

## 宇宙エネルギー利用システムの研究(A Study of the Space Energy Utilization)

フォーメーションフライトにより構成されるSSPS  
Solar Power Satellite System Configured by Formation Flying

システム評価技術グループ 武市昇

システム誘導技術グループ 上野浩史、小田光茂

Space Systems Evaluation Engineering Group, Noboru Takeichi

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group, Hiroshi Ueno and Mitsushige Oda

## Abstract

This paper presents a new concept of a solar power satellite system configured by formation flying (Formation-Flying Solar Power Satellite: FF-SPS). In this concept, the solar power satellite system consists of sunlight reflectors and an Earth-pointing segment. The Earth-pointing segment is on a common GEO, and the reflectors are placed on the north and south by using solar pressure to raise their orbits from GEO. Therefore, the orbits of the reflectors and that of the Earth-pointing segment make three parallel GEOs. The feasibility is also discussed focusing on the orbital and attitude mechanics of the reflector. Through some analyses, it is shown that the required propellant for the control of the formation flying SPS is about a few 10% larger than that for previous concepts. The structural feasibility is also discussed through FEM analyses. It is revealed that it is possible to assemble the lightweight reflector structure with sufficient stiffness using deployable structures based on current technologies. Although FF-SPS requires more control propellant than previous concepts, its feasibility is technologically equivalent to previous ones. FF-SPS is the first concept that has both Earth-pointing and Sun-pointing segments without any single point of failure.

## 記号

- $A$  : 反射鏡面積  
 $m$  : 所要推薬量  
 $M$  : 反射鏡質量  
 $P$  : 太陽輻射圧定数、 $P = 4.5 \times 10^{-6} [N/m^2]$   
 $w_e$  : 静止軌道角速度  
 $\alpha$  : 太陽光が軌道面に対してなす角  
 $\theta$  : 反射鏡が軌道面に対してなす角  
 $\rho_a$  : 反射鏡吸収率  
 $\rho_d$  : 反射鏡散乱率  
 $\rho_s$  : 反射鏡反射率

## 1. はじめに

JAXAが中心となって組織している「宇宙太陽発電システム検討委員会(座長:京都大学松本教授)」、「宇宙レーザーによるエネルギー利用システム検討委員会(座長:中井阪大名誉教授)」では1GW級の実用の宇宙エネルギー利用システム(いわゆる太陽発電衛星、SSPS: Space Solar Power System)を実現することを念頭に、そのシステム概念の検討、要素技術の検討を行っている。本稿では、システム概念の検討において革新的なコンセプトとして提案されたフォーメーションフライトにより構成されるSSPS<sup>1,2</sup>(Formation-Flying Solar Power Satellite: FF-SPS)について報告する。

宇宙エネルギー利用システム(太陽発電衛星システム、以下SSPS)には、これまでに多くのコンセプトが提案されてきた<sup>3-5</sup>。それらの多くは、高効率化のために太陽指向部と地球指向部から成っている。しかし、大電力の衛星内部の長距離輸送

や回転機構内部の輸送が必要であったり、送電部では電力集中が生じたりするため、結果的に電力分配機能の質量がシステム全体のほとんどを占めてしまうという欠点があった<sup>6</sup>。この対策として、近年システム内部のエネルギー輸送を光の状態で行い、発電部と送電部を一体化したモジュールを用いることが提案され、この案を元にいくつかのコンセプトが提案された<sup>7-9</sup>。これらの一部はNASDAリファレンスシステム(Fig.1)やIntegrated Symmetrical Concentrator (ISC, Fig. 2)と呼ばれている。いずれも太陽光を集め垂直に反射するための大型の集光鏡を持ち、中央部に送電部を持っている。

いずれのシステムにおいても、太陽指向部および地球指向部はともに大型柔軟構造物でありそれ

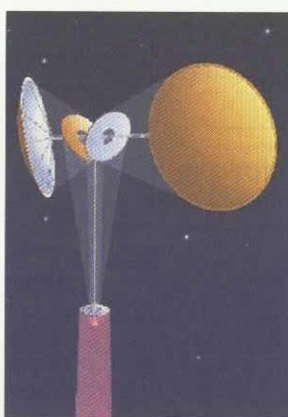


Fig. 1 NASDA Reference System



Fig. 2 NASA Integrated Symmetrical Concentrator

らは回転機構により機械的に接続されている。軌道上の構造物には、太陽輻射圧や重力傾斜力、軌道および姿勢制御の荷重などの外力が入力する。したがって、この回転機構もそれらの外力に抗するだけの十分な強度と、軌道および姿勢制御が可能となる振動数を持つための剛性を備えていなければならない。有限要素解析によると、回転機構には太陽輻射圧などの外力による荷重が集中し、またそこを中心としたねじり振動が全体の最低次の振動モードとなるため回転機構は大きな直径を要するということが明らかとなった。例えばFig. 3に示すFEMモデルでは、主構造のトラスをAEC-AbleのADAM伸展マスト<sup>10</sup>によりモデル化し回転機構の直径を300mとしても、ねじりの一次振動数は $5.7 \times 10^{-4}$ Hzとなる。これまでに、柔軟構造によるこのような大型の回転機構の実現性が議論されたことは無い。さらに、大型回転機構は単一故障点となることが避けられないという欠点がある。

本稿では、SSPSの新しいコンセプトとして、太陽指向部と地球指向部とをそれぞれ独立した構造物として平行な軌道上をフォーメーションフライトさせることによる構成（Formation-Flying Solar Power Satellite: FF-SPS, Fig. 4）を提案し、その実現性を検討する。この構成によれば、回転機構を完全に省略し、単一故障点の無いSSPSを実現することが可能となる。

## 2. フォーメーションフライトによる構成

FF-SPSの運用の概要をFig. 5に示す。地球指向部は通常の静止軌道上に配置し、その南北に反射鏡を配置する。反射鏡で太陽光を反射する際に得られる太陽輻射圧を利用し、軌道面に対して垂直な位置に配置することができると考えられる。地球指向部と反射鏡の軌道は、3つの平行な静止軌道を構成することとなる。これにより、反射鏡および地球指向部の位置関係はこれまでに提案されているNASDAリファレンスシステムやISCと同様でありながら、大型の主構造および回転機構を省くことが可能となる。



Fig. 3 FEM Model

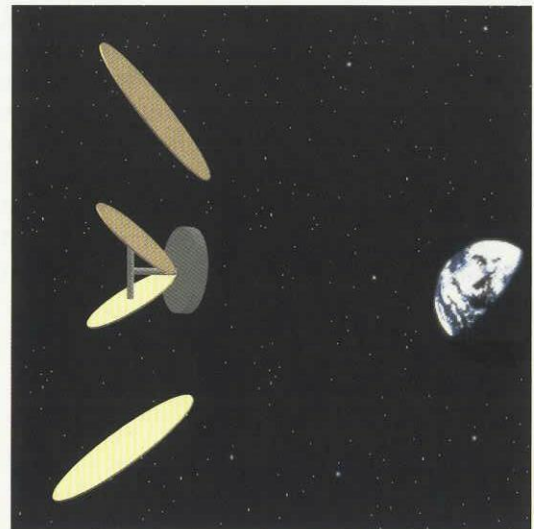


Fig. 4 Conceptual Image of FF-SPS

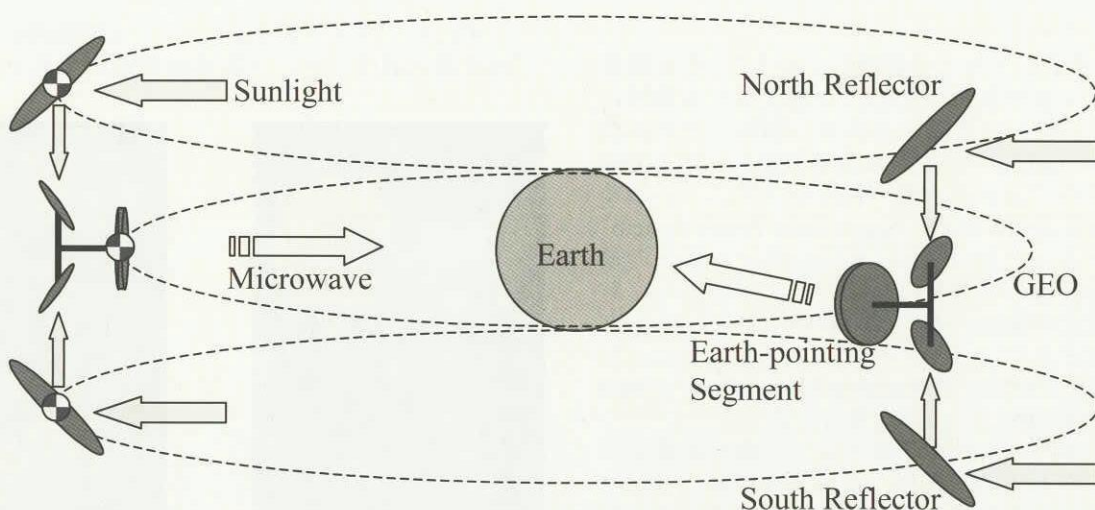


Fig. 5 Description of FF-SPS Operation

### 3. 実現性の検討

#### 3.1. 実現性の評価基準

1 GWクラスのSSPSの反射鏡の面積は約14km<sup>2</sup>となる。これは二枚の2.5km×3.5kmの反射鏡に相当する<sup>5,6)</sup>。太陽光はこの反射鏡の姿勢を平均45度傾けることにより地球指向部に反射される。さらに地球指向部は半径1km程度の構造物となると考えられる。したがって反射鏡は地球指向部から少なくとも2.25km離さなければならない。ここでは、Fig. 6に示すように多少のマーヅンを含め、少なくとも2.5km離れていることが要求されると仮定する。

これ以降、太陽輻射圧および重力傾斜による力学環境に着目し、そこにおける反射鏡の軌道および姿勢の実現可能性を検討する。SSPSの軌道は常に太陽輻射圧による擾動を受け、その経度は周期的に変動する。これを抑制するためには、いかなるコンセプトに基づくSSPSであっても等しく常に軌道制御が必要である。一方、FF-SPSを構成するためには、反射鏡の所要の軌道および姿勢を何らかの制御により実現しなければならない。したがって、FF-SPS実現のための所要制御コストを実現性の評価基準とすることが妥当であると考えられる。

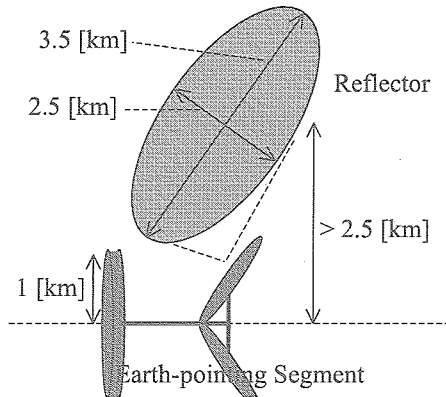


Fig. 6 Reflector Orbit

#### 3.1.1. 力学的環境

##### 3.1.1.1. 太陽輻射圧および重力傾斜

反射鏡の軌道は、太陽輻射圧と軌道運動に伴う加速度の影響を受ける。本稿では後者を重力傾斜力と呼ぶこととする。Fig. 7に示す座標系を用いると、太陽輻射圧力、軌道座標系における重力傾斜力および機体座標系での重力傾斜トルクはそれぞれ次のように表される<sup>11,12)</sup>。

$$\mathbf{F}_{SP}^i = PA \begin{pmatrix} \sin(\alpha - \theta) \left( (\rho_a + \rho_d) \cos \alpha \right. \\ \left. + \sin \theta \left( \frac{2}{3} \rho_d - 2\rho_s \sin(\alpha - \theta) \right) \right) \\ 0 \\ \sin(\alpha - \theta) \left( (\rho_a + \rho_d) \sin \alpha \right. \\ \left. - \cos \theta \left( \frac{2}{3} \rho_d - 2\rho_s \sin(\alpha - \theta) \right) \right) \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{F}_{GG}^o = \begin{pmatrix} 3Mw_e^2 x \\ 0 \\ -Mw_e^2 z \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{T}_{GG}^b = 3w_e^2 \begin{pmatrix} (I_y - I_x) \sin \theta \sin w_e t \cos w_e t \\ (I_z - I_x) \sin \theta \cos \theta \cos^2 w_e t \\ (I_y - I_x) \cos \theta \sin w_e t \cos w_e t \end{pmatrix} \quad (3)$$

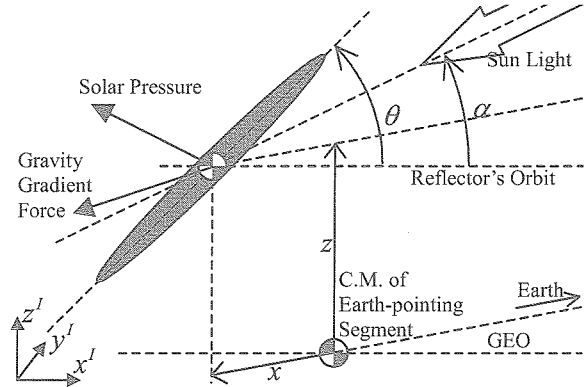


Fig. 7 Reflector Coordinate

##### 3.1.1.2. 季節変動への対応

季節の変化に応じて軌道面に対する太陽光の入射角が変化するので、それに伴い反射鏡はその姿勢角θを式(4)に従って変化させなければならない。季節によって太陽輻射圧ベクトルが変化することになるので、それに伴って軌道制御に必要となる推力も変化させる必要がある。

$$\theta = \frac{\pi}{4} + \frac{\alpha}{2} \quad (4)$$

##### 3.1.1.3. 反射鏡の構造

大型の反射鏡は、展開構造による反射鏡モジュールをロボットにより組み立てることで実現されると思われる。このモジュールの重量を最小化するために、反射面には膜面を用いることが予想される。そのため反射面には、自ずとしわの領域が発生することとなる。太陽光は、しわの領域に入射した場合には散乱され、しわの無い領域に入射した場合には鏡面反射される。これらはそれぞれ(1)式中の散乱率ρ<sub>d</sub>および反射率ρ<sub>s</sub>に相当すると解釈できる。本稿では、それぞれ=0.8、ρ<sub>d</sub>=0.15、ρ<sub>a</sub>=0.05を仮定した。

#### 3.1.2. 以前のコンセプト

FF-SPSの実現性を検討するため、基準値として以前のコンセプト (NASDAリファレンスシステムおよびNASA ISC) の所要制御燃料量を推算する。ここでは、反射鏡と地球指向部に入力する太陽輻射圧の相殺および東西・南北制御を考慮した。反射鏡に入力する太陽輻射圧の水平成分は、具体的には次式で与えられる。

$$F_{SPx} = PA \sin(\alpha - \theta) \left( (\rho_a + \rho_d) \cos \alpha \right. \\ \left. + \sin \theta \left( \frac{2}{3} \rho_d - 2\rho_s \sin(\alpha - \theta) \right) \right) \quad (5)$$

これを相殺するための一年間の所要燃料量は、次式で得られる。

$$m_{sp} = \int_{1\text{year}} \left| \frac{F_{SPx}}{gI_{sp}} \right| dt \quad (6)$$

地球指向部に入力する太陽輻射圧は、表面積の平均値をおおよそ2km<sup>2</sup>、 $\rho_s = \rho_a = 0.5$ とし、季節変動と姿勢変動を無視して同様に求めた。東西・南北方向の摂動は、合計で一年当たり49.2m/sとした。ここで $I_{sp} = 3000\text{sec}$ と仮定した。結果をFig. 8にまとめて示す。

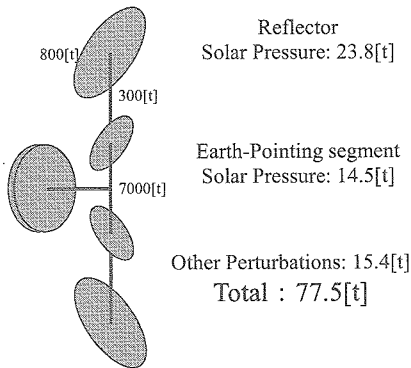


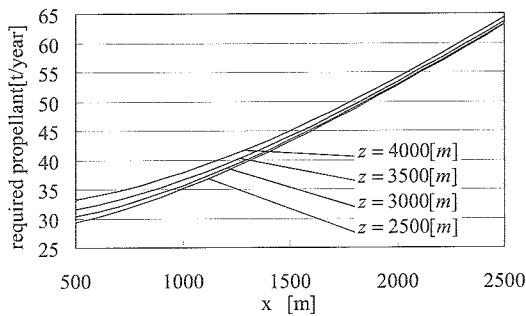
Fig. 8 Total Control Propellant for Previous Concept

3.2. 反射鏡の軌道

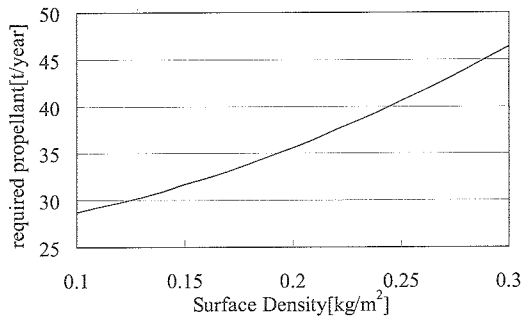
Fig. 7に示すように、反射鏡と地球指向部の重心間距離に伴い、式(2)に示す重力傾斜力が働く。反射鏡の所要の軌道を実現するには式(1)および(2)の合力ベクトルを制御によって常に相殺しなければならない。この際の所要スラスト推力は次式で与えられる。

$$F_T = \left\| \mathbf{F}_{SP}^I + \mathbf{F}_{GG}^I \right\| \quad (7)$$

$$\mathbf{F}_{GG}^I = \begin{pmatrix} 3Mw_e^2 x \cos w_e t \\ 3Mw_e^2 x \sin w_e t \\ -Mw_e^2 z \end{pmatrix} \quad (8)$$



(a)



(b)

Fig. 9 Required Propellant for Orbital Control:

(a) C.M. distance, (b) Surface Density

一年間の所要燃料量は次式で得られる。

$$m_{orbit} = \int_{1\text{year}} \frac{F_T}{gI_{sp}} dt \quad (9)$$

反射鏡の面密度を200g/m<sup>2</sup>とし、重心間距離をパラメータとして所要燃料量を見積もった結果をFig. 9aに示す。軌道面内半径方向の重心間距離xにほぼ比例して所要燃料量が増加し、その一方で軌道面垂直方向の重心間距離zはほとんど影響していないことが分かる。これは、軌道面に対して垂直方向の重力傾斜力の相殺には太陽輻射圧を揚力として利用することができ、ほとんど制御が必要ない一方で、軌道面内半径方向の制御はすべてスラストを用いなければならないためである。また、x=1000m、z=3000mとし、面密度をパラメータとした場合の結果をFig. 9bに示す。

3.3. 反射鏡の姿勢

3.3.1. 重力傾斜トルク

反射鏡は、常に軌道面に対してほぼ一定の姿勢角を保たなければならない。その際、重力傾斜トルクが姿勢への大きな擾乱となる。Fig. 10に、面密度を200g/m<sup>2</sup>とした場合の、重力傾斜トルクの一周回りの間の時間履歴を示す。重力傾斜トルクの特徴として、機体座標系y成分の平均値が0ではないことおよび、すべての成分が周期的に変動することが挙げられる。姿勢制御により、このような重力傾斜トルクを常に打ち消さなければならない。ここでは、軌道制御スラストを姿勢制御にも同時に用いる方法を検討する。

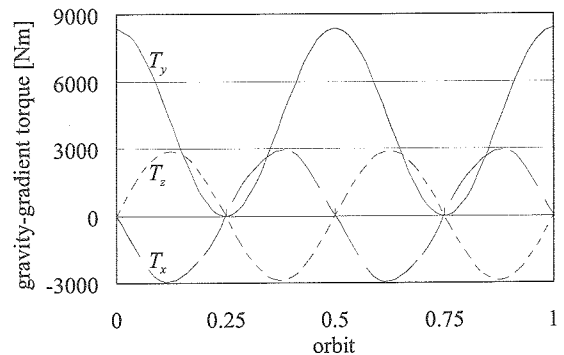


Fig. 10 Gravity Gradient Torque

3.3.2. スラストによる姿勢制御

軌道制御スラストは、実際には多数の電気推進によって構成されると予測される。本稿ではそれらが、Fig. 11に示すように反射鏡の四隅に配置されると仮定する。太陽輻射圧と重力傾斜トルクを同時に相殺するために、全推力を太陽輻射圧力と等しくなるように、また、重力傾斜トルクと等しいトルクを発生するように推力が勾配を持つように与える。これにより、太陽輻射圧および慣性座標系のy'軸およびz'軸周りの重力傾斜トルクを相殺することが出来る。x'軸周りの重力傾斜トルクを相殺するためには、軌道制御スラストに対して垂直な方向に推力を発生させる必要がある。x'軸周りの重力傾斜トルクを相殺するための所要推薬料は次式で得られる。

$$m_{GG} = \int_{1\text{year}} \left| \frac{3w_e^2(I_x - I_z)}{4r_y g I_{sp}} \sin 2\theta \sin 2w_e t \right| dt \quad (10)$$

結果をFig. 12に示す。この場合、所要燃料量は面密度に比例するが、それは軌道制御の所要燃料量と比較してはるかに少量である。

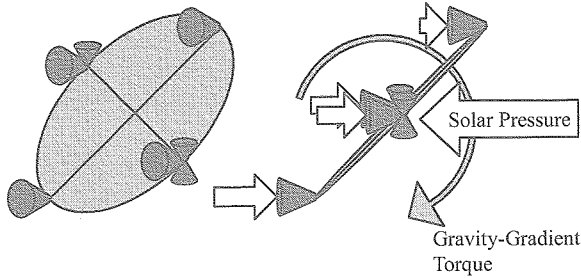


Fig. 11 Integrated Orbit and Attitude Control

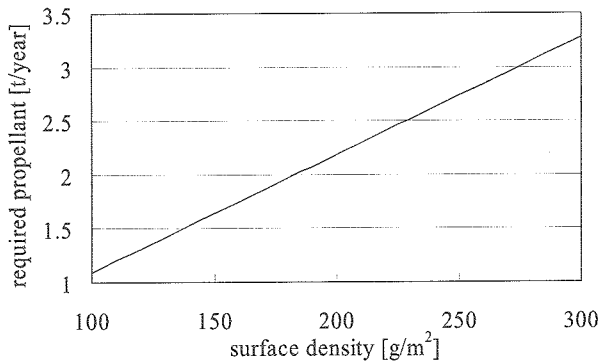


Fig. 12 Required Propellant for Attitude Control

3.4. FF-SPSシステム全体の所要制御コスト

FF-SPSの反射鏡の軌道・姿勢制御および地球指向部の制御の所要燃料量を、軌道面内および面外方向の重心間距離をそれぞれ  $x=1000\text{m}$ 、 $z=3000\text{m}$  とした場合についてFig. 13に示す。図中、比較のためにこれまでのコンセプトの所要燃料量を合わせて示している。また、面密度を  $200\text{g/m}^2$  とした場合についてFig. 14aにまとめて示す。これまでのコンセプトと比較して約37%の増加であることが分かる。さらに、制御コストを削減するための手段の一つとして、地球指向部にカウンターマスを取り付けることによる重心位置の移動が挙げられる。これにより反射鏡の軌道半径方向の軌道制御コストを大幅に減少できると考えられる。テザーによりカウンターマスを取り付け、重心位置を二次反射鏡と一致させた場合の所要燃料量をFig. 14bに示す。この場合、所要制御コストを約19%の増加に留めることができ、FF-SPSの量的欠点を最小限に抑えることができる。

3.5. 構造の実現性

前項までの所要燃料量の推算では、反射鏡を剛体と仮定していた。そこで、その仮定の妥当性を検証すべく Fig. 15に示す3通りのモデルを用いてFEM解析を行った。FEMモデルの作成では、ADAM 伸展マストおよび面密度  $37.5\text{g/m}^2$  の膜面を仮定し、それに分散制御システムやヘルスマonitoringシステムの質量に相当する密度として  $100\text{g/m}^2$  を追

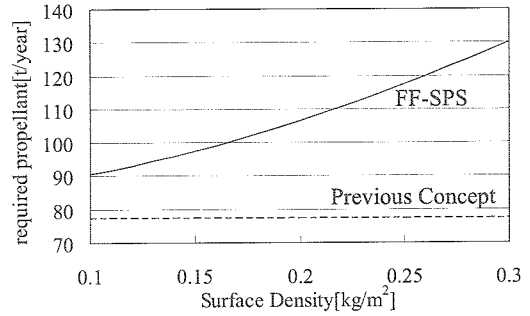


Fig. 13 Required Propellant for Whole System Control

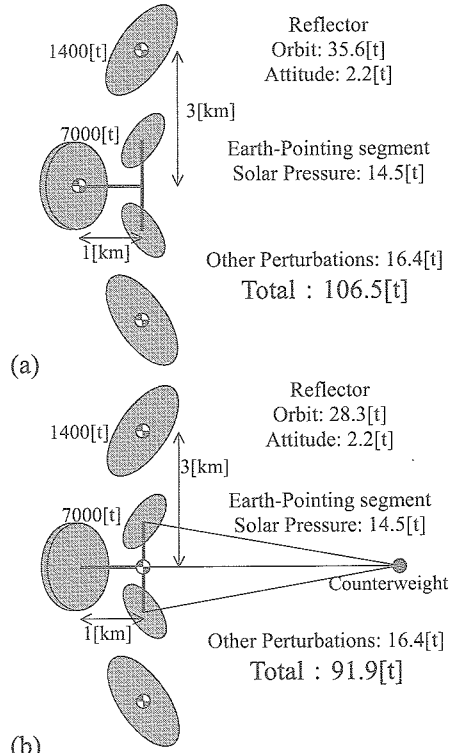


Fig. 14 Total Control Propellant: (a) basic FF-SPS, (b) FF-SPS with Counterweight

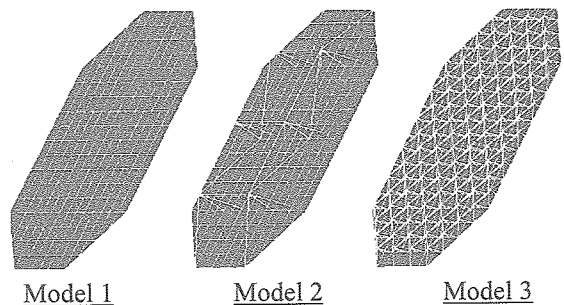


Fig. 15 FEM Models of Reflector

加した。

FEMモデルの面密度およびフリーフリーの振動解析の結果をTable 1に示す。前項までに、軌道・姿勢制御が少なくとも軌道周波数 ( $1.2 \times 10^{-5}\text{Hz}$ ) の数倍の周波数で行われることが明らかとなっている。これに対し、Model 2の固有周波数は必ずしも

十分に高いと考えることはできないが、軌道・姿勢・構造制御システムを導入することで、運用が可能になると考えられる。このためには、内部に柔構造モデルを持ち、かつ同時に十分な冗長性を有する分散制御システムが必要とされる。

Table 1 Results of FEM Analyses

	Model 1	Model 2	Model 3
Surface density (structure only) [g/m <sup>2</sup> ]	188 (88)	202 (102)	278 (178)
1st Natural Frequency [Hz]	$2.8 \times 10^{-8}$	$1.2 \times 10^{-4}$	$1.4 \times 10^{-3}$
2nd Natural Frequency [Hz]	$2.1 \times 10^{-4}$	$1.0 \times 10^{-3}$	$2.1 \times 10^{-3}$

#### 4. 結論

本稿ではSSPSの新たなコンセプトとして、フォーメーションフライトによる構成 (Formation-Flying Solar Power Satellite: FF-SPS) を示した。またその実現性を、軌道および姿勢の力学とそれらの制御、および構造の観点から検討した。このコンセプトにより、太陽指向部と地球指向部を接続する回転機構を省略することができ、単一故障点のないSSPSを実現できる。これは、地球指向部と太陽指向部を持ちながら、単一故障点を持たない初めてのコンセプトである。ただし、このコンセプトは十分な冗長性を持つ軌道・姿勢制御システムおよび構造システムを前提としているので、それらの研究が重要な今後の課題である。

太陽輻射圧と重力傾斜を考慮した力学的観点からの検討の結果、太陽輻射圧を利用することによって制御コストを低減できることが明らかとなった。今後の研究において、フォーメーションフライトによる構成方法を工夫することでさらに減少させることができると考えられる。FF-SPSは制御コストの面でわずかに量的な欠点があるものの、単一故障点の無いシステムを実現できるという質的に大きな特長を有する。したがって、SSPSの今後の研究開発においてリファレンスシステムとする意義があると結論できる。

#### 参考文献

- [1] Takeichi, N., Ueno, H., and Oda, M., "Feasibility study of a solar power satellite system configured by formation flying," IAC-03-R.1.07, 54th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, September-October, 2003
- [2] Takeichi, N., Ueno, H., and Oda, M., "Feasibility study of a solar power satellite system configured by formation flying," *Acta Astronautica*, to be published.
- [3] Moore, C., "Structural Concepts for Space Solar Power Satellites," SSP Systems Workshop, NASA Glenn Research Center, September 8, 1999.
- [4] Moore, C., "Structures, Materials, Controls and Thermal Management," SSP Technical Interchange Meeting #3, Huntsville, AL, June 19-23, 2000.
- [5] Wie, B., and Roithmayr, C.M., "Integrated Orbit, Attitude, and Structural Control Systems Design for Space Solar Power Satellites," NASA TM-2001-210854, June 2001.
- [6] Carrington, C., and Feingold, H., "Space Solar Power Concepts: Demonstrations to Pilot Plants," IAC-02-R.P.12, 53rd International Astronautical Congress, Houston, Texas, October, 2002.
- [7] Mori, M., Nagayama, H., Saito, Y., and Matsumoto, H., "Summary of Studies on Space Solar Power Systems of National Space Development Agency of Japan," IAF-01-R.1.04, 52nd International Astronautical Congress, Toulouse, France, October, 2001.
- [8] Oda, M., and Mori, M., "Stepwise Development of SSPS; JAXA's Current Study Status of the 1GW Class Operational SSPS and Its Precursor," IAC-03-R.3.03, 54th International Astronautical Congress, Bremen, German, September-October, 2003.
- [9] Carrington, C., and Feingold, H., "SSP Systems Integration, Analysis and Modeling," SSP Technical Interchange Meeting #3, Huntsville, AL, June 19-23, 2000.
- [10] AEC-Able Engineering Co. Inc.: <http://www.aec-able.com/Booms/adam.html>
- [11] McInnes, C.R., *Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications*, Springer Praxis Publishing, Chichester, UK, 1999.
- [12] Wie, B., *Space Vehicle Dynamics and Control*, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1998.