

Effect of High Voltage Solar Array on SPS*

Susumu Sasaki

The Institute of Space and Astronautical Science

(E-mail: sasaki@newslan.isas.ac.jp)

FAX: +81-427-59-8464

Abstract:

High-voltage solar array is to be used to reduce power loss in the cables and power systems for SPS. The negative side of the solar array is usually connected to the spacecraft structure. Since the mobility of electrons is much larger than that of ions, the main structure of the SPS is biased negatively with high voltage, which induces ion bombardment to spacecraft structure and causes surface degradation and contamination. For design of SPS, it is required to know the potential of SPS structure with respect to the ambient plasma and quantitative estimation of surface plasma effects.

Spacecraft potential biased by the solar array voltage was studied by SFU(Space Flyer Unit), a retrievable space platform developed in Japan for space science and technology research. The SFU main body is approximately 4.5 m in diameter and 2.8 m in height. Two solar array paddles 9.7 m in length and 2.4 m wide were deployed on orbit to generate about 2.8 kW power at 52 V. It carried an environment diagnostic package which contained plasma probes to study the potential of the SFU. The signal from the plasma probes indicated that the SFU during the daytime was biased to a negative voltage comparable to the maximum voltage of the solar arrays.

When spacecraft is negatively biased, the ionospheric ions attack the spacecraft surface. In order to study the material degradation and contamination by ion bombardment, we have made an experiment on the effect of irradiation of energetic ions on an aluminum thin film. The sputtering rate and ion production rate of aluminum attacked by oxygen ions have been obtained experimentally and the results have been applied to spacecraft with a high-voltage surface orbiting in the ionosphere. For a 1 m diameter satellite.

* Presented at the Second SPS Symposium at Kyoto University, 4-5 November 1999.

高電圧太陽電池がSPSへ及ぼす影響の評価

佐々木進

宇宙科学研究所

(E-mail: sasaki@newslan.isas.ac.jp)

FAX: 0427-59-8464

はじめに

大電力を扱うSPSでは集電系と負荷での電力損失を抑えるため発電は高電圧で行われる。太陽電池は通常図1のように負側を構体に接地し、正側を負荷に接続して電力を利用する。この場合周辺プラズマの電子速度はイオン速度よりはるかに大きいため構体は負電位になると予想される。本報告ではSFUのデータを解析して太陽電池の起電力により構体が実際にどの程度負電位になったかを示す。また負電位となった構体には周辺プラズマからのイオン衝撃が発生するが、高エネルギーイオンの衝撃による表面劣化と表面汚染の量を実験室での実験結果により推定する。

1. SFUでの飛翔体の電位計測結果

SFUは我が国で開発された回収型の宇宙実験プラットフォームであり、重量は約4トン、本体は直径約4.5m、高さ2.8mの比較的大型の飛翔体である。SFUは1995年3月に打ち上げられ、約10ヶ月間高度約500kmで各種の宇宙実験を実施した後、1996年1月にスペースシャトルにより回収された1)。太陽電池パネルは2翼の展開パネルで、片翼の長さ10m、幅2.4mの大きさを持ち、最大電圧52Vで約2.8kWの電力を発生する。SFUには宇宙環境を計測するための各種センサから成る環境計測器SEMが搭載されていた。本研究では、プラズマのフローティング電位を計測するフローティングプローブとプラズマ密度を計測するインピーダンスプローブのデータを使用した2)。インピーダンスプローブのデータからプラズマ密度を算出するために必要な磁場データは、プラズマ環境計測器SPDPの磁力計のデータを使用した。これら計測器のSFU上への搭載位置を図2に示す。

図3に計測されたプラズマ密度及びフローティング電位を示す。図の横軸は軌道角であり、真夜中が90度、正午が270度に相当している。プラズマ密度はローカルタイム依存性とラム・ウェイク作用の影響を受けて、夜明け直前に最小、正午直前に最大となっている。一方フローティングプローブで計測したフローティング電位は夜間はほとんど0であるが、昼間は最大40V近くまで上昇している。図4に日陰から日照へのフローティング電位の連続的な変化を示した。日照開始で太陽電池パネルが発電を開始するとともに、フローティング電位が上昇したことがわかる。図5にフローティングプローブの検出回路と、太陽電池起電力、プラズマ電位、SFUの電位の関連を示す。 ϕ_{SFU} をSFUの電位、 ϕ_{sc} を太陽電池と周辺プラズマとの電位差、 ϕ_o を太陽電池起電力(最大52V)、 ϕ_p をフローティングプローブと周辺プラズマとの電位差、 ϕ_{sc} を計測されたフローティング電位、 i_i をフローティングプローブに流れ込むイオン電流、 R をフローティング電位検出のための抵抗(100M Ω)とすれば、 $\phi_{SFU} = -\phi_o + \phi_{sc}$ 、 $\phi_{SFU} = -V_f + \phi_p$ 、 $V_f = i_i \times R$ が成立するため、SFUの電位 ϕ_{SFU} は $-V_f > \phi_{SFU} > -\phi_o$ と表される。従ってSFUの電位は日照中、最大-40Vから-52Vの間であったと推定され、SFUの太陽電池電圧付近まで負の電位になったと考えられる。

2. イオン衝撃による表面劣化と汚染

飛翔体の構体が負電位になるとその電位に相当するエネルギーのプラズマイオンが飛翔体表面を衝撃する。100eV以上のエネルギーを持つイオンが固体表面を衝撃すると一般にスパッタリング現象により表面付近の原子がたたき出されるため質量欠損が生じる。また同時に二次イオンも放出されるが、負の表面電位に引き戻されて周辺に付着し表面汚染の原因

となる。

スパッタリングレートと二次イオン発生率を計測するため、図6に示す実験装置を用いて材料へのイオンビーム照射実験を行った3)。イオンソースの作動ガスは電離層を模擬するため酸素とし(O₂⁺/O⁺比は1.0~1.5)、ビームのエネルギーは最大1500 eVである。ビーム密度は7.1x10¹³ions/cm²・secであり、これは高度500 kmでの飛翔体のイオンフローの約1000倍に相当する。ターゲットとしては半透明のアルミ蒸着ポリイミド(アルミ厚100オングストローム)を使用した。透過率計測からスパッタリング率を算出し、イオン質量分析器で二次イオン発生率を計測した。図7に実験で得られたスパッタリング率、図8に二次イオン発生率を示す。また、イオン分析器の入射口に3枚メッシュから構成されるファラディカップをセットし二次イオンのエネルギーを計測した。リターディング電圧とイオン電流の関係から、イオンビームエネルギーが1 keVの場合の二次イオンの温度は約30 eVであることがわかった。

実験で得られたスパッタリング率と二次イオン発生率を用いて電離層中の飛翔体表面の劣化量(質量損失)と二次イオン付着による汚染量を評価した。計算では直径1 mの高電圧負電位のアルミニウムから構成される球状飛翔体を仮定した。図9及び10に電圧が1000 Vの時の計算例を示す。

3. 結論

SFUで得られたプラズマ環境計測器のデータにより、広い面積の太陽電池アレイを持つ飛翔体は、昼間アレイ電圧付近まで負電位になりうるということが判明した。このことは、高電圧で発電するSPSでは、その構体が負の高電圧になり、周辺プラズマからのイオン衝撃を受けることを示している。実験室実験及び解析の結果イオン衝撃によるアルミの場合の質量欠損は、例えば1000 V、高度1000 kmで年間0.6ミクロン程度、汚染付着は700 Å程度であることがわかった。同様な評価をSPSの他の材料に対しても行うことにより、SPSの設計や運用計画に必要な基準を得ることができる。

参考文献

- 1) Kuriki, K., K. Ninomiya, M. Takei and S. Matsuoka, Lessons Learned from the Space Flyer Unit(SFU), 48th Congress of the IAF, Turin, Oct. 1997.
- 2) Sasaki, S., Plasma Effects Driven by Electromotive Force of Spacecraft Solar Array, Geophys. Res. Letts., Vol.26, No.13, pp.1809-1812, 1999.
- 3) Sasaki, S., T. Yokota, M. Ota and M. Usui, Study of Surface Degradation for High-Voltage Spacecraft, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. 36, 126, pp.384-391, 1997.

- 図1 太陽電池パネルの接続と各部の電位
- 図2 SFU環境計測器(SEM)とプローブ(RP)の搭載位置
- 図3 プラズマ密度とフローティング電位の軌道角依存性
- 図4 日陰から日照への移行時のフローティングプローブ電位の変化
- 図5 フローティングプローブと太陽電池の等価電気回路
- 図6 宇宙材料へのイオンビーム照射実験の配位
- 図7 実験で得られたアルミニウムのスパッタリング率
- 図8 実験で得られたアルミニウムの二次イオン発生率
- 図9 スパッタリング率から計算した年間の質量欠損量
- 図10 二次イオン発生率から計算した年間の汚染量