

# スペースデブリ衝突によって発生したプラズマによる 太陽電池の持続放電の可能性

○福重進也 (九工大・院), 赤星保浩 (九工大), 渡辺圭子 (立命大),  
古澤直美 (九工大・院), 楠修平 (九工大・学), 高良隆男 (九工大),  
趙孟佑 (九工大), 細田聡史 (九工大), 原田昭治 (九工大), 藤田辰人(JAXA)

Possibility of sustained arc on solar array through plasma created by space debris impact

Shinya Fukushige, Yasuhiro Akahoshi, Keiko Watanabe,  
Naomi Furusawa, Shuhei Kusunoki, Takao Koura,  
Mengu Cho, Satoshi Hosoda, Shoji Harada, and Tatsuhiro Fujita

Department of Mechanical Engineering, Kyushu Institute of Technology  
1-1, Sensui-cho, Tobata-ku, Kitakyushu, Fukuoka, 804-8550, Japan  
e-mail e584102s@tobata.isc.kyutech.ac.jp

## Abstract

In recent years, a solar array of a spacecraft has become larger with the voltage higher. Therefore, the risk of debris impact and discharge on the solar array is increasing. There is danger that discharge through the plasma created by debris impact leads to a sustained arc and loss of the generated output from the solar array. In this study, hypervelocity impact test using two-stage light gas gun and the pseudo debris impact test using YAG laser was carried out to evaluate possibility of the sustained arc on solar array through the plasma created by space debris impact.

*Key Words:* Space Debris, Solar Array, Plasma, Discharge

## 1. 緒言

近年, 宇宙機は打ち上げコストの削減や高度なミッションへの対応から, 運用の長期化, 大電力化がなされてきており, 太陽電池アレイは大型化, 高電圧化される傾向にある<sup>1)</sup>. しかし, 宇宙機の運用長期化および太陽電池アレイの大型化はデブリが衝突する危険性を, 高電圧化は放電発生リスクを高めることになる. そのため, スペースデブリが太陽電池に衝突し, 発電能力の低下や喪失を招く可能性が懸念されている. デブリの衝突は太陽電池セルに対して表面損傷や絶縁層の破壊といった機械的な損傷を与えると同時に, 衝突時のエネルギーで高密度のプラズマを誘起する<sup>2)</sup>. デブリの衝突によって誘起されるプラズマの密度は地球低軌道環境の背景プラズマより数桁大きいものであるため, プラズマを通して太陽電池アレイ上で放電が発生し, 大電流が流れることでジュール熱により絶縁層を損傷させる恐れがある<sup>3)</sup>. 最悪の場合, 絶縁層が炭化した結果, 太陽電池の列間やセルと基板間で恒久的な短絡路が形成され持続放電に

発展する可能性がある<sup>4)</sup>. そこで, 本研究では太陽電池アレイにおけるデブリ衝突誘起プラズマを通じた放電に着目し, 外部回路との接続により電氣的に発電状態と同条件にある太陽電池クーボンに対して, 二段式軽ガス銃およびレーザー照射によってデブリの衝突を模擬することで, 誘起されたプラズマによる放電実験を行った.

## 2. 二段式軽ガス銃による超高速衝突実験

### 2-1 実験装置及び実験方法

実験装置の概略図を Fig. 1 に示す. 太陽電池アレイクーボンを外部回路に接続し, 発電状態と同条件としている. デブリ衝突を模擬するための飛翔体加速装置として九州工業大学宇宙環境技術センタに設置されている二段式軽ガス銃を用い, 飛翔体には直径 3 [mm] のアルミ球(Al2024-T4)を使用した. 本実験では, 飛翔体を射出するために, Fig. 2 に示す写真のように, 市販のステンレスパイプを用い, 外側を鋼鉄製の保護殻で覆うことによってロンチチューブとして用いた. また, 火薬の燃焼ガ

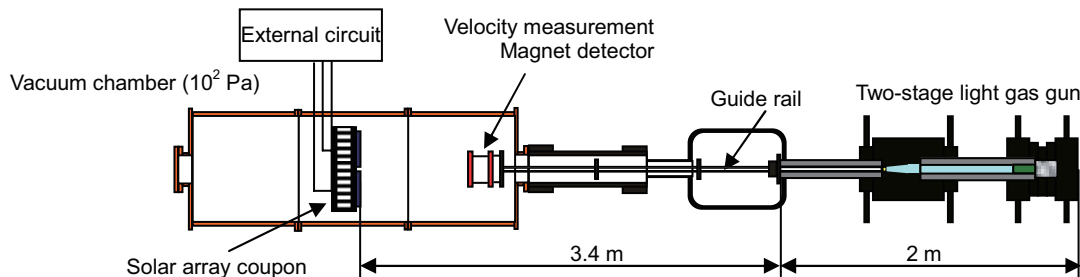


Fig. 1 Experimental setup of hypervelocity impact test

スや後ガスの影響を極力減少させるために、フリーフライト区間を比較的長く設けた。そのため、ターゲットの目標位置に正確に確実に衝突させるために Fig. 3 に示すガイドレールを用いた。飛翔体の衝突位置は放電の危険性が高いと考えられるセル間付近の電圧が印加されている側のセルとした。真空容器内は  $10^2$  [Pa] で実験を行った。



Fig. 2 Launch tube

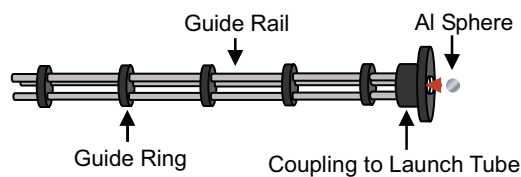


Fig. 3 Structure of guide rail

## 2-2 外部回路

太陽電池アレイの発電状態を模擬するために、太陽電池アレイクーポンに Fig. 4 に示すように外部回路を接続し、電圧と電流を印加した。

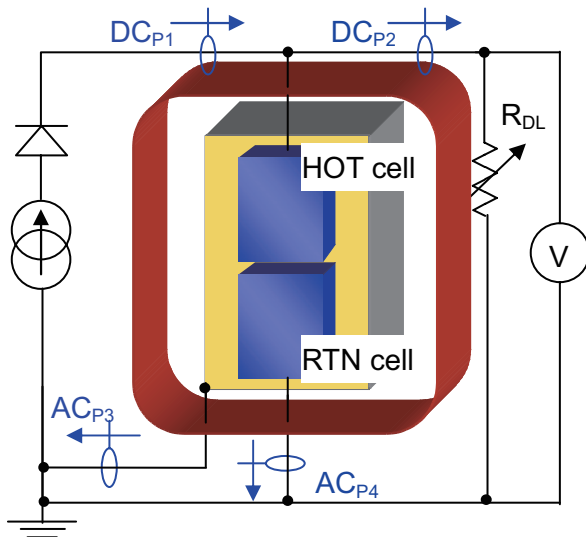


Fig. 4 External circuit

外部回路は、電源と可変抵抗で構成されている。電源には電流制限ダイオードを接続し、高速応答の定電流出力としている<sup>9)</sup>。可変抵抗は宇宙機の負荷抵抗を模擬している。本実験では、電圧値は 160 [V]、電流値は 2.4 [A] とした。以降、電圧が印加されたセルを **HOT** セル、アース側のセルを **RTN** セルと呼ぶ。飛翔体の超高速衝突により放電が発生した場合、回路電流および可変抵抗へ流れる電流の変化は電流プローブ 1(DC<sub>P1</sub>)、電流プローブ 2(DC<sub>P2</sub>)によってそれぞれ計測することができる。ま

た、放電が **HOT** セルと基板の間で発生した場合は電流プローブ 3(AC<sub>P3</sub>)によって、**HOT** セルと **RTN** セルの間で発生した場合は電流プローブ 4(AC<sub>P4</sub>)によって知ることができる。ただし、AC<sub>P3</sub>と AC<sub>P4</sub>は AC プローブのため、波形の値は実際の放電電流値を表すものではない。

## 2-3 実験結果

衝突実験後の太陽電池アレイクーポンを Fig. 5 に示す。飛翔体速度は 1.5 [km/sec] であった。回路電流(DC<sub>P1</sub>)、可変抵抗に流れる電流(DC<sub>P2</sub>)および電圧波形を Fig. 6 に示す。また、セルと基板の間の電流波形(AC<sub>P3</sub>)を Fig. 7 に、セルとセルの間の電流波形(AC<sub>P4</sub>)を Fig. 8 に示す。

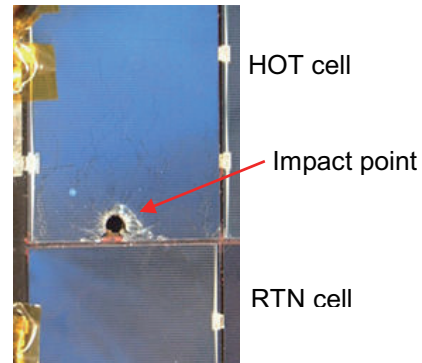


Fig. 5 Solar array coupon after impact test

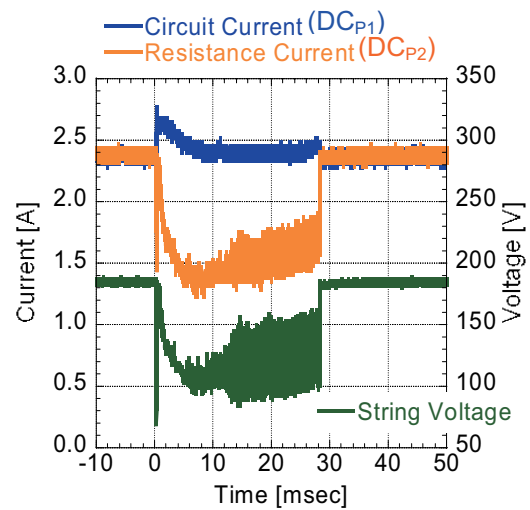


Fig. 6 Current and voltage waveforms

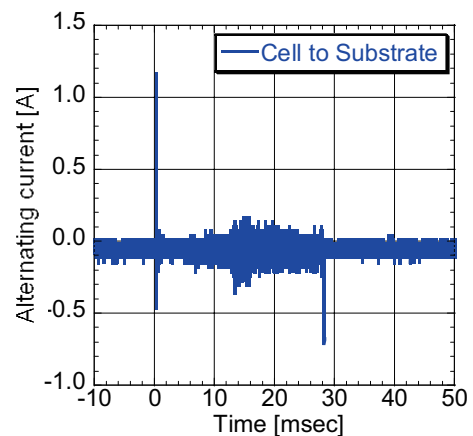


Fig. 7 Discharge current signal of AC<sub>P3</sub>

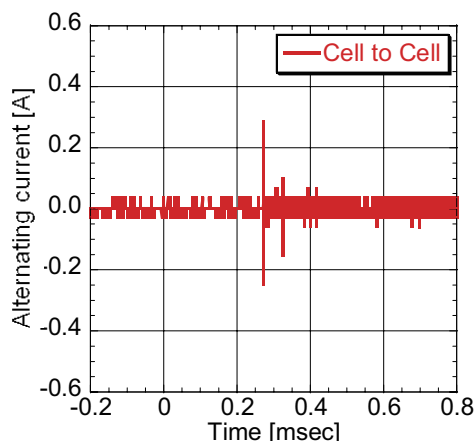


Fig. 8 Discharge current signal of AC<sub>P4</sub>

回路電流(DC<sub>P1</sub>)と可変抵抗へ流れる電流(DC<sub>P2</sub>)の差から、このとき放電経路には約 1 [A]の電流が流れたことがわかる。また、ACプローブの波形から、放電がセル-セル間、セル-基板間で発生したことがわかる。持続放電は発生しなかったが、放電は 28 [msec]続き、飛翔体が太陽電池セルを貫通した後も誘起されたプラズマにより、放電が維持されることがわかった。

### 3. レーザ照射によるデブリ衝突模擬実験

#### 3-1 実験装置及び実験方法

レーザ照射による実験では、微小デブリの衝突しか模擬することができないものの、二段式軽ガス銃による実験と比べてクリーンな条件で実験でき、また、短いサイクルで繰り返し実験できるという利点がある。実験装置の概略図を Fig. 9 に示す。太陽電池アレイクーポンは外部回路に接続され、発電時の状態と同条件になっている。デブリの衝突を模擬するためのレーザ発振器として Q スイッチ Nd-YAG レーザを用いた。実験に用いたレーザの諸元を Table 1 に示す。レーザの照射場所は最も放電が発生するリスクが大きいと考えられる太陽電池のセル間とした。真空容器内は 10<sup>-3</sup> [Pa]以下にして実験を行った。

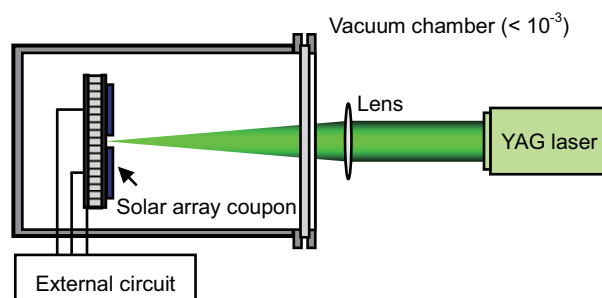


Fig. 9 Experimental setup of laser irradiation test

Table 1 Specification of laser

Pulse width (FWHM) [nsec]	Wavelength [nm]	Laser energy [mJ]
7	1064	770

#### 3-2 外部回路

太陽電池アレイの発電状態を模擬するために、太陽電池アレイクーポンに Fig. 10 に示すように外部回路を接

続し、電圧と電流を印加した。この外部回路では定電流源に加えて定電圧源を設けることで、設定電流そのものが放電経路を流れるようになっている<sup>6)</sup>。本実験では、電圧値は 110 [V]、電流値は 4 [A]とした。太陽電池アレイクーポンへのレーザ照射によって生じたプラズマにより放電が発生した場合、外部回路を流れる電流の変化は電流プローブ 1(DC<sub>P1</sub>)により計測することができる。また、放電が HOT セルと基板との間の短絡によって生じたものであれば電流プローブ 2(DC<sub>P2</sub>)で電流が計測され、HOT セルと RTN セルとの間の短絡によって発生したものであれば電流プローブ 3(DC<sub>P3</sub>)で電流が計測される。

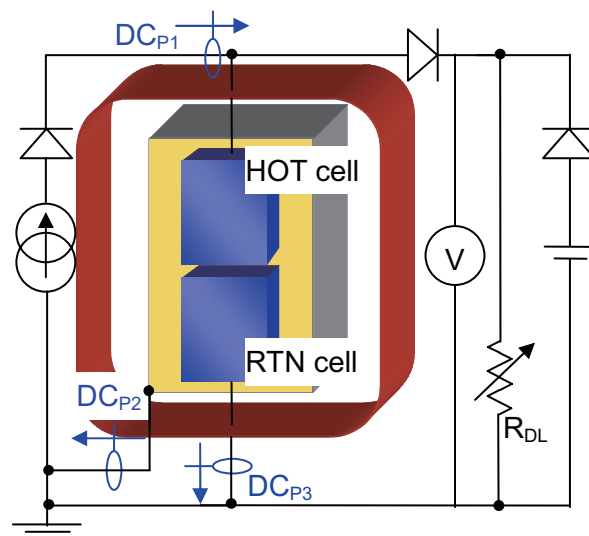


Fig. 10 External circuit

#### 3-3 実験結果

レーザ照射位置の顕微鏡画像を Fig. 11 に示す。レーザ照射痕の直径は 0.12 [mm]、クレータ直径は 1.4 [mm]であった。

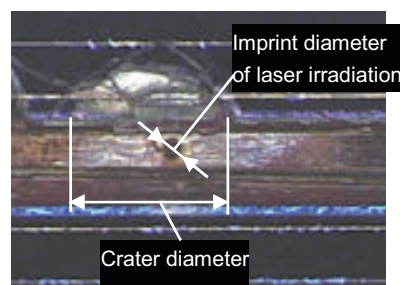


Fig. 11 Image of area irradiated by laser

このレーザ照射痕の大きさを模擬デブリの直径としてレーザエネルギー 770 [mJ]を効率 100 %で運動エネルギーに換算して衝突速度を求めると、模擬デブリの衝突速度は 34 [km/s]となる。しかし、これはエネルギー変換効率を考えると過大評価である。そこで、実際の衝突におけるクレータの式をレーザ照射によって生じたクレータ直径に適用することで衝突速度を求めた。クレータの式を示す<sup>7)</sup>。

$$D = K_c K_I d_p^{\lambda} \rho_p^{\beta} v^{\gamma} (\cos \alpha)^{\xi} \rho_t^{\kappa} \quad (1)$$

ここで、 $D$  [cm]はクレータ直径、 $d_p$  [cm]は衝突物直径、 $\rho_p$  [g/cm<sup>3</sup>]は衝突物の密度、 $v$  [km/s]は衝突速度、 $\alpha$  [deg]は衝突角度、 $\rho_t$  [g/cm<sup>3</sup>]は被衝突物の密度である。脆性材料におけるパラメータを Table 2 に示す。クレータの式によって衝突速度を求めた場合、レーザー照射は直径 0.12 [mm]のデブリが 760 [m/s]で衝突した場合に相当する。

Table 2 Parameter values for brittle materials<sup>7)</sup>

$K_c$	$K_t$	$\lambda$	$\beta$	$\gamma$	$\xi$	$\kappa$
10	1.06	1.06	0.5	2/3	2/3	0

回路電流(DC<sub>P1</sub>)と電圧の波形を Fig. 12 に示す。また、セルと基板の間の電流波形(DC<sub>P2</sub>)およびセルとセルの間の電流波形(DC<sub>P3</sub>)を Fig. 13 に示す。Fig. 13 から放電は HOT セルと RTN セルの間で発生し、放電電流が流れ続けていることがわかる。このときの HOT セルと RTN セル間の抵抗値は 17 [Ω]であった。この放電は持続放電となり、電源を切るまで続いた。レーザー照射実験後の太陽電池アレイクーポンを Fig. 14 に示す。

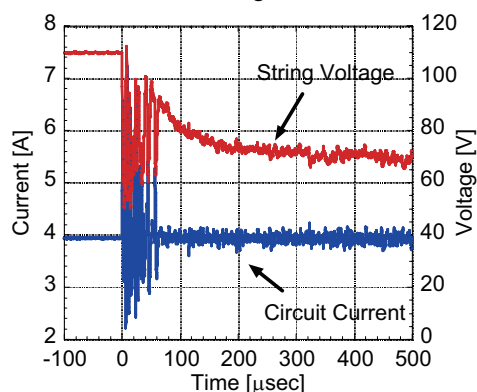


Fig. 15 Current and voltage waveforms

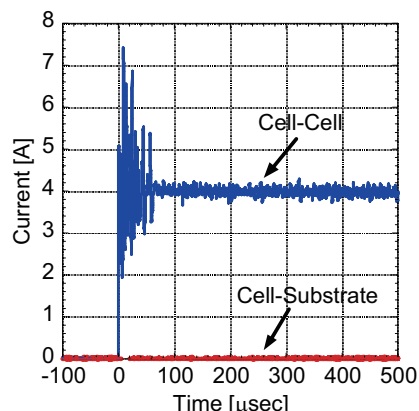


Fig. 16 Current of discharge



Fig. 17 Solar array coupon after laser irradiation

放電によるジュール熱で太陽電池セルの一部が焼損していることがわかる。実験後の太陽電池アレイクーポン

は HOT セルと RTN セル間のみで短絡しており、短絡抵抗は 5.6 [MΩ]であった。同条件の実験をこの他に 2 度行ったがその際には持続放電には至らなかった。

#### 4. 結言

二段式軽ガス銃を用いた衝突実験において 160 [V]–2.4 [A]の条件で数十ミリ秒の比較的長い放電の発生を確認したが、持続放電は発生しなかった。これは外部回路の問題により放電経路に 1 [A]程度しか電流が流れていなかったためであり、電流値が低い場合には、持続放電は発生しないと考えられる。レーザー照射による実験では、110 [V]–4 [A]の条件で持続放電の発生を確認することができたものの、再現性が得られず持続放電発生の閾値を明らかにすることはできなかった。今後、レーザー照射により持続放電の発生を確認した 110 [V]–4 [A]という条件で超高速衝突実験を行い、実際の衝突による持続放電発生の可能性を検証することを予定している。

#### 謝辞

レーザー実験に際して東北大学流体科学研究所流体融合研究センタ超高エンタルピー流動研究分野の佐宗教授をはじめ研究室の方々にご協力いただいたことに厚く御礼申し上げます。並びに、本研究の一部は(財)倉田記念日立科学技術財団第 38 回倉田奨励金及び日本学術振興会科学研究費補助金若手研究(B)(課題番号:18760608)の支援を受けて実施されたことを記し謝意を表します。

#### 参考文献

- [1] 趙孟佑, 藤井治久 “宇宙環境での帯電・放電現象についての研究動向と将来課題(第 1 回宇宙環境と宇宙機の帯電電位)”, 日本航空宇宙学会誌, 2003-4, pp.109-117
- [2] Gerhard Drolshagen, “Hypervelocity Impact Effects on Spacecraft”, Proceedings of the Meteoroids 2001 Conference, ESA Publication Division, 2001, pp.533-544
- [3] S. Fukushige, Y. Akahoshi, K. Watanabe, T. Harano, Y. Machida, N. Furusawa, T. Koura, S. Hosoda, M. Cho, and S. Harada, “Hypervelocity Impact Test to Solar Array for Evaluation of Possibility of Sustained Arc”, The 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006, 2006-r-25, to be published
- [4] I.Katz, “Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO”, AIAA paper 98-1002, 36th Aerospace Science Meeting, Reno, (1998-11)
- [5] 北村倫基, 三丸雄也, 川崎崇, 細田聡史, 金正浩, 豊田和弘, 趙孟佑: 太陽電池アレイにおける持続放電現象の閾値取得方法, JAXA-SP-05-024, 第 2 回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集
- [6] Payan, D., Schwander, D. and Catani, J. P.: Risks of Low Voltage Arcs Sustained by the Photovoltaic Power of a Satellite Solar Array during an Electrostatic Discharge, Solar Array Dynamic Simulator, 7th Spacecraft Charging Technology Conference, 2001
- [7] ESA SPACE DEBRIS MITIGATION HANDBOOK Second Edition, Issue 1.0 European Space Agency March 3, 2003, pp.11.3.1 – 11.3.3