

ADEOS-II 不具合原因究明概要

ADEOS-II 不具合原因究明チーム

概要；2003 年 10 月 25 日(JST)に、環境観測技術試験衛星「みどり II」(ADEOS-II)の太陽電池パドル発生電力が 6kW から 1kW に低下する事象が発生し、衛星全損に至る不具合となった。原因調査の結果、電力ハネに巻かれた MLI が、オーロラ帯域通過時に帯電し、MLI と電力ハネとの間で単発的な放電が繰返され、ついにはパドル電力ハネ間での持続放電(アークラッキング)が発生したことにより、電力ハネの損傷及びパドル発生電力の低下に至ったことが明らかとなった。

1.はじめに

静止軌道衛星においては、宇宙機の帯電・放電に起因する太陽電池パドル発生電力低下等の不具合が発生することが報告されており、放電を抑制するための研究が行われている。[1, 2] 軌道傾斜角の低い低軌道周回衛星においては、周辺に存在する低温プラズマが帯電電荷を中和するため、宇宙機表面の帯電による電位差は発生しづらいが、極軌道衛星に関しては、オーロラ帯の高エネルギー電子及びウェイクの影響により、宇宙機の帯電及び宇宙機表面での電位差発生が報告されている。[3, 4] また、NASA では宇宙機に使用する電線に関する研究がなされ、電力電線被膜の熱的損傷又は放電に起因するアークラッキングの発生が報告されていた。[5] ADEOS-II で発生したパドル発生電力低下事象は、衛星テレメトリの解析、FTA 及びそれに基づく地上試験等の結果から、上記にあげた「帯電・放電」及び「電力ハネのアークラッキング」が主たる原因であることの結論を得た。本論文では、不具合原因究明に至る迄の調査概要を報告する。

2.衛星概要

ADEOS-II は、2002 年 12 月 14 日(JST)に H-IIA #4 号機により打上げられ、2003 年 10 月 25 日の運用停止に至る迄の約 10 ヶ月間、水循環等のグローバルな地球環境観測を実施した。図 1 及び表 2 に ADEOS-II の軌道上概観及び主要諸元を示す。

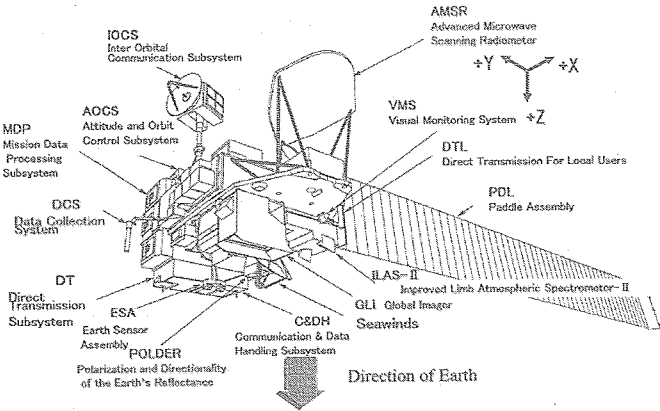


図 1 ADEOS-II 軌道上概観

表 1 ADEOS-II 主要諸元

Dimension	Main Body: 6m x 4m x 4m (X x Y x Z) Solar Array Paddle: 3m x 24m
Total Mass	3.68 ton
Electrical Power	5350 W (End of Life)
Designed Life	3 years
Orbit	Sun-synchronous Sub-recurrent
Altitude	802.92 km
Inclination	98.62 degree
Period	101 minutes
Recurrent Period	4 days
LST at DN	AM 10:30

3.異常事象

3.1 衛星発生事象

2003 年 10 月 24 日 22 時 28 分(UT)に、JAXA 地球観測センターで DRTS 経由の ADEOS-II ミッションデータが取れない事が発見された。ESA の協力によるマスパロマス局での追尾の結果、ADEOS-II が軽負荷モード(LLM)に移行している事及び太陽電池パドルが十分な電力を発生していない事が確認され、マスパロマス局での追尾中に ADEOS-II からの通信が途絶した。オフラインデータを解析した結果、太陽電池パドル発生電力が、16 時 12 分(UT)から 16 時 16 分(UT)にかけて約 3 分半の間に 6kW から 1kW へ減少していた事が確認された。図 2、図 3 に異常事象のロケーションマップ 及び発生電力テレメトリデータを示す。

3.2 軌道上環境事象

ADEOS-II 発生電力低下が発生した時は、活発な太陽活動が観測された。ADEOS-II 不具合発生時とほぼ同時刻に同様の極軌道を飛行していた NOAA-17 は、オーロラ帯域通過時に通常より 2 桁高

い電子フラックス(30keV以上)を観測した。また、2003年秋は電子フラックスのベースレベルが上昇していた事が、後の統計で報告されている。[6] 図4に NOAA-17 観測データを、図5に電子フラックス統計データを示す。これらの ADEOS-II 不具合発生時軌道上環境の詳細については別途報告されている。[7]

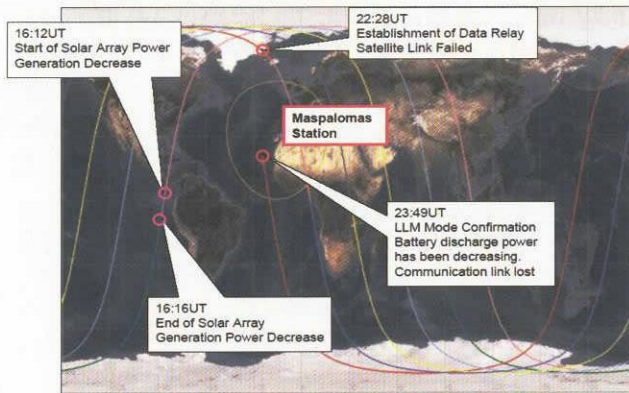


図2 異常事象発生メーション

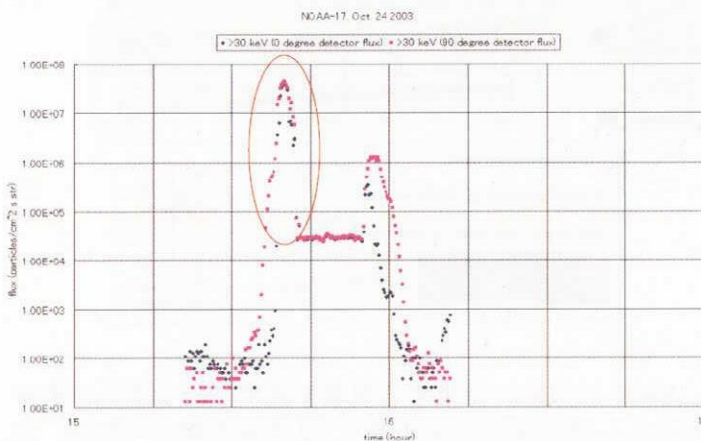


図4 NOAA-17 観測データ

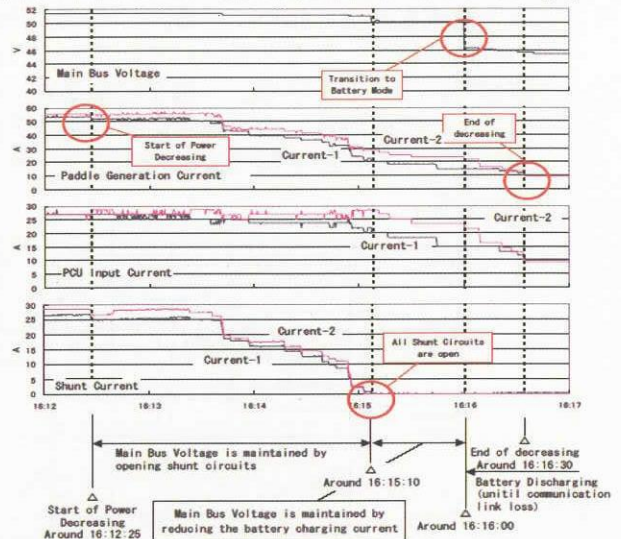


図3 発生電力テレメトリデータ

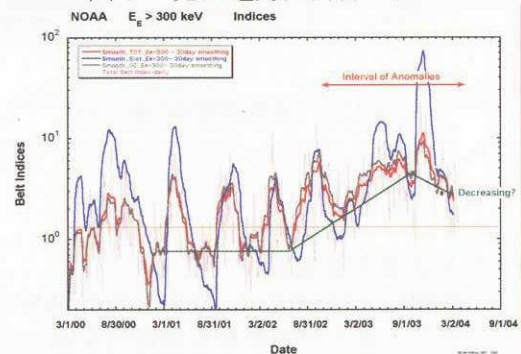


図5 Base Electron flux levels at LEO

#### 4.不具合状況解析、不具合発生箇所推定及び同定

##### 4.1 ADEOS-II 電源・パドル系システム

ADEOS-II 電源・パドル系のブロック図を図6に示す。太陽電池パドルは64回路の太陽電池アレイ回路から構成されており、各アレイ回路は約 60V/2A の電力を発生する。発生電力は2系統に束ねられた電力ハーネス、パドル駆動機構(PDM)を通してシャント(SHNT)回路に繋がれ、SHNTは電力制御ユニット(PCU)からの制御によりパドル発生電力の余剰電力処理とバス電圧安定化を行う。ADEOS-II のシャント回路は2台搭載されており、それに合わせてパドルの太陽電池アレイ回路は図1に示す様に1系と2系に分類されている。パドル発生電力は、SHNT-1,2 及び PCU の各コンポーネントでモニターされている入力電流の合計から計算されている。

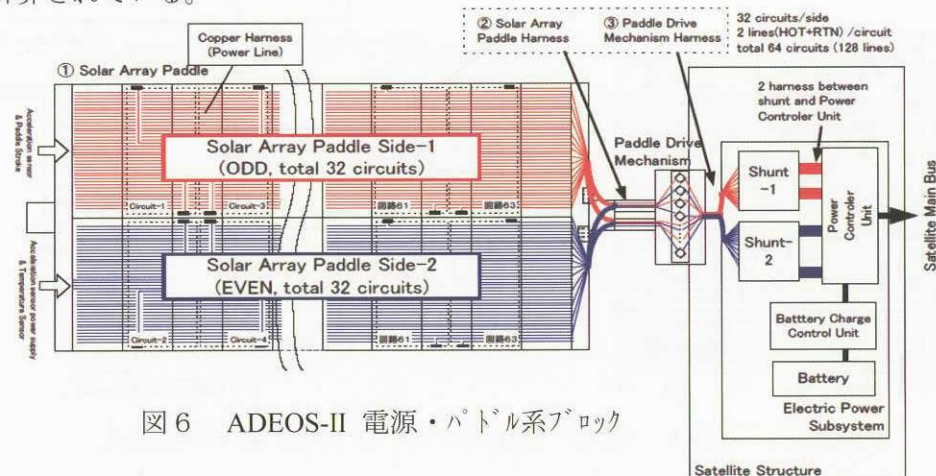


図6 ADEOS-II 電源・パドル系ブロック



#### 4.2 不具合状況の解析

図3に示す通り、シャット電流 1,2 はほぼ同時に約 2A ステップで減少している。 PCU 入力電流は、シャット入力電流が減少している間は安定した状態であったが、シャット電流が 0A になった段階から、PCU 入力電流も減少し始めている。 バス電圧は 16 時 16 分に急激に低下しているが、これはバッテリーからの放電が始まったことを示している。 これらのテレメトリは、発生電力低下の最中でも PCU が正常に動作していることを示す。 図7に発生電力低下中の姿勢制御関連テレメトリデータを示す。 発生電力の低下とほぼ同時に、約 5 分間に渡る姿勢変動（事象 B）が見られ、併せて軌道高度の低下も観測された。 上記姿勢変動は変動時間が長い為、マイクロメテオ・デブリ等の影響によるものではないと考えられた。

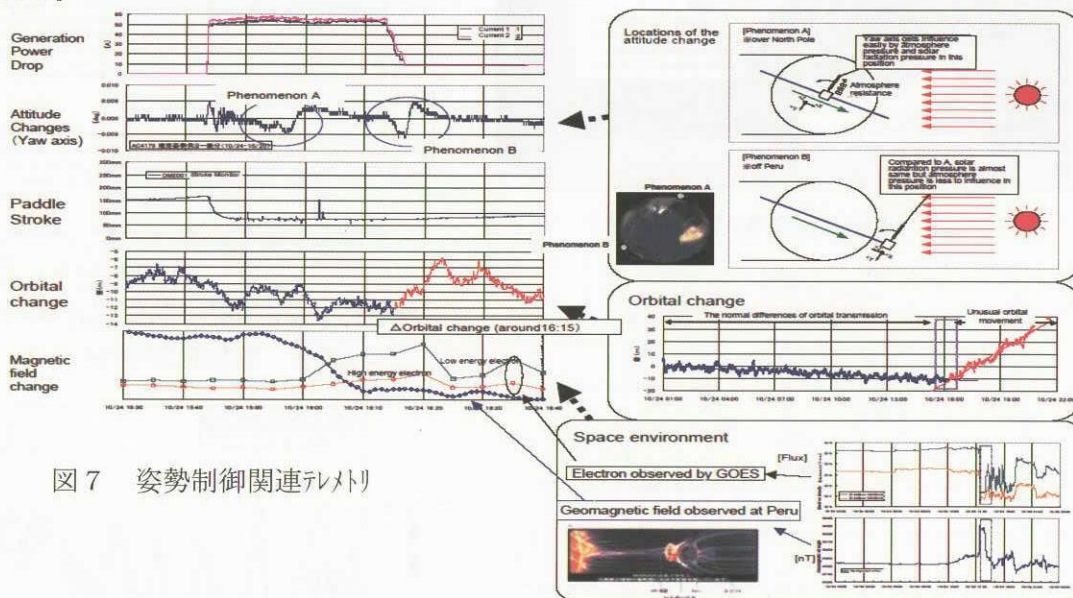


図7 姿勢制御関連テレメトリ

#### 4.3 不具合箇所推定及び同定

詳細な FTA の結果、発生電力が 6kW から 1kW へ波及的に低下する現象を説明し得る不具合箇所として、電力ハーネスが最も可能性が高いと推定した。[8] 図8に示す通り、2系統の電力ハーネスは、太陽電池アレイ回路の 52 回路分と 12 回路分を束ねており、52 回路分の電力ハーネスが何らかの原因で損傷が発生した場合、6kW から 1kW へ電力低下を起こし、テレメトリで確認された挙動と一致する。 また電力ハーネスは、パドルブーム展開時にハーネス温度の低下による展開トルク増加を避ける保温対策として、MLI で巻かれていたが、MLI は衛星構体に接地しておらず、NOAA-17 観測データから計算すると、少なくとも -1200V 以上に帯電したと考えられた。 また MLI 表面に使用されているカプトンは比較的低いエネルギーの電子により内部帯電蓄積が発生する事が知られている。[9] また、後述する軌道上での電力ハーネス温度が地上評価試験を踏まえた詳細解析から、皮膜損傷を起こし得る可能性も明らかとなった。 これ等の事から、帯電した MLI に起因し、電力ハーネスでのアークトラッキングが発生した可能性が考えられた。

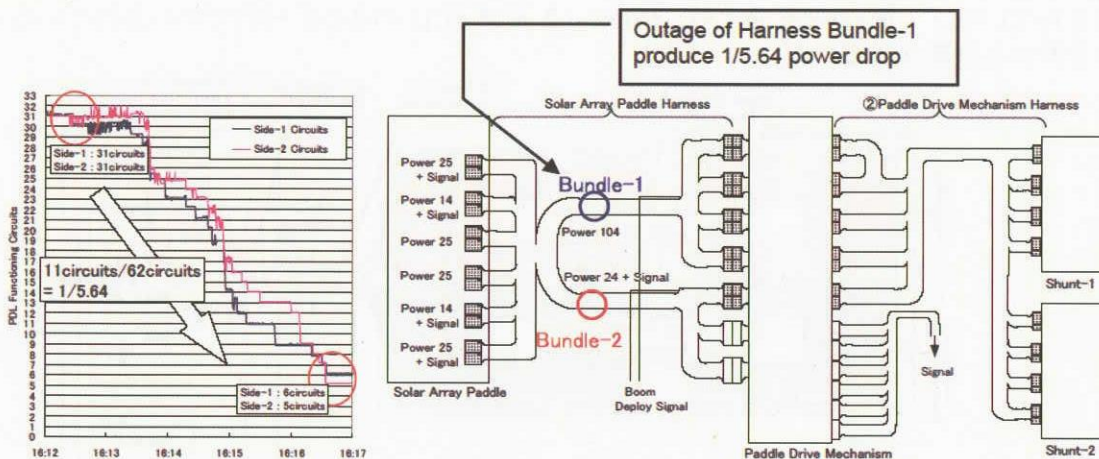


図8 電力ハーネス束ねコンフィギュレーションと束ハーネス電力比



## 5. 不具合シナリオ

不具合状況解析から想定された、不具合発生シナリオ及びシナリオイメージを図9に示す。

事象発展の概要は、①高温サイクル環境下に曝された電力ハーネス皮膜にクラックが発生し、②オーロラ帯域を通過する度に MLI が帯電し電力ハーネス芯線間でトリガー放電が発生し、③電力ハーネスの HOT-RTN 間皮膜に炭化導電路(トラック)が形成され始め、④十分な導電率のトラックが形成された時に、トリガー放電又は温度上昇によるトラック抵抗の変化に起因し、⑤任意の回路でアークトラッキングが発生し、⑥電力束ハーネス全体を焼損する。

④～⑤の事象については NASA Workshop on Wiring for Space Applications [5]等で様々な条件下での試験結果が報告されている。

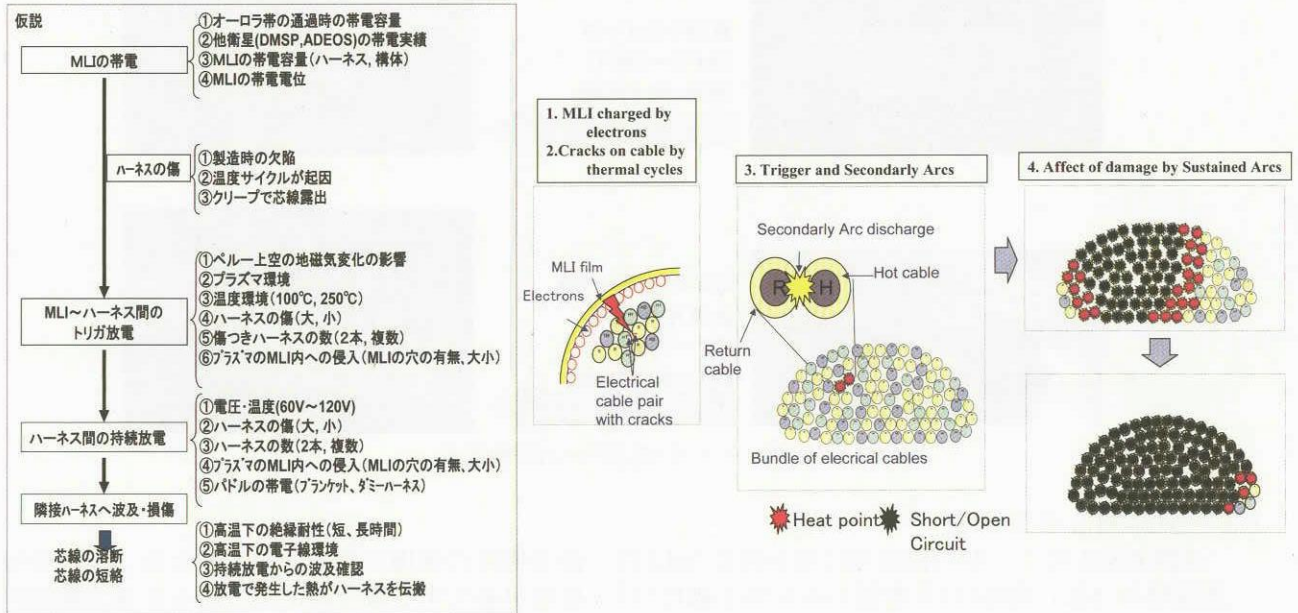


図9 不具合発生シナリオ及びシナリオイメージ

## 6. 不具合シナリオ地上検証概要

ここでは、想定した不具合発生シナリオの各要素について、地上で実施した検証試験結果の概要を報告する。

### 6.1 ハーネス温度試験

ADEOS-II では太陽電池パドル部温度メトリは有るが、ハーネス温度そのものを測定したメトリは配置していなかった。不具合状況解析を踏まえ、ADEOS 太陽電池パドル熱構造モデルを用いた地上検証試験の結果、MLI は実装状態による実効放射率のバラツキが大きいこと等が判明し、軌道上での 52 回路を束ねた電力ハーネス中心部温度は 230°C に達する事が分かった。併せて、ADEOS-II 軌道上運用評価から得られた「100W 発生電力変動調査」の結果からは、1 シャント回路に 2 太陽電池レイ分の電流が流れている事象が確認されている。[15] この事象を考慮すると、ADEOS-II 軌道上での電力ハーネス温度は 230°C～255°C であった事が分かった。図 10 に地上検証試験コンフィギュレーションとナバル温度解析結果を示す。また図 11 に、100W 発生電力変動を考慮したワースト温度解析結果を示す。

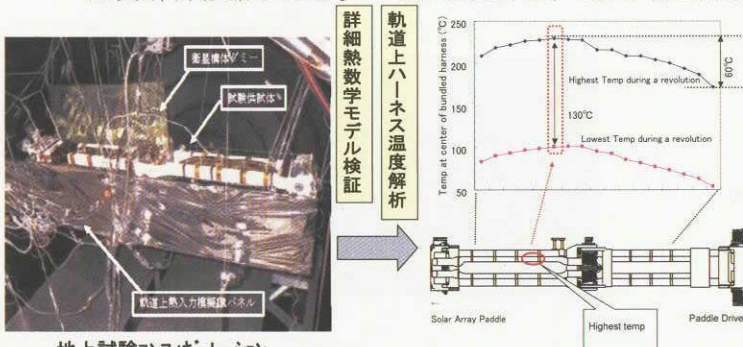


図 11 地上検証試験及びナバル温度解析

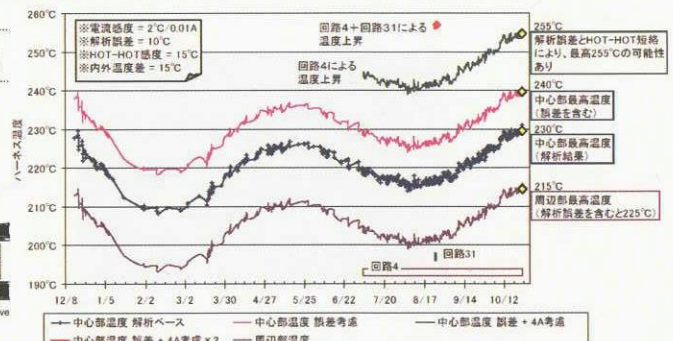


図 12 100W 発生電力変動考慮ワースト温度解析



## 6.2 ハーネス温度サイクル（皮膜傷発生）検証

軌道上電力ハーネス温度解析結果を受けて、電力束ハーネスを模擬した供試体を用意し、温度サイクル環境下でハーネス皮膜に傷が発生し得るか、地上検証試験を実施した。軌道上ワースト温度解析結果を模擬した真空チャンバー内試験及び軌道上ミナル温度変動幅を模擬した高温槽での試験の両ケース共にハーネス皮膜の固着を端を発する、皮膜のクラックが発生する事が確認された。図13に試験コンフィギュレーションとクラック状態を示す。これらハーネス温度サイクル検証の詳細については別途報告されている。[10]



図13 ハーネス温度サイクル試験結果

## 6.3 ハーネス部 MLI 帯電検証

ADEOS-II 電力ハーネスの保温用に巻かれた MLI は、衛星構体に接地されていなかった為、オーロラ帯域通過時に MLI 裏面アルミ蒸着面からハーネス芯線にトリガー放電が発生する様な帯電をし得るか地上検証試験を実施した。試験結果を図14に示す。電子銃性能の制約から、オーロラ帯電子エネルギーレベルとフラックスを合わせる事は困難であったが、試験の結果から、ADEOS-II の MLI はトリガー放電が発生するに十分な電位迄帯電し得る事が確認された。本 MLI 帯電検証試験の詳細は別途報告されている。[11] また、過去の報告では[9]、10keV～30keV の電子はカプトン表面から数  $\mu\text{m}$ ～十数  $\mu\text{m}$  の深さまで内部帯電する事が報告されており、オーロラ帯域通過後も周辺低温プラズマによる帯電緩和が速やかには行われないであろうことが想定された。

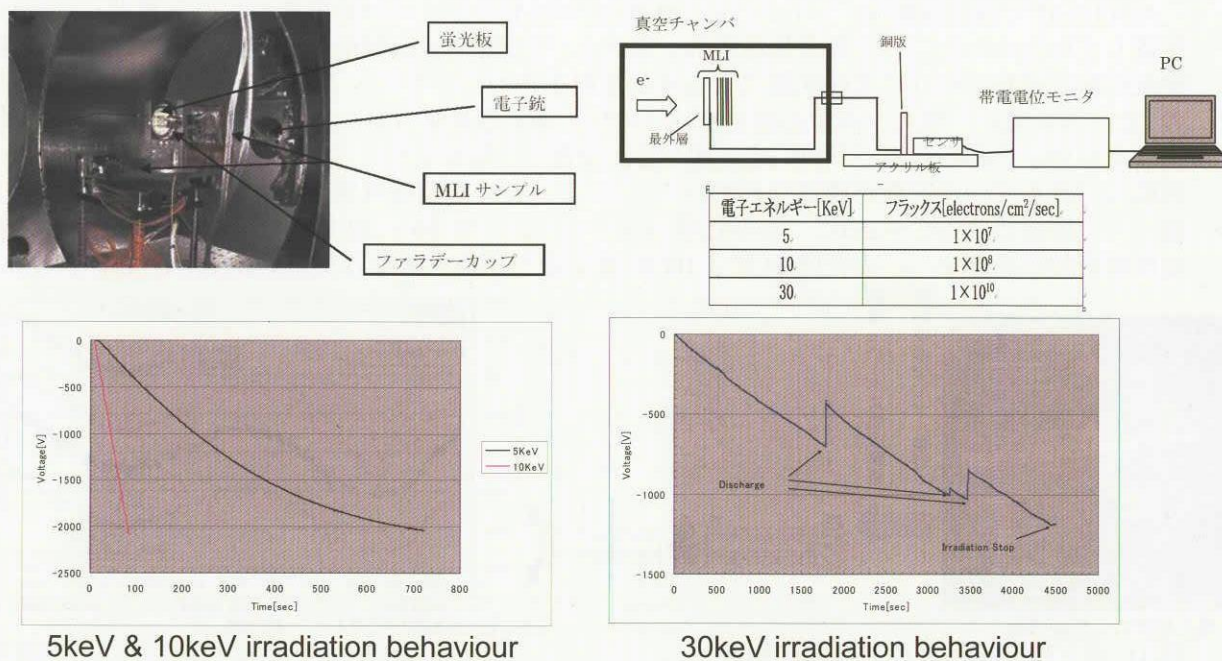


図14 電力ハーネス部 MLI 帯電検証試験



#### 6.4 ハーネス部トリガー放電発生検証

温度影響によるハーネス皮膜クラック発生及び電子銃照射による MLI 帯電電位発生の結果を踏まえ、ADEOS-II 実機の電力ハーネスコンフィギュレーションを模擬した供試体を用いて、MLI とハーネス芯線間にトリガー放電が発生し得るか地上検証試験を実施した。試験回路と供試体試験コンフィギュレーションを図 15 に示す。また、ハーネス温度とトリガー放電発生電位の閾値関係を図 16 に示す。ハーネス温度が上昇するにつれハーネス ETFE 皮膜からのガスが放出され、MLI 内圧が上昇し、ADEOS-II 軌道上温度では、約-1kV 程度の MLI 帯電でトリガー放電が発生し、2<sup>nd</sup> Arc まで発展する事が確認された。試験後のハーネス皮膜部には、図 17 に示す通り炭化導電路(トラック)が形成され、この炭化導電路は温度により抵抗が変化することも確認された。図 18 に炭化導電路抵抗値の温度依存グラフを示す。本トリガー放電発生試験の詳細は別途報告されている。[12, 13]

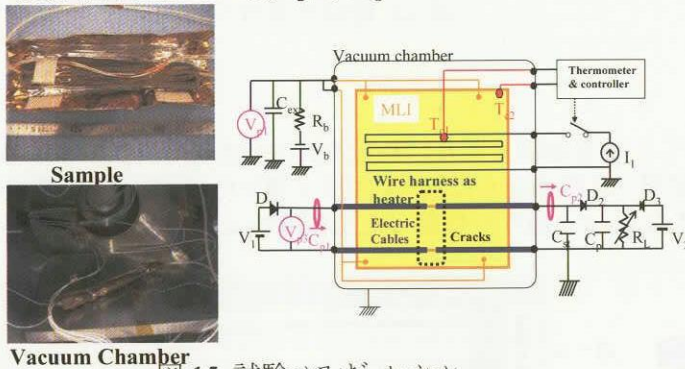


図 15 試験コンフィギュレーション

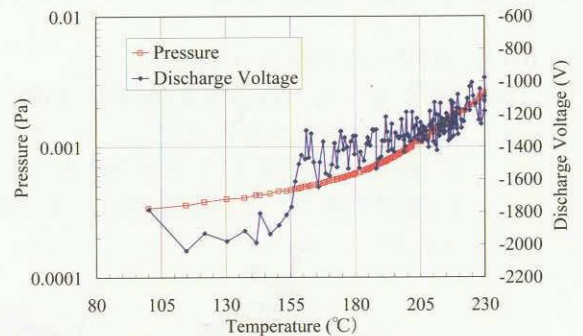


図 16 トリガー放電発生閾値

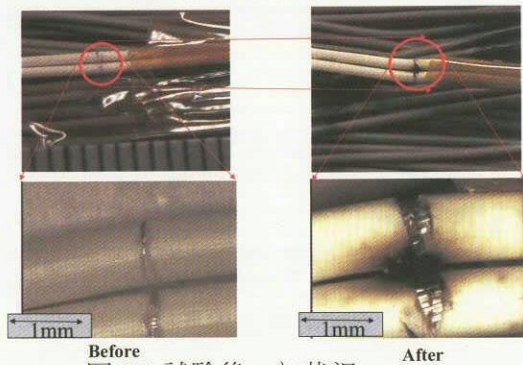


図 17 試験後ハーネス状況

ハーネス温度 (°C)	ハーネス間抵抗 (MΩ)
17.5	73
101	37.2
126	27.6
136	25.2
146.5	21.8
173.4	18.4
197.3	16.3
215	14.5
230	13.1

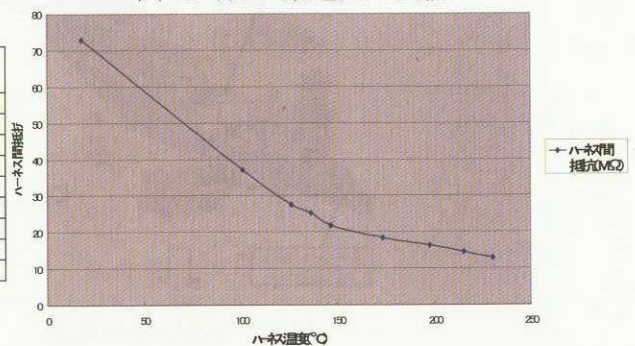


図 18 炭化導電路抵抗

#### 6.5 ハーネス部持続放電・波及検証

ハーネス部トリガー放電発生検証試験の結果を踏まえ、1回路の 2<sup>nd</sup> Arc から持続放電(アークトラッキング)及び全回路焼損波及に至り得るかを、ADEOS-II 実機の電力ハーネスコンフィギュレーションを模擬した供試体を用いて地上検証試験を実施した。試験回路と供試体コンフィギュレーションを図 19 に示す。試験の結果 1 回路のトリガー放電から 10 回路迄の全焼損が確認され、ADEOS-II の 52 回路束電力ハーネスがアークトラッキングの発生により全損し得る事を確認した。また、10 回路持続放電の波及プロファイルは、図 3 で示した約 3 分半での 52 回路焼損と電力低下プロファイルと良く一致することが確認出来た。持続放電発生中の状況を図 20 に、試験後の束ハーネス状況を図 21 に示す。また、持続放電波及プロファイルを図 22 に示す。本持続放電・波及試験の詳細は別途報告されている。[12]

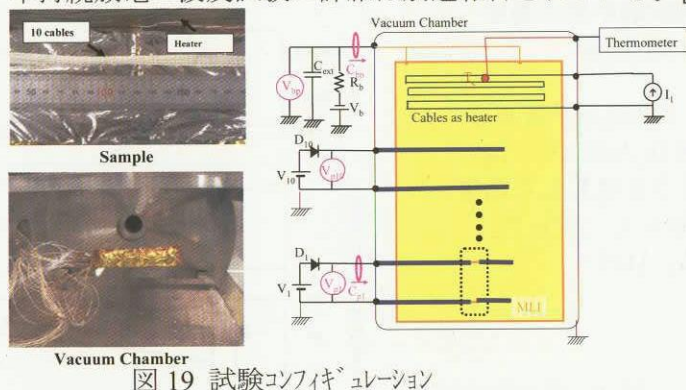


図 19 試験コンフィギュレーション



図 20 試験状況 (持続放電発生)





図 21 試験後供試体状況

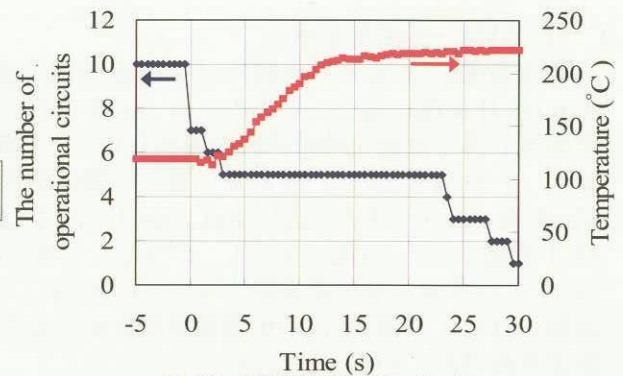


図 22 持続放電波プロファイル

## 6.6 トルク作用・発生推力（事象 B）検証

### 6.6.1 発生電力低下時姿勢変動(事象 B)解析

不具合状況解析に於いて、図 7 に示した姿勢制御変動及び軌道高度変動から、ADEOS-II 本体に作用したトルク量と作用点を解析した結果、外乱作用点は図 23 に示す通りパドル電力ハネス部を含む面内で有ることが確認され、また図 24 に示す通り、作用した力積は約 4.9Ns で有ることが分かった。

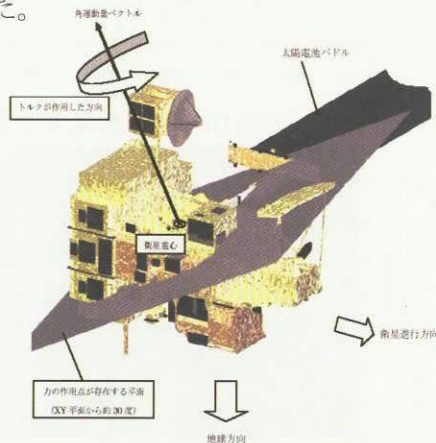


図 23 外乱作用点範囲

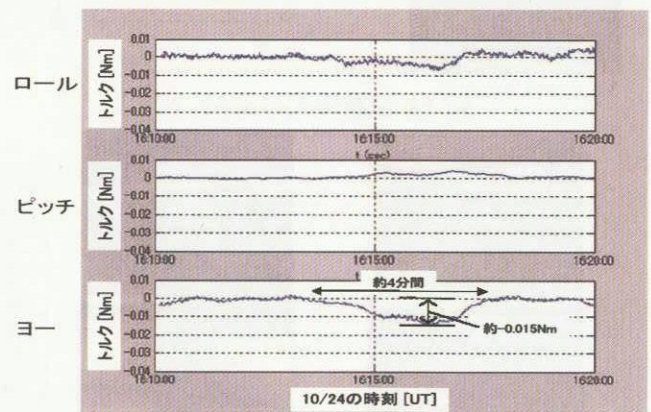


図 24 推定外乱トルク

### 6.6.2 ハネス焼損時発生ガス姿勢変動地上検証

上記推定外乱トルク量の解析結果を受け、ハネス焼損時の発生ガス推力検証試験を実施した。試験コンフィギュレーション及び試験時の推力測定結果を図 25 及び図 26 に示す。

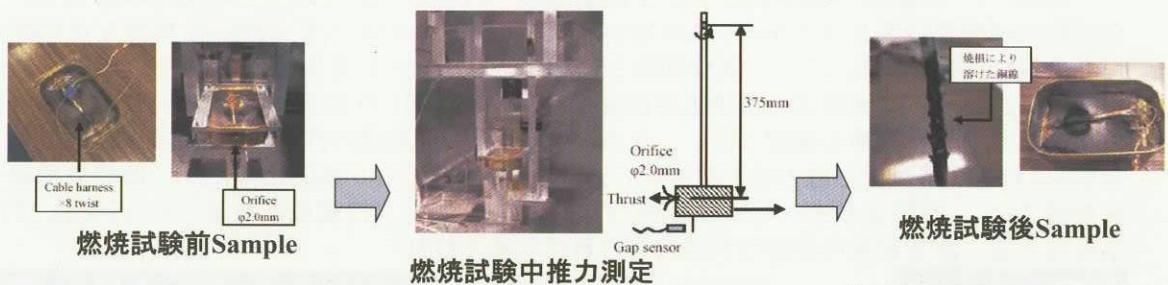


図 25 試験コンフィギュレーション

ハネスを高温加熱して得られた発生ガス平均分子量及び本燃焼試験時の質量減少率から、事象 B(力積 4.9Ns)を発生し得るハネス(52 回路 104 本分)の長さを概算した結果、オーダーレベルで ADEOS-II 実機コンフィギュレーションと一致した。

本試験の詳細は別途報告されている。[14]

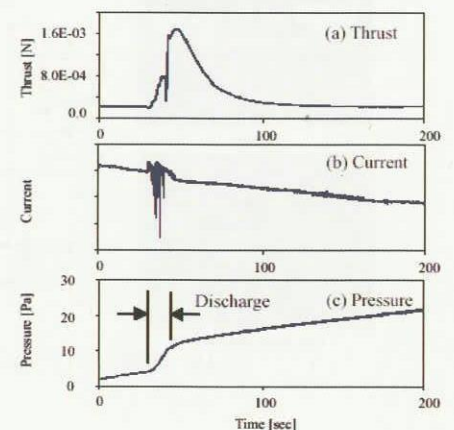


図 26 推力測定結果



## 7.不具合原因究明の結論

不具合状況解析から想定した、不具合発生メカニズムの全要素について地上検証試験を実施し、全ての想定要素が検証された。このことから、ADEOS-II 運用停止に至った太陽電池パドル発生電力低下事象は、ハネス高温温度環境下での皮膜損傷及び未接地 MLI 帯電・放電に起因した持続放電（アークラッキング）発生が原因であったと考えられる。不具合発生状況のメカニズム全体イメージを図 27 に示す。

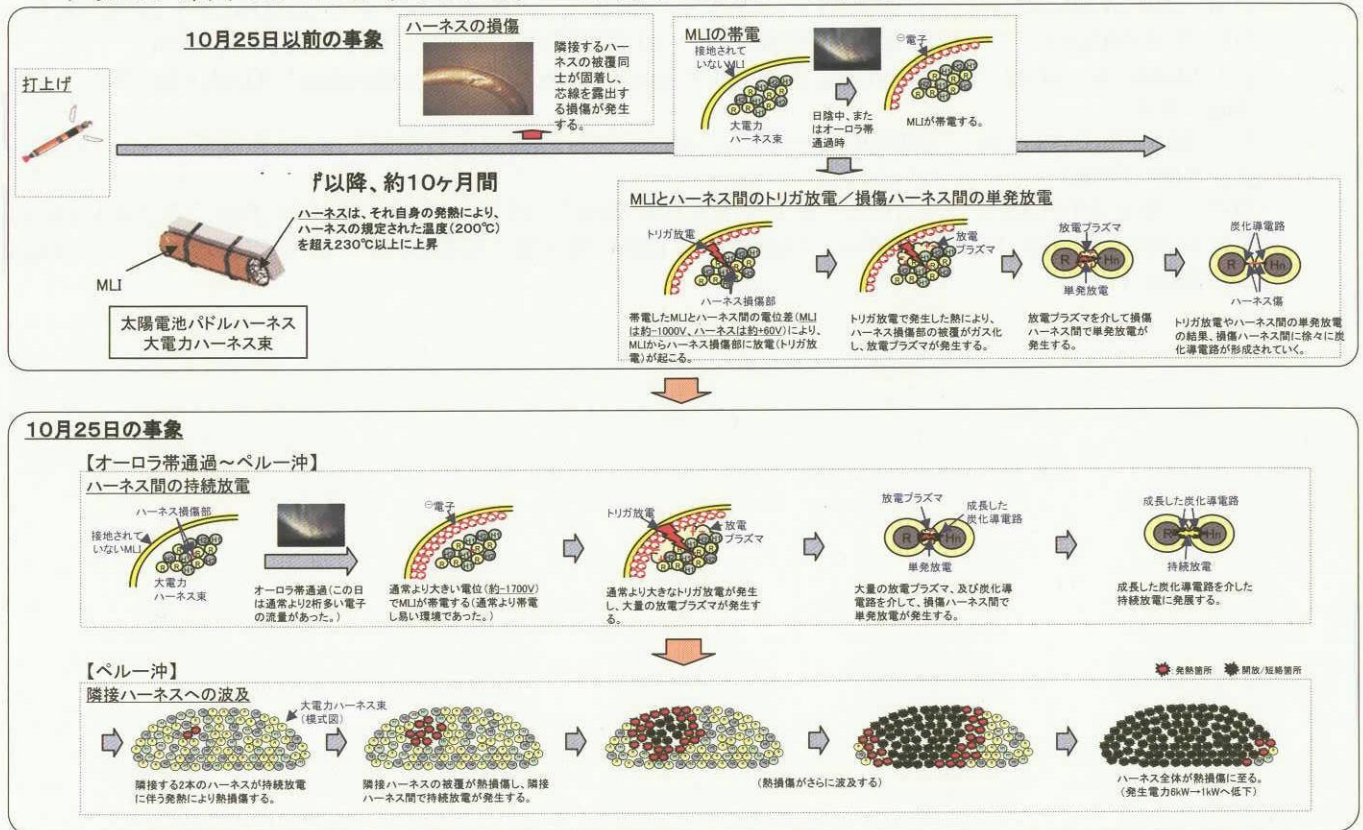


図 27 不具合発生メカニズム全体イメージ

## 8.まとめ

ADEOS-II 不具合原因究明作業を通して、下記の点が今後の反省点としてあげられる。

- ①束ねたハネスは1つのコンポーネントと同様に熱設計及び検証試験を実施する必要がある。
- ②MLIの帯電・放電はクリティカルな不具合要因と成り得るか十分に検討し、また影響の可能性を検証すべきである。
- ③衛星開発に先立つ研究・研究開発フェーズでの作業に注力し、地上評価試験は強化すべきである。
- ④一部の故障が全ミッション喪失とならない様なハイバビリティ設計が必要である。

## 9.あとがき

本不具合原因究明作業結果は、JAXA ADEOS-II 不具合原因究明チームメンバーのみならず、九工大、千葉大及び関連メーカーの原因究明に関わった多数の方々の努力のもとに得られたものと感謝の意を表し、「ADEOS-II 不具合原因究明チーム」の名で報告させて頂きました。

## 【参考文献】

- [1] Katz, I. et Al, "Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO", AIAA paper 98-1002, 36<sup>th</sup> Aerospace Sci. Meeting, 1998.
- [2] Mengü, C. et Al, "Laboratory Tests on 110V-volt Solar Array in Simulated Geosynchronous Orbit Environment", Journal of Spacecraft and Rockets, Volume 40, Number 2
- [3] Anderson, P. et Al, "Surface Charging in the Auroral Zone on the DMSP Spacecraft in LEO", 6th SCTC, AFRL-VS-TR-2001578, 1 Sep 2000.
- [4] Wang, J. et Al, "Multibody-Plasma Interactions: Charging in the Wake", Journal of Spacecraft and Rockets, vol.31, No.5, September-October 1994.
- [5] Third NASA Workshop on Wiring for Space Applications, NASA Conference Publication 10177, July 18-19, 1995.



- [6] Mazur, J. , et Al, “Spacecraft Anomaly Assessment”, NOAA SEC’s Space Weather Week, 13-16 Apr. 2004
- [7] 中村(NICT)、 “ADEOS-II 不具合時の軌道上環境”、 #1 宇宙環境シンポジウム, Dec. 2-3, 2004, TKSC
- [8] Hironori, M. ,et Al, “Investigation of Power System Failure of a LEO Satellite”, AIAA #2IECEC, 16-19 Aug. 2004
- [9] Derek, V., “Electrostatic Dischargeing Behaviour of Kapton Irradiated with Electrons”, #3SCTC, 1980
- [10] 石澤 et Al(JAXA)、 “ADEOS-II ハーネ温度サイクル検証”、 #1 宇宙環境シンポジウム, Dec. 2-3, 2004, TKSC
- [11] 木本(JAXA)、 “ハーネ部 MLI 帯電検証”、 #1 宇宙環境シンポジウム, Dec. 2-3, 2004, TKSC
- [12] Shirou, K. , et Al, “Sustained Arc Between Primary Power Cables of a Satellite”, AIAA #2IECEC, 16-19 Aug. 2004
- [13] 細田(九工大) et Al、 “ADEOS-II ハーネ部におけるトリガ放電発生の検証”、 #1 宇宙環境シンポジウム, Dec. 2-3, 2004, TKSC
- [14] 小島 et Al(JAXA)、 “トリガ作用・発生推力等解析検証”、 #1 宇宙環境シンポジウム, Dec. 2-3, 2004, TKSC
- [15] ADEOS-II 不具合原因究明チーム、 “ADEOS-II 100W 発生電力変動調査”、 #1 宇宙環境シンポジウム, Dec. 2-3, 2004, TKSC