が多いため、製造不可能なのである。



第6図 規準システムで想定されたアレーアンテナ<sup>9)</sup>

それに対し、下記のような技術が、提案され始めている。

- (1) 特殊蝶番を使わない展開構造<sup>27)</sup>
- (2) 放射素子を平面構造にして、印刷により作製する<sup>28)</sup>
- (3) 給電回路の簡略化・平板化<sup>17)</sup>
- (4) 間引き給電や副アレー給電による給電素子の削減<sup>29,30)</sup>
- (5) 一様励振・不等間隔アレー<sup>31)</sup>
- (6) 軌道上組み立て<sup>32)</sup>

これらは従来のアンテナが一品製作されたのに対し、大量生産アンテナ工学と呼ぶべき技術分野となる。実際のアンテナ価格は、ここに示した技術要素とともに、市場規模により大きく左右される。SPS関係のアンテナ需要は5節の線表に従って増えると思われるが、その他の関係例えば通信やレーダ用の需要はSPS線表より前倒して拡大する可能性がある。

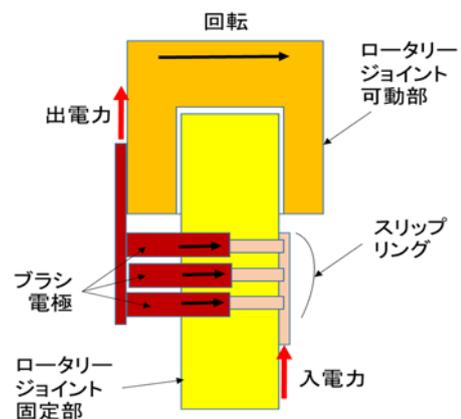
翻ってこれまで行われてきた野外での無線送電実験<sup>18,19)</sup>では、世界的にも貴重なデータが得られた。しかしそ

こで実現した送電アンテナは、軌道上に展開するための機構やアンテナ構造を考慮していないため、上記技術の(1)(4)(5)あるいはその基礎技術を実証したとは言い難い。またビームの集束性を設計し、十分な性能を得るまでに至っていない。ただし(3)給電回路の簡略化・平板化は、上記実験である程度実現されている<sup>18)</sup>。

#### 4. これまで検討されてきたシステム

##### 4.1 ロータリージョイント/スリップリングの検討

上述のように、ロータリージョイント(RJ)とスリップリング(SR)は極めて重要な部品であるので、その状況を概観する。RJ/SRの例を、第7図に示す。スリップリング



第7図 スリップリング(SR)の構成

は、リング状電極とブラシ電極で構成される。

NASA規準システムではRJ/SRが、検討資料<sup>9)</sup>に簡単に記述されている。摺動部分の図はブラシの配置のみを示しているが、リング電極は3個、ブラシ電極は32個をひとまとめ(靴と呼ぶ)にして3個の靴になっている。この金属接触面を通しての最大電流密度は、 $7.7 \text{ A/cm}^2$ としている<sup>9)</sup>。接触圧や電気抵抗などを検討項目として挙げているものの、当然あるべきデータは記されていないが、既存システムの実現値からある程度類推できるはずである。

従ってSRは、NASAで困難技術と認識されていないようである。実際RJは、超大型アンテナの回転機構と似ており、先行技術として参考にできる。しかもSPSでは、360度/日と一定速度でゆっくり回るので、技術的に易しく実現可能と思われる。

次にSRに、十分な電力を通せるかを検討する。規準システムでは上記のように、ブラシ電極を多数に分割して、全面接触の場合に比べて回りやすくしている。それに対し、ここでは技術的可能性をみるために、電極分割構造を考えないで全面接触状態を例にして、大まかに桁数での検討を試みよう。

例えば100万kWの電力を通す場合、太陽電池の電圧を1万Vとすると、電流は10万Aである。金属接触面を通せる電流密度は、現在技術でも $15 \text{ A/cm}^2$ は可能である。NASA規準システムの機械的構成を前提にすると、RJは直径6mなので、SRが同じ直径とするとリング状電極の

幅は 3.6 cm と求まる。すなわち RJ の周りに、幅 4 cm 程度の金属接点を巻けばよく、これは可能である。実際には、衛星全体の強度設計を基にして RJ の長さや太さを決めてから、電極の分割法・形状を設計すればよい。

ただ日本においては、非制御方式を取るべきだという流れがあった。理由としては、(1) 宇宙環境での 10 kV 以上のスリップリングは困難、(2) システムの脆弱性 (one-point failure)、(3) 可動部の長期運用の為にメンテナンス要求、と言われている。しかしむしろ目的が重要で、実験用の LEO 衛星では受電時間が極めて短いので、難しい姿勢制御を避けて送受電機能を確認するだけにしたものである。

本格的な GEO 上の SPS において考えると、(1) は前述のように間違っている可能性があり、少なくとも即断すべきではない。(2) と (3) は、実際のシステム構成によると大きいところが多い。今考えられる点を挙げれば、(2) については、SPS と宇宙デブリとの衝突が危惧される。これに対し、宇宙基地のような大規模システムにおいて一般的になっている方法を採用すれば、なるべく構造体の強度をあげておき、最悪マヌーバによりデブリ回避することになる。(3) では、劣化した部品の交換が考えられる。打ち上げ前に、交換判断基準を決めて、故障箇所へのアクセス法や交換法を定める必要がある。

以上から現時点で、NASA システムを排除して、非制御方式を取る理由は無い。システム検討に入る前に、アンテナや制御など基幹技術についてもっと課題を詰めるべきである。それらはまず既存の地上システムから、外挿により検討し、次いで宇宙実証を行う。そしてシステムの脆弱性やメンテナンス問題は、事例が多岐にわたるので、具体的なシステム設計段階で検討していく必要がある。

**4.2 種々のシステムモデル** 前述の技術岐路に応じて、これまで日米で種々のモデルが提案されてきた。例えば、前述の米 NASA 規準モデル<sup>9)</sup>や編隊飛行モデル<sup>11)</sup>、テザモデル<sup>12)</sup>、Abacus モデル<sup>13)</sup>の他に、NEDO ぐる巻モデル<sup>14)</sup>や米 Fresh Look Study モデル<sup>15)</sup>、米 ALPHA モデル<sup>16)</sup>がある。これらは本格的な GEO 衛星である。

さらに SPS2000 モデルは、LEO 衛星であり、太陽電池と送電アンテナが固定されている<sup>17)</sup>。このシステムは発電時間と効率が悪いが、電磁波エネルギーの伝送実験には用いることができる。これらのモデルにおいて、システム検討されたものは未だ少ない。

主なモデルについて、システム化するため検討すべき点は次であろう。

- (1) 米 NASA 規準モデル
  - ・アンテナと姿勢制御の成立性
  - ・RJ/SR の地上実験：真空状態で行う
  - ・軌道上での安全性と保守法
- (2) JAXA 編隊飛行モデル
  - ・反射鏡と衛星の軌道問題
  - ・姿勢と軌道の制御精度
  - ・軌道上実証を初期で行う。
- (3) USEF テザモデル
  - ・テザの伸展・制御性、切断への対応。

- ・錘の作り方
  - ・最終複合体の成立性（多数テザ，縦横同じ寸法）
  - ・軌道上実証を初期で行う。
- まず既存システムにおける実現値から外挿で推定し、地上実験や軌道上実験で、製作法・性能を実証していく。

## 5. SPS 実現のための線表

線表はシステム実現のため、極めて重要である。商用化に至るまでを次のように 4 段階に分けて、各段階での目的を明確にして進めるべきである。

### (1) 地上実証

この目的は、大電力の生成・整流とアンテナの構成を示すことである。送電アンテナについては、BBM (Bread Board Model) として、機能試験を行う。すなわち多重折り畳みアレーアンテナの機械的展開性<sup>27)</sup>と電気的なビーム集束性<sup>33)</sup>を、実現しかつ検証する。

前者の検証は工場内で、必要なら重力を補正しながら行えば良い。後者の検証には、ある程度の距離(例えば 100 m)離れた点で、受電アンテナ開口面内に 90%以上の電力を集束する。そのためには例えば、放射パターンの第 1 スルを受電開口に合わせて、かつ開口外での放射レベルを -15 dB 以下にする必要がある<sup>34)</sup>。

### (2) 軌道上実証 #1

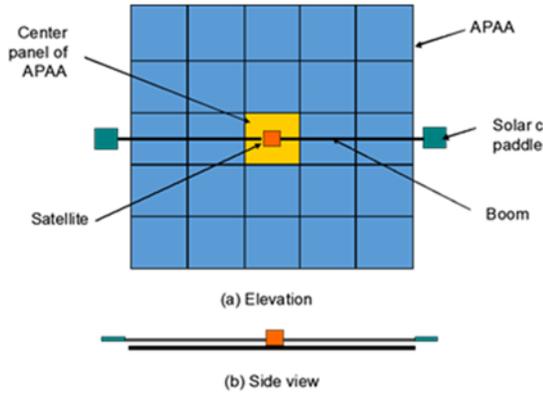
衛星から細いマイクロ波ビームを、地上レクテナに正確に納める技術を実証する。そのため大きなアンテナを要するので、小型衛星は適しない。この段階で、SPS モデルの基本問題を解決して見せる。軌道上実証 #1 は、送電アンテナの技術難度を低くするため、なるべく低い軌道に上げるのが良い。

次に、具体的なシステムパラメータを検討する。例えば高度 300 km で周波数 2.45 GHz として、放射ビームの電力半値幅を直径 1000 m とすると、送電アンテナは 1 辺 39 m となる。ただしこのビーム幅を現存する単一の受電アンテナでカバーするのは不可能であるから、受信車を移動させて測定することになる。ロケットのノーズフェアリングに入れるためにはパネルは 1 辺約 3 m 以下と制限されるので<sup>35)</sup>、この場合 (13×13) 枚のパネルが必要になる。パネルの厚さを 3 cm とすると、パネル 169 枚の厚さは 507 cm となる。これは多重折り畳み構造(上下左右それぞれ 6 段階折り)で、はじめて可能になり、1 回の打ち上げで済ませられる。パネル表面に配置する放射素子は、36 万個にのぼり、アンテナ技術の難度は高い。

この実験は、大電力伝送のデモンストレーションではないので、地上でアンテナパターンを測れば良い。従って送電電力については、10 W 程度で済む。それに伴い太陽電池も、2 m<sup>2</sup>程度で良く、折り畳みアンテナと同時に打ち上げられる。この場合の衛星概形を、第 8 図に示す<sup>36)</sup>。

### (3) 軌道上実証 #2

100 kW 級衛星を赤道上低軌道に上げて、大電力伝送のデモンストレーションを行なう。この段階から、電力会社を共同実験に入れる。この実験のためには、軌道上組み立てが必要になる。その基幹である遠隔ドッキング技術は、



第 8 図 軌道上実証 # 1 の SPS 概形 (ただし, 上下左右 2 段折りの例)

日本で ETS-VII 衛星で実証済みである<sup>37)</sup>. また宇宙基地への無人宇宙補給機・こうのとりのドッキングにも, 最終段階は手動であるものの, 実用されている.

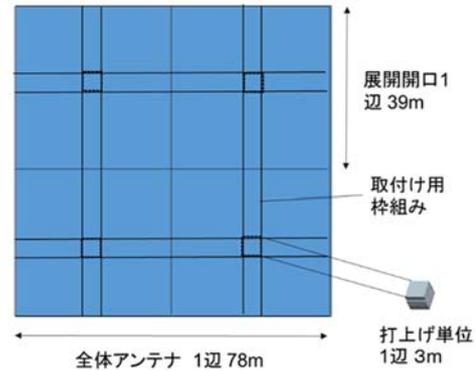
具体的には実験衛星諸元が決まらないと言えないが, イメージを掴むため次のような仮定をして検討してみよう. 高度 300 km で周波数 2.45 GHz とし, 放射ビームのヌル点を新しく作るレクテナの直径 1000 m に合わせる (電力半値幅は 500 m). そうすると, 送電アンテナは 1 辺 78 m となり, ロケット 1 機では運べない. 前記のように一回打ち上げで, 部分アンテナとして 1 辺 39 m の展開開口ができるので, 4 回の打ち上げが必要になる.

そして第 9 図に示すように, 事前にアンテナを設置する取付け用枠組みを打ち上げておき, 部分アンテナを嵌め込んで組み立てることになる. この実験には大電力が必要であり, 太陽電池は 1000 m<sup>2</sup> 程度になる. そのためにも, 複数回のロケット打ち上げを要する.

(4) 商用化

1 GW 級衛星を GEO に実現する必要がある. 大規模予算が必要になるが, 商業運用する. 開発と運用は, エンドユーザーである電力会社を中心になる.

線表の具体例を, 第 10 図に示す. 3 節で説明した大量



第 9 図 軌道上実証 # 2 の SPS 構成

生産アンテナ工学技術は, 早期に実証すべきである. 各項目のうち (1) ~ (4) は地上実証試験で, (5) は軌道上実証 # 2 で, 各々実施することになる.

この進め方の特徴は移行判断点において, 前の線で技術的課題が解決されており次の線へ移って良いか, 判断することである. 前段階で新しい技術が出てくれば, 次の線で生かして使う. もし課題が解決されていなければ, 次には移らない. その場合, 前の線で開発された技術が無駄にならないように, 別な流用も考える.

一般に後段階では前段階より, 数~数 100 倍の金がかかるのが普通である. 前述のように段階的に進めれば, 初期段階で許容できない程大きな予算を, 要求する必要がない. 第 10 図の線表において, 軌道上実証 # 2 以降は多数回のロケット打ち上げが必要になる. そのため SPS の成立性と有益性を, 国に認めさせる必要がある. また SPS システムは 30 年を要する長期計画となるので, 開発途中での取得技術を, 外部に積極的に応用することを考える<sup>38)</sup>.

6. まとめ

太陽発電衛星システムは, 姿勢制御法と衛星軌道により, システム構成が大きく異なる. そのため, いくつかのモデ



第 10 図 開発線表例

ルが検討されてきた。スリッピングの性能と構成を検討したところ、現時点で NASA 規準モデルを排除すべき理由は見当たらない。送電アンテナに対しては、大量生産アンテナ工学技術を確立し、早急に BBM を検討すべきである。

各モデルにおいて特有の課題があるが、正面から検討すべき時期になっている。また軌道上で実証すべき要素を明らかにして、システム開発を段階的に進めるべきである。最終的な商用化段階では、電力系会社やグリーン産業が、実用化への開発を進める。

本論文で周波数は、システム設計において重要であるにもかかわらず、深く検討しなかった。数値が要る場合は、単に 2.45 GHz を仮定したが、この周波数では 5.8GHz に比べて、アンテナが大きくなるが増幅や整流の技術がやさしくなる。また部品コストに大きな影響を持つ市場が、電子レンジと同じなので大きい。さらにアンテナについては、周波数が変わっても比例関係により性能を推定できる。いづれにしても周波数は今後、システム全体を最適化するために決めるべきである<sup>39)</sup>。

SPS の予算を確保するために、SPS に対する国の信託を得る必要がある。また SPS 実用化には国際協力が不可欠であるが、打ち上げに対しては価格を下げるため外国に任せるといことも考えられる。また開発途中での取得技術を、外部に応用することも考えていくことが重要である。

## 参考文献

- 1) 松本紘: 宇宙太陽光発電所, ディスカヴァー・トゥエンティワン, 東京(2011).
- 2) 佐々木進: 宇宙太陽光発電に挑む, NHK 出版, 東京(2011).
- 3) 高野忠: エネルギーの未来 宇宙太陽光発電 宇宙の電気を家庭まで, アスキー・メディアワークス, 東京(2012).
- 4) ICEF 2016 について, <http://www.icef-forum.org/jp/>
- 5) 長谷川晃: ビッグサイエンスに関わる科学者の社会的責任, 日本物理学会誌, **57** (5) (2002), pp.342-344.
- 6) 高野忠: 宇宙で太陽光発電, 毛利衛のサイエンスカフェ, 東京 (2013), <http://www.scj.go.jp/ja/event/pdf2/h-130125.pdf>.
- 7) 松本紘: 長谷川晃氏の「ビッグサイエンスに関わる科学者の社会的責任」に対する反論: 宇宙太陽発電に関して, 日本物理学会誌, **57**(7) (2002), pp. 533-534.
- 8) 長谷川晃: 松本紘教授への返答, **57**(7) (2002), pp. 534.
- 9) Hanley, G. M.: Satellite power systems (SPS) concept definition study I-Executive summary, NASA, CR- 3317 (1980).
- 10) Glaser, P. E., Davidson, F. P. and Csigi, K. I.: Solar power satellites, John Wiley & Son, New Jersey (1998).
- 11) 森雅裕, 香河英史, 斉藤由佳, 長山博幸: JAXA における宇宙エネルギー利用システムの研究状況, 第 7 回 SPS シンポジウム講演集 (2004), pp.132-137.
- 12) 三原荘一郎, 斉藤孝, 小林裕太郎, 金井宏: SSPS に関する USEF の活動状況(2006), 信学技報 (2007), SPS2007-01.
- 13) Wie, B. and Roithmayr, C.: Integrated Orbit, Attitude, and Structural Control System Design for Space Solar Power Satellites, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference & Exhibit, Montreal, Canada, AIAA Paper 2001-4273 (2001).
- 14) 三菱総合研究所: 太陽光発電システム実用化技術開発, 太陽光発電利用システム・周辺技術の研究開発, 宇宙発電システムに関する調査研究, 新エネルギー・産業技術総合開発機構委託研究, (1992-1994).
- 15) Mankins, J. C.: A fresh look at the concept of space solar power, Proc. SPS'97, S7041 (1997).
- 16) Mankins, J. C.: The Case for Space Solar Power, Virginia Edition Publishing, Houston (2014).
- 17) SPS2000 タスクチーム: SPS2000 概念計画書, 宇宙科学研究所 (1993).
- 18) 佐々木拓郎, 後藤準, 當山善彦, 高橋智宏, 本間幸洋, 佐々木謙治, 中村修治: マイクロ波電力伝送試験モデル用送電部開発, 信学技報 **114** (524) (2015), pp. 81-84.
- 19) 安間健一, 中村修治, 佐々木謙治, 佐藤正雄: 無線送電技術の地上応用 (スピノフ) 実験, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, IL11 (2015).
- 20) 藤田辰人, 上土井大助, 大橋一夫: 宇宙太陽光発電システムの大型構造物組立技術の検討状況, 第 16 回太陽光発電衛星研究会・宇宙太陽光発電システムシンポジウム, 静岡 (2013).
- 21) 高浦直己, 田中孝治, 白澤洋二, 横田力男, 加藤秀樹, 森治: SSPS 運用に向けた新規薄膜太陽電池を用いた大規模発電システムに関する研究報告, 第 1 回宇宙太陽光発電(SSPS)シンポジウム, 東京 (2015).
- 22) 高野忠, 三枝健二, 宮崎康行: スペースステナからみた太陽光発電衛星の技術課題と解決策, 第 1 回宇宙太陽光発電(SSPS)シンポジウム, 東京 (2015).
- 23) 三谷友彦, 田中俊二, 蛭原義雄: デジタル移相器損失を考慮したフェーズドアレイアンテナにおける無線伝送電力の最大化, 第 13 回太陽光発電衛星研究会・宇宙太陽光発電システムシンポジウム, 東京 (2010).
- 24) 本庄和彦, 石川亮, 高山洋一郎: マイクロ波無線電力送電用高効率 GaN-HEMT F 級電力増幅器の基本技術, 第 13 回太陽光発電衛星研究会・宇宙太陽光発電システムシンポジウム, 東京 (2010).
- 25) アレシボ電波望遠鏡, <http://websites.suagm.edu/ao/?q=the-305m-telescope>
- 26) 高野忠, 佐藤亨, 柏本昌美, 村田正秋: 宇宙工学シリーズ 1 - 宇宙における電波計測と電波航法 (第 2 版), コロナ社, 東京 (2005).
- 27) 高野忠, 三枝健二, 細野裕行, 宮崎康行, 内山賢治, 荒木友太: 多重折り畳み型フェーズドアレイアンテナ, 電子情報通信学会総合大会, B-1-170 (2011).
- 28) 高野忠, 三枝健二, 常光康弘, 佐藤治, 須田保: CPW 型 ULPD を用いたアンテナと給電素子の統合実装の提案, 電子情報通信学会通信ソサイエティ大会, B-1-187 (2010).
- 29) 柴田国明, 細野裕行, 三枝健二, 高野忠: 1 波長線路により結合した印刷ダイポールアレイアンテナの解析, 電子情報通信学会論文誌 B, **J98-B** (7) (2015), pp.664-671.
- 30) 高野忠, 三枝健二: 副アレー集合概念による大規模アレーアンテナの特性, 電子情報通信学会総合大会, B-1-134 (2013).
- 31) 長縄俊博, 柴田国明, 三枝健二, 高野忠: 無線電力伝送のための不等間隔アレーアンテナによる放射制御, 宇宙太陽光発電, **2** (2017), pp. 28-30.
- 32) 高野忠, 三枝健二, 宮崎康行: 人工衛星搭載用多重折り畳みアレーアンテナ, 電子情報通信学会ソサイエティ大会, B-21-19 (2014).
- 33) 柴田国明, 宇野孝, 三枝健二, 高野忠: 移相配列アンテナを用いた集束性電磁波ビームの解析, 電子情報通信学会論文誌 B, **100** (3) (2017), pp. 245-252.
- 34) 村尾洋二, 高野忠: 無線電力伝送における開口面アレー形送電アンテナとレクテナの設計に関する一検討, 電子情報通信学会論文誌 B, **81** (1) (1998), pp. 46-53.
- 35) H-IIIB ロケットの概要 [http://www.jaxa.jp/countdown/h2bfl/overview/h2b\\_j.html](http://www.jaxa.jp/countdown/h2bfl/overview/h2b_j.html)
- 36) 高野忠, 三枝健二, 宮崎康行, 篠原直毅, 坂井真一郎, 牧謙一郎, 藤野義之: 無線電力伝送用大型展開アンテナの実現法と応用, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 3H16 (2014).
- 37) 河野巧, 李野正明, 堀口博司: 自動ランデブ・ドッキング技術 ~ETS-VII ランデブ・ドッキング実験システム, 計測と制御, **35** (11) (1996), pp. 837-841.
- 38) 後藤大亮: SSPS 研究開発シナリオ (初版) の紹介, 宇宙太陽光発電, **2** (2017), pp. 10-14.
- 39) 小林哲: ワイヤレス電力伝送に関する ITU における検討状況と今後の展望, 宇宙太陽光発電, **2** (2017), pp. 1-5.

(2017. 2. 3 受付)