

衛星パドル裏面放電の電源システムへの影響解析

Effects of Discharge on Backside of Solar Paddle on Satellite Power System

宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 電源技術グループ

瀬上 剛、舛分 宏昌、高橋 真人、岐部 公一

Space Power Engineering Group, Institute of Aerospace Technology,

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

Go Segami, Hiroaki Kusawake, Masato Takahashi, Koichi Kibe

Abstract

The surface potential depends on the plasma environment, the sunshine condition, the constituent material and so on. Therefore non-earthed surface materials on the satellite have the different potential from the satellite ground. As the differential potential builds up between two points, an arc may occur. The discharge is well known as causing the failure to the satellite power system, for instance, it is reported that the discharge sometimes causes loss of the power generation. So we should investigate the influence of the discharge on the orbit.

When the charge with the high potential by the discharge is inputted to the power line or ground line, the transient voltage is applied to the base-emitter of the shunt transistor. This “transient voltage” sometimes exceeds the level of the maximum rating voltage and breaks down the shunt transistor. We found that the breeder resistance and conductive adhesive were effective as a way of preventing this failure. In this paper, we show the analysis result about the effects of the discharge on the backside of the solar paddle on satellite power system.

1. はじめに

極軌道周回衛星では北極付近（オーロラ環領域）を周回中に、パネルのウェーク効果及びオーロラ電子の影響でパネル裏面の熱制御材(Ag-テフロン)が大きく負に帯電するケースが有ることが解析からわかった。最悪ケースでは、トリガー放電によりテフロンに帯電した電荷全てが沿面放電としてトリガー放電発生箇所に飛び込み、その放電箇所によっては、電源系回路に致命的な不具合を起こすことが懸念された。ここでは、フライト品同等のパネル裏面クーポンを用いて実施した帯電・放電試験結果（放電閾値）、及び実際のフライト衛星の電源系回路定数に基づき、回路シミュレーションソフト SPICE を用いて解析評価した結果を示す。

2. 研究の概要

多くの周回衛星の太陽電池パドル裏面には、熱制御材が敷き詰められており、Ag-テフロン等の絶縁材料の場合には、帯電電位は、衛星グラウンドに対し-7(kV)にも達する事が解析から分かっている。こうした高い帯電電位に達する電荷が衛星電源系に入力した場合には、最悪の場合シャントトランジスタ等の電源部品を損傷させてしまう事が懸念されている。そこで、本不具合対策として、導電性接着剤、また、同様の効果がブリーダー抵抗によっても得られると考えられた。本研究では、これら対策案の有効性を調査することを目的とする。

3. 成果の概要^[1]

3.1 放電解析モデル

本解析での帯電・放電モデル及びメカニズムは以下の通りである。

- ・衛星は北極付近オーロラ帯通過時、すなわち、低エネルギー高密度電離層プラズマ及び高エネルギー低密度オーロラ粒子の共存状態の環境下を周回。

- ・上記プラズマ環境中、パネルのウェーク効果及びオーロラ電子の裏面入射により、パドル裏面が帯電する。
- ・帯電電位が放電発生閾値を越え局所的な放電が起こる。
- ・放電が起こった際、放電入力点では構成している材料などが蒸発・プラズマ化する。
- ・生じた放電プラズマは、時間関数で放電点を中心として同心円状に拡散する。
- ・拡散したプラズマが導電路となり、衛星パドル裏面のテフロン表面に蓄えられた電荷が放電入力点へ向けて電荷収集される。
- ・テフロン表面電荷が全て放出された時点で放電が終了する。

以上のようなパネル裏面放電が起こると、電源回路に電流・電圧変動として影響が出る。本解析の対象範囲は、衛星パドル裏面、ソーラアレイ部、シャント(SHNT)回路、バスキャパシタ及び模擬負荷までとした。そして、パドル裏面テフロン表面に帯電した電荷が放電した時の電源系へ与える影響を調査目的とした。電源回路には、様々な電子部品が使用されているが、これまでの解析から部品にとって最も厳しい電圧が印加される事が分かっているシャントトランジスタのベース・エミッタ間に印加される電圧（以降、 V_{be} と呼ぶ。但し、複数の電源回路を並列化した際の解析では、直接放電入力があった電源回路のシャントトランジスタのベース・エミッタ間電圧を指すものとする。）を評価対象とした。Fig. 1 にシミュレーションに用いた回路の概略を示す。

Fig. 1 の下部は、ソーラパネル裏面の等価回路及び放電経路のプラズマ抵抗、プラズマインダクタンスを表している。ソーラパネル裏面は、Fig. 2 で示すような一般の衛星で用いられているアルミハニカム表面にカーボン繊維強化プラスチック (CFRP) で挟まれた構造を基板とし、その上に接着剤で銀蒸着テフロンが接着された構造となっている。Fig. 1 の回路上C1、C2、C3 は基板・テフロン表面間容量、R1、R2、R3 及びL1、L2、L3 は、放電入力点からテフロン表面までのプラズマ抵抗及びプラズマインダクタンスを表したものである。また、回路にはスイッチが付加されているが、これらは、トリガー放電後放電点を中心としたプラズマの拡散が各パネルまで到達する時間を模擬している。到達時間をパネル毎に変えるため、各スイッチのON時間にはdelay timeを設けている。なお、delay timeは拡散速度に依存する時間であり、様々な値が示されている^{図9}が、本解析では、最悪ケースを考えプラズマ拡散速度を 1.21×10^6 (m/s)とした。また、テフロン表面の帯電電位及び放電閾値は、地上模擬試験の結果から7kVとした。

放電入力点は、Fig. 1 矢印にて表されている部分を接続し解析を行った。衛星の場合では、テフロン表面の帯電電荷が入力する放電入力点は、以下に示す GND、HOT、RTN の3つの場所が考えられる。

GND：基板 (CFRP) に放電入力がある場合

HOT：バイパスダイオードの配線部分は熱設計などにより絶縁コーティングすることが難しい場合配線が露出することがある。その配線部の HOT 側に入力した場合

RTN：バイパスダイオードの配線部分は熱設計などにより絶縁コーティングすることが難しい場合配線が露出することがある。その配線部の RTN 側に入力した場合

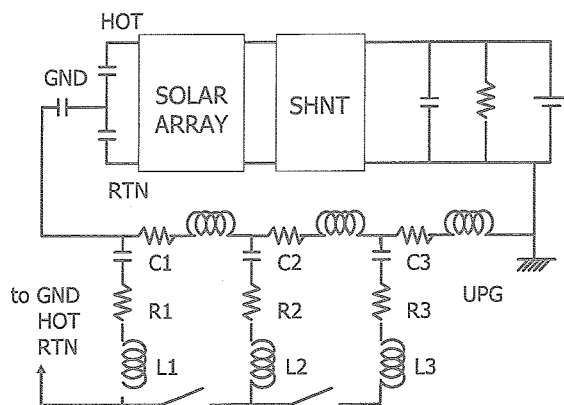


Fig. 1 discharge analysis model

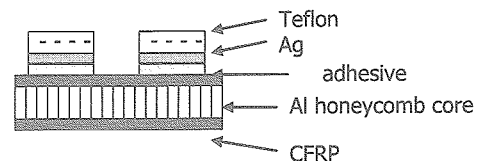


Fig. 2 back side of solar panel

Fig. 1では、GNDとソーラアレイ部は3つのキャパシタにより接続されているが、これらは、太陽電池の接合容量及び太陽電池・基板間容量を模擬したものである。また、UPG(Uni-Point Ground)とGNDは、GNDライン抵抗及び配線インダクタンスで接続されている。以下では、ソーラアレイ部及びシャント部を併せた回路を電源回路と呼び、10並列して解析を行った。尚、バス電圧は50Vとした。

3.2 放電の電源回路へ与える影響

(A) 通常の電源回路における解析

帯電電荷がGND、HOT、RTN端へ入力したときの電源回路の V_{be} をそれぞれFig. 3、Fig. 4、Fig. 5に示す。 V_{be} はそれぞれ、およそ-16V、-1800V、-1300Vである。トランジスタのベース・エミッタ間の逆耐圧は、数V程度の部品が多いことを考えると、印加時間が短いとはいえ過電圧であることは否めない。すなわち、最悪の場合シャントトランジスタを故障させる可能性がある。

一方、HOT端、RTN端については、直接放電が入力しなかった電源回路のシャントトランジスタについても評価を行う必要がある。これは、もし直接放電が入力しないシャントトランジスタも破損してしまうということであれば、一度放電が起これば衛星のシャントトランジスタを全損することを示すからである。そこで、HOT端及びRTN端に放電が入力したときの放電が直接入力しなかった電源回路のシャントトランジスタのベース・エミッタ間電圧（以下 $V_{be-else}$ とする。）をFig. 6、Fig. 7に示す。 $V_{be-else}$ はそれぞれ、-5V、-8Vとなっており、印加電圧レベルとしては許容できる範囲内であるといえる。

よって、放電入力GND端に起こった場合は、電源回路全損、HOT端、RTN端に起こった場合は、電源回路1つのみ喪失する可能性がある。また、放電入力時のバス電圧変動は、いずれも1V以下であった。

(B) 導電性接着剤の適用

(A)で示した不具合を防ぐため、Fig. 8のようなパネル裏面上に導電性接着剤を塗布する事がある。これは、結果として放電経路に抵抗体を挿入する事になり、突入電流の減少、 V_{be} の減少を期待するものである。

解析では、Fig. 1のパネル裏面部分を導電性接着剤を考慮した回路に変更し、Fig. 9のような等価回路を作成した。新たに追加された抵抗 R_a が導電性接着剤の抵抗を表し、その抵抗と並列に挿入されているキャパシタ C_{a1} が、放電入力点近傍Ag-テフロン製のテフロン・銀間容量である。また、それらに直列接続されているキャパシタ C_{a2} はその他のパネル1面分のテフロン・銀間容量を想定したものである。

導電性接着剤を適用したとき放電のGND端入力は、GND端ではなく導電性接着剤となるため、解析回路では、 C_{a1} と C_{a2} の間に接続することになる。この時、放電入力先となる C_{a1} の容量を見積もる必要がある。ここでは、放電が局所的であることを考え、大きくても標準的な銀蒸着テフロン製の大きさ(20×10cm)程度の容量を見積もればよいとして解析を行った。

帯電電荷がGND、HOT、RTN端へ入力したときの V_{be} をそれぞれFig. 3、Fig. 4、Fig. 5に示す。GND端入力に関しては、 V_{be} の変動は±200mV程度であり、放電によってトランジスタを破壊するには至らないと考えられる。一方、HOT端、RTN端入力は、 V_{be} はそれぞれ-1800V、-1200Vとなっており、(A)の結果とほぼ変わらないことがわかる。すなわち、シャントトランジスタには過電圧が印加されていることが分かる。

また、HOT端及びRTN端に放電が入力したときの直接放電が入力しない電源回路の $V_{be-else}$ をそれぞれ、Fig. 6、Fig. 7に示す。印加電圧は、-3V、-8Vであり、電圧レベルとしては許容範囲内であるといえる。

以上より、導電性接着剤の適用は、GND入力放電に対し効果があるが、HOT端、RTN端入力に対しては放電の影響を緩和する事はできない事がわかる。なお、バス電圧変動は、いずれも1V以下であった。

(C) ブリーダー抵抗の適用

(A)で述べたような不具合を防ぐため、衛星ではブリーダー抵抗を用いる方法が考案されている。これは、放電等により太陽電池セルが基板へ地絡した場合に備え、GNDラインに挿入した抵抗を指す。本解析では、衛星

ヨーク部に抵抗が挿入されたことを想定して解析を行った。解析に使用した回路の概略を Fig. 10 に示す。Fig. 10 の網掛け部がブリーダー抵抗を示している。

帯電電荷が GND 端、HOT 端、RTN 端へ入力したときの電源回路の V_{be} をそれぞれ Fig. 3、Fig. 4、Fig. 5 に示す。GND 端入力に関しては、 V_{be} は 1.2V 程度であり、印加電圧としては許容できるレベルである。一方、HOT 端、RTN 端入力は、 V_{be} はそれぞれ -1000V、-700V となっており、(A)の結果と比べるとやや緩和がみられるが、まだシャントトランジスタには過電圧が印加されていることが分かる。

また、HOT 端及び RTN 端に放電が入力したときの直接放電が入力しない電源回路の $V_{be-else}$ をそれぞれ、Fig. 6、Fig. 7 に示す。印加電圧は双方とも -70V 程度となっており、一度 HOT や RTN 端に放電が入力すると全ての電源回路に不具合が生じる可能性を示している。

しかし、Fig. 11 にプラズマ電流を測定した結果を示したが、電流が放電方向に流れるとともに、逆方向にも流れている事が分かる。実際を考えると、プラズマに逆電流が生じることは考えにくい。これは、解析モデルとしてプラズマインダクタンスにコイルを適用したため逆起電力を持ってしまうことによるものである。本解析モデルの妥当性などについては、(D)にて検討を行った。

以上をまとめると、ブリーダー抵抗の挿入は、GND 入力放電に対し効果があるということが分かる。また、放電入力時のバス電圧変動は、いずれも 1V 以下であった。

(D) プラズマインダクタンスの影響

解析回路では、導電経路のインダクタンスには、

$$V = -\frac{dI(t)}{dt} \quad (I: \text{電流、} V: \text{起電力、} t: \text{時間})$$

で表される起電力を生じる。これにより、銀テフロン表面に再び電荷が蓄えられるという現象が見られているのである。しかし、プラズマ自体が逆電流を生じさせるということは現実には考えにくい。そこで、導電経路に逆方向電流が流れないようにするため Fig. 12 のようにダイオードを挿入して解析を行った。

解析は、(C)の結果と比較するため、ブリーダー抵抗を挿入した際の HOT 端入力モデルで行った。解析結果を Fig. 11 に示す。図は、プラズマインダクタンスの通電電流でありピーク値は変わらない。一方、逆方向電流が無くなり、電流の振動も減衰した。この時の、シャントトランジスタの V_{be} 電圧波形を Fig. 4 に示す。波形の振動はなくなったが、ピーク値は変わらないことがわかる。次に、直接放電入力がない電源回路の $V_{be-else}$ を Fig. 6 に示す。波形のピーク値は -3V 以内に収まり、(C)で行った解析とは大きな相違が認められる。

解析結果が仮に実際に近いモデルであるならば、(C)の解析で行ったブリーダー抵抗の挿入は、HOT 入力や RTN 入力に対し特に影響は与えないという事になる。今後シミュレーションモデルとしてダイオードを挿入するのが良いか、もしくは他の方法が良いのかは、実際の試験等に基づきモデルを構築していく予定である。

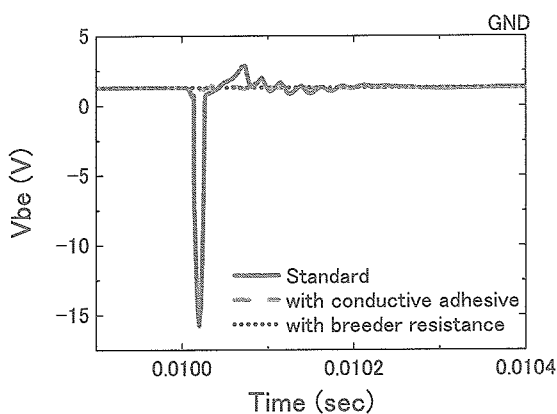


Fig. 3 discharge input to GND

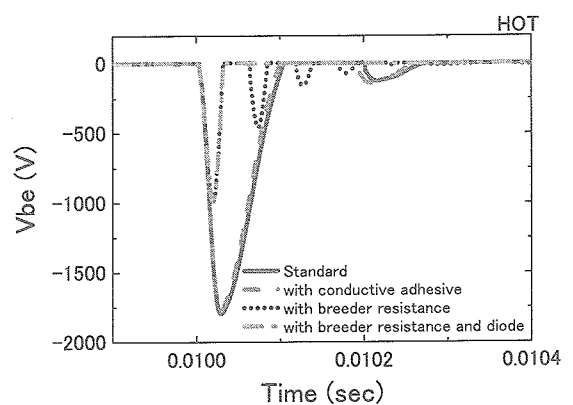


Fig. 4 discharge input to HOT

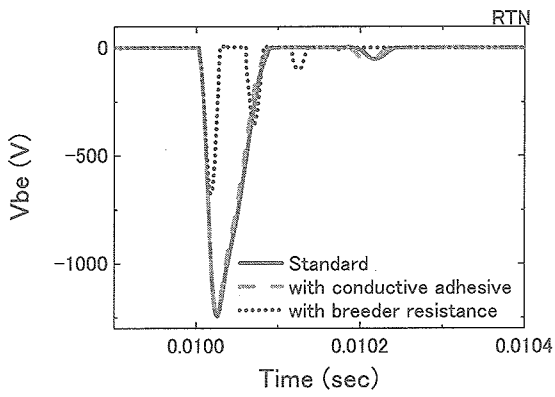


Fig. 5 discharge input to RTN

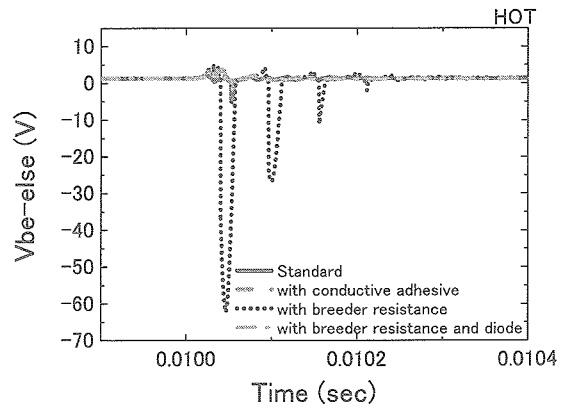


Fig. 6 discharge input to HOT

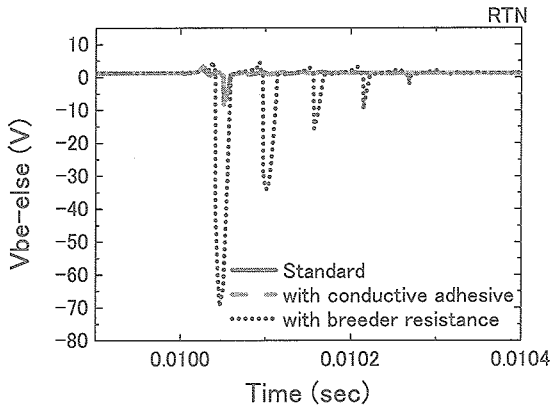


Fig. 7 discharge input to RTN

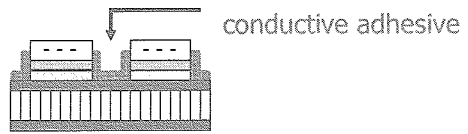


Fig. 8 back side of solar panel with conductivity adhesive

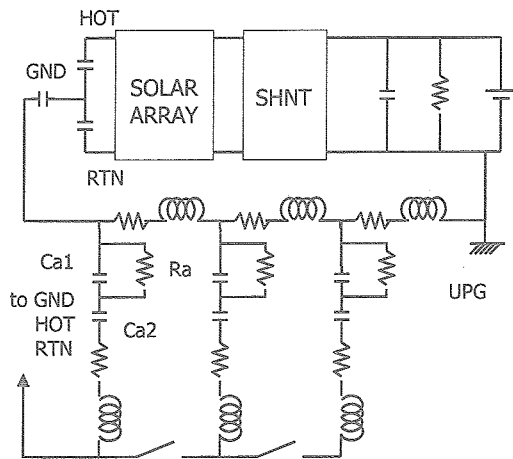


Fig. 9 discharge analysis model with conductive adhesive

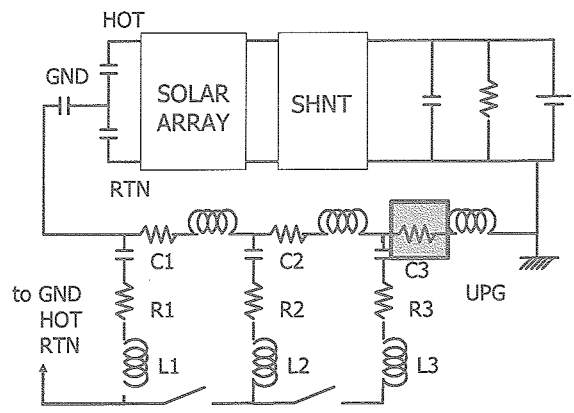


Fig. 10 discharge analysis model with breeder resistance

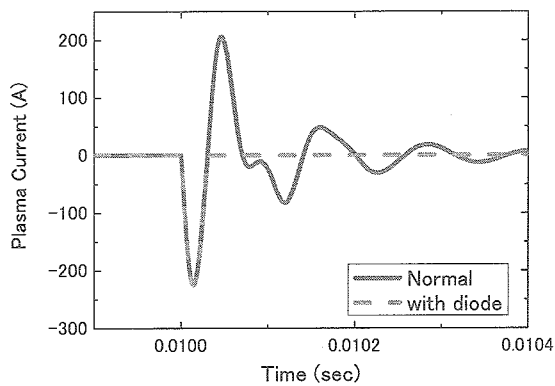


Fig. 11 Plasma Current

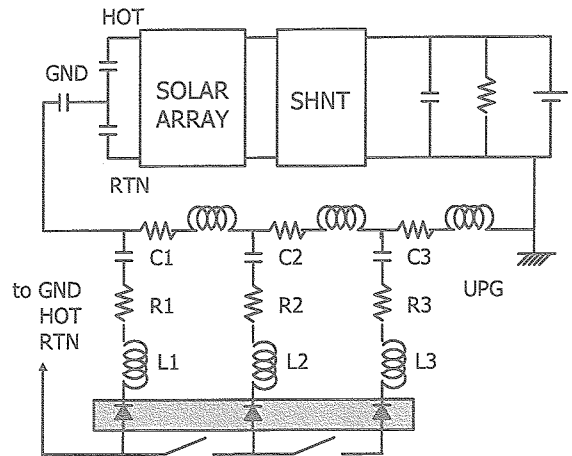


Fig. 12 discharge analysis model with diode

4. まとめ

プラズマ環境中を周回する衛星、特に極軌道周回衛星においては、パネル裏面の熱制御材が大きく負帯電する場合があります。負帯電した裏面熱制御材においてトリガー放電が起きたときに、電源系回路へ与える影響について解析・評価を行った結果、検討されている各種放電対策に対して以下のことが解った。

- ・導電性接着剤またはブリーダー抵抗の放電経路への適用は、GND 入力放電に対し有効である。
- ・HOT、RTN 入力放電は、導電性接着剤及びブリーダー抵抗では電源系への影響を緩和することは出来ないため、放電を直接入力しないように（入力点となる様な箇所をモールドする等、プラズマと直接接しない様に隔離する）する必要がある。なお、放電が入力しても、1 回路のみの故障でおさまり、バス電圧への影響は軽微であることを確認した。

今後、衛星の帯放電対策設計評価をシミュレーションで行っていくには、さらなる解析精度の向上が必要になる。実試験を通じた解析モデルの再構築、未知パラメータの把握及び解析モデルの詳細化を行う必要がある。

[参考文献]

- [1] 瀬上剛, 舛分宏昌, 高橋真人, 岐部公一, “パドル裏面放電の電源回路に与える影響解析”, 第2回宇宙環境シンポジウム, JAXA-SP-05-024, pp. 167-172
- [2] E. Amorim, D. Payan, R. Reulet and D. Sarrail, “Electrostatic Discharge ON A 1m² Solar Array Coupon-influence Of The Energy Stored On Coverglass On Flashover Current”, #9 Spacecraft Charging Technology Conference, Tsukuba, Apr. 4-8, 2005.
- [3] P. Leung, M. Bodeau, “Plasma Phenomena Associated With Solar Array Discharges And Their Role In Scaling Coupon Test Results To A Full Panel”, #8 Spacecraft Charging Technology Conference, Huntsville, Oct 20-23, 2003.