

Development of High Voltage Solar Array in LEO Plasma Environment*

Satoshi HOSODA, Teppei OKUMURA, Jeongho Kim and Mengu CHO ,
Kyushu Institute of Technology
1-1 Sensui-cho, Tobata-ku, Kitakyushu, Fukuoka 804-8550

Abstract

In order to realize 400 volts operation in LEO, arcing caused by interaction between the spacecraft and the surrounding LEO plasma must be overcome. We have been investigating about design of high voltage solar array over the last few years. Recently, from view points to suppress arcing, various types of solar array coupon were designed and manufactured. We examined the performance for arc mitigation in LEO plasma environment. The film coupon has made remarkable achievement in all the coupons. This coupon has never suffered any arc at any operation condition. Thus, we carried out the tests under realistic orbit environment for this coupon. In this paper, we report the results of these tests.

The performed tests are as follows; endurance test for 30 years operation, debris impact, film contamination, electro-static charging by contact, ambient pressure variation and arcing on substrate. It was confirmed that the covered film performed successfully in all the situations. This coupon has never arced in more than 25 hours which is equivalent to 1% power degradation in 30 years operation. Also, it was confirmed that the contamination materials was not generated inside of film under high temperature (90 degrees C) environment, and inner surface of film suffered no contamination. No trigger arc occurred at all vacuum pressure and on the charging by contact between each film or cells and film because of vibration for launching. With respect to debris impact, sufficient results were obtained with respect to resistance characteristics. Debris impact was simulated by the Two-Stage Light Gas Gun (TSLGG). The covered film had little damage even if the film support was hit directly. As the these experiment results show, the film coupon is promising for utilization in orbit environment. With respect to array substrate, more than 400 arcs occurred for 5 minute on the negatively biased frame surface covered by the CFRP surface. The CFRP surface has a lot of triple junction because it consists of conductive carbon fiber and insulative plastics. In addition, light emission on the coupon and discharge current were measured at debris impact. It was confirmed as sustained arc phenomena. This resulted in a short circuit between cells and substrate. It suggests that sustained arc phenomena between cells and a conductive substrate might be induced by debris impact regardless whether debris hit the inter-cell region or not. Therefore, from the viewpoint of mitigation of sustained arc, a traditional rigid substrate is not adequate to application for 400V solar array in LEO environment. The utilization of flexible substrate is the most desirable method.

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

低軌道対応型 400V 発電用高電圧太陽電池アレイの開発^{注1}

細田聡史、奥村哲平、金正浩、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

hosoda@ele.kyutech.ac.jp

要旨：太陽発電衛星のような大電力システムを効率的に運用するには、電力レベルの平方根に比例した電圧で発電・運用する必要があるが、宇宙環境で高電圧発電を行うと宇宙プラズマとの相互干渉作用に起因した帯電・放電現象によって電力の安定供給が脅かされる。本研究では低地球軌道プラズマ環境において 400V の電圧で発電可能な太陽電池アレイの試作品をコスト面や製造技術といった実用的な観点も考慮にいたした上で試作し、これらのクーポンを地上真空チャンバーに入れて耐放電性能に関する試験を行ってきた。放電抑制において最も優れた性能を発揮したクーポンについて、軌道環境で想定される様々な状況での試験を施した。この結果、紫外線とデブリへの耐性を確認し、短期間ではあるが原子状酸素への耐性も確認した。また打上げ時の過渡的な状態への耐性も確認した。

1. はじめに

人工衛星や宇宙ステーションなどの宇宙機は打ち上げ費用の節約などの観点から年々大型化、寿命長期化する傾向にある。そのためそれら宇宙機で必要とされる電力も増加する傾向にあり、国際宇宙ステーション(ISS)では 65kW (完成後は 100kW 程度)、また現在検討が進められている太陽光発電衛星については、高度 1100km の低地球軌道で運用される実証衛星において 10MW もの莫大な電力を発電および送電する計画もある¹⁾。発電電力が上昇することによって生じる送電線の重量増加及びジュール損失を低減するためにはバス電圧を高くすることが必要不可欠であり²⁾、現在各国で 3~400V 程度の宇宙発電技術の開発が進められている³⁾。しかし近年、太陽電池アレイがプラズマに対して負の電位を持つと、周辺プラズマとの干渉により放電が発生することが知られている⁴⁾⁵⁾。放電は太陽電池アレイがプラズマに対して-100V から-200V の電位を持つと起きはじめ、アレイがより負の電位を持つと放電頻度も上昇する。放電は太陽電池セルの劣化、電磁波による搭載機器の誤動作や他の大事故を引き起こす危険性があり、放電により太陽電池が故障した例も報告されている⁶⁾。このため、太陽電池アレイ上での放電現象の解明及び放電抑制法の開発を目的とした研究が近年活発となっている。

そこで本研究では、低地球軌道プラズマ環境において 400V の電圧で発電可能な太陽電池アレイの試作品をコスト面や製造技術といった実用的な観点も考慮にいたした上で、実際に太陽電池アレイクーポンパネル（以降、単に“クーポン”と呼ぶ）を試作し、これらのクーポンを地上真空チャンバーに入れて耐放電性能に関する試験を行った。この結果、フィルムクーポンと呼ばれるデザインが最も良く放電を抑制できることが確認された⁷⁾。そこでプラズマ環境だけでなく、実機に搭載した時に想定される様々な面からの検討を施すことにした。本報告ではこれらの試験結果について述べる。

2. フィルムクーポン

図1にフィルムクーポンの模式図を示す。クーポンの大きさは 40×30cm で、中央に 7×3.5cm のシリコンセルが 12 枚貼り付けられている。クーポン表面は厚さ 12.5μm の ETFE (Ethylene -Tetra Fluoro Ethylene) フィルムで覆われており、これにより周囲のプラズマがカバーガラスの表面及び側面を正に帯電するのを防ぐことができる。このクーポンではフィルム端とアレイの間隙をつくらないためにクーポン端とセルの間を 2 倍に広げ、バスバーとケーブルが完全にフィルムに覆われるようにした。これは前世代のフィルムクーポンにおいてバスバーとケーブルがフィルム端面を浮き上がらせ、ここから放電が発生したためである⁷⁾。バスバーは RTV ゴムで塗られている。

^{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

3. フィルムクーポンにおける軌道環境適応試験

放電抑制において最も優れた性能を発揮したフィルムクーポンについて、フィルムを用いる事で生じる特有の問題も含めた軌道環境で想定される様々な状況での試験を施した。この結果、紫外線とデブリへの耐性を確認し、短期間ではあるが原子状酸素への耐性も確認した。また打上げ時の過渡的な状態への耐性も確認した。詳細を以下に示す。

3-1 低軌道プラズマ環境下での耐久試験

低地球軌道において数十年の運用を想定した時に、運用中にトリガ放電による電気性能の劣化を見積もるため、プラズマ環境下で-400Vの電圧を長時間印加する試験を行って放電発生の有無を調べた。これ

までの研究により、基準となるクーポンサンプルにおいては約 150 発に一回のトリガ放電で1個のセルが短絡することが確認された⁸⁾。

即ち、放電に対して 0.7%の確率でセルが短絡することになる。1

回トリガ放電が発生すれば、直径 4m 内の帯電状態を初期化すると考えられ⁹⁾、直径 4m の中に $7 \times 3.5\text{cm}$ のセルは約 5000 枚入るので、電気性能低下を初期値の 1%以下に抑えるには、総放電発生回数を $5000 \times 0.01 \div 0.007 = 7300$ 回に抑える必要がある。

実験は図2に示された試験装置を使い行われた。実験に用いたチェンバーは直径 1m、長さ 1.2m であり、真空度はキセノンガスを 0.2sccm 流して状態で約 1×10^{-2} Pa である。プラズマは ECR (Electron Cyclotron Resonance) プラズマ源により生成され、クーポンが設置してあるチャンパー中心部で約 $5 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ のプラズマ密度を保っている。放電時の電圧、電流波形はそれぞれ回路中に挿入されたプローブによって測定され、高速 AD 変換ボードを介して随時 PC に記録される。チャンパー内には赤外線ランプが取付けてあり、実験中クーポンを一定の温度に保つことができる。アレイの温度はチャンパー内に設置された赤外線ランプにより 40℃に保たれた。図3に外部の電気回路図を示す。クーポンは電源により制限抵抗を介して-400V に負バイアスされている。回路にはプラズマの空間的な広がりを考慮した電流波形に近くなるようコンデンサ、インダクタンスと抵抗値を挿入した。それぞれの値は $5\mu\text{F}$ 、 $270\mu\text{H}$ および 4Ω である。

試験はプラズマ源や真空排気系への負荷を考慮して 5 時間毎に休止して行われ、最終的に合計 28 時間にわたり実施された。その結果、このクーポンはプラズマ環境下で-400V の電圧を印加した状態で一度の放電もおこさず、セルの電気的性能の劣化も全くみられなかった。この放電頻度は前述の計算

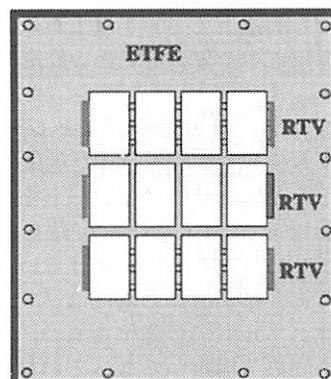


図1 フィルムクーポン概略図

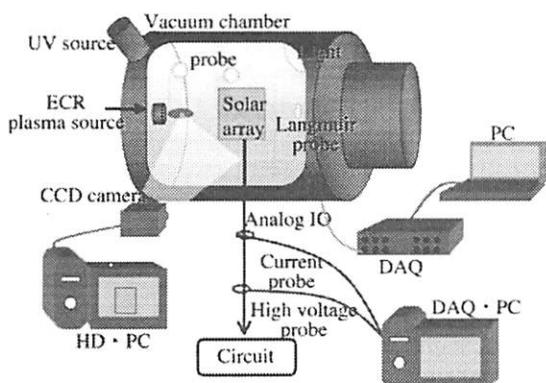


図2 実験装置概略図

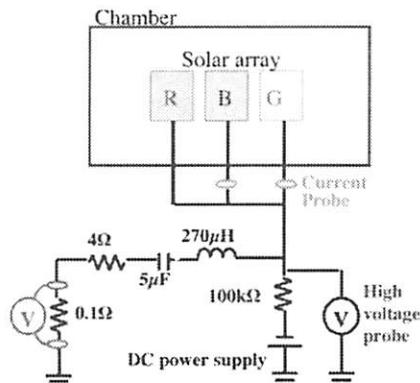


図3 外部電気回路

より軌道上で 30 年以上もの間電気性能の劣化を 1%以下に抑えられることを意味しており、長期間の運用にも十分満足できる放電抑制性能を有していると言える。

3-2 導電性サブストレートにおける放電確認試験

本研究で試験を行った供試体は殆どがアルミハニカムと CFRP からなる剛体サブストレート上に太陽電池が貼られている。電池側の面はカプトンシートが貼られて絶縁性をもっているが、裏側は CFRP がむき出しとなっている。低軌道において 400V で発電を行うと、衛星構体の電位はプラズマに対して約-400V を持ち、太陽電池パネルも同じ電位をもつ。CFRP 面は多数のカーボン繊維とそれを固める樹脂からなっており、トリプルジャンクションの塊のようなものである。裏面が-400V の電位をもった時に、放電が発生するかどうかを調べる。これにより、実際の太陽電池パネルをリジッドパネルとするのかフレキシブルパドルとするのかが決められる。

図4に裏面クーポンをバイアスした時の放電発生点を示す。バイアス電圧は-400V を印加したが、外部コンデンサを-400V に帯電する間もなく放電が頻発し、平均して-200V 程度で放電が発生した。放電頻度は 1Hz 以上で、主な放電発生点はクーポンパネル側面を覆うカプトンテープと CFRP からなるトリプルジャンクション（クーポンの外周周り）と CFRP 中のカーボン繊維と樹脂からなるトリプルジャンクションである。この試験結果から、低軌道で高電圧発電をする宇宙機では太陽電池パネルをリジッドパネルにするとパネル裏面の CFRP 部で放電が頻発することが予想される。よってリジッドパドル裏面を全て絶縁体とするか、あるいはフレキシブルパドルの適用が期待される。

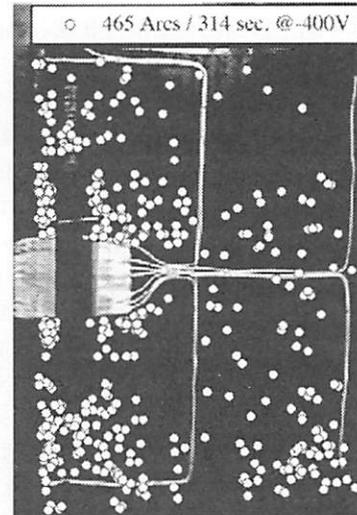


図4 アレイクーポンの裏面における放電発生箇所 (-400V バイアス時)

3-3 デブリ衝突試験

デブリ衝突によってフィルムがはがれないかどうかを調べるために、九州工業大学超高速衝突実験施設の 2 段式軽ガス銃を使用して、直径 10mm、質量 1.05g のプロジェクタイルを秒速 3.4km/s で衝突させた。また、試験に際してはデブリ衝突時に発生する高密度プラズマによって持続放電現象が誘起されるかどうかを検証するために、図5に示す太陽電池アレイ模擬回路を接続した。

試験は同一アレイに対し 2 回行い、1 発目はアレイ上辺真中、2 発目はアレイ裏面から左側にそれぞれデブリを衝突させた (図6 参照)。フィルムの支持状況については、1 発目のデブリ衝突においてフィルム上辺真中および上辺右角の剥がれが確認された。フィルム上辺真中についてはデブリがフィルム支持材に直撃し、この支持材が破損したためである。フィルム上辺右角の切れについては、デブリ衝突の衝撃で切れたものと考えられる。また 2 発目のデブリ衝突はアレイ裏面からの衝突であったため、サブストレーートの飛散によりフィルムへの大きなダメージが懸念されたがフィルムの切れ等は全く確認されず、良好な結果を得た。

また試験中にデブリ衝突直後から電源を切るまでアレイ表面での発光が確認され、かつ放電電流が

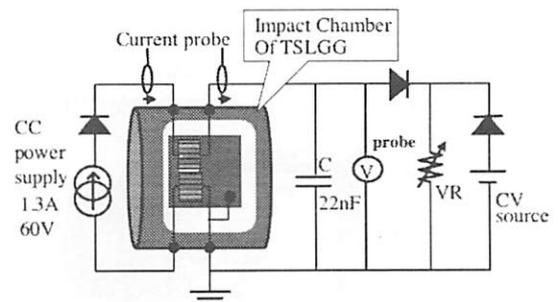


図5 デブリ試験用太陽電池アレイ模擬回路

検出されたことから、持続放電現象に至ったことが確認された。この結果太陽電池セルとサブストレートは短絡し電力供給が不可能となった。このことから、リジッドパネルをサブストレートとした場合、セル間をデブリが直撃しなかったとしても、デブリ衝突によって太陽電池と導電性サブストレート間の持続放電を誘発する可能性があり、絶縁構造であるフレキシブルパドルの適用が有効である。但し、フレキシブルパドルとしても、パドル中のセルの直下にハーネスを這わせる構造ではデブリ衝突による持続放電は防げないので、ハーネスが通る場所とセルを貼る場所を分離すべきである。

3-4 紫外線照射試験および原子状酸素、紫外線複合照射

試験

紫外線によりフィルムが変色して光透過率が低下しないかどうかを調べるために、小型の紫外線照射チャンバーを構築し、図7に示すセル1枚とフィルムのみで構成される供試体に紫外線を連続照射した。紫外線源としては重水素ランプを用い、 MgF_2 窓を介して 115nm までの紫外光を導入する。ランプ出口ぎりぎりまで供試体を近づけることで、120nm から 240nm の間の積分値で軌道上紫外光強度の 160 倍、120nm から 160nm の積分値で 530 倍の強度を得ることができる。試験では合計 55 時間の紫外線を照射した。15 時間までの照射では劣化は見られなかった。55 時間後に短絡電流値が若干減少し、約 5% の低下となった。55 時間の紫外線照射は高度 400km の 1.5 年から 4.7 年に相当し、その時間で短絡電流で 5% の低下は許容範囲にあると考えてよい。

また原子状酸素と紫外線の複合効果の影響を見るため、JAXA 筑波宇宙センターの複合環境試験装置を用いて、原子状酸素と紫外線の複合照射試験を 1 週間行った。これは軌道上 (400km) の相当時間で、原子状酸素で 1 ヶ月、紫外線で 10 日である。試験の結果、試験前後での変化は短絡電流、開放電圧、フィルファクター共に測定誤差の範囲内であった。

3-5 フィルム内面のコンタミ確認試験

軌道上の高温に晒された時に、脱ガス成分の再付着によってフィルムが内面から汚染されないかを調べる。1×10⁻⁴Torr 程度に排気した真空チャンバー内で、赤外線ランプを照射して、供試体を 90℃で 4 時間保ち、表面の白濁具合を観測すると共に、脱ガス成分を質量分析器で測定した。その結果、フィルムに白濁は確認されず、試験前後のセルの電気出力の低下も見られなかった。また試験前後の脱ガス成分の比もほとんど一致しており、90℃の高温でもフィルムのコンタミネーションが無いことが確認された。

3-6 フィルムおよびカバーガラスの静電気帯電試験

打上げ時の振動により、フィルム同士またはフィルムとセル面がこすれ合った時にフィルムが帯電しないかどうかを調べる。帯電量は表面電位計(Trek Model341)を用いて測定した。フィルム同士またはフィルムとセル面がこすれ合った状況を模擬して、フィルムクーポンのフィルム表面と基準クーポンのセル面に対して別のフィルムで擦ったり貼り付けたものを引き剥がしたりしてその前後の表面電

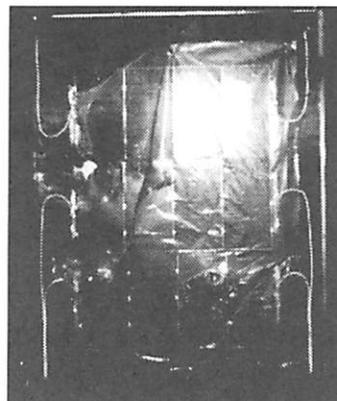


図6 デブリ衝突後のクーポン

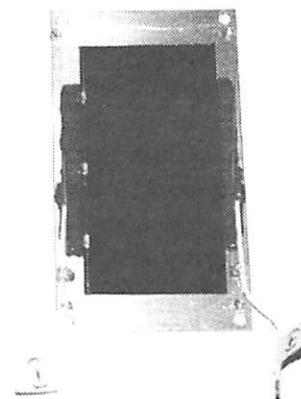


図7 フィルム劣化試験用サンプル

位を比較した。その結果、セル面もフィルム表面も数十 V 程度負に帯電したが、これはトリガ放電の放電閾値(100V 以上)以下であることからこの帯電による放電は発生しないと考えられる。

3-7 雰囲気圧力変化試験

打上げ時に、まだガスがフィルム下から十分に抜けきっていない状態でパドルを開いて発電状態になったときに、フィルム下の空間でパッシェン放電のような状況になって持続放電が誘発されないかどうかを調べた。試験は、真空チャンバーにフィルムクーボンを入れて、クーボン全体を-400V にバイアスした状態で大気圧から 3×10^{-2} Torr までロータリーポンプで 10 分間排気する中で行った。その結果、全ての圧力下においてアーク放電もグロー放電も発生しなかった。したがって懸念された持続放電現象の発生についても発生しないと考えられる。

4. まとめ

これまでの試験結果に基づき、現時点で 400V バス用太陽電池アレイパネルとして想定されるデザインのポイントは以下の通りである。

- 1) パネル一枚あたりに大きな ETFE フィルム 1 枚を貼り、周辺部でパネルサブストレートに固定する。
- 2) パドル構造は太陽電池アレイ回路とサブストレート間のデブリ衝突による短絡・持続放電や裏面での放電を防ぐためにフレキシブルパネルとする。

本研究は宇宙航空研究開発機構、(財)日本宇宙フォーラムが推進している「宇宙環境利用に関する地上研究公募」プロジェクトの一環として行ったものである。

参考文献

1. 佐々木進, 宇宙太陽発電は可能か, 化学工学, 65-9(2001), 483-486.
2. K. C. Reinhardt, C. S. Mayberry and D. S. Galister, Space Power Technology in Power Management and Distribution Electronics, J. Spacecraft Rockets, 35-6(1998), 837-844.
3. G. A. Jongeward, I. Katz, M. R. Curruth, E. L. Raph, D. Q. King and T. Peterson, High Voltage Solar Arrays for a Direct Drive Hall Effect Propulsion System, Proc. of 27th Int. Electric. Propul. Conf., IEPC-01-327, 2001.
4. N. T. Grier, Plasma Interaction Experiment II (PIX II): Laboratory and Flight Results, Spacecraft Environmental Interaction Technology-1983, NASA CP-2359, 1985, 333-347.
5. M. Cho and D. E. Hasting, Computer Particles Simulation of High-Voltage Solar Array Arcing Onset, J. Spacecraft Rockets, 30(1992), 189-201.
6. I. Katz, V. A. Davis and D.B. Snyder, Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO, AIAA paper 98-1002, January 1998.
7. S. Hosoda, T. Okumura, K. Toyoda and M. Cho, High Voltage Solar array for 400V Operation in LEO Plasma Environment, 8th Int. Spacecraft charging. Conf.
8. T. Okumura, S. Hosoda, K. Toyoda and M. Cho, Degradation of Solar Array due to Arcing in LEO Environment, 8th Int. Spacecraft charging. Conf.
9. Cho, M., Saionji, A., Toyoda, K. and Hikita, M., "High Voltage Solar Array for 400V Satellite Bus Voltage: Preliminary Test Results", AIAA 2003-0683, 41st Aerospace Science Meeting, 6-9 January, Reno, USA, 2003
10. 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2回高電圧太陽電池アレイの放電現象と将来課題」、日本航空宇宙学会誌、第51巻、第592号、2003、pp.139-144