

ADEOS-II におけるケーブル間持続放電現象の地上検証^{*1}

Ground Investigation of Sustained Arc Phenomena in Power Cables on ADEOS-II Satellite

細田 聡史^{*2}・金正 浩^{*2}・趙 孟 佑^{*2}・豊田 和 弘^{*3}・川北 史 朗^{*4}
Satoshi HOSODA, Jeongho KIM, Mengu CHO, Kazuhiro TOYODA, Shirou KAWAKITA,
舩 分 宏 昌^{*4}・高橋 真 人^{*4}・前島 弘 則^{*4}
Masahiro KUSAWAKE, Masato TAKAHASHI and Hironori MAEJIMA

Key Words: Spacecraft Environment, Spacecraft Charging, Satellite Failure, EOS, Ground Investigation Technique, Sustained Arc Phenomena, Multi Layer Insulation, Power Cable, Arc Tracking

Abstract: We investigated the power loss due to the sustained arc between primary satellite power cables. If the multi layer insulation (MLI) film on a satellite is electrically floating, energetic electrons in space will charge this film. We carried out an internal pressure measurement of MLI and ESD test on cable with cracks and wrapped with this film. When the negative voltage on the MLI exceeded -1 kV, a trigger arc discharge occurred between the MLI and the cables. Subsequently, a secondary arc discharge occurred between the cables themselves. In the specific condition, this secondary arc caused sustained arc which burned out the cables. The heat caused by arc tracking between the hot and return cables made them burn out. If this phenomenon had occurred in space, the satellite would have suffered great damage.

1. はじめに

近年、打ち上げコストの節約のため宇宙機の運用長期化と大型化・多機能化の動向がある。そのため宇宙機単体での消費電力は増加の一途をたどり、国際宇宙ステーションで 65 kW、通信衛星などの無人の宇宙機でも 10 kW を超えようとしており、送電による電力損失を低減するために発電電圧も増加傾向にある¹⁾。このような宇宙機の大型化・高電圧化の傾向は、宇宙機と軌道環境との電気的な相互作用の影響が大きくなることを意味している。1997 年、アメリカの 100 V 発電衛星である Tempo-2 衛星の帯電・放電による電力損失が報告されて以来²⁾、様々な衛星で放電による不具合が報告されてきた³⁾。近年では放電を抑制するための研究が各国で行われており^{4, 5)}、宇宙機の帯電・放電を考慮した宇宙機設計が世界的に信頼性向上の鍵となりつつある。

Tempo-2 衛星の不具合解析時に提唱された放電メカニズムは持続放電現象と呼ばれる。これはトリガ放電と呼ばれる μ s 程度の短いパルス幅の放電をきっかけにして電位差のある回路同士が放電により短絡する現象で、一時的な短絡を起こす放電を二次放電（二次アーク）、恒久的な短絡を起こす放電を持続放電と呼んでいる。いったん持続放電が

発生すると回路間にはアークトラックと呼ばれる低抵抗の炭化した恒久的短絡路が形成されてしまい、負荷側に電力を取り出すことが不可能となる。トリガ放電は衛星の導体部や絶縁体表面が荷電粒子により帯電するために発生する。静止軌道（GEO：Geostationary Earth Orbit）では磁気圏嵐などにより比較的低エネルギーの電子が大量に発生し、衛星を大きく負に帯電させるため、これが放電の原因になる。低地球軌道（LEO：Low Earth Orbit）の場合は付近に存在するプラズマが電荷を中和するため、一般的には大きな電位差は生じにくい。しかし極軌道の衛星に関しては、オーロラ電子などによりしばしば衛星が大きく帯電することが報告されており⁶⁾、その特異な軌道環境は時として衛星に大事故を引き起こす原因となる。

2003 年 10 月 25 日に大規模な太陽フレアが観測された後、極軌道衛星である環境観測技術衛星「Advanced Earth Observing Satellite-II (ADEOS-II, みどり II)」に異常が発生し、わずか 1 年弱で運用断念を余儀なくされた。テレメトリデータの解析から太陽電池パドルの発生電力が 3 分間で 6 kW から 1 kW に低下していることが確認された。この事象に対して、その発生の経過をさかのぼって樹形図に展開し、発生経路および発生原因、発生確率を解析する「故障の木解析 (Fault Tree Analysis: FTA)」を行った結果、太陽電池パドルと衛星本体をつなぐ電力線の放電による損傷がこの異常の原因の一つと考えられた^{7, 8)}。本論文では、衛星の電力部を模擬した試験サンプルおよび衛星電源系回路模擬した試験回路を作成し、放電による電力

^{*1} © 2006 日本航空宇宙学会

平成 18 年 1 月 11 日原稿受理

^{*2} 九州工業大学工学部電気工学科

^{*3} 九州工業大学宇宙環境技術研究センター

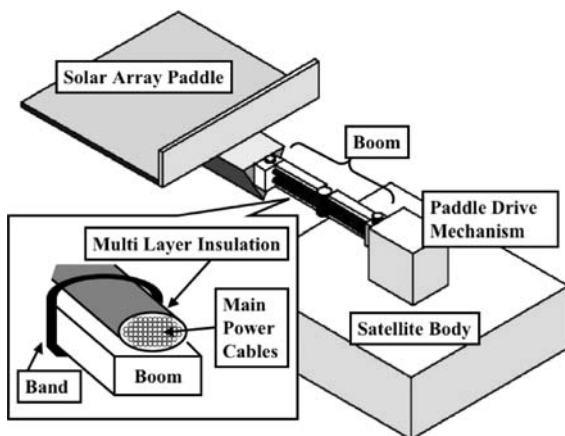
^{*4} 宇宙航空研究開発機構

損失のプロセスを実験的に検証した。以下、その結果について報告する。

2. ADEOS-II 衛星の軌道上における異常と電力損失プロセス

環境観測技術衛星 ADEOS-II は全地球的な水と炭素の循環を解明することを目標として 2002 年 12 月 14 日に打ち上げられた。ADEOS-II の質量は約 3.7 ton であり、地球環境の観測を目的としたものでは世界最大級の衛星である。軌道は高度 802.92 km、軌道傾斜角 98.62 度の太陽同期準帰軌道である。衛星のデータは地上局やデータ中継衛星 DRTS を介して筑波宇宙センターに送られていた。しかし、2003 年 10 月 25 日 7 時 28 分にデータ中継技術衛星「DRTS: Data Relay Test Satellite (こだま)」経由のデータダウンリンクに失敗し、8 時 49 分の交信で衛星が低負荷モードに移行しているのが確認された。その後も復旧のためのコマンド信号を送信するも回復せず、ついに運用断念となった。テレメトリデータ解析の結果、25 日の午前 1 時 15 分頃に南米ペルー沖上空で太陽電池パドルの発生電力が 3 分間で約 6 kW から 1 kW に激減していたことが判明した。1 kW の発電量では搭載された機器を動かすには不十分であり、衛星が低負荷モードに移行した時にはバッテリーは既に放電しきっていたことが確認された。この異常の前日、大規模な太陽フレアによる CME (Coronal Mass Ejection) 現象が発生した。ADEOS-II の 33 km 上空のほぼ同じ軌道を飛行している NOAA-17 の観測データによると、事故直前に ADEOS-II が通過したオーロラ帯では 30 keV 以上のエネルギーを持つ電子のフラックスが通常の状態よりも 2 桁大きい状態になっていたことがわかった⁹⁾。

ADEOS-II の電力システムは 64 回路の太陽電池アレイからなり、日照時の太陽電池アレイの 1 回路あたりの出力は 55 V で約 1.8 A である。発電された電力はパドルブーム部に固定されたハーネス束を通してシャント回路に導かれ、電力制御器 (PCU: Power Control Unit) およびバッテリーに送られる。第 1 図に ADEOS-II のパドルブーム部の概略図



第 1 図 ADEOS-II 衛星の太陽電池パドルブーム部の概略図

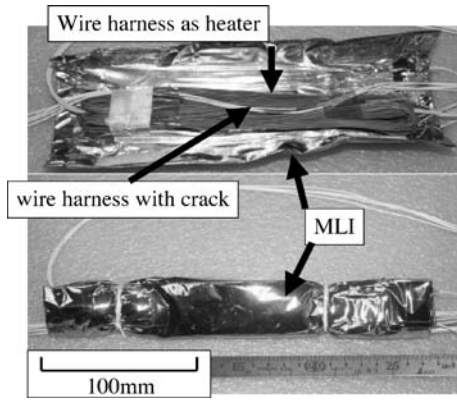
の概略図を示す。ADEOS-II の電力ハーネスはパドルブーム部で 2 束にまとめられて固定されている。その 1 束 (104 本) が 5 kW 分の電力を衛星本体へ送電する。もう 1 束 (24 本) の電力ハーネスは信号線と一緒にまとめられ、1 kW の電力を送電している。今回の電力損失はちょうどこの 104 本の電力ハーネス束の送電分に相当する。低温時はハーネスが硬くなり、パドル展開の阻害要因となるため、保温のためハーネス束にサーマルブランケット (MLI: Multi Layer Insulation) を実装する設計とされた。この MLI は 12 層のアルミが蒸着された絶縁体フィルムからなるが、電離層プラズマ密度が高い低軌道の衛星であり、展開阻害要因を極力排除するために、MLI にボンディングストラップによる接地は実施していなかった。すなわちこの MLI の内面は外部から侵入したオーロラ電子などによって大きく負に帯電する可能性がある¹⁰⁾。前述の NOAA-17 の観測データによると、直前のオーロラ帯でこの MLI 部は $5 \mu\text{C}$ 以上の電荷を蓄積していた可能性があり、これを MLI とハーネス芯線間の容量 4.4 nF (実測値) で割ると、1 kV 以上の電位差が生じていた可能性がある。もし何らかの原因でハーネスの被覆に傷がついていた場合、負に帯電した MLI とハーネスの芯線の間でトリガ放電が発生し、これが持続放電に発展すると考えられる。このハーネスの被覆の傷はデブリ以外にも熱サイクルによる機械的ストレスによっても発生することが検証されている¹¹⁾。そこで、我々は以下の仮説をたてた。

- ① 通電によるハーネスの発熱よりハーネス被覆からガスが発生し MLI 内部の圧力が上昇した。
- ② MLI 内部の圧力上昇により、パッシェンの法則のパッシェンミニマムより左側の高真空領域に相当する、圧力の増加に対して放電閾値電圧が低下する現象が起き、MLI 内部と傷つきハーネス間の電位差がトリガ放電の放電閾値を上回った。
- ③ トリガ放電により傷つきハーネス間に二次放電が誘発され、線間の被覆にトラッキング (炭化導電路) が形成され線同士の持続放電に至る。
- ④ 持続放電による熱が周囲の別の電力線の被覆を溶かしながら波及し、最終的に MLI にくるまれたすべての電力線が開放または短絡する。

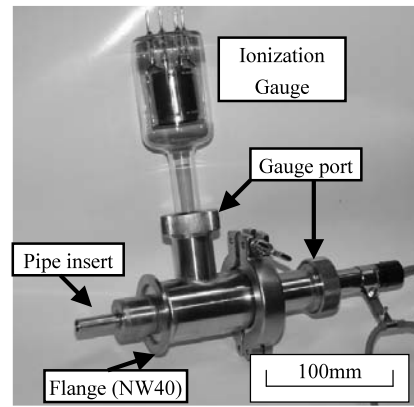
以下、それぞれのプロセスごとに実証試験を行った。

3. MLI 内部の圧力上昇検証 (プロセス①)

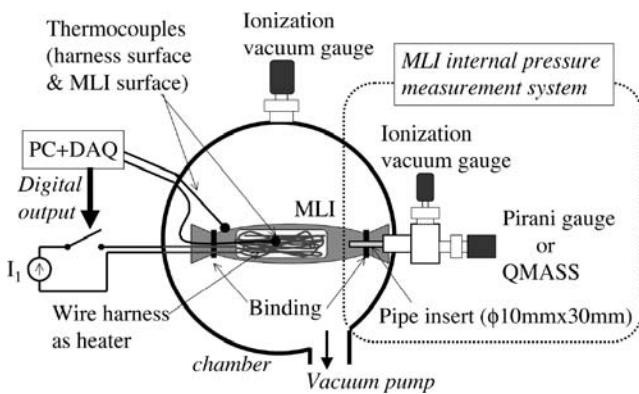
第 2 図に試験サンプルの外観図を示す。このサンプルはブーム部のハーネス束の構造を模擬しており、104 本の電力線を模擬するワイヤーハーネスとその温度測定のための熱電対を MLI で包み、実機と同じようにベルクロテープで貼り合わせ両端を結束バンドで縛ってある。使用したワイヤーハーネスは 2 種類ある。一つはハーネス被覆に傷がつけられた 2 本のハーネスで (以降、傷つきハーネスと呼ぶ)、これはハーネス束中の任意の HOT/RTN ペアのハーネス被覆に傷がついた状態を模擬している。文献 11) において、後の調査により被覆表面の傷がハーネス束の熱サイ



第2図 ブーム部ハーネス束模擬サンプル
(上) サンプルの外観, (下) MLI できるとみバンドによる結束後の状態



第4図 MLI 内圧測定用治具



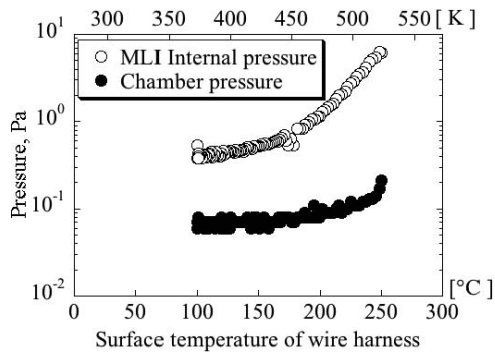
第3図 MLI 内圧測定装置概略図

クルによって発生するメカニズムが詳述されているが、試験の時点ではケーブルにどの程度の大きさの傷ができるのか不明であったため、傷をつけた装置の加工精度内で傷の近傍に形成されるトラッキングが十分観測できる幅として被覆に 0.5 mm 程度の環状に剥いた傷をつけた。傷は 1 本あたり 3 箇所、計 6 箇所つけられ、互いの線の傷同士を接近させた状態でハーネスをカプトンテープで固定した。もう一つの折りたたまれたハーネスは残りの 102 本のハーネス束を模擬しており、本実験における MLI 内部のヒーターの役割を果たす。これに適切な電流を流すことで内部の温度をコントロールする。この温度はハーネスの表面に取り付けられた熱電対によりモニターされる。このハーネスはあらかじめ最低温度 120°C、最高温度 250°C、1 サイクルあたり 7 時間の条件で 40 回の熱サイクルを负荷したものであり、このためハーネス表面が茶色く変色している。外部を包んでいる MLI の大きさは 250 mm × 100 mm 角で、最内面の導電体層には電圧を印加するための端子が取り付けられている。また MLI の最外層にも温度モニターのための熱電対が取り付けられている。

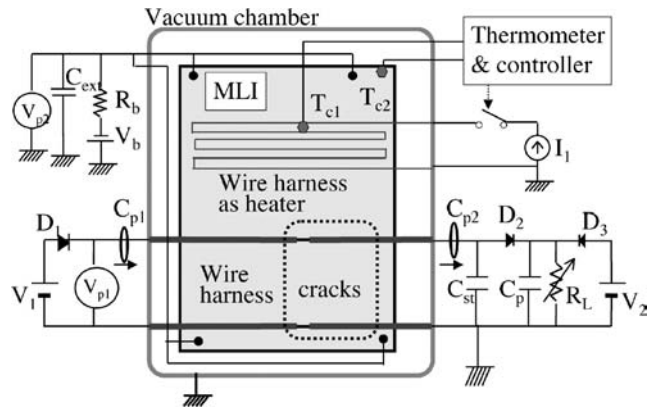
試験装置の概要を第 3 図に示す。試験は直径 30 cm の小型チャンバーで行った。このチャンバーはロータリーポンプとターボ分子ポンプを装備しており、最高到達真空度は 2×10^{-5} Pa である。MLI の内圧測定には真空計を取り付

けた特殊な治具を用いた (第 4 図)。この治具は真空フランジと一体になっており、チャンバー内側にはサンプルに挿入する管が、大気側には真空計用フランジがそれぞれ取り付けられている。サンプルに挿入する管は直径 10 mm 長さ 30 mm の金属チューブであり、これを第 2 図のサンプルの結束バンドより内側まで挿入して内部のガスをモニターする。真空計は測定に応じてピラニー真空計 (ULVAC 社製 WP-01 型)、電離真空計 (ANELVA 社製 MG-2M) および四重極質量分析器 (QMASS: ULVAC 社製 RG-202 型) を装着した。各真空計および熱電対の出力はすべてパーソナルコンピュータに取り付けられたデータ集積ボード (DAQ: Data Acquisition Board) を介して記録される。またこのパーソナルコンピュータにより、ヒーター用ハーネスの直流電源 (I_1) の出力を制御することでハーネスの温度を任意にコントロールした。詳細な熱解析の結果、MLI 内部のハーネス束の温度は 100°C から 230°C 程度まで変化することがわかった¹¹⁾。また運用開始から約 1 年経過していることからハーネスの吸着ガスも十分抜けていると考えられる。これらを鑑みて、以下の手順で試験を行った。(1) いったんハーネスを 250°C まで加熱し、ハーネスに吸着しているガスを MLI の外へ放出する。(2) サンプル温度を 100°C に設定し、MLI 内部の圧力と QMASS による成分測定を行う。(3) 温度を徐々に変化させながら MLI 内外の圧力を測定する。(4) 250°C まで温度を上昇させ圧力と QMASS 測定を行う。

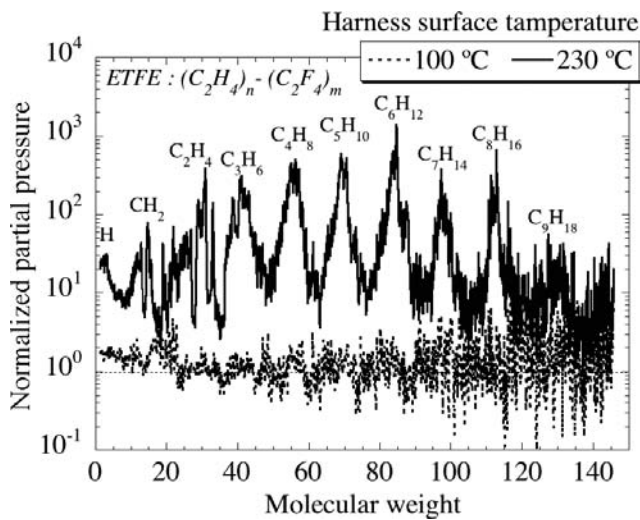
第 5 図にハーネスの温度に対する MLI 内外の圧力変化の測定結果を示す。温度を増加させるに従い MLI 内外の圧力は共に増加傾向を示したが、MLI 内部は雰囲気に対して常に高い圧力になることがわかった。これは MLI 両端結束部が外部に対して低コンダクタンス状態であることを意味している。内外の圧力差は温度が 200°C を超えたあたりからより顕著になり、250°C では 100 倍程度の差となった。第 6 図に QMASS による成分測定の結果を示す。図の横軸は分子量を表し、縦軸は測定した MLI 内部のガスのスペクトルを室温時のスペクトルで規格化した値を表している。図より、100°C の状態では室温時の成分と大差はないが、230°C の状態になると 10 ~ 100 倍程度の規則的なピークを



第 5 図 ハーネスの表面温度に対する MLI 内外の圧力変化



第 7 図 トリガ放電検証試験および持続放電検証試験のセッティング図

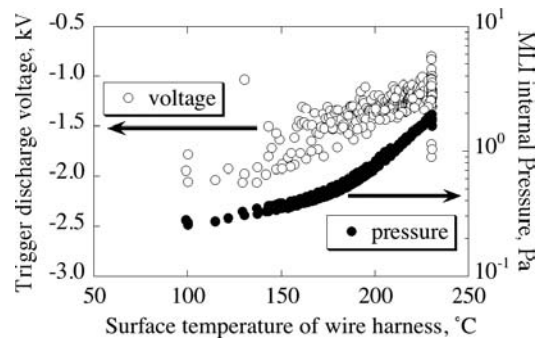


第 6 図 ハーネス表面温度に対する MLI 内のガス成分変化

持つスペクトルが見られた．この規則的なピークはエチレン (CH_2) 系の高分子のものである．ハーネスの被覆の材料である ETFE (Ethylene Tetrafluoroethylene Copolymer) の分子構造は $-\text{[CH}_2-\text{CH}_2\text{]}_m-\text{[CF}_2-\text{CF}_2\text{]}_n-$ であり，X 線電子分光分析測定 (XPS: X-ray Photoelectron Spectroscopy) の結果によると，主鎖のエチレンとフッ化エチレンの比は $m:n = 9:1$ であり多量のエチレンが含まれている¹¹⁾．すなわち加熱によりハーネスの被覆自体が熱分解し，エチレン等のガスを発生したものと考えられる．したがって，運用異常時において太陽電池アレイからの電流により電力線が加熱された状態では，ブーム部の MLI の内部はハーネス被覆の気化と外部に対する低いコンダクタンスのため，放電が起こりやすい低真空状態となっていたことを意味している．

4. トリガ放電発生検証 (プロセス②)

次に MLI 内部と傷つきハーネス間でトリガ放電の発生について述べる．第 7 図に試験のセッティングを示す．この試験では高電圧電源 (V_b) によって MLI 内面を負にバイアスする．この点が前述の圧力測定と異なっている． V_b には GLASMAN 社製 PS/EW6010.0-10 型高電圧電源を用いた．MLI 内面およびコンデンサー (C_{ext}) は $5 \text{ G}\Omega$ の制



第 8 図 ハーネス温度に対するトリガ放電閾値の変化

限抵抗 (R_b) を介して V_b により徐々に充電される．この C_{ext} は MLI 表面とハーネスの芯線間の被覆の容量から計算したものであり，ここに蓄えられる電荷量がトリガ放電の発生の際に MLI 表面から取り込める電荷，すなわちトリガ放電のエネルギーを模擬する．前述したように， C_{ext} の値には ADEOS-II 熱構造モデルによる実測値である 4.4 nF を用いた．MLI の電位測定は高電圧用の回路に接続した銅板電極の電位を表面電位計 (TREK 社製 MODEL341 型) によって非接触で測定した．これは R_b の抵抗値が $\text{G}\Omega$ のオーダーであるため，これより十分大きな入力インピーダンスを持つ電圧プローブでなければ高電圧電源から電流が流れ込んでしまうため高電圧を印加し続けられないためである．

試験は以下の手順で行われた．(1) ヒーター用ハーネスに電流を流して温度をコントロールする．(2) 高電圧電源を $-2 \sim -3 \text{ kV}$ に設定して MLI 内面に印加する．(3) 制限抵抗により徐々に電圧が上昇し，トリガ放電が発生した時点で印加電圧と MLI 内圧を記録する．(4) 手順 (1) へ戻って別の温度に設定する．この試験の間は傷つきハーネスに接続した電源 V_1 , V_2 は共にオフにしてある．この結果を第 8 図に示す．図はハーネスの温度に対するトリガ放電発生時の印加電圧および MLI 内圧との関係を示したものである．図よりトリガ放電の発生閾値は温度の増加に伴い低下する傾向が見て取れた．これは温度の増加に対して MLI 内部の圧力が増加したためであり，パッシェンの法則のパッ

シエミニマムより左側の高真空領域に相当する、圧力の増加に対して放電閾値電圧が低下する現象が起こった結果となった。230°Cの状態ではトリガ放電の閾値は約-1.0~-1.5kVであった。確認のため、傷のないハーネスについても同様の試験を行ったが、放電の発生は確認されなかった。よってハーネスの傷はトリガ放電が発生する必要条件であると言える。

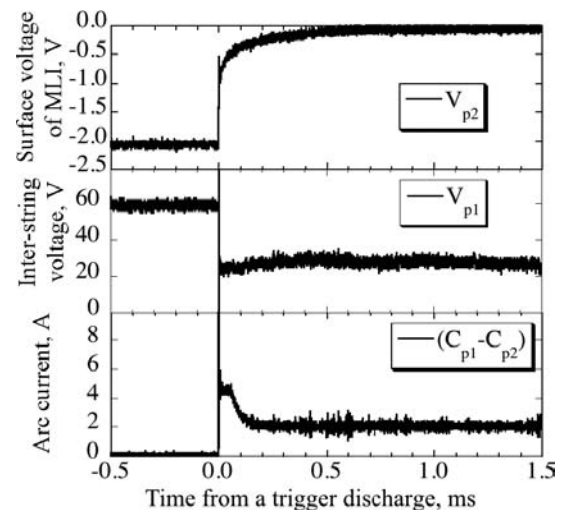
5. 持続放電発生検証(プロセス③)

次に、トリガ放電による傷つきハーネス間の持続放電の誘発の検証を行った。

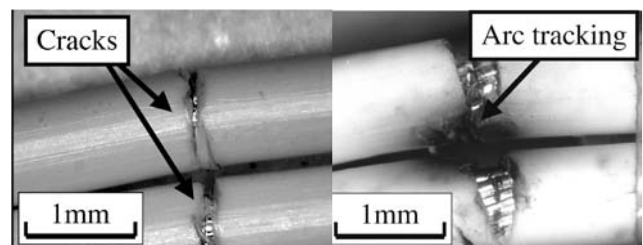
試験回路は前述の第7図と同じであるが、この試験では傷つきハーネスに接続された回路を作動させ、電力を供給しながら試験を行う。この電力回路は実際の太陽電池アレイの作動を模擬することができる。以下、回路について詳細に説明する。

回路はダイオード($D_1 \sim D_3$)、直流電源(V_1, V_2)、可変抵抗(R_L)、コンデンサ(C_{st}, C_p)、電流プローブ($C_{p1} \sim C_{p2}$)およびプローブ電圧(V_{p1})から構成されている。 D_1 は太陽電池のダイオードとしての性質を模擬するもので電源への電流の逆流を防いでいる。 D_2 はシャント回路に含まれるブロッキングダイオードを模擬し、これが放電発生時の回路中における高速のスイッチの役割を果たす¹²⁾。 V_1 は1列分の太陽電池出力を、また V_2 は電力制御器(PCU)によって制御されたバス電圧をそれぞれ模擬しており、本試験では太陽電池アレイシミュレータ(Solar Array Simulator: Agilent社製E4351B型)と呼ばれる高速の電源を使用した。以降、この電源のことをSASと呼ぶ。このSASは出力キャパシタンスが50nF以下と非常に小さいため、5 μ s以下の高速な応答が可能である。この電源が衛星負荷(R_L)とPCUに電力を供給する。 C_p はPCU内に実装されるバス電圧の変動を抑えるバスキャパシタンスの容量を模擬しており、値は18,000 μ Fである。また C_{st} は傷つきハーネス同士の静電容量、すなわちハーネス被覆の持つ容量を模擬しており、値は120nFである。

第7図で V_1, V_2 および R_L は二次放電現象を模擬するために以下のように設定した。まず V_1 は太陽電池1列あたりの発電状態を模擬するため、パドル1回路の最大出力となる60V/2.0Aの定電流モードに設定してある。ダイオードとハーネスによる電圧降下のため、負荷に印加される電圧は57.5Vとなる。次に R_L の値を決定する。 R_L の条件は V_2 の電圧が負荷の電圧と拮抗し、なおかつ V_1 が定電流モードを維持できる抵抗値であり、本試験では19.8 Ω に設定した。この結果、 V_2 は57.5V, 0.9Aの定電圧モードとなった。この状態で二次放電が発生すると、アーク抵抗によって線間の電圧が降下する。この時 R_L の電圧は V_2 によって57.5Vに維持されるため D_2 に逆電圧がかかり、このダイオードを介しての電流の供給が不可能となる。その結果、 V_1 のすべての電流が速やかに二次放電に供給される。二次放電が持続放電に移行しなければ、アーク抵抗の増加により V_1 の電圧は回復し、最初の状態に戻る。



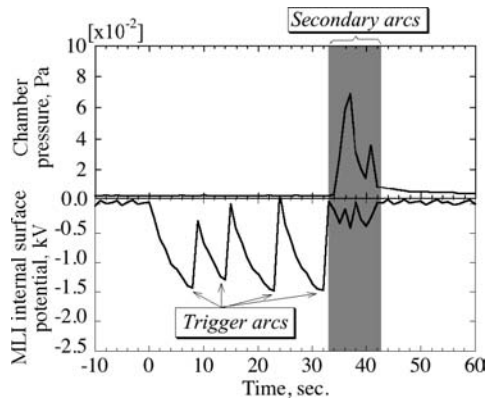
第9図 測定された二次放電の波形
(上)MLIの表面電圧,(中)傷つきハーネス間の電圧,(下)放電電流



第10図 形成されたアークトラックの顕微鏡写真
(左)試験前の傷つきハーネス,(右)試験後の被覆に形成されたトラッキング

以下、試験の結果について述べる。トリガ放電の試験と同様に、バイアスを-2kV程度まで印加しながら温度を徐々に上昇させた結果、160°Cの時点で二次放電の発生が確認された。第9図に測定されたセンサの波形を示す。図の横軸はトリガ放電発生からの経過時間を表し、縦軸はそれぞれMLIの表面電位、傷つきハーネス間の電位差および放電電流を表している。まず50A程度のトリガ放電が非常に短い時間($\ll 0.1$ ms)で発生した。その直後にハーネス間に印加された電圧が20V程度まで急降下し、ハーネス間に2Aの放電電流が流れ続けたことが確認された。この二次放電が発生していた時間は1.5ms以上であり、トリガ放電に対して十分に長い時間放電していたことがわかる。試験前後の傷つきハーネスの様子を第10図に示す。図よりハーネスの被覆上に黒い変色が見られた。これが放電により形成されたトラッキングである。試験後のハーネス間の電気抵抗を真空チャンバーの電流導入端子を介して測定した結果、約20M Ω であった。またこのトラッキングは接触した近傍の傷同士の場所で観察され、線の被覆同士が離れた場所では観察されなかった。すなわち被覆同士が傷近傍で接触していることがトラッキング形成の必要条件であると言える。

さらに温度を上げて230°Cで試験したところ、二次放電



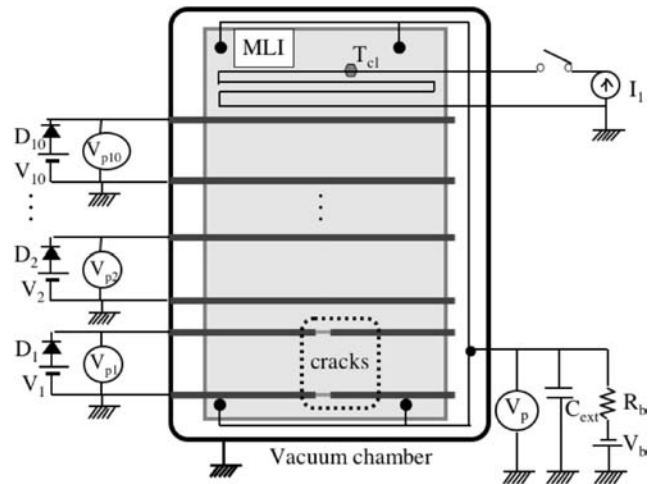
第 11 図 二次放電頻発時のチェンバー圧力の変化

が頻発することが確認された。第 11 図はこの試験のチェンバー真空度の変化を示したものである。上側の図にチェンバー背圧を、下側の図に MLI の表面電位の時間変化をそれぞれ示す。4 回のトリガ放電発生の後二次放電が発生し、電源を切るまでの 8 秒間にわたり二次放電が頻発した。この結果 MLI 内部で発生したガスがチェンバーに噴き出したためチェンバー背圧が約 10 倍に急上昇したことが確認された。

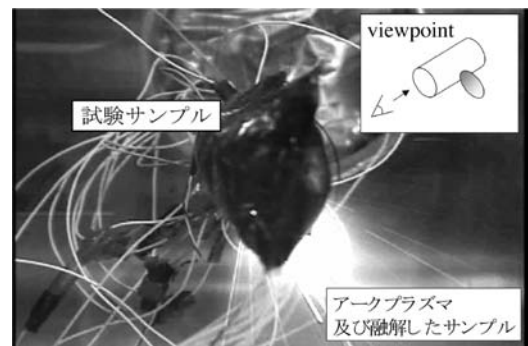
6. 持続放電の波及による全電力の損失検証 (プロセス④)

次に、傷つきハーネスによって発生した持続放電が別の電力線に与える影響について調べた。その結果を以下に示す。

この試験では MLI に負バイアスをかけて MLI と傷つきハーネス間のトリガ放電を発生させ、それに起因する傷つきハーネス間の持続放電が隣接するハーネスへ波及していく過程を、各ハーネスの HOT/RTN 間電圧を測定することにより観察した。18 本のハーネス (9 回路) を隣接させ、傷つきハーネスに接しないハーネスへも波及することを確認する。その際、各回路へ波及するまでの時間を計測し、大電力ハーネス約 52 回路への波及過程について類推した。第 12 図に使用した実験装置の回路図を示す。1 組 2 本の傷つきハーネスに 9 組 18 本の無傷のハーネスを隣接して配置し、前述の試験と同様に加熱用のハーネスと共に MLI で包んだ。それぞれのハーネスの HOT/RTN 間には個別の DC 電源によって 60 V の電圧を印加した。線間をバイアスする電源のうち、傷つきハーネスとその他 3 組の計 4 組に SAS を使い、残り 6 組については一般的な CC/CV 電源 (KIKUSUI 社製 PAS60-6 型および Agilent 社製 6644A 型) を用いた。傷つきハーネスは前述の試験と同様に 0.5 mm 程度の傷がつけられたものを使用した。サンプルは絶縁のためチェンバー内に紐で宙吊りの状態で設置されている。第 5 図および第 8 図に示されるように、トリガ放電発生時の MLI 内部の圧力は 1~10 Pa 程度であったため、試験時のチェンバーの真空度を 5 Pa 以下とした。第 12 図のハーネスに接続した回路は、第 7 図の回路の傷から右側の回路を取り外した状態でも二次放電が発生したことから、試験では簡単のためにこのようなセッティング



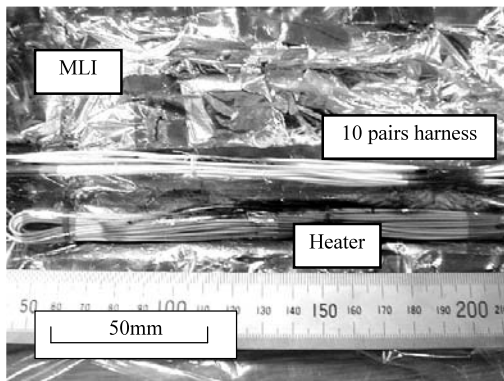
第 12 図 持続放電波及試験のセッティング図



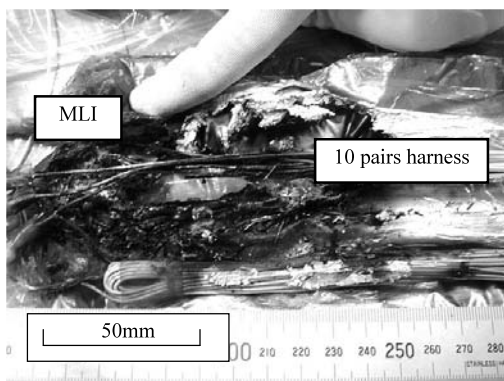
第 13 図 持続放電によって MLI から噴き出したプラズマの様子

を用いた。

MLI 内部の温度を 200°C にコントロールした後、高電圧電源により MLI 内面を $-1 \sim -2$ kV に負バイアスした。試験開始後、MLI に印加された電圧が $-1.0 \sim -1.5$ kV の間で、MLI と傷つきハーネス間でトリガ放電が発生しはじめ、その後数回の放電の後に持続放電が発生した。第 13 図に持続放電発生時のチェンバー内のサンプルの様子を示す。図中の発光は持続放電によって MLI に空いた穴から噴出したプラズマと、融解したサンプルが高温粒子となって飛散したものである。試験前後のサンプル内部の写真を第 14 図に示す。図より、MLI もハーネスも持続放電により甚大な損傷を受けている様子が見取れる。ハーネスの被覆は炭化し、ハーネス同士が溶着していた。また、全回路の HOT 側のラインは断線しており、電気抵抗を測定した結果、すべてのハーネスが開放状態か他のハーネスと短絡状態になっていたことが確認された。第 15 図に隣接回路への波及の経過をグラフ化した。横軸は持続放電発生からの経過時間を表しており、縦軸は正常に作動している回路の数を表している。ここで正常に作動している回路とは、ハーネス間に 50 V 以上の電圧が印加されている状態と定義した。持続放電が波及して回路が短絡した場合、線間の電圧は降下する。図より持続放電発生から約 30 秒間で 10 回路すべてが焼損した。また、データのサンプリング (0.5 秒) 以内で複数の

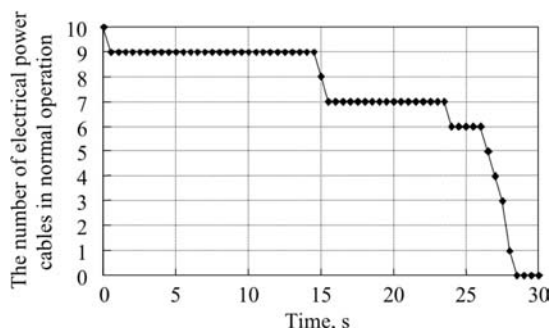


(a)



(b)

第14図 試験前後のサンプル内部の様子
(a) 試験前, (b) 10回路焼失後



第15図 持続放電発生からの時間経過に対する電力損失した隣接回路数

回路が焼損したことも確認された。すなわち、一度1回路で持続放電が発生すると、隣接する他の回路すべてに持続放電が波及することが証明された。また第15図の時間変化はADEOS-IIにおいて観測された電力低下の時間変化(3分間で50回路分が損失)の様子とよく一致している。

以上より、ADEOS-IIにおける電力損失が本論文で提唱されたプロセスに沿って発生した可能性があると言える。

7. ま と め

一連の実験によって放電による電力損失のプロセスを実験的に検証することができた。このプロセスが進行するためには、以下の三つの条件がそろわなければならない。

1. MLIが衛星構体に接地されておらず、オーロラ帯などに存在する高エネルギー電子によってMLI最内面が帯電する。

2. 高温になったハーネス被覆から発生したガスがMLI内部にとどまり圧力を上昇させる。

3. 一対のHOT/RTNハーネスの接触した被覆のごく近傍に傷が発生している。

以上の条件が軌道上のADEOS-IIの5kW送電側のハーネス束で満たされた結果、持続放電現象によって52回路の電力伝送機能の喪失に至った可能性があると考えられる。

本試験の遂行に際して宇宙航空研究開発機構の古賀清一様、山田知佐様、後藤大亮様、長田泰一様、石澤淳一郎様、株式会社イー・イー・エスの斎藤志志様、草間光治様並びに九州工業大学趙研究室の学生諸氏の多大なる御協力を頂きました。ここに厚く感謝いたします。

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, 51 (2003), pp. 109-117.
- 2) Katz, I., Davis, V. A. and Snyder, D. B.: Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO, AIAA Paper 98-1002, 36th Aerospace Sci. Meeting, 1998.
- 3) Davis, S., Stillwell, R., Andiaro, W., Snyder, D. and Katz, I.: EOS-AM Solar Array Arc Mitigation Design, AIAA Paper 99-01-2582, 1999.
- 4) Crofton, M. W. and Francis, R. W.: Electrostatic Discharge Measurements on Solar Cell Coupons in a Simulated GEO Environment, AIAA Paper 99-01-2634, 1999.
- 5) Takahashi, M., Nishimoto, H., Kawakita, S., Cho, M., Nozaki, Y., Fujii, H., Murakami, Y., Ozaki, T. and Onodera, N.: ETS-VIII Solar PDL Plasma Interaction Problem Approach, 7th Spacecraft Charging Technology Conference, ESA-ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 2001.
- 6) Cooke, D. L.: Simulation of an Auroral Charging Anomaly on the DMSP Satellite, AIAA Paper 98-0385, 36th Aerospace Science Meeting & Exhibit, Reno, NV, USA, 1998.
- 7) Maejima, H., Kawakita, S., Kusawake, H., Takahashi, M., Nakamura, M., Goka, T., Kurosaki, T., Cho, M., Toyoda, K., Nozaki, Y. and Okada, K.: Investigation of Power System Failure of a LEO Satellite, 2nd International Energy Conversion Engineering Conference, Rhode Island, RI, USA, 2004.
- 8) Kawakita, S., Kusawake, H., Takahashi, M., Maejima, H., Kim, J., Hosoda, S., Cho, M., Toyoda, K. and Nozaki, Y.: Sustained Arc between Primary Power Cables of a Satellite, 2nd International Energy Conversion Engineering Conference, Rhode Island, RI, USA, AIAA Paper 2004-5656, 2004.
- 9) 中村雅夫: ADEOS-II 事故時の軌道上環境, 第1回「宇宙環境シンポジウム」報告書, JAXA-SP-04-010, 2005, pp. 94-98.
- 10) Anderson, P. C. and Koons, H. C.: Spacecraft Charging Anomaly on a Low-Altitude Satellite in an Aurora, J. Spacecraft Rockets, 33 (1996), pp. 734-738.
- 11) 石澤淳一郎, 馬場尚子, マイケル・ニーシュ, 南伸太郎, 今川吉郎, 黒崎忠明, 前島弘則, 小島 寧: ADEOS-II ハーネス温度サイクル検証, 第1回「宇宙環境シンポジウム」報告書, JAXA-SP-04-010, 2005, pp. 100-106.
- 12) 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 Arrays Dynamic Simulator, 7th Spacecraft Charging Technology Conference, ESA-ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 2001.