

低温太陽電池パネルを用いた ESD 地上試験

宇宙航空研究開発機構 真志取秀人, 仁田工美, 高橋真人

1. はじめに

近年の宇宙機の大型化・大電力化に伴い、太陽電池パドルの高電圧化が進んでいる。送電時における電力損失を抑えることがその目的であるが、同時に軌道上における放電発生の危険性も高まり、放電に起因する宇宙機の不具合も生じている^[1-2]。そのため、宇宙機の帯電・放電現象の解明、並びに対策法の確立が求められている。宇宙航空研究開発機構では、平成 17 年度より筑波宇宙センターにおいて帯電・放電試験設備の整備を行い、太陽電池パネルを用いた ESD(Electrostatic discharge)地上試験を実施している。

筑波宇宙センターにおける帯電・放電試験設備の特徴のひとつとして、低温環境中での帯電・放電試験が実施可能であることがあげられる。これまでに各研究機関において実施された帯電・放電試験は室温環境下で行われたものが多く、温度依存性について調べた報告は数少ない。特に放電に起因する衛星の不具合は蝕明け前後に多いことから、低温環境下での帯電・放電試験の実施が求められている。

ESD 放電の温度依存性について明らかにすることを目的に、筑波宇宙センター内において低温および室温の太陽電池クーポンパネルを用いた ESD 地上試験を実施している。これまで

に模擬低軌道環境ならびに模擬静止軌道環境の下で試験を行い、模擬低軌道環境下では ESD 放電の放電閾値ならびに放電頻度の温度依存性、模擬静止軌道環境下では放電頻度の温度依存性について調べた。本報では、これらの試験により得られた知見について報告する。

2. 試験装置および試験条件

本試験は JAXA 筑波宇宙センター内の試験検証用チャンバ^[3]を用いて行った。図 1 に試験検証用チャンバの外観を示す。同チャンバの直径は 1.3 m、長さは 3.2 m であり、チャンバ内部には直径 1.0 m、長さ 1.4 m の冷却用シュラウドを取り付けることができる。シュラウドの概観図を図 2 に示す。シュラウドは配管を通して液体窒素タンクに接続される。低温試験時には常時シュラウドに液体窒素を供給し、チャンバ内の試料を放射により冷却する。シュラウド内面には、試験試料が速やかに冷却されるよう導電性黒色塗料が塗布されている。

図 3 に試験装置概略図を示す。チャンバ内に太陽電池クーポンパネルを設置し、Cp1-3 の 3 つの電流プローブにより放電電流を計測し、オシロスコープによって放電電流波形の取得を行った。クーポンパネルの温度調整はチャンバ内に設置したシュラウドとクーポンパネル下

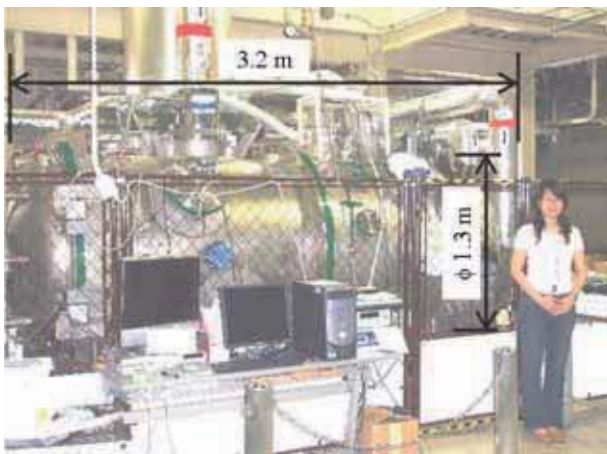


図 1 試験検証用チャンバー

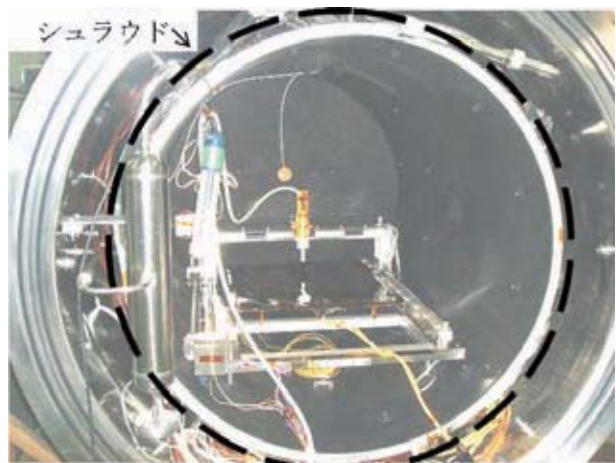


図 2 シュラウド概観図

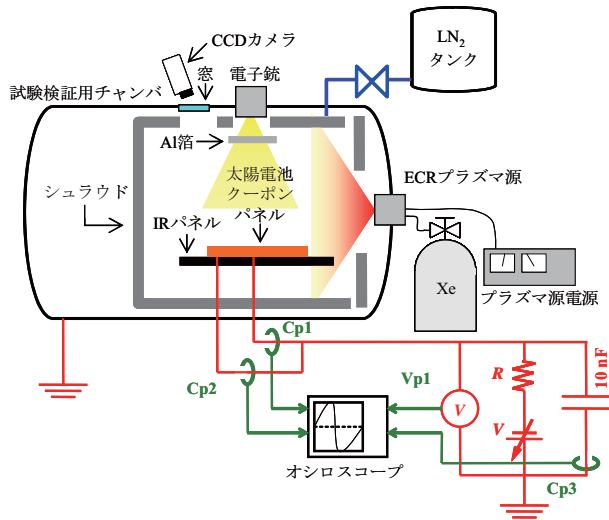


図3 試験装置概略図

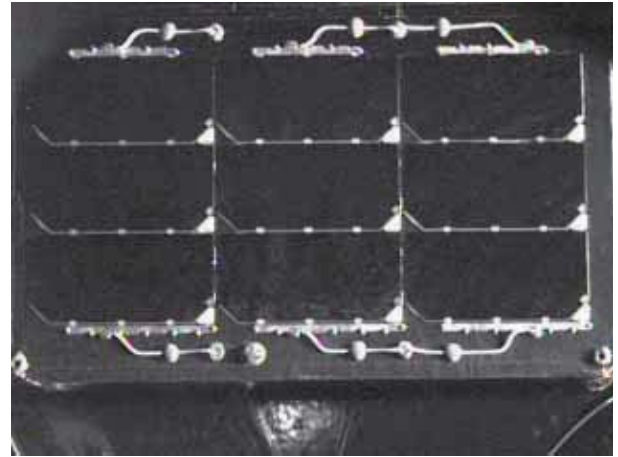


図4 太陽電池クーポンパネル

表1 模擬低軌道環境下における試験条件

クーポンパネル温度	300, 230, 160 K
雰囲気圧力	1.5×10^{-3} Pa以下
プラズマガス種	キセノン
プラズマ密度	約 10^{11} m^{-3}
パネルバイアス電圧	-120 ~ -200 V
測定時間	1000 秒
測定回数	4 回

表2 模擬静止軌道環境下における試験条件

クーポンパネル温度	280, 160 K
雰囲気圧力	1.0×10^{-4} Pa以下
パネルバイアス電圧	-5 kV
電子ビーム加速電圧	7.5 ~ 9.0 kV
エミッション電流	200 μA
電子ビーム拡散 Al 箔	有 (厚さ: 100 nm)
測定回数	3 回

面に設置した IR ヒータパネルを用いて行った。チャンバには ECR プラズマ源と電子銃を取り付け、模擬低軌道環境試験ではプラズマ源、模擬静止軌道環境試験では電子銃を用いて軌道環境の模擬を行った。電子銃の銃口付近には、電子ビーム拡散のために厚さ 100nm のアルミ箔を取り付けている。

図4に本試験で用いた太陽電池クーポンパネルを示す。クーポンパネルの横幅は 255 mm、縦幅は 160 mm であり、パネル表面上には9枚の三接合太陽電池セルを貼り付けている。回路としては3つの太陽電池セルを直列につないだアレイを3並列に配列した構成となっている。またクーポン側面はカプトンフィルム、クーポン裏面は OHP フィルムにより保護している。

模擬低軌道環境下における試験条件を表1に示す。太陽電池クーポンパネルの温度条件は 300K, 230K, 160K である。試験時におけるチャ

ンバ内の雰囲気圧力は 1.5×10^{-3} Pa 以下に保った。プラズマガス種としてキセノンガスを用い、チャンバ内のプラズマ密度は低軌道環境に相当する約 10^{11} m^{-3} とした。パネルバイアス電圧は -120V から -200V の間に設定した。各条件における ESD 放電の放電閾値ならびに放電頻度の測定を行った。各測定条件における測定時間は 1000 秒である。また、同一各測定条件において4回測定を行い、その再現性を確認している。

模擬静止軌道環境下における試験条件を表2に示す。太陽電池クーポンパネルの温度条件は 280K, 160K とし、試験時におけるチャンバ内雰囲気圧力は 1.0×10^{-4} Pa 以下に保った。パネルバイアス電圧は -5kV である。また電子銃の設定は、電子ビーム加速電圧を 7.5 - 9.0 kV とし、エミッション電流は 200 μA 一定とした。同一条件化における測定回数は 3 回である。

3. 試験結果

[模擬低軌道環境]

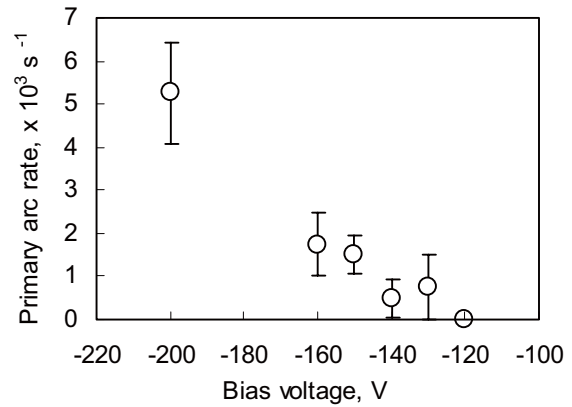
各温度条件におけるパネルバイアス電圧に対する 1000 秒間での放電頻度の測定を行った。試験結果を図 5 に示す。横軸はバイアス電圧、縦軸は 1000 秒間での放電頻度を示している。放電頻度は同一条件において 4 回測定し、その平均値を図中に記している。また誤差評価には標準偏差を用いている。図 5 の(a)はクーポンパネル温度が 300 K の場合の放電頻度を示し、同様に(b)が 230 K、(c)が 160 K における放電頻度を示している。測定の結果、放電頻度はクーポンパネル温度条件に大きく影響を受け、クーポン温度が下がるほど放電頻度が大きくなる傾向があることがわかった。特にパネルバイアス電圧-200V における放電頻度は、300K 時に比べて 230K では約 5 倍、160K では約 10 倍となった。

表 1 は、図 5 に示した測定結果から放電閾値のみを抜粋し記載したものである。試験の結果、どの温度条件においてもパネルバイアス電圧が-120V の時には放電は生じず、バイアス電圧が-130 V 以上となると放電が生じ始めた。すなわち、放電閾値は放電頻度とは異なり温度条件に影響を受けないことがわかった。

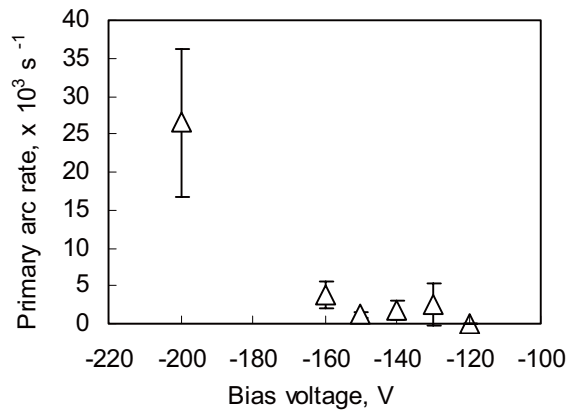
[模擬低軌道環境試験]

図 6 に各電子銃設定時における太陽電池カバーガラスの乖離電圧の時間変化を示す。加速電圧を 9.0 kV に設定した場合、乖離電圧は 10 分弱で飽和し、その値は約 550V であった。加速電圧が 8.8 kV の場合、乖離電圧は約 700 V で飽和した。更に加速電圧を減少させた条件ではより乖離電圧が高まり、飽和値を示す前に放電が生じた。なお、これらの傾向はクーポンパネル温度に影響を受けることはなかった。

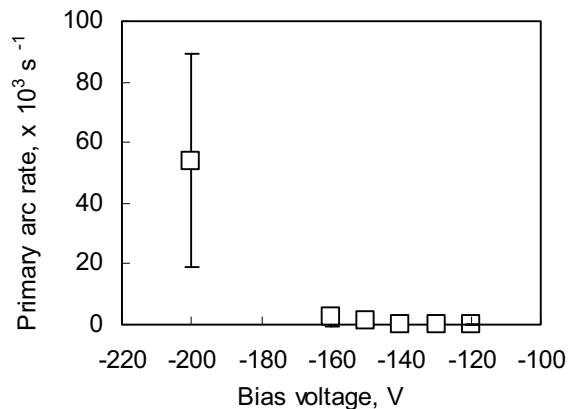
図 7 は、クーポンパネル温度が 280 K と 160 K の場合における、各電子銃設定時の放電間隔を示している。電子銃加速電圧が高い条件、すなわち乖離電圧が低くなる条件では、クーポンパネル温度が 280 K の時の放電間隔は 160 K の場合に比べて高い値となった。放電頻度はその逆の傾向となるので、乖離電圧が低くなる条件ではパネル温度が低いと放電頻度が高まる傾向



(a) パネル温度 300 K



(b) パネル温度 230 K



(c) パネル温度 160 K

図 5 模擬低軌道環境下における各温度条件下の放電頻度(測定時間:1000 秒)

表 3 各温度条件下の放電閾値(模擬低軌道環境)

クーポンパネル温度	ESD 放電閾値
300 K	-130 V
230 K	-130 V
160 K	-130 V

* 測定時間 : 1000 秒

が見られることがわかった。

4. まとめ

低軌道・静止軌道環境を模擬した環境下において、低温および室温のクーボンパネルを用いてESD放電試験を実施し、ESD放電の温度依存性について調べた。

[模擬低軌道環境]

- ・ 放電頻度はクーボン温度の低下と共に増加した
- ・ 本試験環境下では、放電閾値は温度条件によらず、その値は-130Vであった

[模擬静止軌道環境]

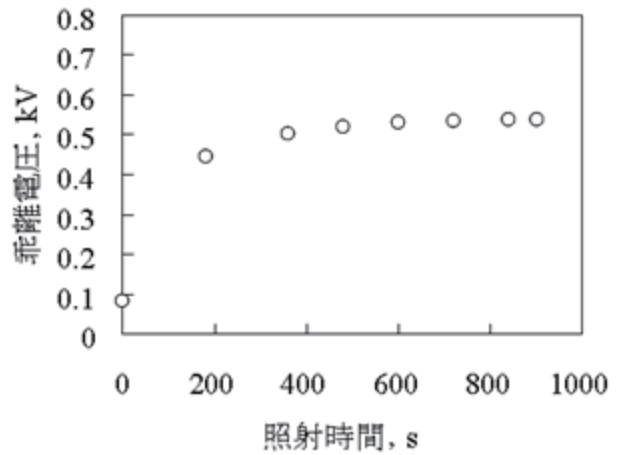
- ・ 帯電電圧が低くなる条件では、パネル温度が低いと放電間隔が短くなる傾向が見られた

参考文献

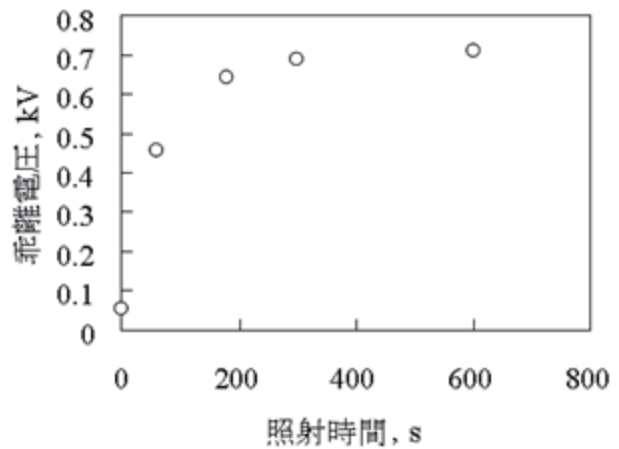
[1] I. Katz, V. A. Davis, and D. B. Snyder, "Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO", AIAA paper, 98-1002, 36th Aerospace Sciences Meeting, Reno, 1998.

[2] M. Cho, R. Ramasamy, M. Hikita, K. Tanaka and S. Sasaki, "Plasma Response to Arcing in Ionospheric Plasma Environment: Laboratory Experiment", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.39, No.3, pp.392-399, 2002.

[3] M. Miyamoto et al., "Development of a plasma chamber for solar panel testing", 24th Space Simulation Conference, Annapolis, Maryland, 2006.



(a) $V_a=9.0$ kV, $I_c=200$ μ A



(b) $V_a=8.8$ kV, $I_c=200$ μ A

図 6 各電子銃設定時における太陽電池カバーガラスの乖離電圧の時間変化

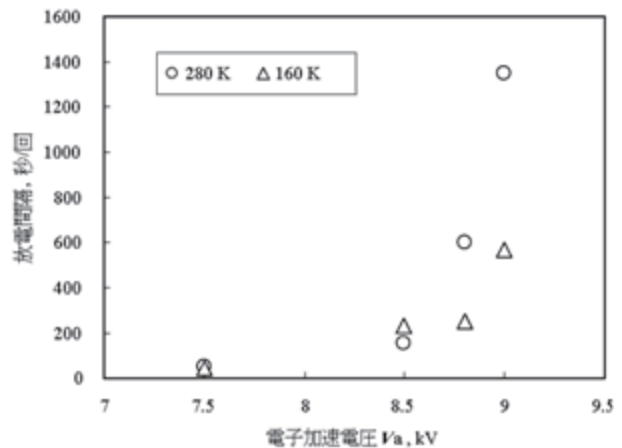


図 7 各温度条件時における放電間隔