

平成 21 年 5 月 14 日現在

研究種目：若手研究（B）
 研究期間：2006～2008
 課題番号：18760608
 研究課題名（和文） スペースデブリ衝突誘起プラズマによる高電圧太陽電池アレイの放電条件の解明
 研究課題名（英文） Arcing Conditions on High-Voltage Solar Array due to Plasma Created by Space Debris Impact
 研究代表者
 渡辺 圭子（WATANABE KEIKO）
 大阪大学・大学院基礎工学研究科・助教
 研究者番号：80423599

研究成果の概要：宇宙に展開する大型構造物である太陽電池アレイに対してスペースデブリ等の超高速飛翔体が衝突した場合、誘起されたプラズマによって太陽電池の機能を喪失させるような恒久的持続放電が発生するのか、またその発生条件は何かを明らかにすることを目的とし、プラズマの計測および放電発生状況の確認を行った。その結果、超高速飛翔体衝突により恒久的持続放電が発生することを確認し、その発生可能性は、飛翔体衝突速度、飛翔体サイズ、印加電圧、消費電力等に大きく依存することがわかり、将来の太陽電池アレイ高電圧化に向けての注意点を示した。

交付額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2006 年度	3,100,000	0	3,100,000
2007 年度	300,000	0	300,000
2008 年度	400,000	120,000	520,000
年度			
年度			
総計	3,800,000	120,000	3,920,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：太陽電池，人工衛星，スペースデブリ，宇宙環境，宇宙利用

1. 研究開始当初の背景

宇宙空間の産業利用に向けた大型宇宙プラットフォーム実現のため、宇宙機運用期間の長期化、大電力化、とりわけ太陽電池アレイの高電圧化が進んでいる。この高電圧化は、消費電圧の増大に伴って送電損失を抑えるために必要不可欠なことであり、最近では 110V バス電圧が採用されるようになっており、さらに将来的には、400V バス電圧用太陽電池アレイの使用が有望視されている。そのため、大型化が必要となった

太陽電池アレイに、スペースデブリが衝突する可能性がこれまでも増して懸念されるようになった。また、将来、大型の太陽電池アレイを長期的に運用していくことを考慮すると、衝突の可能性はさらに増大することになる。

スペースデブリの衝突は、太陽電池アレイの表面損傷による発電効率の低下、絶縁層の破壊によるアレイ回路とパドル構造体の短絡を引き起こすばかりではなく、衝突時のエネルギーで高密度のプラズマを誘起し、太陽電池アレイの

列間でプラズマを通じた放電を発生させる恐れがある。この放電が持続すると太陽電池の発電能力の低下や損失につながる。それ故、宇宙機運用の長期化、太陽電池アレイの大型化、高電圧化がなされるにしたがって、スペースデブリの衝突により太陽電池の発電能力が失われる事態に陥る危険性が大きくなってきていることは明らかである。よって、早急にスペースデブリの衝突が太陽電池アレイに及ぼす影響を、機械的・電気的損傷の複合的な観点から評価する指針を構築する必要があるが、そのための研究は十分になされていないのが現状である。

2. 研究の目的

宇宙プラズマ環境に設置した、発電状態の太陽電池アレイへのスペースデブリ衝突を、宇宙プラズマ環境模擬装置、発電状態の太陽電池アレイを作り出す外部回路、超高速飛翔体加速装置を用いることにより、超高速衝突誘起プラズマによる放電発生条件を調査し、放電現象とプラズマとの関係を物理モデルとして構築することを目的としている。そして、機械的・電気的損傷に関するデータを収集し、太陽電池アレイのスペースデブリ耐性評価、さらには、スペースデブリの衝突に耐性のある太陽電池アレイを設計するための指針を得ることを、全体構想の最終目標としている。

3. 研究の方法

超高速衝突誘起プラズマによる放電発生条件を調査するために、以下に示す装置および計測手法を用いた。

(1) 超高速飛翔体加速装置

スペースデブリによる衝突を模擬するための超高速飛翔体加速装置には、二段式軽ガス銃を使用した。飛翔体高速化のためにサボ分離機構を用い、ポリカーボネート製の先端が4分割された円柱形サボ(直径 5mm, 高さ 7.5mm)に直径 3 mm のアルミ球 (Al2017) を入れて発射する。

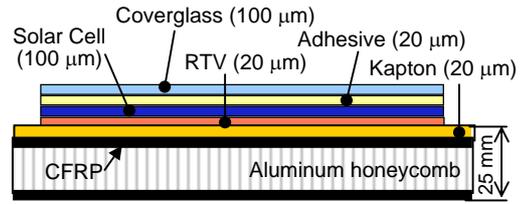


図 1 太陽電池アレイクーポンの断面図

サボ分離には空気抵抗を利用するため、サボ分離区間と試料室を厚さ 25 μm のポリエステルフィルム製の隔膜で仕切り、それぞれの真空度はサボ分離区間を 10 kPa, 試料室を 4×10^{-2} Pa とした。サボ分離区間で十分 4 方向に開いたサボが、サボ分離板に衝突し、アルミ球のみが秒速 2~5 km でターゲットの太陽電池に衝突する。加速管出口から真空容器までの約 5 m の区間には、プラスタंकおよび自由飛行部が設けられており、先行衝撃波を減衰させ、後方ガスおよび塵を拡散させることにより飛翔体に純粋な飛行状態を再現させる役割を持っている。加速管出口に接続されているプラスタंकには、永久磁石とピックアップコイルから成るマグネット検出器が設置されており、飛翔体通過による誘導起電力を検出し、その信号をトリガとして、オシロスコープにより速度計測用レーザー回路からの電圧波形、(3)で述べる外部回路からの電流・電圧波形、(4)で述べるプラズマ計測用トリプルプローブからの電圧波形を記録した。

(2) 太陽電池アレイクーポン

ターゲットには、実際に宇宙機に搭載されている太陽電池アレイクーポンを使用した。その断面図を図 1 に示す。カバーガラスおよびシリコン太陽電池セルの厚さは共に 100 μm 、基板は厚さ 25 mm の CFRP - アルミハニカムサンドイッチである。この太陽電池アレイクーポン上のセルの一枚に、(3)で説明する外部回路を用いて電圧を印可することで発電状態におけるセルと基板間の電位差を模擬し、セル上にアルミ球を衝突

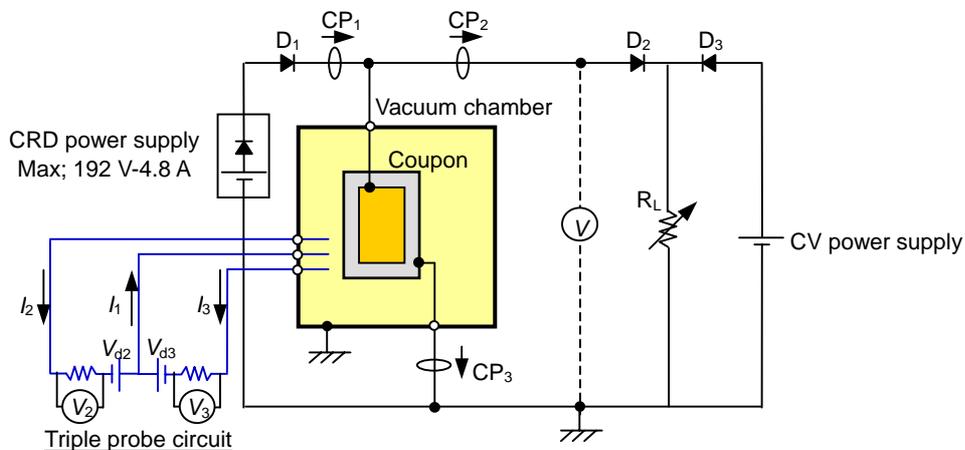


図 2 外部回路とトリプルプローブの概略図

させることで超高速衝突実験を行った。この衝突速度域および飛翔体サイズにおける衝突で、太陽電池アレイクーボンは完全に貫通する。

(3)外部回路

太陽電池上で発生する放電現象は図2に示す外部回路を用いて検証した。これは発電中の太陽電池アレイ回路を模擬した回路であり、可変抵抗 R_L が衛星搭載機器の負荷を模擬し、定電流源が太陽電池アレイ1回路分の出力、定電圧源がその他のアレイ回路出力を模擬している。定電流源には電流制限ダイオード(CRD)を接続し、高速応答の定電流出力としている。本定電流源の最大設定電流は4.8 A、最大印加電圧は192 Vである。超高速衝突誘起プラズマにより放電が発生した場合、セルと基板との間に放電電流が流れる。回路電流の変化は電流プローブ1;CP₁により、可変抵抗側に流れる電流の大きさは電流プローブ2;CP₂により、放電電流の大きさは電流プローブ3;CP₃により測定することができる。

(4)プラズマ計測法

プラズマの密度および温度の測定には、トリプルプローブ法を用いた。太陽電池アレイクーボンの衝突面から約110 mm前方にトリプルプローブを設置し、アルミ球とクーボンの超高速衝突時に発生したプラズマの電子温度、電子密度を測定した。トリプルプローブの概略図は図2中に示す。プローブは線径2 mmの銅線を用いて製作し、プローブ長を20 mmとして先端に近い部分をカプトンテープにより絶縁した。その他の部分は被覆によって絶縁されている。

電位差 V_2, V_3 を測定することにより、以下の手順でプローブ設置位置での電子温度 T_e 、電子密度 N_e を算出することができる。まず、 $I_1 = I_2 + I_3$ より、 $\phi_{d2} = eV_{d2}/\kappa T_e$ 、 $\phi_{d3} = eV_{d3}/\kappa T_e$ ($V_{d2}=3$ V, $V_{d3}=18$ V)とすれば(1)式が成り立ち、電子温度 T_e が求まる。ここで、 e は電子の電荷、 κ はボルツマン定数である。

$$\frac{I_1 + I_2}{I_1 + I_3} = \frac{1 - \exp(-\phi_{d2})}{1 - \exp(-\phi_{d3})} \quad (1)$$

さらに、 I_i をイオン電流として $\phi_{\Delta V} = \phi_{d3} - \phi_{d2}$ とすれば、(2)式が成り立ち、 m_i をイオンの質量、 S をプローブ表面積として、(3)式、(4)式を用いて電子密度 N_e が求まる。

$$I_i = \frac{I_3 - I_2 \exp(-\phi_{\Delta V})}{1 - \exp(-\phi_{\Delta V})} \quad (2)$$

$$f_1(\phi_{d2}) = 1.05 \times 10^{15} \times T_e^{-\frac{1}{2}} \times [\exp(\phi_{d2}) - 1]^{-1} \quad (3)$$

$$N_e = \frac{\sqrt{m_i}}{S} \times I_i \times f_1(V_{d2}) \quad (4)$$

4. 研究成果

得られた成果を項目ごとに下記に示す。文中、図中において、発生した放電の種類を次の3つに区別している。アルミ球衝突直後の放電をトリガ放電(Primary Arc: PA)、放電が2マイクロ秒以上持続していれば一時的持続放電(Temporary Sustained Arc: TSA)、実験後に恒久的な短絡経路が形成されていけば恒久的持続放電(Permanent Sustained Arc: PSA)とする。

(1)衝突誘起放電発生の可能性

定電流源の電圧値および電流値をパラメータとし、超高速衝突(ただし、直径3 mmのアルミ球が秒速2~5 kmで衝突する場合とする)により放電が発生するか、発生した場合はどのような放電が発生するかを検証した。結果を図3に示す。電圧、電流が133 V, 4.8 A、および184 V, 2.4 A以上のときにPSAが発生しており、衝突誘起放電によってPSAが発生することが確認できた。

(2)衝突誘起プラズマの密度

衝突誘起プラズマの発生が極短時間の非正常な現象であることから、プラズマの拡散による時間的、空間的变化を考慮し、プラズマの電子密度の時間変化 $N_e(t)$ は(5)式の拡散方程式に従うものとして、飛翔体衝突位置における電子密度の時間変化を検討した。

$$N_e(t) = \frac{n_e}{(4\pi Dt)^{3/2}} \exp\left(-\frac{(r-Ut)^2}{4Dt}\right) \quad (5)$$

ここで、 t は衝突発生からの時間(衝突時刻; $t=0$)、 r は飛翔体衝突点からトリプルプローブ設置位置までの距離を表す。これにより、フィッティングパラメータである衝突時に発生する電子数 n_e 、拡散係数 D 、移流速度 U を求めることができる。電子温度 T_e については、真空中の拡散は等温変化であることから、電子密度が最大となるときの値を代表値とした。各実験における衝突速度とフィッティングパラメータをグラフ上にプロットしたところ、それらの関係は累乗則で表すことができ、各フィッティングパラメータの近似曲線を(6)式のように表した。

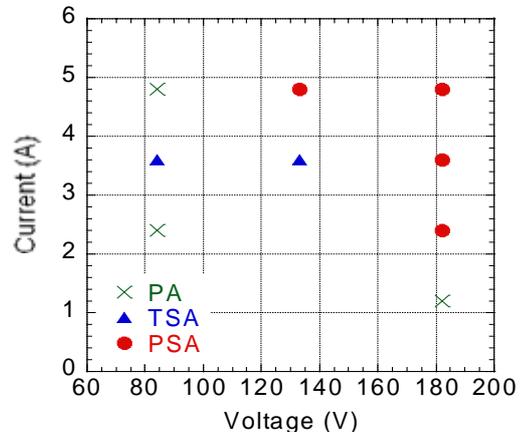


図3 印加電圧・電流値と放電発生の関係

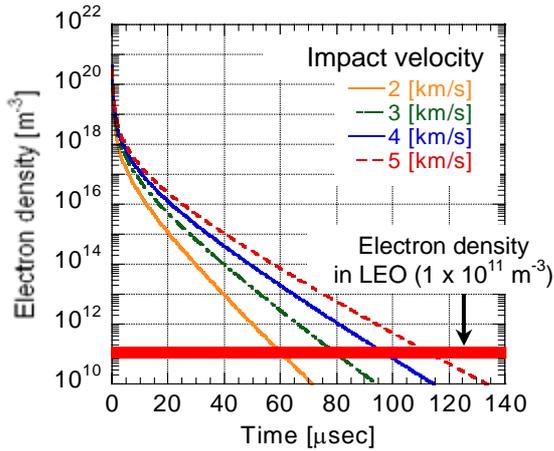


図4 衝突点付近におけるプラズマの電子密度の時間変化

$$\begin{aligned}
 n_e &= 2.47 \times 10^{10} \times v^{6.68} \\
 D &= 0.483 \times v^{3.47} \\
 T_e &= 0.482 \times v^{1.04} \\
 U &= 0.757 \times v^{1.41}
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

ここで、 v は飛翔体の衝突速度である。これらを用いて、衝突位置 ($r=0$ mm) における電子密度の時間変化 $N_e(t)$ を求めると、図4となった。この結果から、衝突速度 2~5 km/s の場合、衝突位置付近では、60~110 μ s 程度の間、地球低軌道のプラズマ環境 (電子密度 $1 \times 10^{11} \text{ m}^{-3}$) より高密度のプラズマに曝されていることがわかった。

(3) 衝突誘起放電発生条件の検討

衝突誘起放電時の外部回路の放電電流; CP₃ と電圧波形; V の一例を図5に示す。衝突誘起放電の発生過程を次の ~ の過程に分けて考える。衝突直後にアルミ球の接触によって太陽電池セルと基板が短絡する過程。アルミ球が貫通した後、衝突誘起プラズマ中の荷電粒子が捕集されることにより大きく電圧降下し、プラズマの拡散とともに電圧が上昇する過程。このとき、プラズマ中のイオンが基板に衝突し、衝撃エネルギーによって中性ガス、二次電子が発生する。この衝突誘起プラズマが完全に拡散する前に、陰極である基板に十分なエネルギーが与えられ、局部的に温度上昇が生じ、熱電子放出が発生することでプラズマが拡散した後も放電が維持され TSA に至る。TSA が発生し、放電が安定することにより、再び電圧が降下する過程。その後、TSA が長時間持続すると絶縁層が炭化することで恒久的な短絡路が形成され PSA となる。このとき、TSA が発生するためには、放電過程が から に移行する際の電圧上昇値以上の電圧が必要であると考えられる。この TSA 発生時の電圧と電源電圧をまとめたものを図6に示す。この結果から、59 V 以上で TSA が発生する可能性があることがわかる。

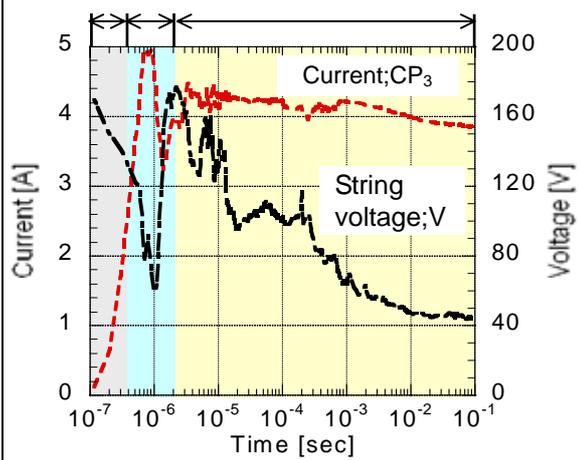


図5 衝突誘起放電の発生過程

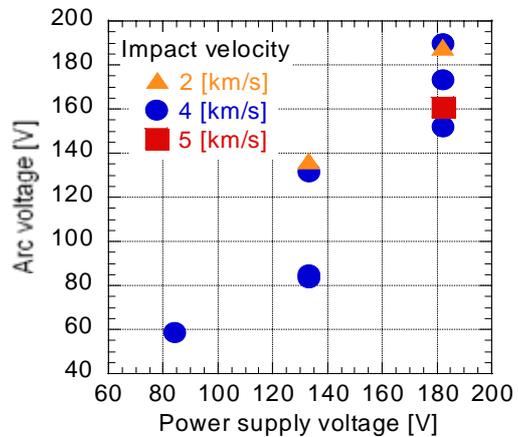


図6 TSA 発生時の電圧と電源電圧の関係

次に PSA の発生条件について検討する。TSA が長時間持続すると、ジュール熱によって周辺部が炭化し、PSA が発生することから、PSA の発生条件には TSA 中に消費されるエネルギーが関与すると考えられる。この消費エネルギーは放電電流値と放電中の放電維持電圧から与えられるが、放電電流値については、定電流なので電源の設定値となる。そこで、放電維持電圧と消費電力に着目したところ、放電が長時間持続する場合、電源電圧値に関係なく最終的な放電維持電圧が 40~60 V になっていることがわかった。また、放電中の消費電力は最も低いもので 110 W であり、放電を維持するためにはこれより大きな電力が必要であると考えられる。したがって、PSA の発生には放電中の消費電力が 110 W 以上必要で、放電維持電圧が最終的に 40~60 V となることを考えると、PSA が発生する電流の最小値は、放電維持電圧が 60 V のときに与えられる 1.8 A となる。ただし、PSA が発生するためには TSA の発生条件を満たす必要があるため、電圧は 59 V 以上必要となる。したがって、今回の実験条件 (直径 3 mm のアルミ球が秒速 2~5 km で衝突する場合) において、PSA は電源電圧と電流がそれぞれ 59 V, 1.8 A 以上

で消費電力が 110 W 以上という条件を満たす場合に発生すると結論付けられる。

(4)実際の地球低軌道での放電発生の可能性

(3)で得られた PSA 発生条件から、実際の地球低軌道上における衝突誘起放電による PSA 発生可能性について検討した。本研究で行った衝突実験は、装置の制約から衝突速度は秒速 2 ~ 5 km であったが、低軌道上では最大秒速 15 km で衝突する可能性がある。そこで、衝突速度が大きな場合に本研究の結果がどのように適用できるかを考えた。

スペースデブリ衝突による持続放電の発生過程において、衝突誘起プラズマ中のイオンの衝突が重要な役割を果たしている。そこで、衝突誘起プラズマから基板に衝突するイオンの積算量と衝突速度の關係に着目する。衝突点における電子密度の変化と速度の關係は、(5)式と(6)式から知ることができる。電子温度と速度の關係についても近似曲線から知ることができるので、(7)式によって基板に衝突するイオン電流密度と衝突速度の關係を求めることができる。

$$i_i(t) = \exp\left(-\frac{1}{2}\right) e N_e(t) \sqrt{\frac{\kappa T_e}{m_i}} \quad (7)$$

ここで、 i_i はイオン電流密度、 e は電気素量、 N_e は電子密度、 κ はボルツマン定数、 T_e は電子温度、 m_i はイオンの質量である。このようにして求めた基板に衝突するイオンの $1 \mu\text{s}$ までの積算量と衝突速度の關係を図 7 に示す。ここで、積算時間を $1 \mu\text{s}$ としているのは、陰極に捕集される単位面積あたりのイオンの積算値は、衝突速度によらず、衝突後 $1 \mu\text{s}$ 以内にほぼ決まることを確認しているからである。この結果について累乗則で近似曲線を求めると(8)式が得られる。

$$q_i = 0.44 \times v^2 \quad (8)$$

ここで、 q_i は単位面積あたりのイオンの積算値、 v は飛翔体の衝突速度である。基板に衝突するイオンの積算値は衝突速度の2乗に比例して増え

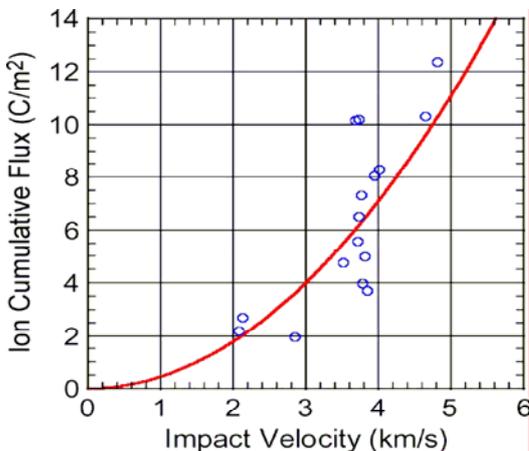


図 7 衝突誘起プラズマから基板に衝突するイオンの積算量と衝突速度の關係

ることがわかる。したがって、軌道上の衝突速度においても衝突誘起放電により TSA, PSA は発生すると言え、その可能性は、衝突速度が速くなるにつれて高くなると結論付けられる。

(5)太陽電池アレイの高電圧化に向けた注意点

これまでの衛星バス電圧は、50 V 以下のものが多く用いられている。よって、太陽電池アレイのストリング端近くのセルのみが PSA の発生条件を満たすことになる。したがって、太陽電池パドル上で PSA の発生条件を満たしている面積は小さく、スペースデブリの衝突によって PSA が発生する可能性は非常に小さいものと考えられる。しかし近年、衛星のバス電圧は 50 V から 100 V に移行する傾向にあり、そのため、太陽電池アレイが 100 V 発電となり、ストリングの電流値が 2 A を超える場合には、太陽電池アレイの面積の約半分が衝突誘起放電による PSA の発生条件を満たしてしまうことになる。よって、今後さらに太陽電池アレイが高電圧化されると、PSA が発生する可能性が大きくなると考えられる。衛星運用の信頼性を確保するためには、定常的な帯電・放電試験に加え、セルを貫通するサイズの飛翔体を用いた衝突誘起放電試験を実施し、安全を確認する必要があるといえる。

また、衝突誘起放電による PSA 発生の根本的な防止策としては、太陽電池セルと基板の間の放電を避けるために、基板に導体を用いないことが有効である。具体的には太陽電池パドルの構造として CFRP - アルミハニカムサンドイッチを用いたリジッドパドルではなく、高分子系薄膜構造のフレキシブルパドルを採用することが一つの方法である。その場合には、太陽電池セルの直下に電位差の大きなハーネスを配置しないとといった工夫が必要である。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文](計 2 件)

Shinya Fukushima, Yasuhiro Akahoshi, Keiko Watanabe, Tohikazu Nagasaki, Kenshou Sugawara, Takao Koura, Mengu Cho; "Solar-Array Arcing Due to Plasma Created by Space-Debris Impact", *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 36, No 5, pp. 2434-2439, 2008, 査読有り。

Yasuhiro Akahoshi, Tomoya Nakamura, Shinya Fukushima, Naomi Furusawa, Shuhei Kusunoki, Yu Machida, Takao Koura, Keiko Watanabe, Satoshi Hosoda, Tatsuhito Fujita, Mengu Cho; "Influence of Space Debris Impact on Solar Array under Power Generation", *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 35, No12, pp. 1678-1682, 2008, 査読有り

[学会発表](計 20 件)

渡辺圭子, 長崎俊和, 菅原賢尚, 赤星保浩, 趙孟佑, 小林秀敏; 「衝突誘起高密度プラズマによる太陽電池アレイ上の持続放電発生条件」, 第 17 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, 2009 年 1 月 23 日, 東京.

Shinya Fukushige, Yasuhiro Akahoshi, Keiko Watanabe, Toshikazu Nagasaki, Kenshou Sugawara, Takao Koura, Mengu Cho; “Plasma and Solar Array Arcing Caused by Space Debris Impact”, 4th space environment symposium, Jan. 22-23, 2008, Tokyo.

Shinya Fukushige, Yasuhiro Akahoshi, Keiko Watanabe, Naomi Furusawa, Shuhei Kusunoki, Takao Koura, Mengu Cho, Satoshi Hosoda, Shoji Harada, Tatsuhito Fujita; “Solar Array Arcing due to Plasma Created by Space Debris Impact”, 10th Spacecraft Charging Technology Conference, June 18-21, 2007, Biarritz.

6 . 研究組織

(1)研究代表者

渡辺 圭子 (WATANABE KEIKO)

大阪大学・大学院基礎工学研究科・助教

研究者番号：80423599

(4)研究協力者

赤星 保浩 (AKAHOSHI YASUHIRO)

九州工業大学・工学部・教授

研究者番号：60222519