

Influence of Hypervelocity Impact of Space Debris on Solar Array Coupon*

Yasuhiro Akahoshi, Takayuki Harano, Yu Machida, Shinya Fukushima, Takao Koura,
Satoshi Hosoda and Mengu Cho(Kyushu Institute of Technology)

1-1 Sensui-cho, Tobata-ku, Kitakyushu, Fukuoka 804-8550

Abstract

Recently solar array has become higher in potential and larger in capacitance. Therefore, possibility of collision between space debris and enlarged solar array has been suggested. If space debris collides with solar array of orbit satellite, it causes accrual of high-density plasma by debris impact induced and dielectric breakdown of satellite component. The phenomenon called discharge may occur. This discharge short circuit and current does not flow into a load. And the very worst event by this discharge is operational end of satellite.

The purpose of the present paper is to investigate discharge condition due to debris impact which yields us reduction of electric power of solar array, and to reduce influence of the impact on satellite missions. In this study, a solar array coupon was tested under hypervelocity impact in which a projectile was launched by a two-stage light gas gun installed in KIT. As a result, we verified discharge event in the hypervelocity impact ground test.

* Presented at the 7th SPS Symposium, 16-17 September, 2004

宇宙ゴミの超高速衝突による太陽電池 アレイクーポンへの影響^{注1}

赤星 保浩, ○原野 孝幸, 町田 裕, 福重 進也,
高良 隆男, 細田 聡史, 趙 孟佑(九州工業大学)

804-8550 福岡県北九州市戸畑区仙水町 1-1

要旨：近年、太陽電池アレイの高電圧化、大容量化が進んでいる。そのため、大型化が必要になった太陽電池アレイに宇宙ゴミ(スペースデブリ)が衝突する可能性が示唆されるようになった。スペースデブリが太陽電池アレイに衝突すると、放電と呼ばれる現象が発生する可能性がある。そこで、太陽電池アレイを模擬したクーポンに二段式軽ガス銃を用いてスペースデブリを模擬した飛翔体を衝突させ放電の有無を地上試験で検証した。

1. 研究背景

近年、宇宙工場・宇宙ホテル・太陽発電衛星といった宇宙空間の産業利用に向けた大型宇宙プラットホームの実現のために、宇宙機の運用の長期化や大電力化、高電圧化、とりわけ太陽電池アレイの高電圧化が進んでいる。大型宇宙機で太陽電池アレイの発電電力を宇宙機搭載機器まで送る際、送電損失を抑えるには高電圧で送電する必要がある。そのため、大型化が必要になった太陽電池アレイに打上げたロケット等の残骸、ミッション終了後の人工衛星、運用上の廃棄物などの宇宙ゴミ(スペースデブリ)が衝突する可能性が懸念されるようになった^[1]。また、将来的に大型の太陽電池アレイを長期的に運用していくと、衝突の可能性はさらに増大することになる。

デブリが太陽電池アレイに衝突すると衝突した際のエネルギーで高密度のプラズマが発生しその後、周りのプラズマを取り込んで成長し、放電と呼ばれる現象が発生する可能性がある。また、デブリ自体がプラズマをまもって衝突することも考えられる。放電現象の例として、デブリ衝突が原因では無いが静止衛星 Tempo-2 の不具合原因として持続放電と呼ばれる放電現象が指摘されている^[2]。太陽電池アレイ上で放電が発生すると、太陽電池上で短絡経路を形成し負荷に電流が流れなくなり、太陽電池の発電電力が低下する。その結果、衛星などを地上から制御できなくなり、ミッション自体に影響を及ぼしかねない。実際に、回収された人工衛星 SFU の機体や人工衛星 Eureka の太陽電池アレイには相当数のデブリが衝突していることが確認されている^[3]。現状では、デブリ衝突による放電現象の発生例は、まだ確認出来て無いがデブリ衝突による放電が発生する可能性は徐々に大きくなってきている。

2. 太陽電池アレイ模擬クーポン

今回用いた太陽電池アレイ模擬クーポン(以下、模擬クーポン)を Fig.1 に示す。この模擬クーポンは、P 電極しか設置していないので電流は流れない構造になっている。また、それぞれのセルが対になっているところを A-H の記号で示し、それぞれのセル対で電圧をかける方のセルを 2 とし、電圧をかけない方のセルを 1 とした。次に、模擬クーポンの断面図を Fig.2

注¹ 第 7 回 SPS シンポジウム、九州工業大学にて 2004 年 9 月 16、17 日開催

極, セル(導体), カバーガラスの順で構成される構造になっている. また, P 電極にケーブルを接続し RTV と呼ばれる接着剤で接着している. Kapton は, 基板とセルを導通させないために用いている.

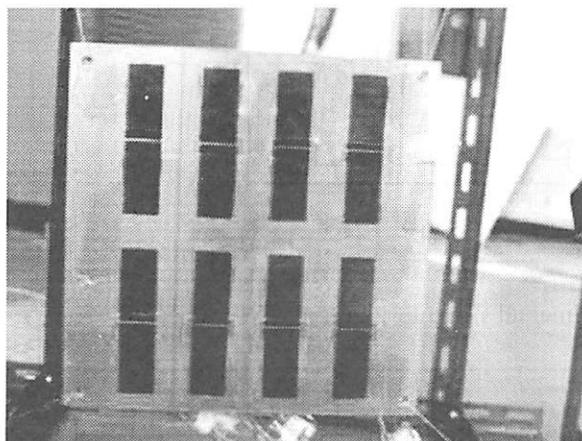


Fig.1 Solar Array Coupon

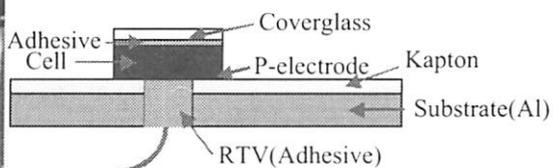


Fig.2 Structure of Solar Array Coupon

3. 実験方法

今回の実験では, 超高速のデブリを模擬するために二段式軽ガス銃を用いた. この二段式軽ガス銃とは, まず, 一段目は火薬の燃焼圧でポンプチューブ内のピストンを押し, さらにピストンでポンプチューブ内の軽ガスを圧縮する. この二段目の圧縮で飛翔体を発射する. デブリを模擬するための飛翔体は, $\phi 1\text{mm}$, 質量 1g の円筒状のポリカーボネイト(以下, P.C.: 絶縁体)を用いた. この実験のパラメータは, 真空値 5Pa , 無煙火薬 45g , 軽ガス(He) 0.8MPa , ダイヤフラム 30MPa である. このパラメータで4回実験を行いその平均速度は, 4.2km/s となった.

ターゲットには, Fig.1 の模擬クーポンを用いチャンバー(真空容器)内に設置した. その模擬クーポンに実際の太陽電池アレイの発電状態を模擬した外部回路を接続した. また, 飛翔体の衝突前後の画像は, 高速度カメラを用いて高速撮像を行った. 今回測定には, 4台のオシロスコープを用いて飛翔体の速度, 放電電流, 放電電圧を測定した. Fig.3 に示すように, 電流源は高速応答可能な SAS(ソーラー・アレイ・シュミレータ)を用いた. 本実験では, 電圧値を 60V , 電流値を 1.3A に設定した. この模擬クーポンは, P 電極のみなので電流は流れず電圧をかけている状態である. この状態で飛翔体が模擬クーポンに衝突すると放電が発生し cell-substrate 間もしくは, cell-cell 間が導通し電流が流れる. この時, Fig.3 のブロッキングダイオードは, 電流の向きを一方向にするために用いている. この外部回路に流れた電流を測定するために電流プローブを3箇所に取り付けている. 電流プローブ CP1 からは, 回路が導通したことが分かる. 電流プローブ CP2 の波形からは, cell-substrate 間の導通が分かり, 電流プローブ CP3 の波形からは, cell-cell 間の導通が分かる.

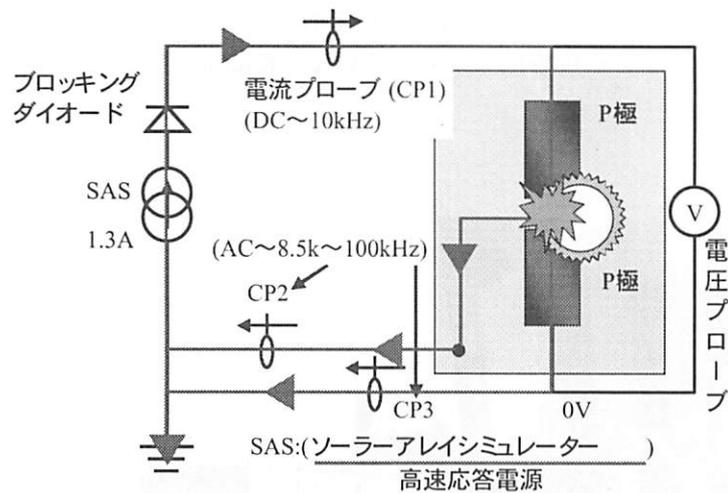


Fig.3 Experimental Circuit

4. 実験結果及び考察

Table 1 Experimental Result

Case No.	1	2	3	4
Velocity[km/s]	4.08	4.20	4.25	4.27
Short	×	○	○	×
Remarks	Rupture of Cables			Impact on a Cell without Voltage

実験結果の概要を Table 1 に示す. Table 1 に示されるように 4 回中 2 回の実験において回路が短絡した. Fig.4(a)に case2 の CP1(電流プローブ)の波形を示す. この波形より, 電流が流れているので回路が短絡していることが分かる. また, Fig.4(b),(c)の波形と cell-substrate 間の短絡抵抗が 22Ω であったことから回路の短絡は, cell-cell 間ではなく cell-substrate 間の短絡だったことが分かる. この短絡が放電によるものかどうかを確認するために Fig.4(a)の波形から衝突後の電流が流れた時間帯のところを高速度カメラ(2000 コマ/s)の画像で確認してみた. その画像を Fig.5 に示す. Fig.5 の画像より, 放電の発光は確認できない. このことから, この短絡は, 放電によるものではなく飛翔体の衝突の際, 基板(導体)とセル(導体)の間の Kapton(絶縁体)が破れ, 基板とセルが接地してしまい導通したことが原因と考えられる. ただ, Fig.4(a)から電流波形が断続的になっていたのは原因が分からなかった.

次に, Fig.6 に case3 の CP1 の波形を示す. この波形から, Fig.4(a)と同様に回路が短絡していることが分かる. Fig.6 の波形が途中で途切れているのは, 飛翔体衝突の衝撃で模擬クーポンを支えていた糸が切れてしまったことが原因だと考えられる. また, 実験の case1 は, 模擬クーポンの後ろのケーブルを飛翔体衝突の際に破壊したことで回路は短絡しなかった. 実験の case4 は, 模擬クーポンの後ろのケーブルは破壊せずに模擬クーポンに衝突したが回路は短絡しなかった. これは, 飛翔体が衝突した箇所が電圧をかけていない方のセルに衝突したのが原因だと考えられる. 以上から, 実験の case1,4 も模擬クーポンの後ろのケーブルを破壊せず, 電圧をかけている方のセルに衝突していれば, どちらも回路が短絡していた可能性

が示唆される。しかし、今回用いた模擬クーポンは、実際の太陽電池アレイをあまり模擬していないクーポンなので、実際の太陽電池アレイをほぼ模擬しているクーポンで実験を行った結果を見てみると放電らしき発光が確認されている^[4]。このことから、今回用いた模擬クーポンが原因で放電が発生しなかった可能性が示唆される。以上のように、今回の実験では、持続放電と呼ばれる放電現象は確認できなかった。

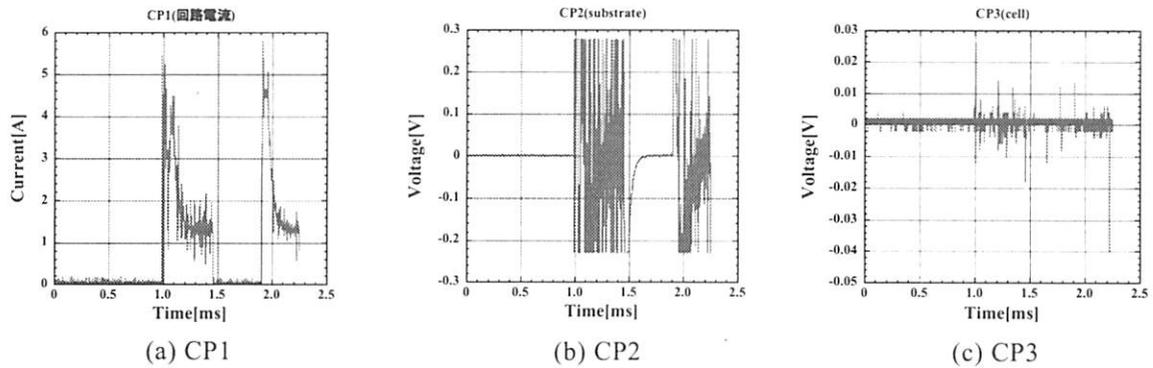


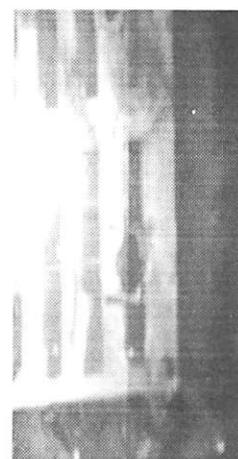
Fig.4 Current Profile in Case 2



(a) at 1.0ms after impact



(b) at 1.5ms after impact



(c) at 2.0ms after impact

Fig.5 High Speed Photography

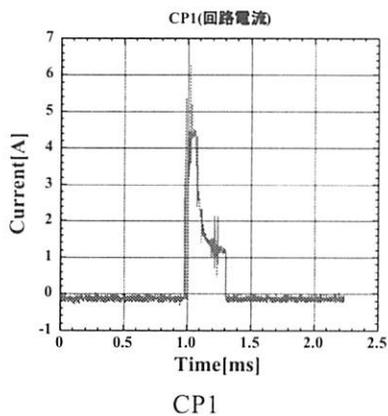


Fig.6 Current Profile in Case 2

5. 結論

デブリが衝突するとほぼ回路は短絡することが分かった。今回の実験から、実際の太陽電池アレイをほぼ模擬しているクーポンを用いての実験の必要がある。また、太陽電池アレイを貫通するような $\phi 10\text{mm}$ の大きさのデブリが衝突した場合、ほぼ回路は短絡し太陽電池アレイの発電電力は低下すると考えられる。しかし、この大きさのデブリが衝突する確率はとても低いので、衝突する確率が2桁以上大きい $\phi 1\text{mm}$ 以下の貫通しない大きさのデブリ衝突で放電による回路の短絡が発生するのかを今後検証していく必要がある。最後に今回用いた飛翔体の材質は、P.C.(絶縁体)なので、よりデブリを模擬している Al 球(導体)に変えての実験で放電現象が発生するのかを検証していく必要がある。

謝辞

本研究は、本学 SVBL にて行われたことを付記する。

参考文献

- [1] 白木邦明, 1宇宙ステーションJEMのデブリ防護の研究 zH.12九州大学博士論文,(2000)
- [2] I.Katz, 1Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO z, AIAA paper 98-1002,36th Aerospace Science Meeting, Reno,(1998-11)
- [3] 田中真, 柄澤まどか, 1SPS太陽電池アレイに及ぼすスペースデブリ衝突の影響 z ISAS Space Energy Symposium, pp.115~119, (2003)
- [4] S.Hosoda,T.Okumura,K.Toyoda and M.Cho, 1Development of High Voltage Solar Array in LEO Plasma Environment zInternational Symposium on Space Technology and Science,(2004)