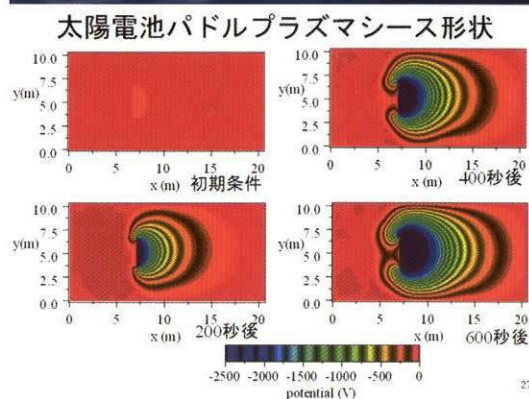
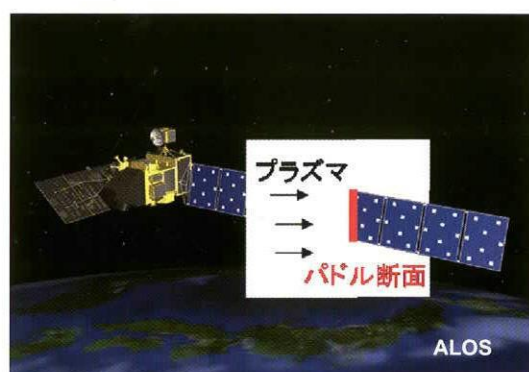
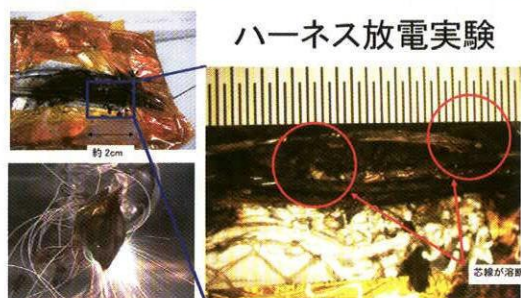


## 総合技術研究本部

# 第1回「宇宙環境シンポジウム」報告書



宇宙航空研究開発機構 筑波宇宙センター

総合技術研究本部 環境計測技術グループ

宇宙航空研究開発機構特別資料  
JAXA Special Publication

宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部  
第1回「宇宙環境シンポジウム」報告書

Proceedings of the First Spacecraft Environment Symposium

作成元 総合技術研究本部 環境計測技術グループ

Prepared by

Space Environment Engineering Group  
Institute of Space Technology and Aeronautics

2005年3月

March 2005

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

Figure 1. Schematic diagram of the experimental setup for the study of the effect of the magnetic field on the plasma parameters. The diagram shows a central region with a magnetic field  $B_0$  and a plasma density  $n_0$ . The magnetic field is applied along the z-axis, and the plasma density is uniform in the x-y plane. The diagram also shows the coordinate system (x, y, z) and the direction of the magnetic field  $B_0$ .

Figure 2. Schematic diagram of the experimental setup for the study of the effect of the magnetic field on the plasma parameters. The diagram shows a central region with a magnetic field  $B_0$  and a plasma density  $n_0$ . The magnetic field is applied along the z-axis, and the plasma density is uniform in the x-y plane. The diagram also shows the coordinate system (x, y, z) and the direction of the magnetic field  $B_0$ .

## 第1回「宇宙環境シンポジウム」開催にあたって

これまで、それぞれ6回おこなってきた、宇宙飛翔体環境研究会と宇宙インフラ宇宙環境計測研究会の2つを発展的に統合し、本年から、宇宙環境シンポジウムとして開催することにしました。本シンポジウムは、太陽-地球磁気圏相互作用から宇宙飛翔体近傍環境、宇宙天気予報から帯電放電などの宇宙飛翔体プラズマ相互作用にわたる様々な問題を、理学的・工学的両側面から取り上げ、各分野の研究者間の知識共有を深め相乗効果を引き出すことで、宇宙開発・宇宙環境利用の発展に寄与することを目的としております。

環境計測技術グループでは、宇宙インフラストラクチャ研究会宇宙環境計測技術WGの一環として、2002年に「つばさ(MDS-1)宇宙環境計測成果報告会」と「第5回宇宙飛翔体環境研究会」を、2003年に「宇宙環境計測装置の小型・高機能化ワークショップ」と「第6回宇宙飛翔体環境研究会」を筑波宇宙センターにて開催してきました。また同グループでは、2005年4月に筑波で第9回衛星帯電技術国際会議(9th Spacecraft Charging Technology Conference)を主催するとともに、国産衛星帯電解析ソフトのMUSCAT(Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool)開発プロジェクトを、九州工業大学を中心としたグループとともに2004年度からスタートいたしました。

今後は、本シンポジウムが、宇宙環境に係わる研究の最新の研究成果、プロジェクトの紹介、内外の関連分野の動向など幅広い情報交換と、各研究開発者が親交を深める場を引き続き提供し、地球電磁気・地球惑星圏学会分科会の宇宙飛翔体研究会と協力して、日本国内の研究者ネットワークの核の1つとしての役割を果たしていきたいと思っております。

最後に、お忙しい中、講演と報告書原稿を準備していただいた各講演者の方々に、心より御礼申し上げます。

### 宇宙環境シンポジウム発起人・委員

五家建夫、松本晴久、古賀清一(JAXA 総合技術研究本部)

小原隆弘、中村雅夫(情報通信研究機構)

湯元清文(九州大学)

趙孟佑(九州工業大学)

岡田雅樹(国立極地研究所)

國中均(JAXA 宇宙科学研究本部)

臼井英之(京都大学)

(敬称略、順不同)



## 目次

### 第1回「宇宙環境シンポジウム」報告書

「環境計測技術グループの今後の計画」	...	2
	五家建夫 (ISTA/JAXA)	
「JAXA/ISTA の環境計測装置 (放射線計測装置) の開発」	...	8
	松本晴久 (ISTA/JAXA)	
「JAXA/ISTA の環境計測装置 (帯電モニタ) の開発」	...	14
	古賀清一 (ISTA/JAXA)	
「放射線帯輸送モデル」	...	18
	三好由純 (名古屋大学) 小原隆博 (NICT)	
「放射線帯電子の加速機構について」	...	22
	大村 善治 (京都大学)	
「Monochromatic whistler mode wave による放射線帯高エネルギー電子の共鳴拡散過程」	...	26
	加藤雄人、大村善治 (京都大学)	
「ジオスペース探査衛星 E R G (Energization and Radiation in Geospace) について」	...	30
	塩川和夫 (名古屋大学)、E R G 検討チーム	
「人工イオンビームによる高層大気観測に関する研究」	...	34
	杉本幸子 (東京大学大学院)、國中均 (JAXA)、都木恭一郎 (東京農工大学)、荒川義博 (東京大学)	
「宇宙用高電圧太陽電池アレイの放電抑制に関する実験的研究」	...	40
	奥村哲平、細田聡史、金正浩、趙孟佑 (九州工業大学)	
「大型太陽電池アレイクーポンを用いた帯電・放電試験」	...	46
	川崎崇、三丸雄也、志方吉夫、金正浩、細田聡史、趙孟佑 (九州工業大学)	
「MUSCAT 開発計画の概要」	...	52
	五家建夫 (JAXA)	
「海外帯電解析ソフトウェアの動向」	...	58
	岡田雅樹 (極地研)	
「地球シミュレータを用いた宇宙環境シミュレータ開発と MUSCAT とのリンク」	...	62
	白井英之、大村善治、岡田雅樹、萩野竜樹、村田健史、杉山徹、寺田直樹、上田裕子、 宇宙環境シミュレータチーム	
「帯電解析ソフトのための軌道上宇宙環境観測データ」	...	66
	中村雅夫 (NICT)	
「MUSCAT 帯電解析手法について」	...	70
	趙孟佑 (九州工業大学)	
「宇宙機表面絶縁材料のアーキングによる破壊現象の数値計算」	...	78
	田原弘一、増山貴久 (大阪大学)	
「ADEOS-II 運用異常原因究明概要」	...	84
	高橋真人 (JAXA)、ADEOS-II 不具合原因究明チーム	

「ADEOS-II 事故時の軌道上環境」	...	94	中村雅夫 (NICT)
「ADEOS-II ハーネス温度サイクル検証」	...	100	
石澤 淳一郎、馬場 尚子、マイケル・ニーシュ、南 伸太朗、今川 吉郎、黒崎 忠明、前島 弘則、 小島 寧 (JAXA)			
「ADEOS-II ハーネス部 MLI 帯電の検証」	...	108	木本雄吾 (JAXA)
「ADEOS-II ハーネス部におけるトリガ放電発生の検証」	...	114	
細田聡史、金正浩、趙孟佑 (九工大)、豊田和弘 (千葉大)、川北史朗、 艸分宏昌、高橋真人、前島弘則 (JAXA)、野崎幸重 (NTSpace)			
「電力ハーネス焼損時における発生ガスによる推力解析」	...	122	
小島寧、後藤大亮 (JAXA)、河内宏道(NTSpace)			
「100W 発生電力変動調査」	...	128	
艸分宏昌 (JAXA)、ADEOS-II 不具合原因究明チーム			
「プローブ法電場計測の課題：衛星電位の制御&衛星表面物性」	...	136	
笠羽康正、早川基(JAXA)、石坂圭吾、岡田敏美 (富山県立大学)			
「GEOTAIL 衛星で観測された光電子の分布と衛星電位との関係」	...	142	
下田忠宏、町田忍 (京都大学)、向井利典、齋藤義文、笠羽康正、早川基(JAXA)			
「衛星システム設計における帯放電対策」	...	148	
小野寺範義 (三菱電機株式会社鎌倉製作所)			
「表面帯電時における原子状酸素誘起高分子エロージョン」	...	156	
横田久美子、田川雅人 (神戸大学)			

## プログラム

### 第1回「宇宙環境シンポジウム」

日時：2004年12月2日（木）午前、3日（金）午前・午後

場所：宇宙航空研究開発機構 筑波宇宙センター 総合開発推進棟 1F 大会議室

主催：宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 環境計測技術グループ

協力：地球磁気圏・地球惑星圏学会 宇宙飛翔体環境研究分科会、情報通信研究機構

### 12月2日（木）

（座長：趙孟佑）

- 13:30-13:35 「開会の挨拶」  
渡辺篤太郎（JAXA）
- 13:35-13:55 「環境計測技術グループの今後の計画」  
五家建夫（JAXA）
- 13:55-14:15 「JAXA/ISTAの環境計測装置（放射線計測装置）の開発」  
松本晴久（JAXA）
- 14:15-14:35 「JAXA/ISTAの環境計測装置（帯電モニタ）の開発」  
古賀清一（JAXA）
- 14:35-14:50 「放射線帯輸送モデル」  
三好由純（名古屋大学）、小原隆博（NICT）
- 14:50-15:05 「放射線帯電子の加速機構について」  
大村 善治（京都大学）
- 15:05-15:20 「Monochromatic whistler mode wave による放射線帯高エネルギー電子の共鳴拡散過程」  
加藤雄人、大村善治（京都大学）

15:20-15:50 休憩

（座長：塩川和夫）

- 15:50-16:05 「ジオスペース探査衛星ERG (Energization and Radiation in Geospace)について」  
塩川和夫（名古屋大学）、ERG検討チーム
- 16:05-16:20 「人工イオンビームによる高層大気観測に関する研究」  
杉本幸子（東京大学大学院）、國中均（JAXA）、都木恭一郎（東京農工大学）、  
荒川義博（東京大学）
- 16:20-16:35 「宇宙用高電圧太陽電池アレイの放電抑制に関する実験的研究」  
奥村哲平、細田聡史、金正浩、趙孟佑（九州工業大学）
- 16:35-16:50 「大型太陽電池アレイクーポンを用いた帯電・放電試験」  
川崎崇、三丸雄也、志方吉夫、金正浩、細田聡史、趙孟佑（九州工業大学）

17:30-19:30 懇親会（筑波宇宙センター厚生棟）



12月3日(金)

(座長：大村善治)

- 10:00-10:15 「MUSCAT 開発計画の概要」  
五家建夫 (JAXA)
- 10:15-10:30 「海外帯電解析ソフトウェアの動向」  
岡田雅樹 (極地研)
- 10:30-10:45 「地球シミュレータを用いた宇宙環境シミュレータ開発と MUSCAT とのリンク」  
臼井英之、大村善治、岡田雅樹、荻野竜樹、村田健史、杉山徹、寺田直樹、  
上田裕子、宇宙環境シミュレータチーム
- 10:45-11:00 「帯電解析ソフトのための軌道上宇宙環境観測データ」  
中村雅夫 (NICT)
- 11:00-11:20 「MUSCAT 帯電解析手法について」  
趙孟佑 (九州工業大学)
- 11:20-11:35 「宇宙機表面絶縁材料のアーキングによる破壊現象の数値計算」  
田原弘一、増山貴久 (大阪大学)
- 11:35-11:55 「NOZOMI 事故解析－放射線の影響－」  
高島健、笠羽康正 (JAXA)
- 11:55-13:00 昼休み

(座長：笠羽康正)

- 13:00-13:20 「ADEOS-II 運用異常原因究明概要」  
高橋真人、川北史朗 (JAXA)
- 13:20-13:40 「ADEOS-II 事故時の軌道上環境」  
中村雅夫 (NICT)
- 13:40-14:00 「ADEOS-II ハーネス温度サイクル検証」  
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 (JAXA)
- 14:00-14:20 「ADEOS-II ハーネス部 MLI 帯電の検証」  
木本雄吾 (JAXA)
- 14:20-14:40 「ADEOS-II ハーネス部におけるトリガ放電発生の検証」  
細田聡史、金正浩、趙孟佑 (九工大)、豊田和弘 (千葉大)、川北史朗、  
艸分宏昌、高橋真人、前島弘則 (JAXA)、野崎幸重 (NTSpace)
- 14:40-15:00 「電力ハーネス焼損時における発生ガスによる推力解析」  
小島寧、後藤大亮 (JAXA)、河内宏道 (NTSpace)
- 15:00-15:20 「100W 発生電力変動調査」  
艸分宏昌、マイケル・ニーシュ (JAXA)
- 15:20-15:40 休憩

(座長：湯元清文)

- 15:40-15:55 「人工衛星における帯電と放電について」  
向井利典 (JAXA)
- 15:55-16:10 「プローブ法電場計測の課題：衛星電位の制御&衛星表面物性」  
笠羽康正 (JAXA)
- 16:10-16:25 「GEOTAIL 衛星で観測された光電子の分布と衛星電位との関係」  
下田忠宏、町田忍 (京都大学)、向井利典、齋藤義文、笠羽康正、早川基 (JAXA)
- 16:25-16:45 「衛星システム設計における帯放電対策」  
小野寺範義 (三菱電機株式会社鎌倉製作所)
- 16:45-17:00 「表面帯電時における原子状酸素誘起高分子エロージョン」  
横田久美子、田川雅人 (神戸大学)
- 17:00-17:30 総合討論 (司会：五家建夫)





## 環境計測技術グループの今後の計画

五家 建夫 (JAXA)

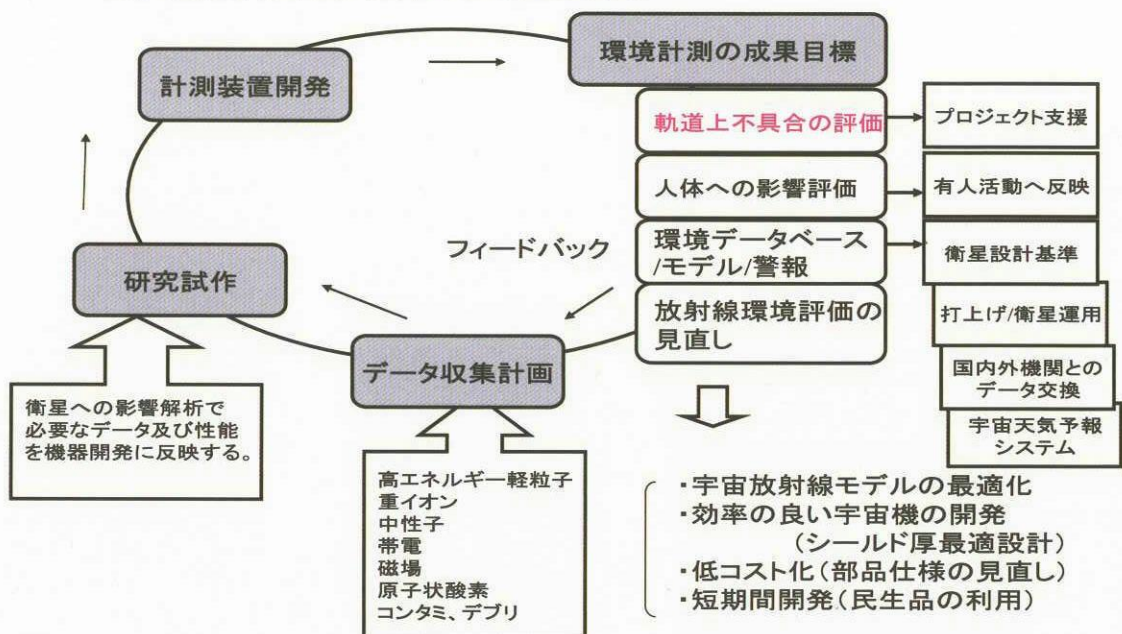
### 1. 概要

JAXA の環境計測技術グループで現在研究開発中の宇宙環境計測技術の研究目的と成果、研究ロードマップおよび各個別開発テーマの概要を報告する。

### 2. 宇宙環境計測の目的と進め方

JAXA 組織規程第 152 条には、「環境計測技術グループは、宇宙環境データ取得技術に関する研究開発、宇宙環境モデルの構築・公開等の業務を行う」と定められている。従って、衛星の設計基準の 1 つとなる宇宙環境条件の高精度予測、軌道上の不具合と関連する宇宙環境解析とその事前予防（宇宙天気予報と宇宙環境警報）等の、設計から運用にわたる衛星プロジェクトへの支援に資することを主目的として、そのために不可欠な宇宙環境計測技術の研究をし、その研究成果に基づいて衛星搭載用宇宙環境モニターを開発し、定常的な宇宙環境モニターの衛星観測ネットワークの確立し、観測したデータを公開し、その観測結果に基づく宇宙環境モデルの構築を目指している。従来は、衛星の余剰重量を利用し、旧 NASDA の衛星に、できるだけ宇宙環境計測装置を搭載する方針でやってきたが、今後は、商用衛星では出来ない、宇宙環境と衛星障害の関連性の研究を JAXA が中心になってさらに行うために、すべての JAXA 衛星に積極的に宇宙環境計測装置を搭載してゆく方針である。

### 環境計測の目的と進め方

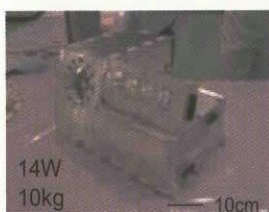


### 3. 研究成果の概要

過去に、ETS-5、ETS-6、ETS-7、ADEOS、MDS-1、DRTS、ADEOS-II、STS-89、ISS-USMなどの旧 NASDA 関連衛星を中心に宇宙環境計測装置を搭載し、衛星プロジェクトや有人活動の支援をしてきた。今後、ALOS、ETS-8、WINDS、GOSAT、ISS-JEM 等に搭載を予定している。しかし、衛星余剰重量が厳しく、宇宙環境計測機器の搭載が困難になった経験もあり、ここ数年間（平成 13-16 年度）は、更なる小型化・軽量化と高性能化を研究対象としてきた。その成果は、電子計測では最小構成で約 2kg に小型化ができ、磁力計では、センサ部 52g、電子部 116g の小型化した装置の開発を完了した。後者は、マイクロ衛星や編隊飛行衛星にも搭載可能である。

#### 宇宙環境計測装置の小型・高性能化トレンド

##### 放射線(電子、陽子、アルファ粒子)



14W  
10kg

みどり2搭載用

電子(0.4~5MeV)  
陽子(7~48MeV)  
α粒子(30~140MeV)



18W  
9kg

つばさ、かけはし、きぼう搭載用

電子(0.5~50MeV)  
陽子(1~160MeV)  
α粒子(4~200MeV)



高エネルギー陽子・α粒子用  
1.9W  
1300g

低エネルギー電子用  
1.5W  
750g

電気処理部  
7.4W  
1400g

高エネルギー電子用  
1.1W  
1100g

現在開発中(GOSAT搭載を予定)

電子(0.03~20MeV)  
陽子(0.4~500MeV)  
α粒子(3~2000MeV)

##### 磁力計



±65,536, 4096, 1024, 256nT  
16bit

15W  
480g

ETS-VIII搭載用



±65,536, 4096nT  
20bit

12W以下  
52g

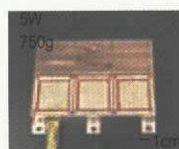
開発済み

現在開発中(将来衛星)

汚染モニタ

帯電モニタ

ETS-VIII搭載用

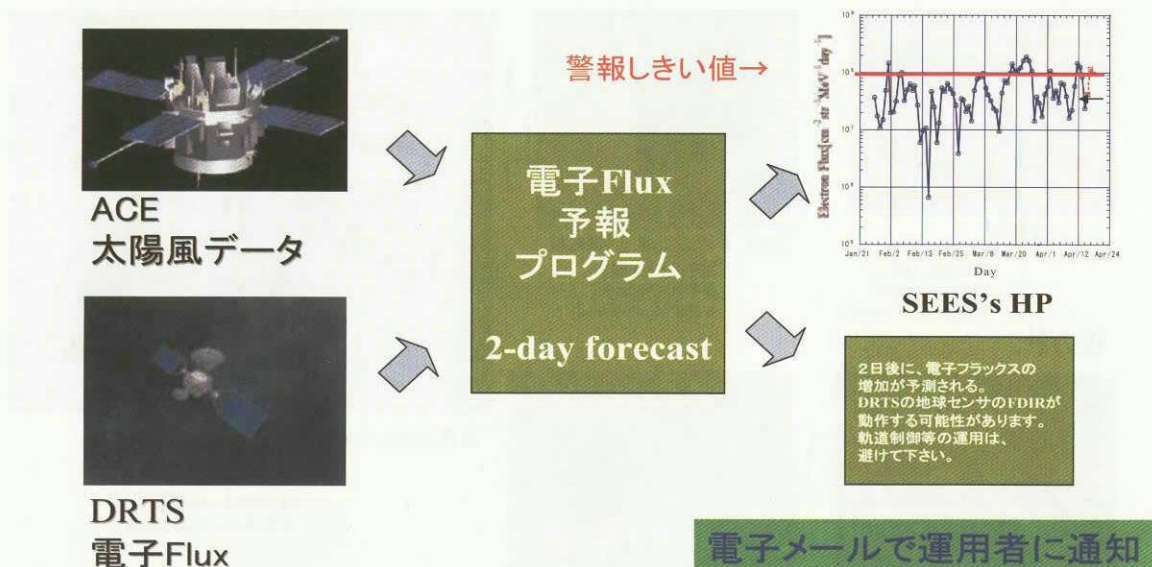


5W  
750g

衛星設計、  
運用計画へ貢献

軌道上の不具合の事前予防として宇宙天気予報技術を使った宇宙環境警報として、平成15年10月から太陽フレア警報（太陽X線と太陽陽子が、ある閾値を越えると、計算機が自動的に判断して、携帯電話やメールを衛星運用者に自動発信する機能）と、平成16年6月から静止衛星軌道上の高エネルギー電子警報〔衛星帯電障害警報〕（DRTS(こだま)等の搭載宇宙環境計測値を基に、リニア・フィルター計算法で2日後の電子密度を計算機で予測し、その値と変化率が、ある閾値を越えると計算機が自動的に判断して、携帯電話やメールを衛星運用者に自動発信する機能）を衛星運用者に発信している。この警報サービスは、JAXAの追跡局だけでなく、気象衛星センター、放送・通信衛星管制センター、民間衛星管制センターにも提供しているし、海外からはインテルサット衛星の運用センターからも問い合わせが来ている。

## 高エネルギー電子警報システム



宇宙環境情報データベースは1995年6月から公開を開始した。アクセス件数はトップページから入った閲覧者を数えると、公開から2004年12月末までに延べ137,066人、データベースから送出された宇宙環境計測データは、7つの衛星で観測された（および観測中）宇宙環境計測データ〔電子、陽子、重イオン、磁場、帯電、等〕、および、宇宙環境モデル計算機能（軌道情報と打ち上げ日を入力すると衛星が受ける宇宙環境の定量的計算値を90種の計算モデルでWeb上で計算）を提供中である。

本年度中に観測された DRTS [こだま] 衛星の宇宙環境データをデータベースに挿入しデータベースを充実した。宇宙環境モデルは、最新のモデルに更新した。衛星情報提供機能として、現在運用中の約 600 個の衛星のリアルタイムの軌道位置の表示機能を、2 次元（メルカトル地図上に日照・日陰と共に）と 3 次元 [立体表示] で切り替え表示できるようにした。

我々の取得した「つばさ」(MDS-1) の放射線データ [電子、陽子、 $\alpha$  線] で、新しい放射線帯 [バンアレン帯] の宇宙環境モデルを作っている。しかし、計測した期間が 1 年半と限られるので、それ以降のデータに関しては、フランスの宇宙機関 CNES が SAS-C 衛星で取得した電子と陽子のデータを、データ交換により、入手した。今後国際協力をしながら、より精度の高い宇宙環境モデルを構築する予定である。構築したモデルは、JAXA の設計基準に反映するほか、ISO の宇宙環境設計基準にも国際貢献する予定である。

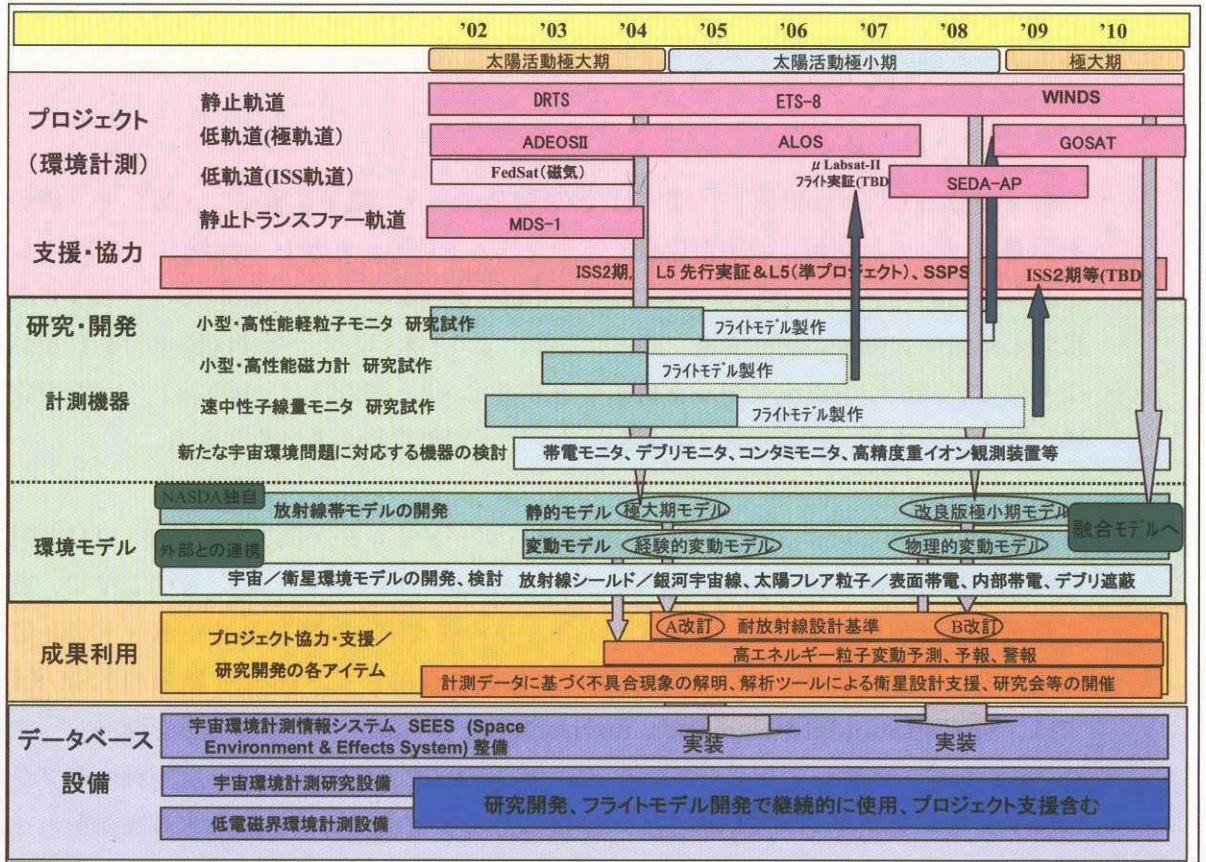
外国では、新しいコンセプトの宇宙環境ハザードモニタを開発している。(1)米国では CEASE(Compact Environmental Anomaly Sensor)という質量 1 kg、電力 2W で、各種宇宙環境アラーム [帯電、シングルイベント、トータルドーズ等] をオンボードで発信する機能をもつ装置を開発し、すべての衛星への搭載を目指している。(2) 欧州の ESA/ESTEC では、SREM(Standard Radiation Environment Monitor、質量 2.5kg)を開発し、すべての ESA 衛星に搭載しようとしている(3) 英国のツナミ保険会社は、航空機搭載ブラックボックスと同じアイデアで、軌道上の事故に至る宇宙環境情報を記録する機能をもつ高エネルギー電子モニタ(目標質量 600g)を、ロンドン大学マラード研究所に委託研究をした。(4)英国の QinetiQ 社は、Merlin (宇宙天気ハザードモニタ、1kg、2.5W で、24H のデータメモリ内蔵)を作成し 2005 年打ち上げのガリレオ・テスト・ベッド衛星から搭載する予定。

我々のグループでは、ここに述べたいずれの装置とも違う新しいアイデアを盛り込んだ宇宙機用宇宙環境ブラックボックスの研究に 16 年度から 2 年計画で基礎研究中である。



4. 宇宙環境計測の研究ロードマップ

環境計測技術グループ <環境計測技術の研究ロードマップ> 2003年制定



5. 現在研究中の宇宙環境センサ(概要)

(1) 小型・高性能軽粒子観測装置の開発 (H13~16年度)

- 軽粒子（電子、陽子、デュートロン、トリチウム、ヘリウム3、ヘリウム4）の確実な粒子弁別、エネルギー、フラックス及び方向分布を小型・軽量で精度良く計測する装置（フライトレベル）の開発。

(2) 中性子線量モニタの研究 (H14~16年度)

- 線量に寄与する主要なエネルギー（0.1~100MeV）に対応できる小型化した中性子線量モニタの研究。

(3) 小型・高性能磁力計の開発 (H15~16年度)

- 小型・軽量で高性能磁力計(7.8pT/dig)の開発。

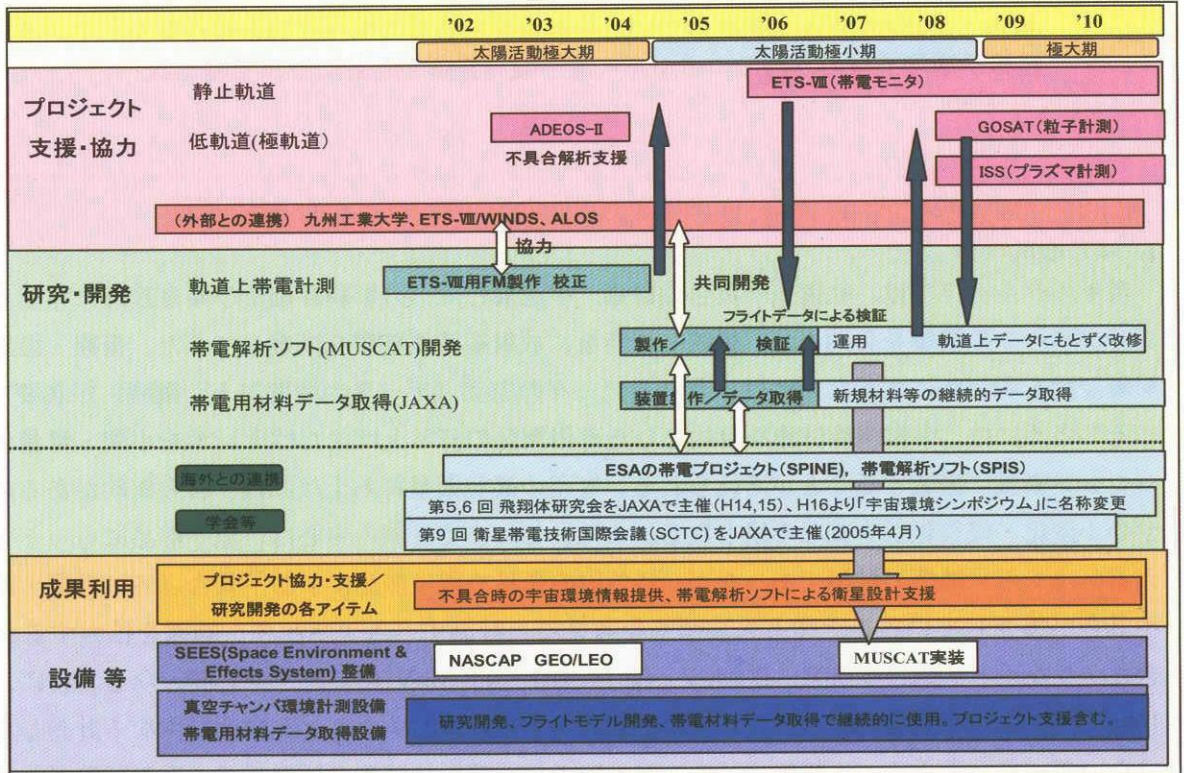
(4) 宇宙機用ブラックボックス・レコーダの研究 (H16~17年度)

- 帯電、放電、粒子計測

## 6. 帯電関連の研究ロードマップ

みどり2号(ADEOS-II)の運用異常の原因としての帯電・放電および、最近、海外の静止衛星で多発している電源系の運用異常(太陽電池パネル上の持続放電など)にかんがみ、帯電関連の基礎基盤技術強化の研究ロードマップを新規に作成した。

### 帯電関連基盤技術強化ロードマップ



## 7. 今後の宇宙環境計測

今後の計測器開発においては、以下に示すポイントを十分に配慮し、宇宙環境計測の2つの研究ロードマップで示した中期計画に基づき、宇宙環境の研究を進めていきたい。

- ・ 軌道上故障が多い帯電・放電関係の研究の重点化、衛星帯電設計基準への反映(自前のデータ使用)
- ・ 中性子の計測で有人宇宙活動を支援する
- ・ 宇宙天気予報技術で「衛星運用警報」に寄与する
- ・ 衛星障害に関連する環境計測の研究(新規アイテム)  
(ミクロンサイズのデブリ・メテオロイド、コンタミネーション、紫外線など)
- ・ 放射線帯の変動現象の解明に GTO 軌道で放射線と磁場の同時計測(MDS フォロー)
- ・ 外部機関との共同研究の促進 (NICT、九工大、京大、早大、CNES, ESA/ESTEC)

## JAXA/ISTA の環境計測装置（放射線計測装置）の開発

環境計測技術グループ 松本晴久

概要：JAXA/ISTA で開発している放射線計測装置の開発経緯と現在開発している軽粒子観測装置のうち低エネルギー電子観測装置の成果について述べる。

### 1. はじめに

我々のグループでは、軌道上不具合の評価、宇宙飛行士への影響評価及び衛星設計に利用できる環境データベースの構築を目的とし、継続して衛星に放射線観測装置を搭載してきた。長期・短期の宇宙放射線変動を明らかにするためには、更なるデータの充実（データの精度向上、継続）が必要である。

そのためには、宇宙環境計測を目的とした専用衛星の打ち上げまたはセンサを小型・軽量化し他のミッション衛星に搭載することが考えられる。専用の観測衛星打ち上げには、自ら制約があるので、センサの小型化・軽量化が有効な手段となる。また、これまで計測の中心は、電子部品にもっとも影響を与えるエネルギー範囲の計測であったが、諸外国の衛星で電子部品による不具合以外に帯電・放電現象の不具合が多発していることや有人被ばくを考えると計測すべきエネルギー範囲を拡大する必要がでてきた。少なくとも電子：0.01～20MeV、陽子：0.1～500MeV のデータが必要となる。特に、電子の数10keV、陽子の数100keVは、プラズマ計測装置の上限値にもあたり、実測例が少なく計測しなければいけないデータと考える。本報告では、これまでの放射線計測装置の開発経緯、照射試験が終了し、性能が明らかとなった低エネルギー電子観測装置について述べる。

### 2. 開発の経緯

1997年12月に、気象衛星（GMS）に宇宙環境モニタ（SEM）が搭載され、SEMの開発者、SEMデータ解析者、宇宙環境に係わる研究者でSEM研究会を発足させた<sup>1)</sup>。GMS-4以降は、SEMが搭載されなくなったことを機に、旧NASA衛星に技術データ取得装置（TEDA）が搭載されることになった。TEDAは、放射線計測と部品・材料の劣化・誤動作を計測する装置から構成された。当初の放射線計測装置は、ETS-V衛星（静止衛星）に搭載した、シリコン半導体検出器が2枚という非常に簡単な装置であった。開発を重ねることによりエネルギー計測範囲を拡大すると共にエネルギー分解能を向上させてきている<sup>2)</sup>。2002年に打ち上げられたMDS-1に搭載した放射線吸収線量モニタの観測からは、図1に示す磁気赤道上での電子のフラックス分布や図2に示す電子のピッチ角分布などの貴重なデータが得られるに至っている。

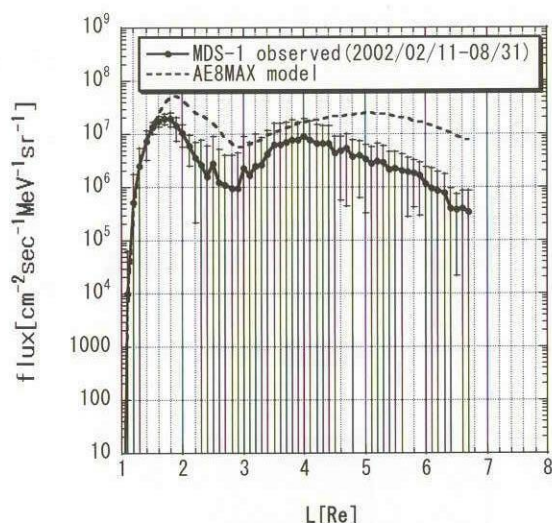


図1 磁気赤道上で電子 (0.35-0.78MeV) のフラックス分布の比較、 $E_{avg}=0.57\text{MeV}$

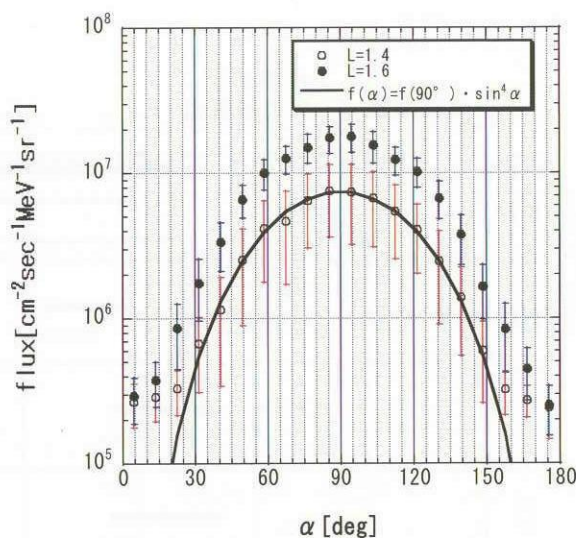


図2 内帯での電子 (0.35-0.78MeV) のピッチ角分布

### 3. 小型・高性能軽粒子観測装置(LPT)の開発

開発するにあたり、以下の目標を立てた。

#### 3.1 目標

##### 1) 計測エネルギー範囲及び粒子弁別

エネルギー計測範囲は、電子：30keV～20MeV、陽子：400keV～500MeV、ヘリウム：3MeV～2GeVとした。図3に示すとおり3つの特徴をもたせている。

##### ① 低エネルギー領域の拡大

電子の数10keV、陽子の数100keVから計測を行う。プラズマ計測装置の上限にあたり、観測例が少なく、表面帯電及び準内部帯電に重要なデータとなる。

##### ② 高エネルギー領域の拡大

電子3MeV以上、陽子100MeV以上、He 400MeV以上の計測を行う。観測例が少なく、精度良く計測されていない。100MeV以上の陽子は、シングルイベントに大きな影響を与える。また、太陽フレア発生等では、高エネルギーの比率が高くなることが多いが、データが少ない。

##### ③ 3He と 4He の弁別

太陽フレアの発生メカニズム、衛星等への影響を知る上で重要なデータとなる。

##### 2) その他の特性

時間分解能は、1秒、エネルギー分解能は、3% (FWHM) 以下、総重量は8kg以下とした。また、センサの電気ノイズは、エネルギー換算で、ELS-Aは、9keV (0-ピーク) 以下、高エネルギー電子観測装置 (ELS-B)、低エネルギーアルファ・陽子観測装置 (APS-A) 中エネルギーアルファ・陽子観測装置 (APS-B) は、30keV (0-ピーク) 以下、高エネルギーアルファ・陽子観測装置 (APS-C) は、80keV (0-ピーク) 以下とした。目標としている各センサ構成とその仕様を表1に示す。ビンのエネルギー分解能を図4に示す。

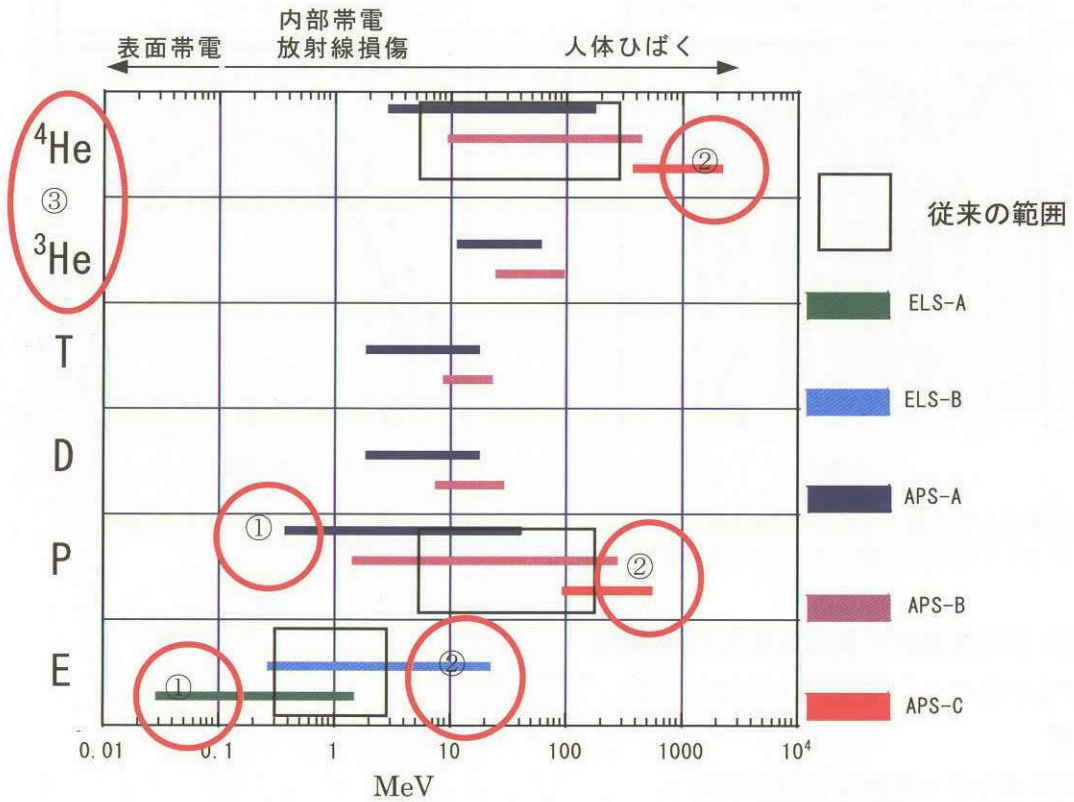


図3 計測範囲とその特徴

表1 LPTの概要

Sensor	Detectors	Particle	Performance
Electron Sensor-A (ELS-A)	S1: 80 μm, Φ4mm S2-S4: 1.5mm, Φ18mm	electron	0.03MeV~1.3MeV, >1.3MeV (21bin)
Electron Sensor-B (ELS-B)	S1 : 80 μm, Φ4mm S2 : GSO	electron	0.28MeV~20.0MeV (14bin)
Alpha Proton Sensor-A (APS-A)	S1: 50 μm, Φ7mm S2,S3 : 1.5mm, Φ18mm	proton deuteron tritium <sup>3</sup> He <sup>4</sup> He	0.3MeV~37.0MeV (21bin) 3.0MeV~16.0MeV (5bin) 2.0MeV~16.0MeV (3bin) 12.0MeV~54.0MeV (4bin) 3MeV~160MeV (16bin)
Alpha Proton Sensor-A (APS-B)	S1: 250 μm, Φ8mm S2-S4 : 1.5mm, Φ18mm	proton deuteron tritium <sup>3</sup> He <sup>4</sup> He	1.5MeV~250.0MeV (13bin) 8.0MeV~26.6MeV (6bin) 9.2MeV~20.7MeV (3bin) 12.0MeV~84.3MeV (6bin) 10MeV~400MeV (10bin)
Alpha Proton Sensor-C (APS-C)		proton He	100MeV~500MeV 100MeV/nuc~500MeV/nuc

### 3) リソース

実現された重量、寸法、電力を表2に示す。本装置は、静止トランスファー軌道搭載を想定しセンサーにシールドを施しているが、開発目標である、総重量 8kg 以下に対してセンサハーネス(1.5m)重量 970g を含め 7,626g で達成できる見通しを得た。さらに、低軌道衛星の場合は、5,698g で実現できる。

表2 リソース

Equipment	Weight (g)	Size (mm)	Power (W)
LPT-E	1,400	200(W)×120(D)× 65(H)	7.4
ELS-A	585	115(W)× 85(D)× 65(H)	1.5
ELS-B	1,187	133(W)× 78(D)× 65(H)	1.1
APS-A*	1,100	120(W)× 90(D)× 65(H)	1.6
APS-B*	1,100	120(W)× 90(D)× 86(H)	1.9
APS-C	1,284	134(W)×120(D)× 71(H)	1.9

\*:Goal

## 4. 低エネルギー電子観測装置(ELS-A)

### 4.1 シリコン半導体検出器の開発

小型化のためにシリコン検出器とそのマウント部の小型化を図った。また、低エネルギー側に範囲を拡大するために従来のアルミ遮光膜 (200 $\mu$ m 厚) に換え、検出器の表面に 2 $\mu$ m 厚の蒸着を施した。完成した検出器に擬似太陽光 (1 ソーラ強度) を入射し、トリガがかからないことを確認することができた。図4に開発した 1.5mm 厚シリコン半導体検出器の写真を示す。

### 4.2 センサ評価結果

しきい値を 20keV に設定してもトリガーが、かからないことからセンサーを接続した装置全体としてノイズが 20keV 以下であることが分かった。ELS-A の目標とする観測範囲は、30keV~1.3MeV であるが、照射試験は、それより範囲が広い、20keV~1.4MeV で実施した。ストラグリングのために 20keV と 25keV の照射試験でも非常に少ないカウントが観測された。これらのことからエネルギーの下限値は 30keV で妥当と判断した。また、40keV の照射でテレスコープの特性も取得した。エネルギー分解能は、平均で 20.4keV(FWHM)であった。図5~7に試験結果、図8に装置の外観を示す。

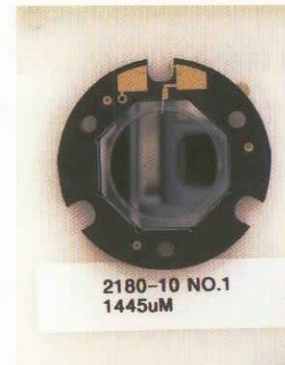


図4 1.5mm厚シリコン半導体検出器。

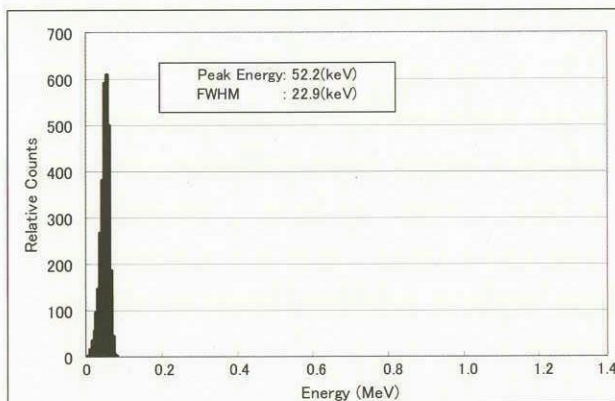


図5 電子 50keV 照射試験結果

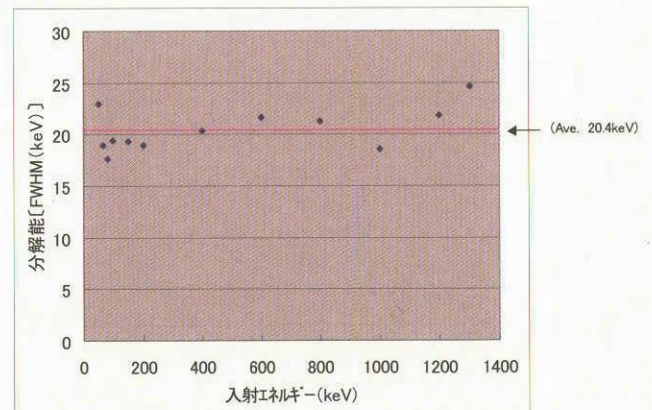


図6 ELS-B のエネルギー分解能。

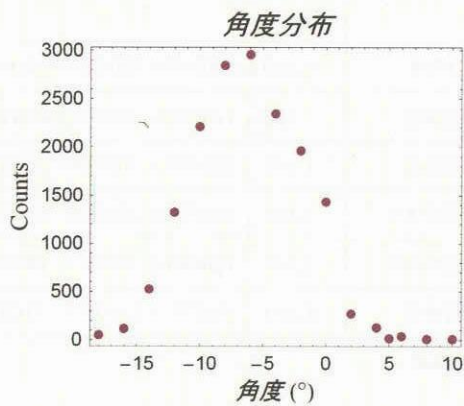


図7 電子 40keV 照射時のテレスコープ特性



図8 ELS-A の外観

## 5. まとめ

地球磁気圏で運用されている諸外国の装置と比べ同等以上の性能を出すことができた。今後は、これの装置を継続して搭載することにより衛星の故障・障害の解析及び衛星の信頼性向上に資するデータを取得していきたい。

## 参考文献

- 1) SEM 研究会報告 (5)、1988年1月
- 2) 松本晴久、五家建夫、越石英樹、木本雄吾、“高エネルギー軽粒子モニタの開発”、宇宙放射線、Vol. 1, No.1





## JAXA/ISTAの環境計測装置（帯電モニタ）の開発

JAXA総合技術研究本部 環境計測技術グループ

古賀 清一

### 1. はじめに

JAXA/ISTA では、旧 NASDA 時代より、環境計測装置の一つとして帯電モニタを衛星に搭載してきた。これらの帯電モニタの概要を紹介する。

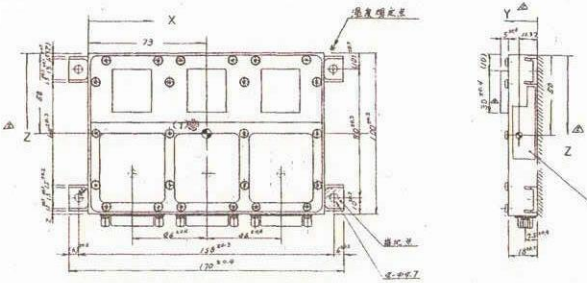
### 2. 帯電モニタ搭載衛星及び各センサの概要

帯電モニタを搭載している衛星としては、ETS-V、ETS-VI、ADEOS、ETS-VIIIの4衛星があり、今後フライト予定である ETS-VIII以外はすでに運用を終了している。以下にそれぞれの衛星に搭載されている帯電モニタの概要を示す。

#### 2. 1 技術試験衛星V型(ETS-V)



ETS-V



ETS-V搭載POM外観図

打上げ：1987年8月27日18:20

重量：約550kg(静止軌道上初期)

構体形状：1.4m x 1.7m x 1.7m

軌道：静止衛星軌道(東経150°)

POM: POtential Monitor (帯電電位モニタ)

取り付け衛星構体面：+Y面(南面)

サンプル：

銀蒸着テフロン、アルミ蒸着カプトン、OSR

計測範囲：

帯電電圧：+1kV~-10kV

サンプリング

1分

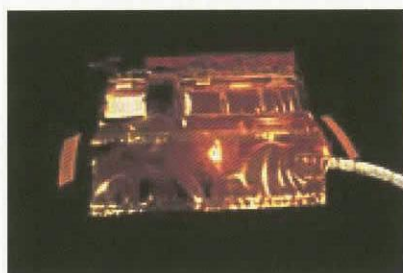
データ取得期間：

1987.11.26 - 1997.09.12

## 2. 2 技術試験衛星VI型 (ETS-VI)



ETS-VI



ETS-VI搭載 POM 外観

打上げ日時：1994年8月28日16:50

重量：約2t

構体形状：2.0m x 3.0m x 3.0m

軌道：

楕円軌道：ペリジ約8,600km, アポジ約38,600km

(当初計画値:約36,000km)

傾斜角：約13° (当初計画値:0°)

周期：約14時間22分 (当初計画値:約24時間)

POM: POTential Monitor (帯電電位モニタ)

取り付け衛星構体面：+Y面 (南面)

サンプル

銀蒸着テフロン、アルミ蒸着カプトン、OSR

絶縁金属板

計測範囲：帯電電圧：+1kV~-10kV

リーク電流：10<sup>-8</sup>~10<sup>-11</sup>A

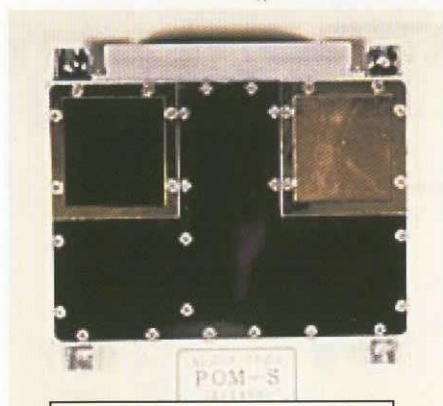
サンプリング：2秒

データ取得期間：1994.09.21 - 1996.06.13

## 2. 3 地球観測プラットフォーム技術衛星 (ADEOS)



ADEOS



ADEOS 搭載 POM 外観

打上げ日時：1994年8月28日16:50

重量：約2t

構体形状：2.0m x 3.0m x 3.0m

軌道：

楕円軌道：ペリジ約8,600km, アポジ約38,600km

(当初計画値:約36,000km)

傾斜角：約13° (当初計画値:0°)

周期：約14時間22分 (当初計画値:約24時間)

POM: POTential Monitor (帯電電位モニタ)

取り付け衛星構体面：+Y面 (南面)

サンプル

OSR、絶縁金属板

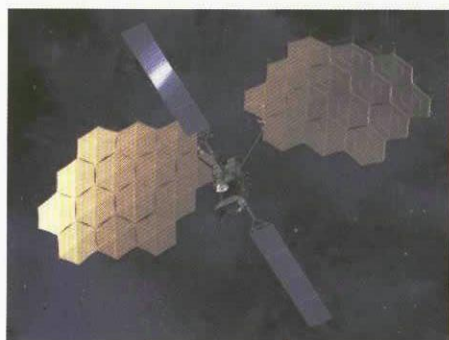
計測範囲：帯電電圧：+1kV~-10kV

リーク電流：10<sup>-8</sup>~10<sup>-11</sup>A

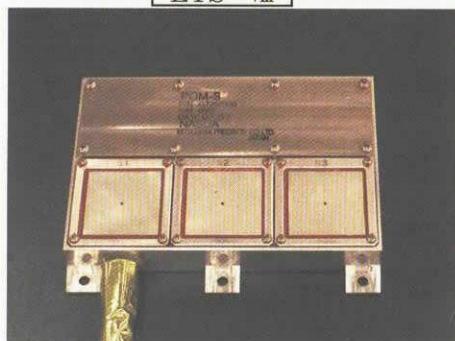
サンプリング：2秒

データ取得期間：1996.09.27 - 1997.06.29

2. 4 技術試験衛星VIII型 (ETS-VIII)



ETS-VIII



ETS-VIII搭載 POM 外観

打上げ：H18年度（予定）  
 重量：約 3t(静止軌道上初期)  
 構体形状：2.2m×2.4m×7.0m  
 軌道：静止衛星軌道  
  
 POM: POtential Monitor (帯電電位モニタ)  
 取り付け衛星構体面：地球指向面  
 サンプル  
 太陽電池カバーガラス（3種類）  
 BRR/S-0213、CMX-100-BRR、CMG-100-AR 相当品  
 計測範囲：  
 帯電電圧：+5kV～-10kV  
 サンプリング：1秒

3. 計測方法

帯電の計測方法は、どの衛星もすべて同じである。図 3-1 に ETS-VIII の場合の POM の構造を示す。

通常の市販の帯電プローブでは、帯電プローブに測定対象物と同じ電位になるようなフィードバックをかけているが、衛星搭載用ではサンプルの裏面を測定することにより表面電位を計測しなければならず、プローブによる出力と表面電位の相関をあらかじめ知っておく必要があり、電子ビーム等による校正試験が必要となる。ETS-VIII の場合、この校正は、九州工業大学趙研究室のチャンバを用いて実施させて頂いた。

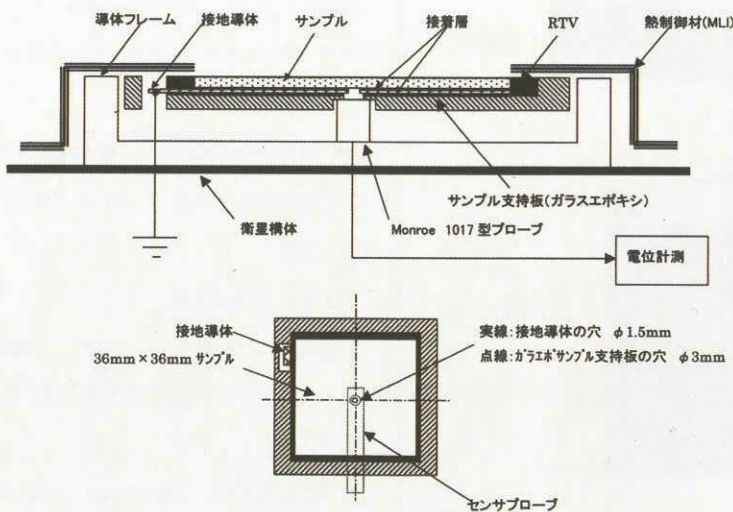


図 3-1 ETS-VIII/POM 構造

#### 4. 取得データ例

図 4-1 に ADEOS (低軌道衛星) の最大電位 (約-700V) が計測された 1 周回のトレンドを示す。横軸が時刻、縦軸がサンプル (OSR) の衛星に対する電位、真ん中の部分が日照時を表している。

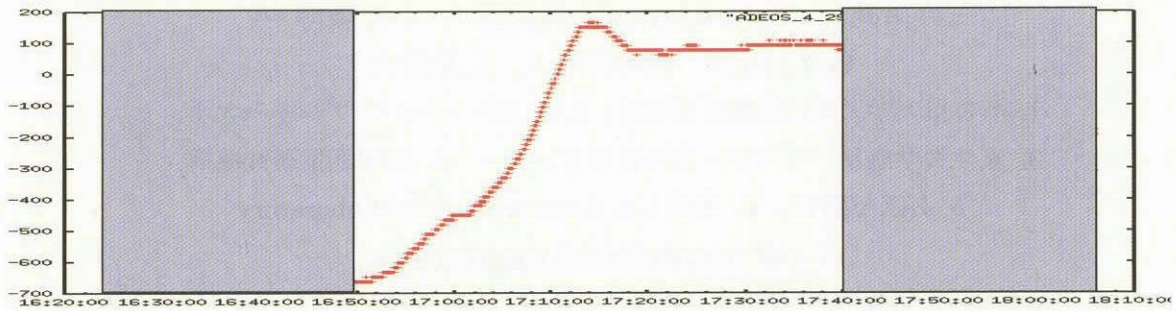


図 4-1 ADEOS で計測された帯電電位

特に、日陰時のオーロラ帯を通過するとき大きく負側に帯電している事が判る。

また、図 4-2 に ETS-V (静止軌道衛星) で計測されたサンプルの約 10 年間のトレンドを示す。1 年

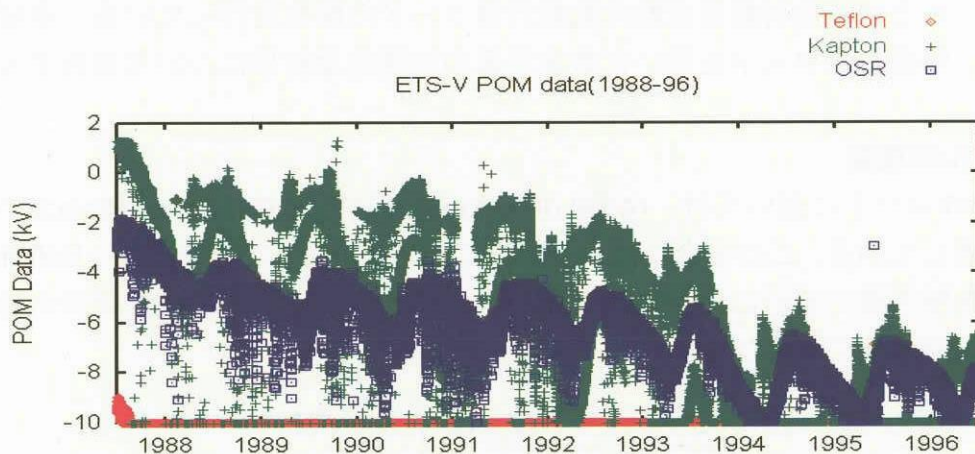


図 4-1 ADEOS で計測された帯電電位

周期の変化は、衛星搭載部位の日照、日陰に起因するものである。また、全体的に放射線の影響と思われる材料の劣化に起因する電位の低下が見られる。

#### 5. まとめ

ETS-V (静止軌道) では約 10 年間 (約 1 太陽周期) の貴重なデータが得られた。ADEOS (低軌道)、ETS-VI (GTO) に帯電モニタが搭載されており、1 通りの軌道のデータが得られている。しかし ADEOS (低軌道)、ETS-VI (GTO) に関しては約 1 年とデータ取得期間が短い。

また、低エネルギー粒子が同時に計測されていないため、帯電における外部の環境や衛星自体の帯電電位を知ることができない。このため、外部環境としては LANL (静止軌道) や DMSP (低軌道) のデータを使用する必要がある。今後は、外部のプラズマ環境、衛星電位を同時に計測し、評価する必要がある。さらに、近年、衛星の船壁を突き抜ける高エネルギー粒子による内部帯電も問題となっており、これらの計測も今後重要になる。また、フライトデータによる衛星帯電解析ソフト (MUSCAT) の検証等も行う予定である。

## 放射線帯輸送モデル

三好由純<sup>1</sup>、V. Jordanova<sup>2</sup>、森岡昭<sup>3</sup>、小原隆博<sup>4,5</sup>、  
G.Reeves<sup>6</sup>、松本晴久<sup>5</sup>、五家建夫<sup>5</sup>

1. 名古屋大学太陽地球環境研究所、2. 米国ニューハンプシャー大学、
3. 東北大学惑星プラズマ・大気研究センター、4. 情報通信研究機構、
5. JAXA/ISTA、6. 米国 Los Alamos National Laboratory

e-mail: [miyoshi@stelab.nagoya-u.ac.jp](mailto:miyoshi@stelab.nagoya-u.ac.jp)

### 1. はじめに

本研究グループでは、放射線帯のフラックス変動を理解するために、また将来におけるオペレーショナルな活用も視野にいて、シンプルな radial diffusion モデルにもとづく放射線帯変動の数値計算コードの開発を行っている。本研究会では、開発したコードを用いた数値計算の初期的な結果について報告する。

### 2. モデルの概要

開発中のコードにおいては、radial diffusion モデルを次の Fokker-Planck 方程式で記述している。このモデルは、きわめてシンプルなものであるが、Boltzmann 方程式を解き進めるのに比べて計算量が少ないこと、平均的な放射線帯の描像をよく記述することができる。

$$\frac{\partial f}{\partial t} = L^2 \frac{\partial}{\partial L} \left( \frac{D_{LL}}{L^2} \frac{\partial f}{\partial L} \right) - \sum \frac{f}{\tau}$$

ここで、 $L$  は  $L$  値、 $f$  は phase space density を示す。また、右辺第 2 項はピッチ角散乱、プラズマ圏熱的プラズマとのクーロン衝突による消失過程を表している。本モデルでは、波動粒子相互作用としてプラズマ圏内において whistler モードヒスとの相互作用を、プラズマ圏の外において strong diffusion を考慮している。なお、現在の放射線帯研究の最大の焦点である、放射線帯内部における加速プロセスは、このモデルでは含まれておらず、放射線帯粒子の起源としてプラズマシートからの粒子の断熱的な輸送のみを考慮している。

また、モデルに関わる各プロセスのうち、radial diffusion および plasma 圏の位置を、 $Kp$  の関数として時間変化させている。モデルの外部境界条件は  $L=6.6$  に設定しており、この値は LANL 衛星のリアルタイムデータを用いて時間変化する形で与えられている。

### 3. 数値計算の初期結果

開発したコードを用いて、2002年の1年間について400keV電子の時間変化を計算した結果を図1に示す。この計算においては、radial diffusion、plasma圏の位置、外部境界のフラックスのみを時間変化させ、ロスの強度については時間的に一定な値を用いている。

放射線帯のいくつかの特徴、磁気嵐主相における外帯フラックスの減少、磁気嵐回復相における外帯回復の様子、スロット領域のフラックス変動が、定性的に再現されていることがわかる。同時期に観測を行っていた「つばさ」衛星の観測データと比較を行ったところ、2002年に発生したいくつかの磁気嵐において、計算された変動と一致する磁気嵐、一致しない磁気嵐があることがわかり、radial diffusionモデルが実際の放射線帯の現象をどこまで記述しているかを検討する上で、興味深い結果となっている。

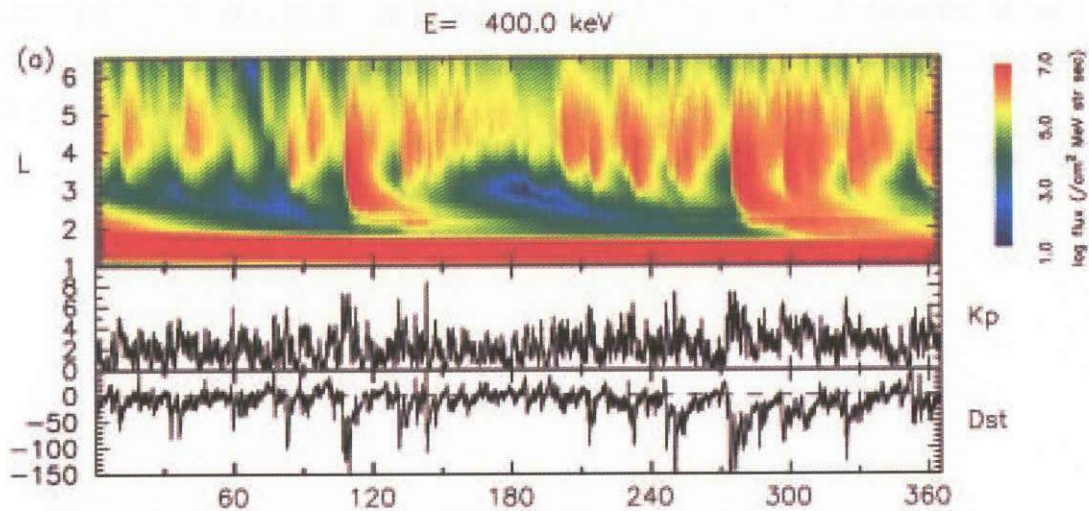


図1: radial diffusion モデルによって計算された、2002年における400 keV電子のL-timeダイアグラム。

なお、放射線帯の変動をコントロールしている要因を検討するために、(i)外部境界の値を一定として $D_{LL}$ のみ変化させた計算、(ii) $D_{LL}$ の値を一定とし、外部境界の値を変化させた場合、の2つのケースについて、数値実験を行った。その結果を、以下の表1にまとめる。表に示すように、主相における外帯外側のフラックスの変動については、trapping boundary付近のフラックスの減少と主相における enhanced radial diffusion による outward diffusion によって説明されることが明らかになった。また、スロット領域のフラックスの増大については、主相における radial diffusion の増大によって、外帯のフラックスがスロット領域へと流入するプロセスが作用している可能性が示された。

	主相における 外帯外側のフラックス減少	スロット領域の フラックスの増大
(i) 外部境界一定	再現できない	再現
(ii) 拡散係数一定	再現	再現できない

表 1: 数値実験の項目とその結果

#### 4. むすび

Radial diffusion モデルにもとづく、放射線帯変動の数値計算コードを新たに開発し、初期的な計算を行った。今後は観測との比較を通して、モデルに用いているパラメータの検討を行うとともに、将来の宇宙天気モデルへの実装を考慮した開発を行うことを計画している。





## 放射線帯電子の内部加速機構について

大村善治

京都大学生存圏研究所

omura@rish.kyoto-u.ac.jp

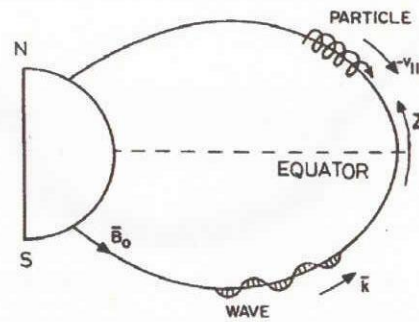
地球磁気圏放射線帯の相対論的電子の加速機構として、VLF ホイッスラーモード波のコーラス放射と高エネルギー電子との波動粒子相互作用が注目されている。ホイッスラーモード波は、磁力線に沿って伝播し、温度異方性を持った赤道面付近の高エネルギー電子とのサイクロトロン共鳴を通じて成長する。広い周波数スペクトルとそれを構成する波の位相がランダムであることを仮定して共鳴電子の速度分布関数と波のスペクトルの変化を記述する準線形理論が1960年代に提唱されている。その後の計算機シミュレーション研究の進展にもかかわらず、最近のコーラス放射による粒子拡散のモデルでは、準線形理論に基づく粒子拡散の計算がなされている。しかし、実際のコーラス放射は準線形理論で仮定されているような広帯域の波動ではなく、位相のそろった狭帯域の波動でありながらその周波数が短時間にダイナミックに変動するという特異な波動現象である。従って、準線形理論を用いてコーラス放射による粒子加速を論じることはできない。

本講演では、相対論的エネルギー（数100 keV～数 MeV）と位相のそろった単一周波数のホイッスラー波が磁気赤道付近で有効なサイクロトロン共鳴を起こし、波の振幅が十分に大きい場合（数 pT～数100 pT）には、共鳴粒子の一部を捕捉することによる効率良い加速できることを、テスト粒子シミュレーションを用いて示す。コーラス放射の発生メカニズムについては未だ十分な理解が得られていないが、ホイッスラーモード波が赤道付近で発生して高緯度に向かって伝播するモデルを考えると、振幅の増幅と周波数の上昇というコーラス放射の特性を定性的に説明することができる。このホイッスラーモード波を成長させているのは数十 keV の高エネルギー電子フラックスであり、そのエネルギーの一部がコーラス放射を介して、相対論的な電子に流れていると考えることができる。ここで、コーラス放射の伝播を支えているのは、背景のプラズマを構成しているコールド電子であり、物理モデルとして、コールド電子、温度異方性を持つ高エネルギー電子、および相対論的電子の3種類の電子群を考える必要があることに注意したい。コーラス放射および相対論的電子の生成機構を定量的に検証するには、人工衛星による観測において、放射線帯におけるこれらの電子フラックスとコーラス放射の振幅の高時間分解能のデータを多く取得し、磁気嵐との統計処理を重ねてゆくことが必要である。

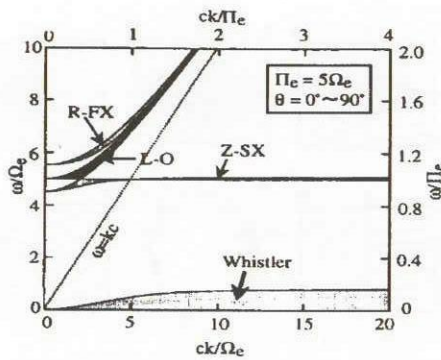
### Background

- During the **recovery phase of a magnetic storm**, fluxes of relativistic (>1Mev) electrons in the inner magnetosphere (3<L<6) increase to beyond prestorm levels.
- The relativistic electrons are assumed to be generated by **resonant scattering** of electrons by enhanced **whistler mode chorus**.
- The resonant scattering is evaluated by Qasi-Linear Diffusion Theory with a **wide spectra of whistler mode waves** in a **homogeneous magnetic field model**.

### Whistler Mode Wav-Particle Interaction in the Magnetosphere



### Dispersion Relation for Electron Modes



### Cyclotron Resonance Condition

$$\omega - kv_{||} = \pm |\Omega_e| (1 - v^2/c^2)^{1/2},$$

- + : Whistler Mode Wave (R mode)
- : EM Ion Cyclotron Wave (L mode)

### Chorus Emissions observed by GEOTAIL

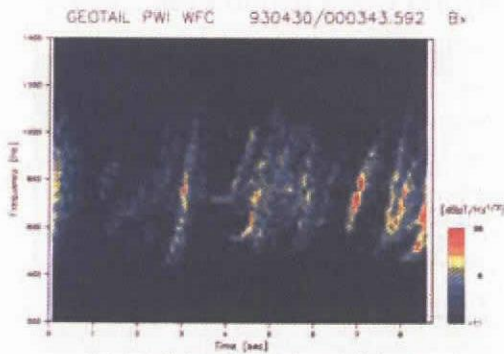
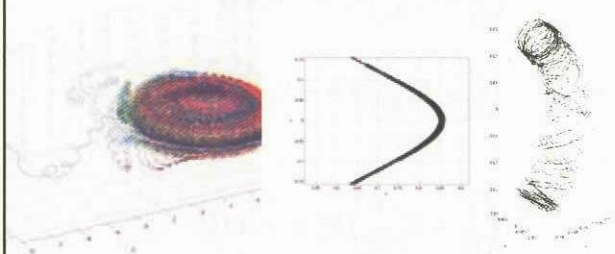
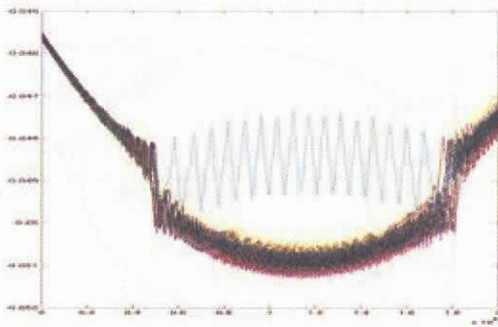


Plate 1. Direct H. Strong rising chorus and wave upward back events

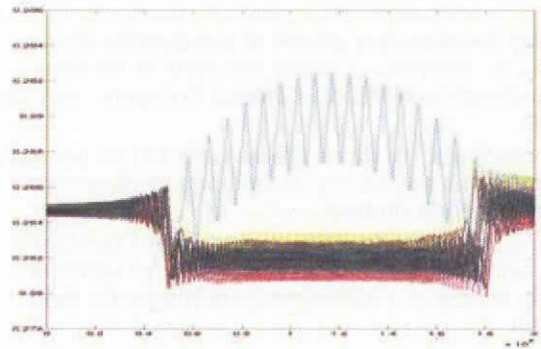
### Electron Dynamics in Dipole Magnetic Field



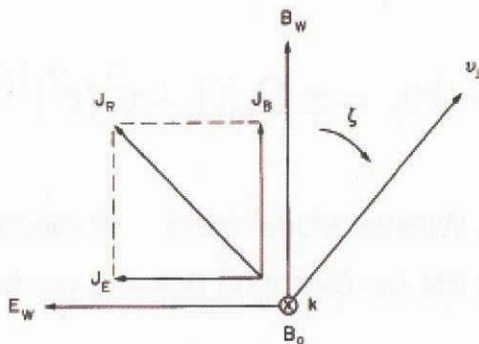
### Parallel Velocity Variation with Whistler Mode Wave ( $V_p > 0$ )



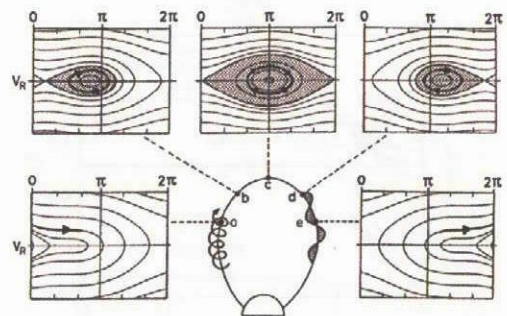
### Kinetic Energy Variation



### Vector Relations in Transverse Plane



### Trapping Region in Phase Space



### Field Equations for Whistler Mode Wave

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + V_g \frac{\partial}{\partial z}\right) B_w = -V_g A J_E$$

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + V_g \frac{\partial}{\partial z}\right) \phi = -V_g \frac{A J_B}{B_w}$$

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + V_g \frac{\partial}{\partial z}\right) B_w^* = -A J_R^*$$

where  $B_w^* \equiv B_w \exp(i\phi)$  and  $J_R^* \equiv (J_E + iJ_B) \exp(i\phi)$ .

### Chorus Emission reproduced by Vlasov Hybrid Code [Nunn et al., 1997]

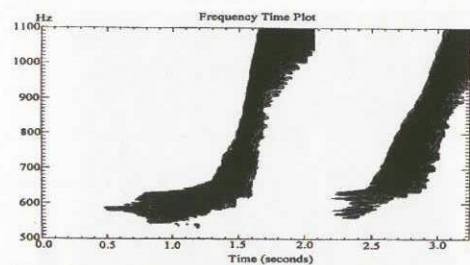
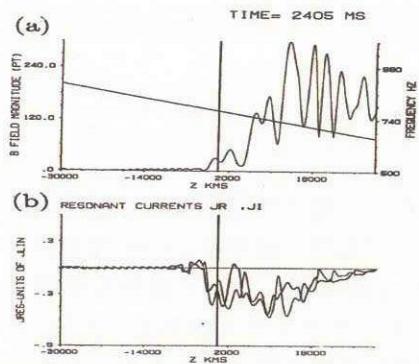


Figure 1. The  $f/t$  spectrogram of simulated rising frequency discrete emission (run A) presented as a shaded contour plot of spectral power. Such simulated risers are easy to produce, are stable, and are the most common simulation result.

## Rising Tone Emissions

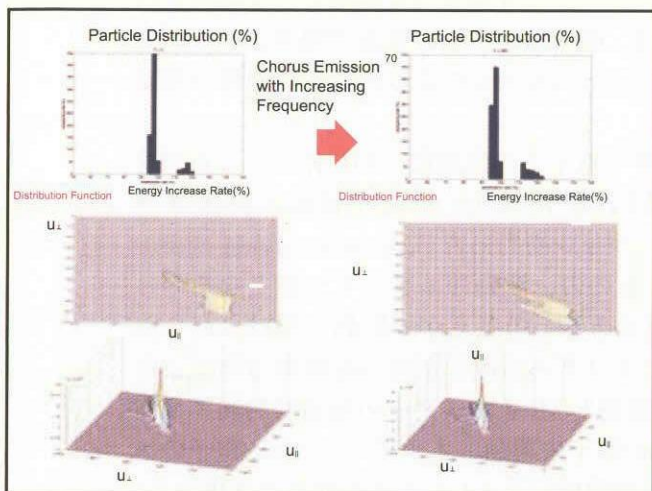
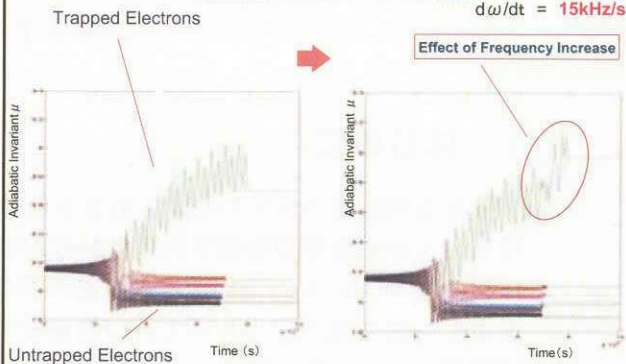


### Dynamics of Trapped Electrons: Effect of Chorus Emission

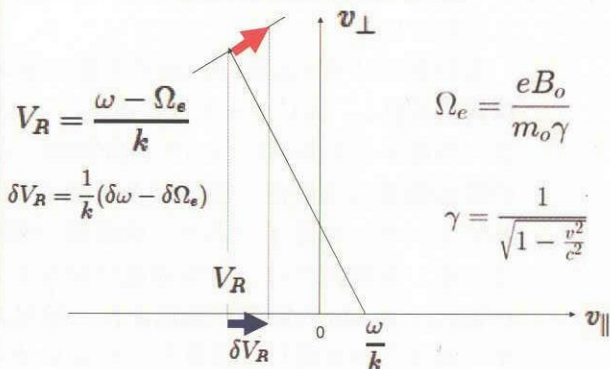
Frequency Increase of Chorus Emission causes Efficient Acceleration.

Constant Frequency v.s. Chorus

$d\omega/dt = 15\text{kHz/s}$



### Trapping by a Chorus emission causes particle acceleration.



## 結論

- 赤道面で生成されたコーラス放射と赤道面に向かって走る高エネルギー電子との波動粒子相互作用
- 共鳴捕捉される粒子: 全共鳴粒子の10%程度
- 共鳴平行速度の絶対値の減少(垂直速度の増加)による捕捉粒子の効率的な加速
  - 赤道に向かう電子から見たサイクロトロン周波数の減少
  - コーラス放射の周波数上昇
  - 最大10~20%のエネルギー増加
- コーラス放射との相互作用の繰り返しによって一部の電子が徐々に加速を受ける
- 共鳴捕捉されない大部分の共鳴粒子は減速(ピッチ角が減少)されてPrecipitationしてゆく

## References

- D. Nunn, Y. Omura, H. Matsumoto, I. Nagano and S. Yagitani, The Numerical Simulation of VLF Chorus and Discrete Emissions Observed on the Geotail Satellite Using a Vlasov Code, *Journal of Geophysical Research*, vol. 102, pages 27,083-27,097, 1997.
- Y. Omura, D. Nunn, H. Matsumoto and M. J. Rycroft, A Review of Observational, Theoretical and Numerical Studies of VLF Triggered Emissions, *Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics*, vol. 53, pages 351 - 368, 1991.
- Y. Omura and H. Matsumoto, Computer Simulations of Basic Processes of Coherent Whistler Wave-Particle Interactions in the Magnetosphere, *Journal of Geophysical Research*, vol. 87, pages 4,435-4,444, 1982.
- H. Matsumoto and Y. Omura, Cluster and Channel Effect Phase Bunching by Whistler Waves in the Nonuniform Geomagnetic Field, *Journal of Geophysical Research*, vol.86, pages 779-791, 1981.
- Y. Omura, D. Summers, Computer simulations of relativistic whistler-mode wave-particle interactions, *American Institute of Physics*, Vol. 11, no. 7, pp. 3530-3534. 2004.

# Monochromatic Whistler mode waveによる 放射線帯高エネルギー電子の共鳴拡散過程

加藤 雄人、大村 善治  
(京都大学・生存圏研究所)

## 1 はじめに

衛星搭載機器の異常の要因ともなる地球放射線帯高エネルギー粒子の物理は、宇宙環境科学および宇宙空間物理学の観点から重要な問題と認識されており、近年多くの研究者の注目を集めている。特に地球放射線帯外帯 (3.5~7.0 Re) は磁気嵐に対して敏感な応答を示し、磁気嵐主相において外帯を構成する高エネルギー電子フラックスが消失した後、回復相において再形成される様相が複数の飛翔体による観測結果から明らかとなっている [Baker et al., 1994; Li et al., 1997; Obara et al., 2000; Meredith et al., 2002]。この外帯再形成過程の物理機構については現在も議論が重ねられているが、Radial Diffusion により放射線帯の外部から供給された高エネルギー電子が、放射線帯内部での加速機構により相対論的エネルギーにまでさらに加速されるとするシナリオが有力な候補として認識されている。この放射線帯内部での加速機構としては、磁気嵐時に強い強度で観測されるプラズマ波動との波動粒子相互作用、特に Whistler mode chorus による共鳴拡散過程が重要とされている。

本研究では Whistler mode の波動と高エネルギー電子との波動粒子相互作用による加速機構に着目し、keV オーダーの電子によって励起される Whistler mode の波動と MeV オーダーの電子との共鳴についての計算機シミュレーションを行った。Whistler mode chorus の励起機構は未解決の問題が多く残されているものの、波動のエネルギー源となるのは keV オーダーの電子であり、励起源は磁気赤道であるとの考えが一般的に受け入れられている。本発表では、磁気赤道に存在する keV オーダーの電子が持つ温度異方性により Whistler mode の波動が励起され、励起された波動と MeV オーダーの相対論的高エネルギー電子とが共鳴し、結果として keV オーダーの電子の運動エネルギーが MeV 電子のエネルギーへと輸送されるシナリオの基礎過程を、計算機シミュレーションにより再現する。

## 2 シミュレーションモデル

本研究で実施する計算機シミュレーションは、プラズマ波動伝搬の媒質となる背景電子を流体、高エネルギーの電子を粒子として取り扱うモデルに基づいている [1]。モデル中では背景のコールド電子、keV オーダーのエネルギーを持つ電子及び相対論的エネルギーを持つ電子の3粒子種を考慮する (本文中ではそれぞれの粒子種を背景電子、keV 電子および MeV 電子と呼ぶ)。

シミュレーション空間として背景磁場に沿った一次元空間を設定し、keV 及び MeV 電子を空間中に一様に配置する。初期条件として keV 電子の分布に  $v_{th,\perp}/v_{th,\parallel} = 4.0$  の温度異方性を与えると、温度異方に起因するプラズマ不安定性による Whistler mode の波動の励起が期待される。励起される波動の特性は線形解析によって評価することが可能であ

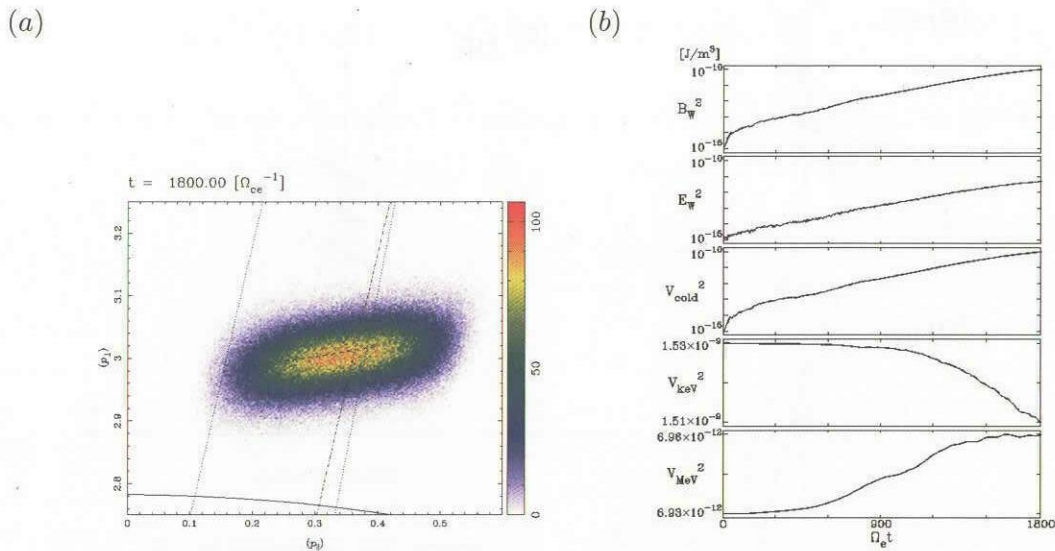


図 1: (a) MeV 電子の運動量空間上での  $1800\Omega_e^{-1}$  での分布。MeV 電子が拡散曲線に沿って拡散している。(b) 各エネルギーの時間発展。上から順に Whistler-mode の波動の磁場及び電場エネルギー、背景電子、keV 電子及び MeV 電子の運動エネルギーを示す。[Katoh and Omura, 2004]

り、その結果から波数が  $0.417\Omega_e/c$ 、周波数が  $0.62\Omega_e$  の Whistler mode (伝搬角  $0^\circ$ ) において成長率が最大 ( $1.12 \times 10^{-2}\Omega_e$ ) となることが示される。シミュレーションの総時間ステップは  $1800\Omega_e^{-1}$  (実時間にして約 2msec) であり、この時間スケールの中での波動励起プロセスと高エネルギー電子の粒子運動の時間発展を併せて解き進め、サイクロトロン共鳴を基本とする波動-粒子間の相互作用と MeV 電子の分布の変化について着目する。

### 3 結果

ここでは 2つのシミュレーション結果 (それぞれ Run 1、Run 2 とする) を示す。図 1 は Run 1 の結果であり、MeV 電子の運動量空間中での分布と、各エネルギーの時間変化を示している。シミュレーション中では  $0.423\Omega_e/c$  (mode 13;  $k = 13k_{min}$ ) の波数を持つ Whistler mode の波動が励起され、線形解析の結果に一致する成長率で成長することが確認された。励起される Whistler mode は単色に近い狭帯域の波動スペクトルを持ち、図 1(b) には波動の励起とともに MeV 電子の運動エネルギーが増大している様相が示されている。この時、図 1(a) に示されるように、MeV 電子は運動量空間上を拡散曲線 (diffusion curve) に沿った方向に拡散されていることから、MeV 電子の運動エネルギーの増分は Whistler mode の波動との共鳴を介して keV 電子から輸送されたものであると結論付けられる。Run 1 で設定された MeV 電子の初期の運動エネルギーは約 1.1MeV に当たり、Whistler mode の波動との共鳴によるエネルギー変化量は約 46keV に相当する。

次に Run 2 として、MeV 電子の分布をより現実に近い、100keV から数 MeV までの広いエネルギーレンジをカバーする、べき乗分布 ( $f(\mathcal{E}_{kin}) = C\mathcal{E}_{kin}^2$ ) としてシミュレーションを実施した。その結果、90 度に近いピッチ角を持つ高エネルギー電子の一部が、非常に高い効率で加速を受ける様相が見出された。例として、初期状態で 200keV のエネルギーレンジに存在する電子を取り上げると、 $1800\Omega_e^{-1}$  の間に 300keV を超えるエネルギーにま

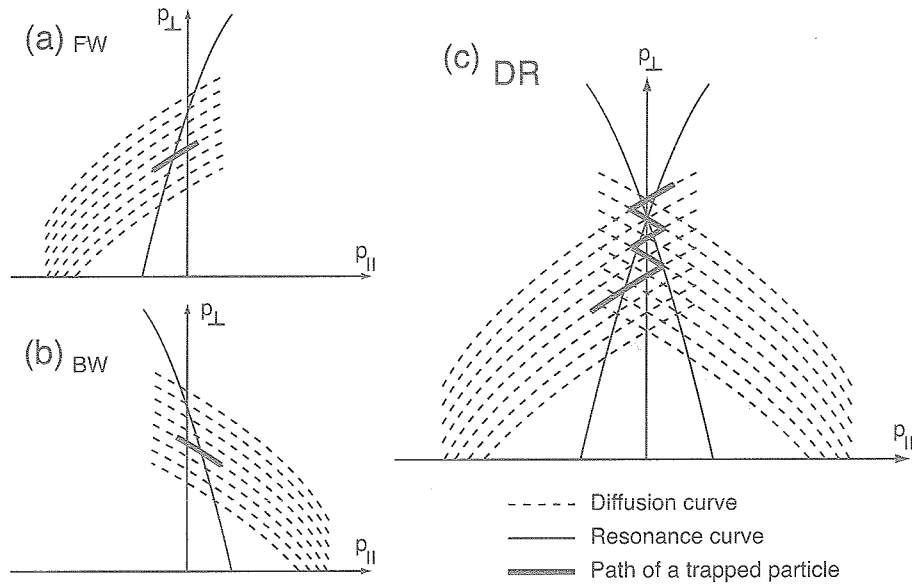


図 2: Run 2で見出された、高効率で加速された電子の運動を説明するモデル [Katoh and Omura, 2004]。前進波と後進波それぞれによる捕捉の効果が重ね合わさることにより、単一の波動では一つの拡散曲線にのみ沿っていた電子の運動が、複数の拡散曲線を乗り換えることで加速される。

で加速される電子が0.05%の割合で存在した。このように高い加速効率を生み出すプロセスは、図2に示されるような、前進波と後進波による効果の重ね合わせによって説明できる。温度異方に起因する不安定性では、前進・後進両方の Whistler mode が励起されることから、温度異方を持つ高エネルギー電子が頻繁に観測される実際の内部磁気圏においても、同様のプロセスによって電子の効率的な拡散が生じている可能性が指摘される。

## 4 まとめ

シミュレーションの結果から、Whistler mode の波動を介した keV 電子と MeV 電子との間でのエネルギーの移動が再現され、狭帯域の Whistler mode の波動による捕捉が MeV 電子のエネルギー変化に大きく影響を及ぼすことが示された。また、温度異方に起因する不安定性のように、前進波と後進波が混在する条件下において生じる高効率の加速プロセスの存在が指摘された。なお、本発表の内容は投稿論文の一部としてまとめられている [2]。

## 参考文献

- [1] Yuto Katoh, Takayuki Ono, and Masahide Iizima, A numerical study on the resonant scattering process of relativistic electrons via whistler-mode waves in the outer radiation belt, *Physics and Modeling of the Inner Magnetosphere*, eds. T. Pulkkinen, R.H.W. Friedel, and N. Tsyganenko, AGU Geophysical Monograph, (AGU, Washington, D. C., 2004), in press.
- [2] Yuto Katoh and Yoshiharu Omura, Acceleration of relativistic electrons due to resonant scattering by whistler mode waves generated by temperature anisotropy in the inner magnetosphere, *J. Geophys. Res.* 109, A12214, 2004, doi:10.1029/2004JA010654.



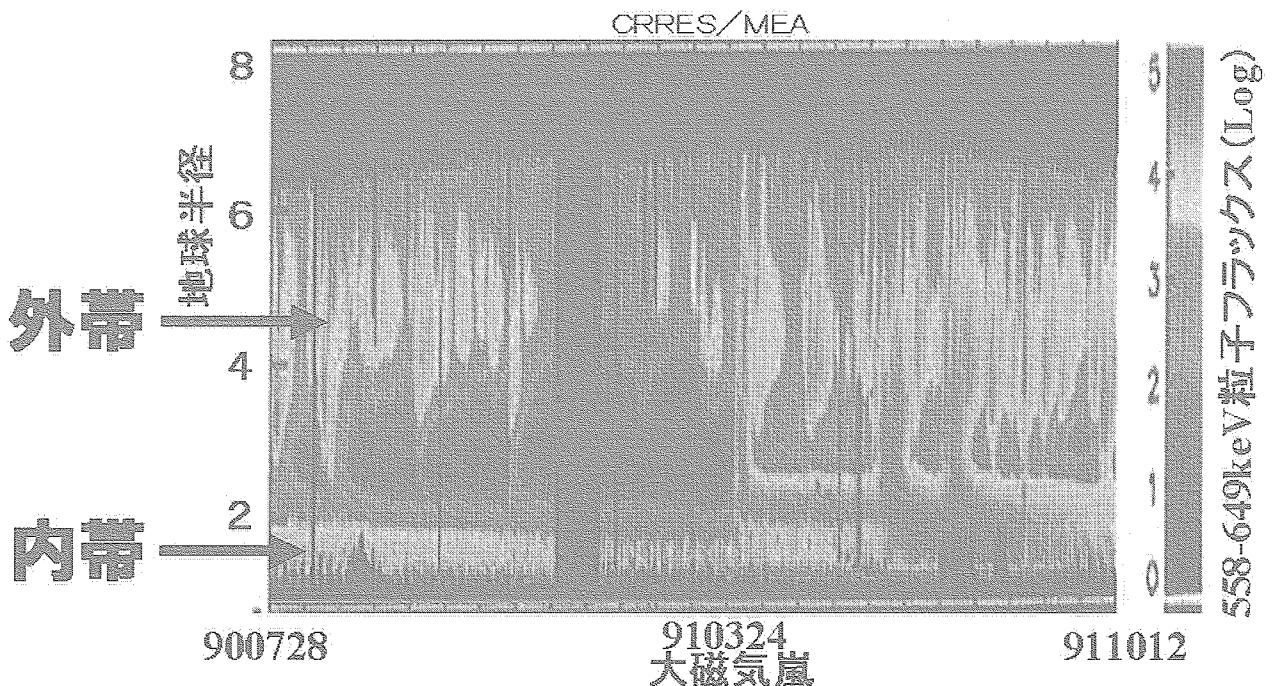


# ジオスペース探査衛星 ERG (Energization and Radiation in Geospace) について

塩川和夫、関華奈子、三好由純、家田章正、西谷望、品川裕之、寺田直樹 (名大STE研)、小野高幸、飯島雅英、熊本篤志 (東北大)、長妻努、小原隆博、菊池崇、島津浩哲 (NICIT)、高島健、浅村和史、笠羽康正、松岡彩子、齋藤義文、齋藤宏文、五家建夫 (JAXA)、平原聖文 (立教大)、利根川豊、遠山文雄 (東海大)、能勢正仁、家森俊彦、大村善治 (京都大)、笠原禎也 (金沢大)、湯元清文、河野英昭、吉川顕正、田中高史 (九州大)、海老原祐輔、行松彰、佐藤夏雄 (極地研)、石坂圭吾、三宅壮聡、岡田敏美 (富山県大)、渡辺重十 (北大)、樋口知之 (統計数理研究所)、星野真弘 (東大)、長井嗣信 (東工大)、地球電磁気・地球惑星圏学会内部磁気圏分科会

ジオスペースのうち、地球半径の10倍以内の内部磁気圏は、6桁以上もエネルギーの異なるプラズマが共存する領域を含み、磁気圏最大規模のエネルギー解放現象(磁気嵐)に伴って、相対論的高エネルギー電子が誕生するなど、非常にダイナミックに変動する興味ある空間である。この領域の探査は、宇宙時代の初期に精力的に行われたものの、放射線対策の難しさも一因となり、その後、現在まで本格的な探査が行われてこなかった。この領域は、地球磁気圏の中で最もエネルギーの高い粒子による「放射線帯」を含んでいる。放射線帯は1950年代後半に発見され、比較的安定に存在する領域と考えられてきた。しかし、1990年代における新たな衛星観測により、この領域が地磁気の変動に伴って激しく変動していることが発見された。そこで、本ミッションは、**磁場のある天体における高エネルギープラズマ生成機構の解明**を目的とし、地球半径10倍以内の内部磁気圏赤道面において、広いエネルギー範囲の粒子・電磁場、波動の総合観測を行うことにより、**内部磁気圏におけるプラズマの輸送、加速・加熱機構の解明**を目指す。放射線帯粒子は人工衛星などの機器の故障を引き起こすことが知られており、本ミッションは、**宇宙空間における安全な人間活動の確保**、という側面の波及効果をもつ。さらに、水星や木星周辺等の強放射線下における衛星観測、次世代磁気圏編隊飛行衛星観測などの将来計画に、技術面で資する側面も合わせ持っている。

## 1. 高エネルギープラズマ生成機構解明のために



(Li and Temerin, Space Sci. Rev., 2001)

図1：CRRES衛星による1年3ヶ月の放射線帯観測結果。放射線帯の外帯がダイナミックに変動し、91年3月24日の大磁気嵐に伴って、外帯と内帯の間に新たに放射線帯が形成され、長期間継続していることがわかる。1990年代にはこのように放射線帯が激しく変動していることが明らかになり、その原因の究明が待たれている。

図1に示すように、1990年代には放射線帯がダイナミックに激しく変動していることが明らかになり、その原因の究明が待たれている。特に磁気嵐の回復相において、放射線帯外帯の高エネルギー粒子が急速に再形成され、磁気嵐前の状態よりも粒子の量が増えることが、近年のあけぼの衛星などの観測により、知られるようになってきた。この急激な放射線帯の再形成は、磁場のある惑星における粒子加速機構の基本的な形態として、また、人工衛星や宇宙空間での人間活動に直接影響を与える粒子線の源として、重要な研究対象である。この外帯の急激な再形成機構の説明としては、断熱的な加速によるもの（外部供給説）と非断熱的な加速によるもの（内部加速説）との2つの概念が提唱されている。前者は、磁気モーメント（エネルギー）の大きい電子（high  $\mu$  電子）の起源を plasma sheet に設定し、そこからの断熱的な輸送で相対論的エネルギーまで加速されるものであり、後者は、磁気嵐時等に近地球領域に注入された hot electron が、その場でプラズマ波動等と相互作用することにより、加速されるというものである。

(a) 外部供給説：radial diffusion（拡散）と誘導電場（substorm injection）により、放射線帯の外から高エネルギー粒子が注入・加速される。単純な radial diffusion だけでなく、ULF 波動による radial diffusion (Elkington et al., GRL, 3273, 1999)、太陽風に依存した empirical な diffusion 係数などを考慮した研究もある (Li et al., GRL, 1887, 2001)。

(b) 内部供給説1：ホイッスラーモード波との相互作用による放射線帯内部での非断熱加速  
・ broadband なホイッスラーモード波との相互作用による放射線帯内部での統計的な粒子加速 (Summers et al. JGR, 20487, 1998, Summers et al, JGR, 2625, 2000、他多数)。

・ monochromatic なホイッスラーモード波との相互作用による放射線帯内部での粒子加速 (Roth et al., Ann. Geophys, 631, 1999, Albert, JGR, 21191, 2000)。

(c) 内部供給説2：ULF 波動との相互作用による放射線帯内部での非断熱加速 (Liu et al., JGR, 17391, 1999, Summers et al., JGR, 15887, 2000)。

(d) 内部供給説3：サブストームによる induction 電場による非断熱加速 (Kim et al., JGR, 7721, 2000)。

(e) 内部供給説4：電磁波モード(R-X, L-O, L-X)の波との相互作用による粒子加速 (Summers et al., JGR, 10853, 2001)。

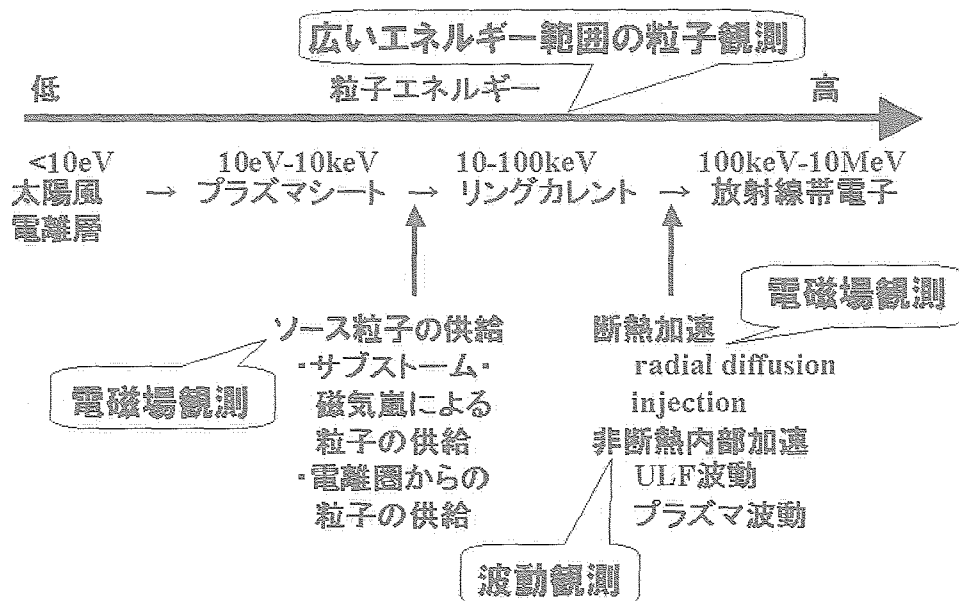


図2：ジオスペースミッションERGの探査領域。広いエネルギー範囲の粒子、電磁場、波動を同時に観測することにより、最終的に放射線帯粒子に至るまでの粒子の加速過程を調べる。

外部供給説と内部供給説、更に内部供給説のいくつかのプロセスのうちのどれがどのように効いているかを同定していくためには、内部磁気圏赤道面において、ソースとなる低エネルギー粒子分布を含めた広いエネルギー範囲の粒子分布、電磁場の変動、プラズマ波動を同時に総合的に観測していくことが必要不可欠である。

さらにERGはこの放射線帯の物理だけでなく、ジオスペースにおけるさまざまなプラズマ物理過程を調べることができる。これらのサイエンスのテーマとそのインパクトに関しては、本集録のページ制限を大幅に超えるので、以下のホームページや、以下のreferenceを参照して頂きたい。

<http://stdb2.stelab.nagoya-u.ac.jp/member/shiokawa/yobosho/nakate.html>

Shiokawa et al., ERG - A small-satellite mission to investigate the dynamics of the inner magnetosphere, submitted to Advances in Space Research, (ILWS 特集号), 2004.

## 2. これまでの検討経緯

本ミッションは、2001年に地球電磁気関連の若手研究者を集めた将来構想検討会の中で検討されてきた。以下に示すように、数多くの研究会を行っている。この中で、2002年11月には、地球電磁気・地球惑星圏学会の中に内部磁気圏分科会が形成され、この枠組みの中で更に検討が続いた。また、2003年、2004年にはこれに関連する科学研究費補助金（特定領域研究）を申請している。

表1：研究会等一覧（括弧内：参加者の概数）

---

2001年 5月12日、8月18日、10月20日（東工大）	若手将来構想検討会(15)
2002年 1月12日、2月16日、4月13日、5月19日（東工大）	若手将来構想検討会(15)
2002年 3月13日（宇宙研）	第1回プラズマ圏・内部磁気圏研究会(20)
2002年 3月19-20日（九州大学）	第1回 CAWSES 電磁気圏シンポジウム(100)
2002年 8月 5-6日（東工大）	宇宙プラズマ／太陽系環境研究の将来構想座談会(30)
2002年 8月15-16日（通総研）	第2回プラズマ圏・内部磁気圏研究会(30)
2002年 9月27-28日（通総研）	磁気嵐時の内部磁気圏ダイナミクス研究会(30)
2002年 10月31日-11月1日（通総研）	第2回 CAWSES 電磁気圏シンポジウム(100)
2002年 11月14日（電通大）	地球電磁気・地球惑星圏学会・内部磁気圏分科会 創立(60)
2002年 11月20日（宇宙研）	内部磁気圏小型衛星ミッションに関する理学・工学の打合せ(10)
2002年 12月24日（宇宙研）	内部磁気圏に関する小研究集会(10)
2003年 3月10-11日（九州大）	第3回 CAWSES 電磁気圏シンポジウム(100)
2003年 5月29日（幕張メッセ）	地球惑星関連学会合同大会での内部磁気圏分科会(60)
2003年 8月20-21日（通総研）	内部磁気圏分科会(40)
2003年 11月2日（富山）	地球電磁気・地球惑星圏学会における内部磁気圏分科会(40)
2004年 3月4-5日（名大太陽研）	内部磁気圏探査を進めるにあたっての戦略検討会(20)
2004年 3月18-19日（九州大）	第4回 CAWSES 電磁気圏シンポジウム(100)
2004年 5月13日（幕張メッセ）	地球惑星関連学会合同大会での内部磁気圏分科会(40)
2004年 8月10-11日（情報通信研究機構）	内部磁気圏分科会(70)
2004年 9月29日（愛媛大）	地球電磁気・地球惑星圏学会における内部磁気圏分科会(40)

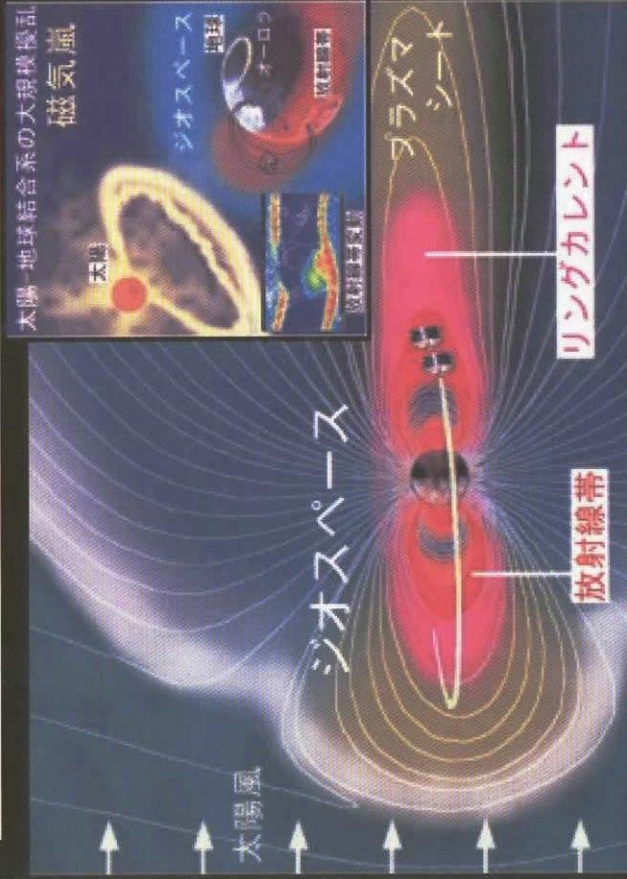
---

これらの研究会の多くは、名古屋大学太陽地球環境研究所、通信総合研究所（現・情報通信研究機構）、宇宙科学研究所（現 JAXA・宇宙科学研究所本部）の共同利用研究集会として行われた。このほかにも数多くの打ち合わせ集会在ローカルに行われており、出張を伴う集会は2004年だけでも23回にのぼる。小型衛星としては、NiCTが打ち上げる SmartSat1 衛星の形式をベースにした三菱重工による150kgクラスのスピンの衛星の検討なども行われている。

まとめの図を次ページに掲載する。

- ・ 地球磁気圏における相対論的粒子の加速過程の直接観測
- ・ ジオスペース（地球近傍宇宙空間）環境変動メカニズムの探究
- ・ 強放射線帯下における小型衛星によるプラズマ計測の技術開発

内部磁気圏赤道面において粒子・電磁場・波動の総合観測を実現し、地上観測網・モニター衛星群との連携を活かして磁気嵐時のジオスペース変動の物理機構を探る



- ・ 打ち上げ時期：2010年頃
- ・ apogee：~6.6Re perigee：~250km
- ・ inclination：~0度（赤道面）
- ・ スピン衛星（スピン軸：太陽方向）
- ・ 衛星個数：1~2機
- ・ 衛星間距離：10-1000km
- ・ 衛星重量：80kg x 2 or 150kg x 1
- ・ 搭載機器  
DC/AC磁場・電場計測器  
超低・低・中・高エネルギーイオン  
質量分析器（1eV-1MeV）  
低・高エネルギー電子計測器  
（10eV-10MeV）

関連ホームページ  
<http://www2.nict.go.jp/dk/c231/im/index.html>

# 人工イオンビームによる高層大気観測に関する研究

○杉本幸子 (東大・院), 國中均 (JAXA), 都木恭一郎 (東京農工大), 荒川義博(東大)

Study of the Upper Atmosphere Observation by Artificial Ion Beam  
Sachiko Sugimoto (University of Tokyo),  
Hitoshi Kuninaka (JAXA),  
Kyoichiro Toki (Tokyo University of Agriculture and Technology),  
And Yoshihiro Arakawa (University of Tokyo)

Key Words: Ion Thruster, Charge Exchange Collision, and Energetic Neutral Atom

## Abstract

The observing method that uses ENA (Energetic Neutral Atoms), produced by ion beam injected from an ion thruster, is studied and researched in order to estimate the density of neutral particles in the upper atmosphere. The ion beam experiences charge exchange collision (CEX) with neighboring neutral particles to transform into ENAs. The ENA preserves the information about the particles concerned with those collisions. We propose a new method of estimating the density and the composition of the neutral particles from measuring the ENAs and examine the usability by simple calculation and experiment.

## 記号

$\Gamma_{\text{ion}0}$ : 入射イオン粒子束 [ $\text{m}^{-2}\text{sec}^{-1}$ ]  
 $\Gamma_{\text{ion}}$ : 透過イオン粒子束 [ $\text{m}^{-2}\text{sec}^{-1}$ ]  
 $\Gamma_{\text{ENA}}$ : 生成ENA粒子束 [ $\text{m}^{-2}\text{sec}^{-1}$ ]  
 $\sigma_{\text{CEX}}$ : 電荷交換衝突断面積 [ $\text{m}^2$ ]  
 $n_n$ : 中性粒子密度 [ $\text{m}^{-3}$ ]  
 $L$ : イオンの運動に対して、垂直な中性粒子群の厚み [ $\text{m}$ ]  
 $i$ : 混合ガスの種類  
 $n_i$ :  $i$  の中性粒子密度 [ $\text{m}^{-3}$ ]  
 $\sigma_i$ :  $i$  と入射イオンの電荷交換衝突断面積 [ $\text{m}^2$ ]  
 $x_i = n_i / n_t$ : モル分率  
 $n_t$ : 全中性粒子密度 [ $\text{m}^{-3}$ ]  
 $P_i$ :  $i$  の分圧 [ $\text{Pa}$ ]  
 $k$ : ボルツマン定数 [ $\text{J/K}$ ]  
 $T$ : 温度 [ $\text{K}$ ]  
 $n_v$ : 真空計から計算される密度 [ $\text{m}^{-3}$ ]

## 1. 目的および背景

人工衛星の利用が拡大するにつれて、地球高層大気について正確な測定と予測が重要になってきている。その測定方法の一つとして、イオンスラスタが排出する人工イオンビームを用いる方法が提案されている[1]。

図1に簡単にそのシステムを示す。

地球近傍、特に低軌道でイオンスラスタを動作させると、排出イオンビームは地球高層大気に含まれる中性粒子と電荷交換衝突 (Charge exchange collision: 以下 CEX と略す) を起こし、高速中性粒子 (Energetic neutral atom: 以下 ENA と略す) が生成されると考えられる。生成された ENA は次のような特徴を持つ。

1. ENA は高速イオンが電荷を失ったものである。(故にイオンスラスタの推進剤として多用されつつも、天然にほとんど存在しない Xe のようなガスをイオン源とした場合、他と判別しやすい)
2. ENA は衝突した地球高層大気に関する情報 (密度や組成、位置など) を保持している。
3. ENA は中性であるので、イオンとは異なり地磁気の影響を受けず、慣性飛行を行う。

よって、この特性を利用して、別の軌道上で ENA を観測すれば、高層大気のリモートセンシングが行えるのではないかというのである。

この手法の特徴としては、イオンスラスタという深宇宙探査機「はやぶさ」の主推進に用いられるほど実用化著しい装置を用いること、また太陽風のような自然現象を利用する場合と異なり人工イオンビームを用いるため、いつでもどこでも測定可能、という点が上げられるであろう。

さて、このような応用が期待される ENA 計測であるが、先行研究例が少なく、どの程度衝突中性粒子の情報を保存しているのか、よくわかっていない。そこで、本研究では、人工イオンビームから生成する ENA と生成に寄与した中性粒子の関係について、基礎的なデータの取得を目的とする。具体的には、

- a. ENA 粒子束の計測から中性粒子の密度及び組成比を検出する方法を考案する。
- b. 1次元モデルに基づいて ENA 生成に関する計算を行い、その方法の有効性を確かめる。

- c. 2種類の気体を混合して実際に密度及び組成比を検出できるかどうか調べる。  
以上、3点について研究を行った。

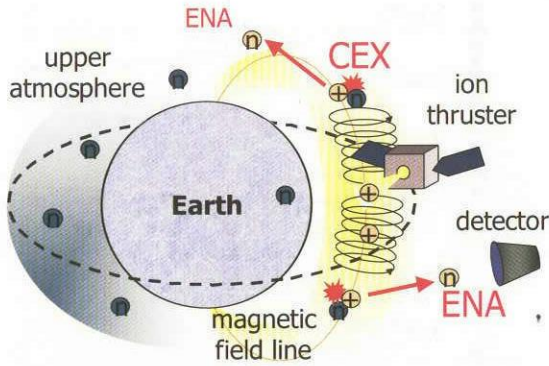


図1 地球高層大気のリモートセンシング概念図

2. 中性粒子の分析方法

2-1. ENAの生成機構

まず ENA の特徴を知るために、簡単に生成機構を説明する。イオンビームが中性粒子群に照射され、CEX を起こす時、イオンの減衰及び ENA の生成は(1)式のように表すことができる。

$$\begin{cases} d\Gamma_{ion} = -\sigma_{CEX} n_n \Gamma_{ion} dx \\ d\Gamma_{ENA} = \sigma_{CEX} n_n \Gamma_{ion} dx \end{cases} \quad (1)$$

(1)式を積分すると、(2)式ようになる。

$$\begin{cases} \Gamma_{ion} = \Gamma_{ion0} \exp(-\sigma_{CEX} n_n L) \\ \Gamma_{ENA} = \Gamma_{ion0} (1 - \exp(-\sigma_{CEX} n_n L)) \end{cases} \quad (2)$$

本システムの場合、人工イオンビーム源であるため  $\Gamma_{ion0}$  を既知とみなすことができる。また  $\sigma_{CEX}$  はイオンと中性粒子の組み合わせによるある一定の値である。さらに、 $L$  はイオンが噴射されてから観測機に届くまでにイオンが進んだ距離と仮定すると、既知の値であるとみなせる。よって、(2)式より  $\Gamma_{ENA}$  が計測できれば、中性粒子密度  $n_n$  は容易に推定できると考えられる。

2-2. 粒子の種類と電荷交換衝突断面積  $\sigma_{CEX}$

$\sigma_{CEX}$  はイオンと中性粒子の組み合わせ及びイオン速度の関数である。例えば  $Xe^+$  を様々な中性粒子と電荷交換衝突させた場合について、衝突断面積  $\sigma_{CEX}$  を文献[2]の理論に基づいて計算した。結果を図2に示す。縦軸は電荷交換衝突断面積  $\sigma_{CEX}$ 、横軸は衝突イオンの入射運動エネルギーである。

イオンが同種の粒子に衝突させた場合、 $\sigma_{CEX}$  は最大値を取る ( $Xe^+-Xe$  の場合)。また、特定の中性

粒子に衝突させると、同種同士の場合と同じくらい大きな値を取ることがある ( $Xe^+-O_2$  の場合)。そして、それ以外の場合は、イオン速度の増加に伴って  $\sigma_{CEX}$  は増えるものの、前2例と比べてみると 1/100 にも満たない。よって、イオンと中性粒子の組み合わせに応じて、ENA 生成量に大きな差が生じるといえる。言い換えれば、イオン源に適当なガスを用いて、混合ガスにイオンを照射すると、ある特定のガスからのみ選択的に ENA が生成するとみなせる。この特徴を利用して、ENA 生成に関わった中性粒子を推測できるのではないかと考えた。

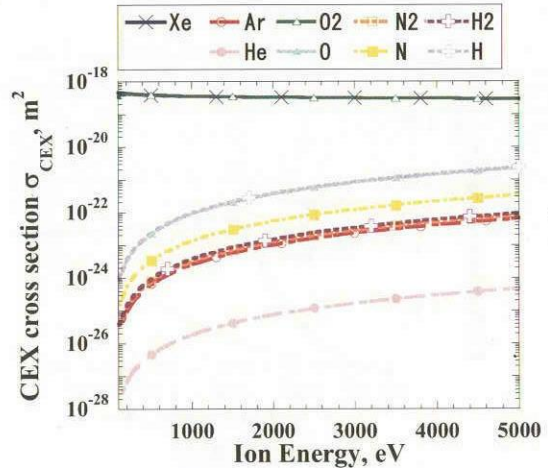


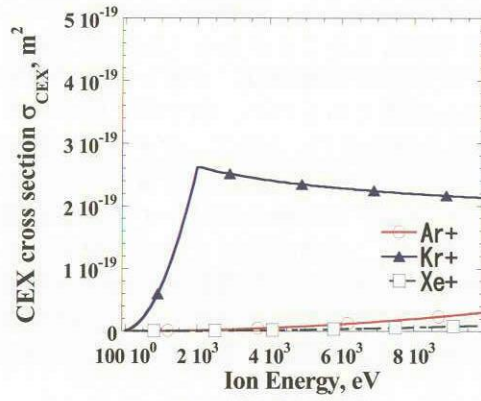
図2 中性粒子の違いによるイオン入射運動エネルギーと  $\sigma_{CEX}$  の関係 ( $Xe^+$  の場合)

2-3. 高層大気と電荷交換衝突断面積  $\sigma_{CEX}$

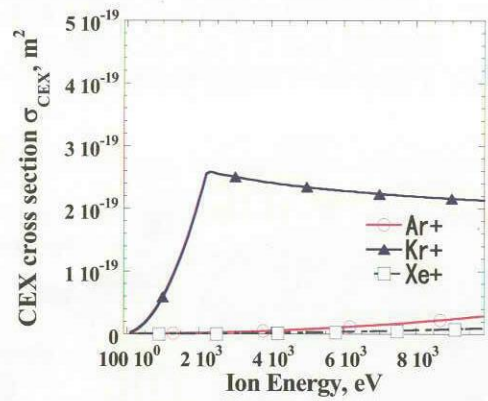
高度約 500[km] での高層大気的主要成分は O、N、He、 $N_2$ 、H、 $O_3$ 、 $O_2$ 、Ar 等である。これに、イオンスラスタの推進剤としてよく利用されている  $Xe^+$ 、 $Ar^+$ 、 $Kr^+$  を電荷交換衝突させた場合、それぞれの  $\sigma_{CEX}$  を文献[2]の理論に基づいて計算した。計算結果を図3に示す。縦軸は電荷交換衝突断面積  $\sigma_{CEX}$ 、横軸は衝突イオンの入射運動エネルギーである。

図3全体を眺めてみると、He 以外の中性粒子は全て、 $\sigma_{CEX} > 10^{-19} [m^2]$  のイオンが存在することがわかる。(例えば O 原子に対して  $Kr^+$  など) よって、この方式で地球高層大気を一通り網羅できると考えられる。

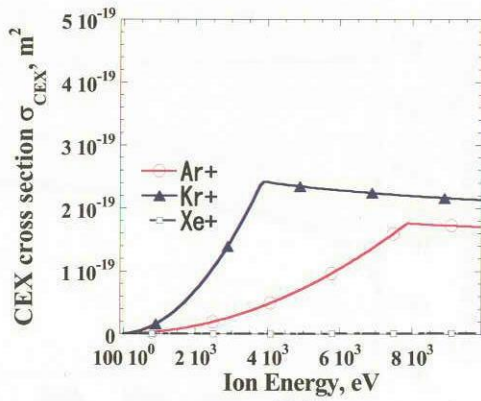
また、同時に、 $\sigma_{CEX}$  とイオン運動エネルギーの関係は、同じイオンを衝突させた場合でも中性粒子の種類によって異なる。(例えば O と N は同じ  $Kr^+$  で大きな  $\sigma_{CEX}$  をとるが、最大値の時のイオン運動エネルギーはそれぞれ 2[keV]、4[keV] と異なる) よって、同じイオンを ENA 生成に用いる場合でも、イオン運動エネルギーを変化させることで、中性粒子の種類、密度を判別できると考えられる。



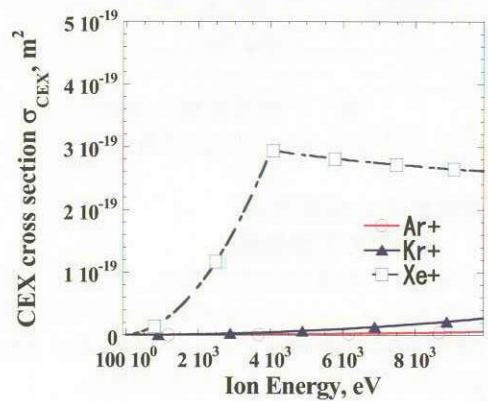
(a) O の場合



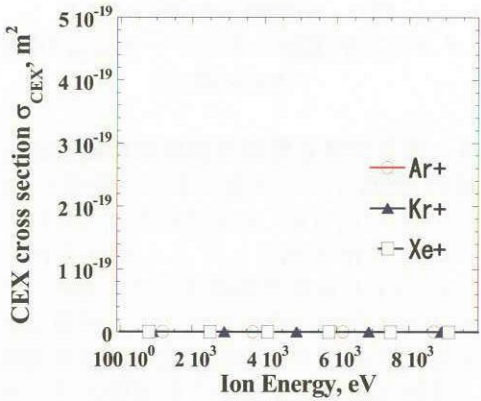
(e) H の場合



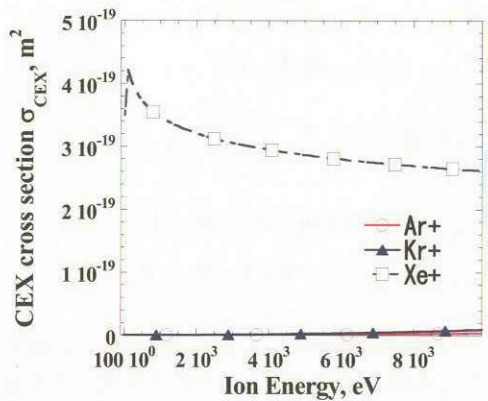
(b) N の場合



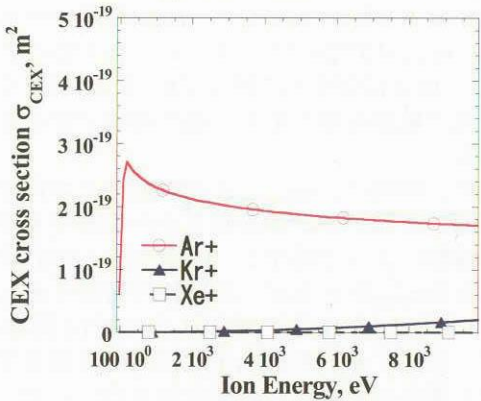
(f) O3 の場合



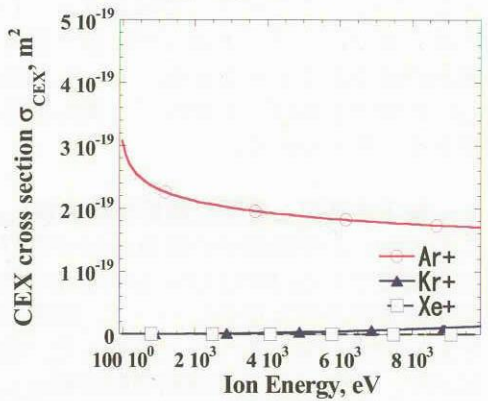
(c) He の場合



(g) O2 の場合



(d) N2 の場合



(h) Ar の場合

図3 地球高層大気を構成する中性粒子の $\sigma_{\text{CEX}}$

2-4. 混合ガスにおける ENA 生成について

実際に、混合ガスにおける ENA 生成量を調べてみた。(1)式と同様に、入射イオンの減衰と ENA の生成について微分方程式を表すと(3)式のようになる。

$$\begin{cases} d\Gamma_{ion} = -\sum_i \sigma_i n_i \Gamma_{ion} dx \\ d\Gamma_{ENA} = \sum_i \sigma_i n_i \Gamma_{ion} dx \end{cases} \quad (3)$$

それぞれ積分すると、(4)式のようになる。

$$\begin{cases} \Gamma_{ion} = \Gamma_{ion0} \exp\left(-\sum_i \sigma_i x_i n_i L\right) \\ \Gamma_{ENA} = \Gamma_{ion0} \left\{1 - \exp\left(-\sum_i \sigma_i x_i n_i L\right)\right\} \end{cases} \quad (4)$$

ここで、密度と圧力の関係  $n_i = P_i / kT$  を用いると、圧力をパラメータとしても表現できる。

それでは、実際にXe<sup>+</sup>を、XeとN<sub>2</sub>の混合ガスに入射した場合について、ENA生成量を計算してみる。この2つのガスは電荷交換衝突断面積の理論値がXe<sup>+</sup>の運動エネルギー1.5[keV]の時、それぞれ  $\sigma_{Xe} = 3.3 \times 10^{-19} [m^2]$ 、 $\sigma_{N_2} = 7.1 \times 10^{-24} [m^2]$ と非常に大きく異なるのである。また計算の中で、室温T=300[K]とした。

結果を図4に示す。縦軸は入射イオン粒子束で正規化した生成ENA粒子束、横軸は混合ガスの全圧Pと行路長Lの積となっている。またグラフの実線は純粋Xeガスの場合のENA生成量、点線はP<sub>Xe</sub>を一定に保ちながらP<sub>N2</sub>を変化させた場合のENA生成量となっている。

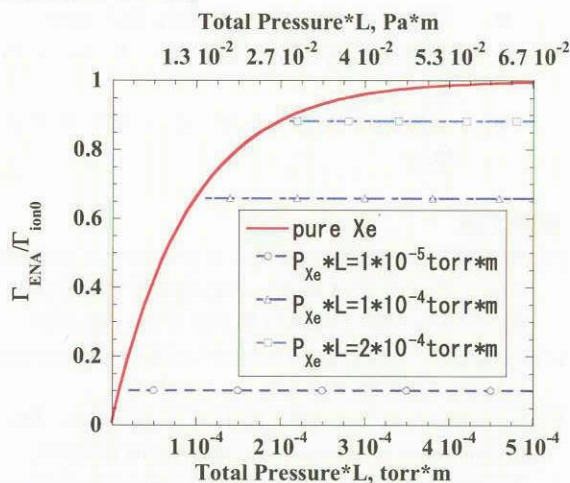


図4 XeとN<sub>2</sub>の混合ガスにXe<sup>+</sup>を入射した場合の ENA 生成量の違い

図4より、P<sub>Xe</sub>が一定ならば、全圧に関わらず ENA生成量が常に一定ということがわかる。よって、Γ<sub>ENA</sub>がわかれば、混合ガスにおけるXeの分圧(密度)が推定できると考えられる。

3. 実験

3-1. 実験装置

実験装置は、人工イオンビーム源(2cm級マイクロ波型イオンエンジン)、中性ガスの種類及び圧力(密度)を変えることが出来る CEXセル、及び検出器から構成されている。実験装置の構成図を図5に、イオンビーム源の主要諸元を表1に示す。

CEXセルは、両端をターボ分子ポンプで低圧に引いており、CEXセル内部と外部の圧力差が4倍以上に保たれている。セル長は15.1cmとした。

検出器は、QCMとグリッドを組み合わせたもので、前方のグリッドで静電的にイオンを排除し、後方のQCMでENAによる表面スパッタ量を計測する。スパッタ量は衝突ENA粒子束に比例することから、生成されたENA粒子束が推定できると考えられる[3]。検出器の構成を図6に示す。

表1 2cm級マイクロ波型イオンエンジン

マイクロ波電力	10[W]
推進剤/流量	Xe/0.37[sccm]
スクリーン電圧	1500[V]
アクセル電圧	-350[V]
スクリーン電流	6[mA]
真空度	7.6*10 <sup>-3</sup> [Pa]
フィラメント電流/電圧	4[A]/5[V]

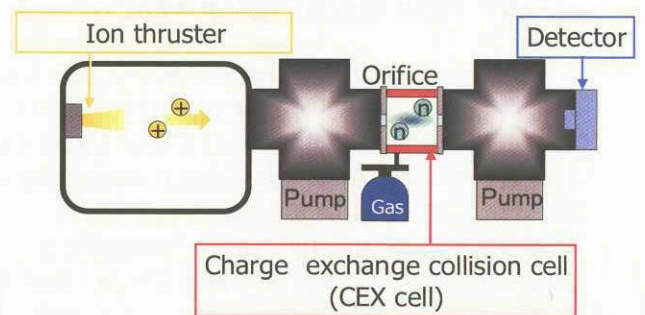


図5 実験装置の構成

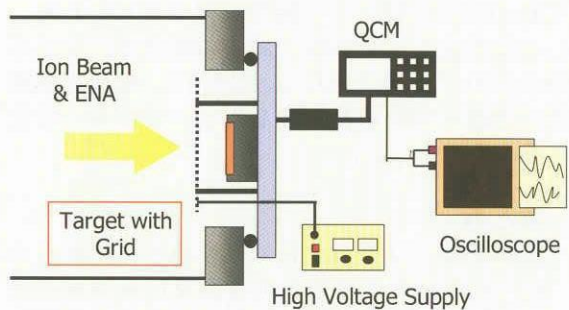


図6 検出器の構成



### 3-2. 実験結果

計算結果と比較するため、 $Xe^+$ をXeと $N_2$ の混合ガスに照射してENA生成粒子束の計測を行った。実験結果を図7に示す。縦軸はENA粒子束を入射イオン粒子束で正規化したもの、横軸は混合ガスの全圧Pと行路長(CEXセル長)Lの積である。図6と同様に、グラフの実線は純粋Xeガスの場合のENA生成量、点線はXeの分圧 $P_{Xe}$ を一定に保ちながら $N_2$ の分圧 $P_{N_2}$ を変化させた場合のENA生成量である。

図7より、ENA生成量は $P_{Xe}$ が増えると増加するけれども、 $P_{Xe}$ を一定に保つと、生成量は $P_{N_2}$ の増加に伴って多少増加傾向にあるものの、それほど変わらない。つまり、 $\sigma_{CEX}$ から推測される通り、ENAは $Xe^+$ をXeに衝突させた場合のみ生成されるといえよう。

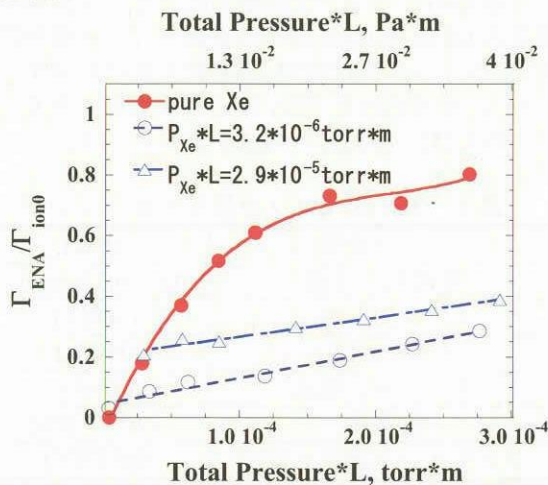


図7 ENA生成量と混合ガスの圧力の関係

それでは、計測されたENA粒子束からXe密度 $n_{Xe}$ は推定できるであろうか。(4)式に実験結果を代入して $n_{Xe}$ を推定し、真空計から計算されるXe密度 $n_v$ と比較してみた。計算では、室温 $T=300[K]$ の値を用いた。結果を図8に示す。

図8を見ると、 $n_v=10^{19}\sim 10^{20}[m^{-3}]$ の範囲では、ほぼ $n_v \doteq n_{Xe}$ であり、この方法で混合ガスからXe密度を推定できるといえよう。しかし、 $n_v \sim 10^{18}[m^{-3}]$ の範囲では、実験条件によっては10倍ほどの誤差が生じている。この原因としては、混合ガスにおいてXeの割合が低いので検出誤差が生じたため、もしくは想定している粒子同士の衝突モデルが不十分なため、と考えられる。実際は、電荷交換衝突だけでなく弾性散乱衝突も起こっていると考えられるからである[3]。

### 4. まとめ

本研究により得られた知見を以下に列挙する。

- イオンスラストの推進剤及び加速電圧を変化させることで、ENA粒子束の計測から中性粒子の密度及び組成比を検出する

方法を考案した。

- 1次元モデルに基づいてENA生成に関する計算を行い、その方法が有効であることがわかった。
- 実験的に $Xe^+$ によってXeと $N_2$ の混合ガスの中から、Xeのみの密度を推定することに成功した。

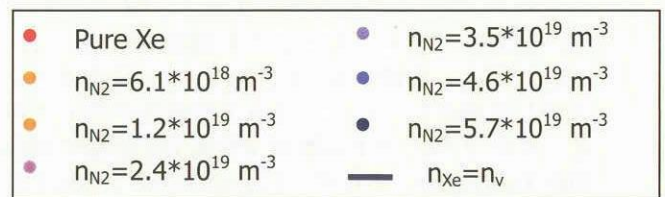
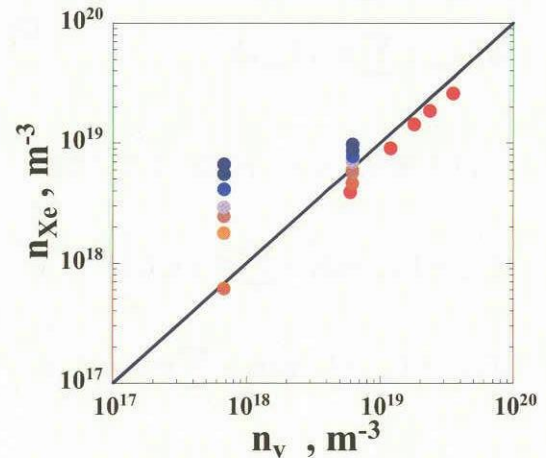


図8 測定結果の評価

### 5. 今後の課題

今後の課題としては、以下のようなものが考えられる。

- Ar, Kr の高速イオン (数 keV 程度) 生成装置の開発
- AO, AN を含む高層大気のシミュレータの開発
- 高精度の ENA 粒子束検出器の開発
- 電荷交換衝突断面積のデータベースの構築
- 全体的なりモートセンシングシステムの検討

### 参考文献

- [1] 田中幸紀, 山極芳樹, 國中均: イオンスラスト排出ビームイオンの ENA 観測への応用に関する研究, 日本航空宇宙学会誌, 51(2003), 第 593 号, pp.285-2928
- [2] Hasted, J. B.: Physics of Atomic Collisions, Butterworth, London, 1964, pp. 413-448.
- [3] S. Sugimoto, H. Kuninaka, K. Toki, Y. Arakawa: The Measurement of Energetic Neutral Atoms from Ion Thruster Beam, 24<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Miyazaki, ISTS 2004-s-23, 2004.



# 宇宙用高電圧太陽電池アレイの 放電抑制に関する実験的研究

○ 奥村哲平, 細田聡史, 金正浩, 趙孟佑 (九州工業大学)

Experimental development of high voltage solar array in LEO plasma environment  
Teppei Okumura, Satoshi Hosoda, Jeongho Kim, Mengu Cho (Kyusyu Institute of Technology)

Key Words: Solar array, Plasma, Arc, LEO

## Abstract

In the LEO environment, the arcing occurs on the solar array surface when solar array is operated at high voltage. We develop mitigation techniques against arcing for LEO satellite solar array.

We made some test coupons and tested arc mitigation ability. The tests were performed in a vacuum chamber which simulates LEO plasma environment. In this paper, we report the ability for arc mitigation in LEO plasma environment.

## 1. 研究背景

近年、人類の宇宙活動は長期化、大規模化の様相を呈してきている。それに伴い、宇宙機で必要とされる電力の需要も拡大の一途をたどっている。現在では数 kW 級の電力を必要とする人工衛星も増えており、現在建設中の国際宇宙ステーションでは 65kW にも達する。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抑えるために、バス電圧を高くすることが必要不可欠である。そのため、大電力が必要となる衛星では 100V 以上のバス電圧採用が増加している。国際宇宙ステーションにいたっては 160V で発電し、120V で送電する方式がとられている。将来、宇宙工場のような大規模宇宙プラットフォームの実現を可能にする場合、1 MW 程度の電力が必要とされており、その際の理想的な発電、送電電圧は 400V 程度となる。

一般的に人工衛星の太陽電池アレイの負極は人工衛星構造体に接続されている。低地球軌道(LEO)には密度が約  $10^{10} \sim 10^{12} \text{m}^{-3}$  からなる酸素プラズマが存在している。電子はイオンよりも移動度が大きいために人工衛星が周辺に存在するプラズマに対して負の電位を持つようになる。太陽電池アレイの正極側が周辺のプラズマとほぼ同じ電位を持った場合、負極と人工衛星の構体は正極に対して太陽電池アレイの発電電圧分だけ負の電位を持つ。発電電圧が上昇するにつれて、太陽電池アレイを含む人工衛星の大部分が周辺のプラズマに対して負に沈む。仮に太陽電池アレイを 400V で運用した場合、人工衛星の大部分は負に沈み、太陽電池ア

レイの負極部分では周辺のプラズマに対して -400V の電位を持つことになる。

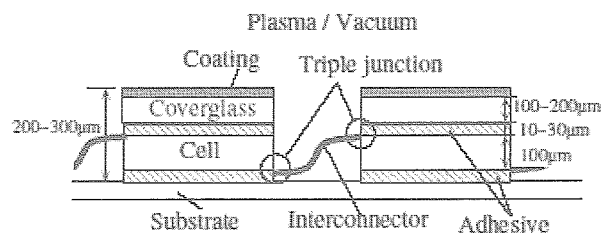


図1 太陽電池アレイの断面図

人工衛星が周辺プラズマに対して 100~200V の負電位を持つと、放電が発生することが確認されている<sup>[1]</sup>。放電は太陽電池の劣化<sup>[2]</sup>、電磁波による機器の誤動作、太陽電池アレイ回路の短絡事故<sup>[3]</sup>を引き起こす危険性がある。これらの事故の規模は発生する放電の頻度や規模によって異なる。図1に太陽電池アレイの断面図を示す。インターコネクタとは太陽電池セル同士を直列に接続するための電極である。人工衛星が周辺のプラズマに対して負の電位を持つと、太陽電池セルとインターコネクタも負の電位を持つ、そのため、太陽電池アレイに対してプラズマからイオンが流入しカバーガラスの上面に衝突する。カバーガラスの上面は正に帯電してカバーガラス内に電界が発生する。この電界は、インターコネクタ、カバーガラス、プラズマの三者からなるトリプルジャンクションで強められる。トリプルジャンクション付近では電界電子放出による電子が発生し、発生した電子はカバーガラス側面を帯電させトリプルジャンクションにかかる電界をさらに強くする。その結果、

電子が雪崩的に増殖し、放電に至る。太陽電池アレイ上で発生する放電を防ぐためには、トリプルジャンクションを周辺プラズマから遮蔽する手法や、トリプルジャンクションにかかる電界強度を弱くする手法などが考えられる。趙らは透明フィルムを用いて太陽電池アレイ表面を覆うことにより、高い放電抑制効果を達成した<sup>[4]</sup>。これは前者の手法に属する。それに対して今回は主に後者の観点に立ち、放電抑制を狙った数種類の太陽電池アレイクーポンを試作した。今回の論文では放電抑制効果を調べる実験を行ったのでその結果を報告する。

## 2. 実験

### 2-1 試作型放電抑制太陽電池アレイクーポン

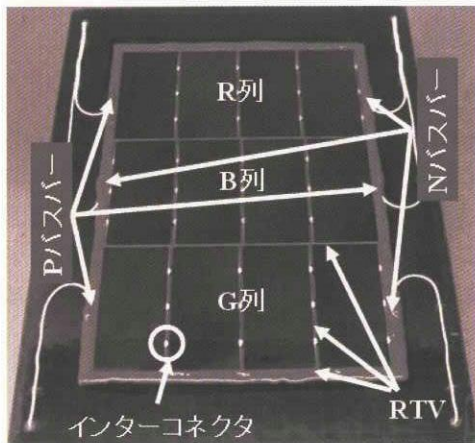


図2 厚塗り1倍厚クーポンの概観

図2に試作型放電抑制太陽電池アレイクーポンの基準となった太陽電池アレイクーポンを示す。現在の100Vバス衛星の標準的な太陽電池アレイデザインも、このクーポンとほぼ同様なデザインである。太陽電池としてはIBF付の単結晶シリコン太陽電池を用いた。クーポンには全部で12枚の太陽電池セルが配置され、4枚を1直列として、図のように上からR列、B列、G列と名付けた。太陽電池セル同士はインターコネクタという電極によって直列に接続されており、列両端にはバスバー電極と呼ばれる電極が存在する。このクーポンにおいてはインターコネクタ付近を除いたセル側面、バスバー電極の全てにRTVコーティングを施している。インターコネクタは設計上の都合からRTVコーティングを施していない。上記と同様の理由により、インターコネクタ近傍のセル側面へはRTVコーティングを施していない。なお、カバーガラスが従来の宇宙用太陽電池に使用されている物と厚さが同じであることから、我々は「厚

塗り1倍厚クーポン」と呼称している。

今回作成した試作型太陽電池アレイクーポンは、全てカバーガラスのデザインを変更することにより放電を抑制しようという試みの上に立っている。

①厚塗り3倍厚クーポン：厚塗り1倍厚クーポンの外観と同じだが、カバーガラスの厚さを3倍に変更。

②厚塗り5倍厚クーポン：厚塗り1倍厚クーポンの外観と同じだが、カバーガラスの厚さを5倍に変更。

③溝堀5倍厚クーポン：厚塗り1倍厚クーポンの外観と同じだが、カバーガラスの厚さを5倍に変更した。電界電子放出により発生した電子を捕捉するためにガラス側面に奥行き100 $\mu$ m程度の溝を形成。図3に断面の概観図を示す。

④薄張り5倍厚クーポン：カバーガラスの厚さを厚塗り1倍厚クーポンの5倍にした。また、太陽電池下面で発生する放電を防ぐために、図4の断面概観図に示すような奥行き100 $\mu$ m程度の溝を成形した。図5にクーポンの外観図を示す。

①から④までのクーポンはカバーガラスの厚さを厚くする事により、トリプルジャンクションへの電界集中を緩和する事を目的として製作した。

⑤図6に「継ぎ目付き大判カバーガラスクーポン」の模式図を示す。このクーポンには太陽電池セル6枚分の広さのカバーガラスを用いており、二枚のカバーガラスの隙間ではETFEフィルムを用いて、周辺プラズマからのイオン流入を防いでいる。このクーポンは周辺からのイオン流入を防ぐ事を主眼に設計した。

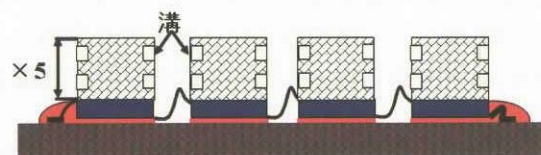


図3 溝堀5倍厚クーポンの断面図

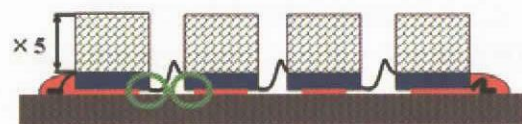


図4 薄張り5倍厚クーポンの断面図

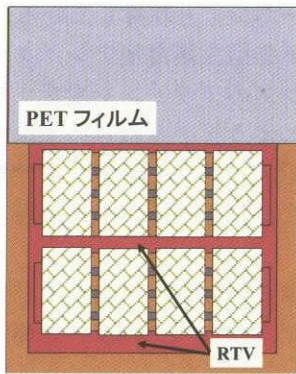


図5 薄張り5倍厚クーポンの概観図



図6 継ぎ目付き大判カバーガラス  
クーポンの断面図

## 2-2 実験システム

図7にこの実験で用いた実験システムの概念図を示す。実験に用いたチャンバーは長さ1m、直径1.2mである。チャンバーの最高到達圧力は $5 \times 10^{-6}$ Torr程度であり、実験中は $1.2 \times 10^{-4}$ Torr程度の圧力となる。チャンバー内のプラズマ環境はECRプラズマ源によって生成される。このプラズマ源は作動ガスとしてキセノンを用いており、実験の際はキセノンの流量を0.3sccmとしてプラズマを生成した。このプラズマ源によって生成されるプラズマの密度はクーポンの近傍で約 $3 \times 10^{12} \text{m}^{-3}$ 程度となり、電子温度は1~2eVとなっている<sup>[5]</sup>。実験中は軌道上の太陽電池アレイの温度を模擬するために、赤外線ランプを用いてクーポンの温度を40°Cに保った。

クーポン上での放電による発光位置は放電位置特定システムによって測定される。実験中にビデオカメラによって撮影している映像をPCに保存し、実験後にコンピュータによる画像解析を行うことにより、放電発生箇所を特定する<sup>[6]</sup>。

試験前後でクーポン表面の顕微鏡写真を撮影することにより、試験中の放電によって発生した放電痕を観察することができる<sup>[7]</sup>。

実験中に発生した全ての放電の放電電圧、電流波形は高速データ取得システムによって計測される。このシステムはPCに市販の高速データ取得ボード(National Instruments社、NI5102)を取り付け、

LabViewで作成したプログラムにより、30ms程度の時間間隔で波形を記録することができる。また、リアルタイムで放電電流波形のピーク値、電荷量、パルス幅を表示及び記録できる<sup>[8]</sup>。

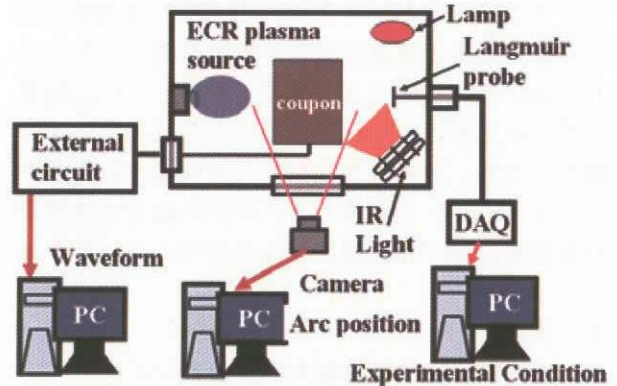


図7 試験システム

## 2-3 実験方法

試験電圧は-100Vから-800Vまで-100V刻みで変化させた。各電圧の印加時間は低地球軌道での周回時間を考慮して90分とした。試験の前後で、放電による太陽電池電気性能への影響を調べる目的で太陽電池の電気性能特性を計測した。試験に用いた外部回路を図8と図9に示す。

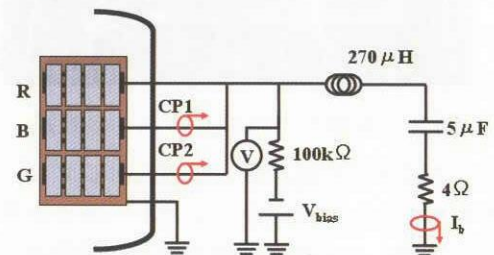


図8 外部回路

(試験電圧-100~-400V)

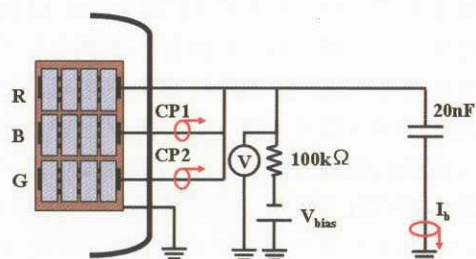


図9 外部回路

(試験電圧-500~-800V)

図8に示した回路は試験電圧が-100Vから-400Vまでの範囲で使用した。この回路は実際の低地球軌道環境で放電が発生した場合の放電電流波形を模擬することができる<sup>[8]</sup>。図9に示した回路

は試験電圧が-500Vから-800Vの範囲で使用したものである。試験電圧が-500Vを超えた場合、図8の回路を用いると放電エネルギーが過大となり、クーポンに悪影響を与える。そのため、キャパシタンスを20nFとし、抵抗とインダクタンスは除いた。

両回路において放電電流 $I_b$ は電流プローブ(Hioki 9274 DC~10MHz)、各列を流れる電流CP1, CP2は電流プローブ(Hioki 3274 DC~10MHz)を用いて測定した。

3. 実験結果と考察

各クーポンにおける放電発生回数と印加電圧の関係を図10と図11に示す。

図10と11の結果より、継ぎ目付き大判カバーガラスクーポンでは放電閾値が最も高く-400Vであった。また、放電閾値以上の印加電圧でも放電は頻発しなかった。よって継ぎ目付きカバーガラスクーポンは最も高い抑制効果を持ったクーポンであると言える。このクーポンで試験中に発生した全ての放電を図12に示す。図12より放電はフィルムの縁とバスバー電極、セル側面の距離が近いところで発生している。これらの放電はフィルムの縁からバスバー及びセル側面までの距離を増やし、バスバーをRTVでコーティングすることによって防げる事が分かっている<sup>[4]</sup>。

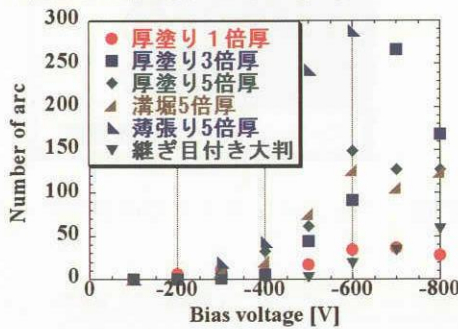


図10 各クーポンにおける試験電圧ごとの放電発生回数

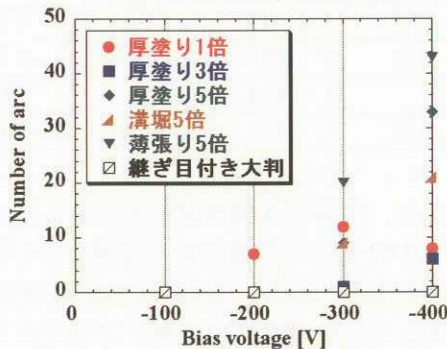


図11 各クーポンにおける試験電圧ごとの放電発生回数(-100~-400V 試験時)

図11より従来のカバーガラスよりも厚さが増したクーポンに関しては、放電発生閾値が-300Vになっていた。しかしながら、図10と図11より、印加電圧の上昇と共に放電発生回数は上昇しており、カバーガラスの厚さを増した事による優位性は失われている事がわかる。厚塗り3倍厚、5倍厚、溝堀5倍厚、薄張り5倍厚カバーガラスクーポンの全放電発生箇所を図13から17までに示す。

図13から図17までの放電発生箇所の図から、今回試験を行った全てのクーポンにおける放電発生箇所は全てRTVによるコーティングを施していない箇所が発生しているのが分かる。薄張り5倍厚クーポンの場合、太陽電池セル下面で発生する放電を抑制する目的で設計したが抑制効果は全く確認できなかった。



図12 継ぎ目付き大判カバーガラスクーポンの放電発生箇所(-500~-800V)

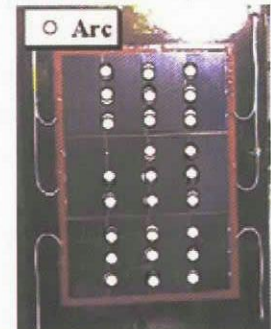
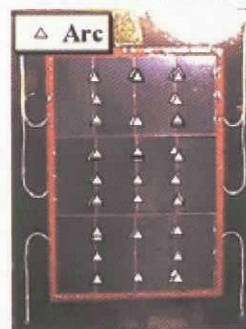


図13 厚塗り1倍厚クーポン 図14 厚塗り3倍厚クーポン

放電発生箇所

放電発生箇所

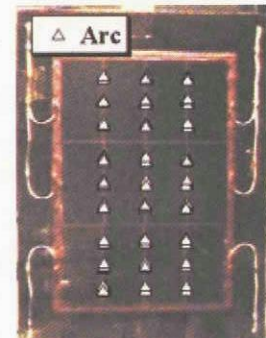
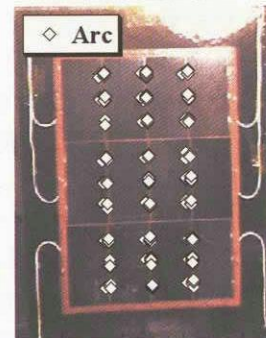


図15 厚塗り5倍厚クーポン

図16 溝堀5倍厚クーポン

放電発生箇所

放電発生箇所

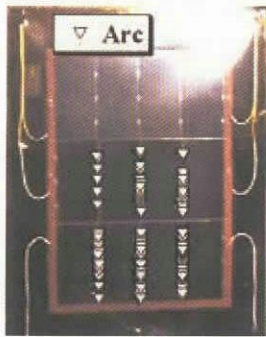


図17 薄張り5倍厚クーポン  
放電発生箇所

今回、カバーガラスデザインの変更による放電抑制効果を狙ったが、放電試験の結果から従来のものに対する優位性は見られなかった。その原因を以下で考察する。太陽電池アレイ上のトリプルジャンクションはカバーガラスのみによって形成されるわけではない。他にトリプルジャンクション形成の原因となる誘電体としてカプトンや接着剤も存在する。このトリプルジャンクションは主に太陽電池セル下面に形成される。カプトンや接着剤に起因したトリプルジャンクションにおける電界集中はカバーガラスの厚みが増加しても変化することはない。よって、カバーガラスの厚み増加と共にカプトンや接着剤に起因したトリプルジャンクションでは相対的に放電が発生しやすくなるということである。そこで、トリプルジャンクションを構成する誘電体別に放電発生箇所の分類を行った。カプトンや接着剤に起因したトリプルジャンクションで発生する放電により生じる典型的な放電痕を図18に示す。

図18中の枠内に放電痕が存在する。基板上に付いた半円形状の染みは銀である。銀は太陽電池セルの電極材として用いられている。カプトンや接着剤に起因したトリプルジャンクションで放電が発生した場合、太陽電池裏面の電極材が溶解、蒸発することから図18のような放電痕が発生すると考えられる。次にインターコネクタで発生した放電による典型的な放電痕を図19に示す。図19から分かるようにインターコネクタで発生した放電による放電痕は判別するのが困難である。

以上の事実から、インターコネクタにはカバーガラス、カプトン、接着剤のいずれに起因するトリプルジャンクションも存在するが、分類が不可能である。そのため、放電の全発生数からセル側面で発生した放電数を減算したものをインターコ

ネクタで発生した放電と考えた。また、仮定としてインターコネクタ上ではカプトン及び接着剤に起因するトリプルジャンクションとカバーガラスに起因するトリプルジャンクションで発生する放電の回数は等しいと考える。厚塗り1倍厚、厚塗り3倍厚、厚塗り5倍厚、溝堀5倍厚クーポン、薄張り5倍厚クーポンにおける放電発生箇所の分類を表1に示す。表中でインターコネクタ周辺のトリプルジャンクションで発生した放電についてはIC-TJ、カプトンや接着剤に起因したトリプルジャンクションで発生した放電をAd-TJとして表記した。また、総放電回数に対するAd-TJでの放電回数の割合も示した。

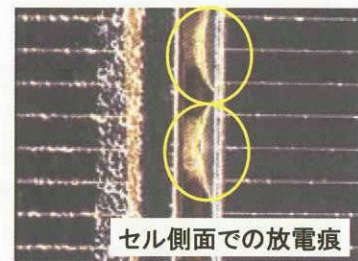


図18 セル側面の典型的な放電



図19 インターコネクタでの典型的な放電痕

表1 各クーポンにおける放電発生箇所の分類

クーポン	IC-TJ	Ad-TJ	Ad-TJ / All arcs
厚塗り1倍	140	4	2.7%
厚塗り3倍	531	48	8.2%
厚塗り5倍	492	16	3.1%
溝堀5倍	434	26	5.6%
薄張り5倍	125	469	78%

表1より、薄張り5倍厚クーポン以外のクーポンではAd-TJの全放電数に対する割合は、数%の変動があるのみである。今回おこなった評価から考えると、カバーガラスのデザインを変えた事による放電抑制効果への影響は見られない。ただし、これらのクーポンではほとんどの放電がIC-TJで

発生している。よって、カバーガラスの厚みもしくは溝の有無と放電抑制効果の関係は、インターコネクタ周辺での放電発生箇所を具体的に分類しない限り断定するのは難しいと考えられる。薄張り5倍厚クーポンに関しては全体の放電回数に対してAd-TJが八割近くに及び、期待された放電抑制効果が得られていない事がわかる。以上のことから、カバーガラスの厚み増加や溝の形成によって放電閾値を上昇させることはできたが、放電を完全に抑制するにはトリプルジャンクションを周辺プラズマから隠す事が確実である事がわかった。

#### 4. まとめ

太陽電池セルに取り付けられたカバーガラスデザインを変化させることにより、放電抑制を達成することを目的とした試作型放電抑制太陽電池アレイを数種類製作した。プラズマ環境中で放電抑制性能試験を行った結果、以下のことが分かった。

- ① カバーガラスの厚みを増やすことにより、放電閾値を上昇させることができた。
- ② カバーガラス継ぎ目をフィルムで保護する方法は放電発生を抑止できる
- ③ 今回の評価方法からはカバーガラスの厚み増加、溝の有無による放電抑制効果は確認できなかった。

#### 5. 謝辞

本研究は(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] Grier, N. T. , : Plasma Interaction Experiment II (PIX II): Laboratory and Flight Results, Spacecraft Environmental Interaction Technology-1983, NASA CP-2359, 1985, pp.333-347.
- [2] Okumura, T. Hosoda, S. Toyoda, K. Cho, M.: Degradation of High Voltage Solar Array due to Arcing in the LEO Plasma environment, 8<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conference, USA, 2003.
- [3] Katz, I., Davis, V. A. and Snyder, D. B.: Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO, AIAA paper 98-1002, 36<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting, Reno, 1998.
- [4] Hosoda, S. Okumura, T. Toyoda, K. Cho, M.: High Voltage Solar Array for 400V Operation in LEO Plasma Environment, 8<sup>th</sup> Spacecraft Charging

Technology Conference, USA, 2003.

[5] Hayashi, H., Saionji, A., Toyoda, K., Cho, M., and Kuninaka, H.: Development of Plasma Interaction Acceleration Test Facility for Study on Space Material Deterioration, 23<sup>rd</sup> Int. Symp. Space Tech. Sci. ISTS 2002-b-28, Matsue, Japan, 2002.

[6] Toyoda, K., Cho, M., and Hikita, M.: Development of Position Identification System of Arc Discharge on a Solar Array in Vacuum by Digital Processing of Video Images, Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.51, No.589, (2003), pp. 82-84.

[7] Delu Qu, Teppei Okumura, Satoshi Hosoda, Mengu Cho: Development of Arc Induced Surface Degradation Evaluation System of Solar Array by an optical Microscope, 24<sup>th</sup> ISTS, Japan, May 30-june 6, 2004

[8] Saionji, A., Toyoda, K., and Cho, M.: Development of Automatic Data Recording and Analysis System for Laboratory Experiments on High Voltage Solar Array in Space Environment, Proceedings of ACED & K-J Symp. on ED and HVE, Seoul, 2002, pp.63-66.

[9] Cho, M., Miyata, N., Hikita, M., and Sasaki, S.,: Discharge over Spacecraft Insulator Surface in Low Earth Orbit Plasma Environment, IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation, Vol.6, No.4 (1999), pp. 501-506.



# 大型太陽電池アレイクーポンを用いた帯電・放電試験

○川崎崇, 三丸雄也, 志方吉夫, 細田聡史, 金正浩, 趙孟佑 (九州工業大学)

Electrostatic discharge experiment with a large solar array coupon

Takashi Kawasaki, Yuya Sanmaru, Yoshio Shikata, Satoshi Hosoda, Jeongho Kim, and Mengu Cho  
(Kyushu Institute of Technology)

Key Words: Solar Array, GEO, Arc plasma

## Abstract

At our laboratory, the space environment proof test to evaluate the performance of the solar array against arcing is being performed. Since most test facilities are not large enough to accommodate a full solar panel, laboratories usually use coupons. Usually, the capacitance of coverglass is simulated by connecting a capacitor in the external circuit. But, there are big differences among research organizations about how much capacitance is appropriate. The international standard about the ground test conditions does not exist. The purpose of this research is to investigate the influence of coverglass on arcing phenomena on GEO satellite solar array. The experiment is performed by using a large solar array coupon(400x400mm). The coupon has 50 Si cells. Extent of neutralization differ for each arc. Less charge is neutralized as the distance from arc spot increases. At the worst case, 53% charge was neutralized at 325mm. Plasma propagation velocity is of the order of  $10^4$  m/s but differ widely for each arc.

## 1. 目的および背景

近年、静止軌道衛星に搭載される太陽電池アレイは大電力化(10kW)・高電圧化(100V)が進んでいる。しかし、高電圧化に伴い放電現象によるアレイの短絡事故が起きている[1]。静止軌道において、宇宙機が周辺プラズマに対して持つ電位は、通常の日照時において、ほぼ0である。しかし、サブストーム(磁気圏嵐)環境においては、多量の高エネルギー電子が流入するために宇宙機電位は大きく負に沈む。この時、二次電子放出係数の違いにより、カバーガラス等の絶縁体と、宇宙機構体の導体との間に電位差が生じる。カバーガラスの方の電位が高くなる状態のことを逆電位勾配という。導体、絶縁体、真空の接するトリプルジャンクション(三重接合点)と呼ばれる部分で電界が集中し、放電が発生する。この単発の放電はトリガ放電と呼ばれ、太陽電池の劣化や電磁波による搭載機器の誤動作を引き起こす[2]。

我々の研究室では、宇宙用太陽電池アレイの耐宇宙環境性能評価試験を行っている。地上試験では静止軌道環境を適切に模擬することが必要であるが、試験条件をむやみに厳しくすることは必ずしも歓迎されない。なぜなら、そのような試験結果に基づいて過剰な対策をとることはコスト増につながるからである。放電が

発生すると、そのエネルギーは宇宙機構体の静電容量、カバーガラスの静電容量の2種類によって供給される。ほとんどの試験設備は、全ての太陽電池パネルに適用するのに十分大きくないので、実験室では太陽電池パネルの一部であるクーポンを用いる。太陽電池パネル全体の静電容量は外部回路にコンデンサをつないで模擬する。しかし、どれくらいの容量にするかは、各研究機関で大きな違いがあり、未だ地上試験の試験条件についての国際基準は存在しない。

本研究の目的は、太陽電池アレイでの放電現象にカバーガラスが与える影響を調べることである。これらの結果から最終的に GEO 環境における放電試験の基準となる外部回路を提唱することを目指している。

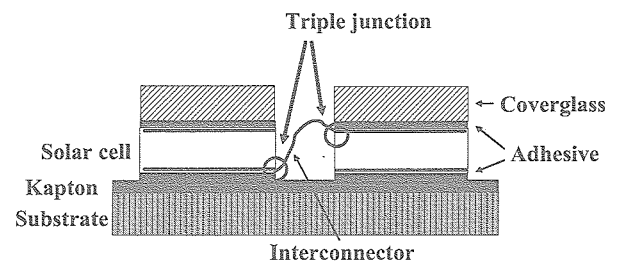


図1 太陽電池の断面

## 2. 実験方法

### 2.1 大型太陽電池アレイクーポン

実験に用いた大型太陽電池アレイクーポンを図2に示す。クーポンの大きさは400x400mmで、70x35mmのシリコン製太陽電池セルが10枚直列で5並列、合計50枚で構成されている。セルの列には、色の種類 Red, Blue, Green, Yellow, Purple の頭文字で R, B, G, Y, P と名前をつけており、実験中は両端を短絡している。

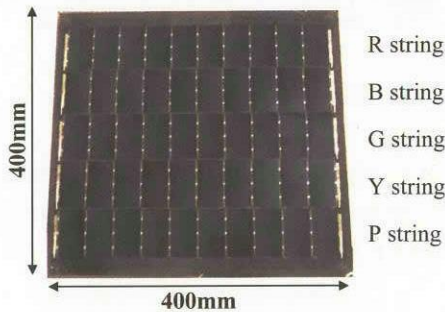


図2 大型太陽電池アレイクーポン

### 2.2 実験装置の配置

図3に実験システムの概略図を示す。クーポンは直径0.6m、長さ0.9mの真空チャンバー内に、セル面を上にして設置した。真空チャンバーはターボ分子ポンプにより排気され、実験中の真空度は $1.3\sim 4.5 \times 10^{-4}$  Paである。逆電位勾配を形成するために、高電圧電源(Glassman; EW60kV)によりクーポンに-6kVを印加し、チャンバー上部に取り付けてある電子ビーム銃(ULVAC; RHEED)により電子をクーポン表面に照射した。チャンバー内には、シャッター(COPAL; DC-392)が設置されており、電子ビーム照射を瞬時に遮断することが可能である。大型太陽電池アレイクーポンを用いるため、電子ビームの照射面積を広げることが必要である。そこで、厚さ $0.7\mu\text{m}$ のアルミ箔に電子ビームを照射し、金属中で電子が散乱することを利用して照射面積を広げている。電子銃の加速電圧が8kVでバイアス電圧が-6kVの時に、最も良い逆電位勾配となることを既に確認している[3]。放電電流が直接電源に流入するのを避けるため、クーポンと電源の間には $10\text{M}\Omega$ の制限抵抗が接続されている。XYステージ(SIGMAKOKI; SGSP26-150\_200)には、非接触の表面電位計(Trek probe; Model-341)が取り付けられており、クーポン表面の2次元電位分布計測が可能である。放電はIRカメラ(SONY; XC-EI50)で撮影され、放電発生位置特定システムにより放電位置が特定される[4]。

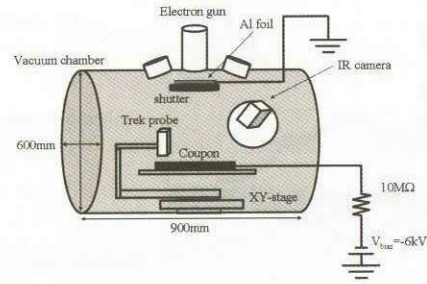


図3 実験システム

### 2.3 実験回路

図4に実験回路を示す。太陽電池アレイクーポンから外部回路へは真空チャンバーに取り付けられた11本の高圧電流導入端子を介して接続されている。それぞれの列に流れる放電電流を電流プローブによって計測した。CP1, CP2, CP3はAC電流プローブ(Tektronix; P6022)で、CP4, CP6はDC電流プローブ(HIOKI; 9274)。ブローオフ電流はDC電流プローブCP6(HIOKI; 3274)。また、クーポンの電位を高電圧プローブVP(Tektronix; P-5100)で計測し、放電が発生した時、放電部からは電子が放出されクーポン電位は急速に0に到達するので、これをトリガソースとしている。高電圧プローブをトリガ発生用オシロスコープ(LeCroy; wave surfer 424)につなぎ、トリガ発生用オシロスコープからトリガを、オシロスコープ1(Tektronix; TDS2014)、オシロスコープ2(Tektronix; TDS224)、シャッターに送る。オシロスコープの放電波形データはGPIBケーブルを介してPCに保存される。典型的な放電波形を図5に示す。ブローオフ電流(Blow-off current)とは、高電圧電源と外部容量のみから供給される電流である。アーク電流(Arc current)とは、カバーガラスから供給される電流とブローオフ電流の和である。カバーガラスに蓄えられた電荷が中和される時に流れる電流を中和電流(Neutralization current)と呼ぶ。

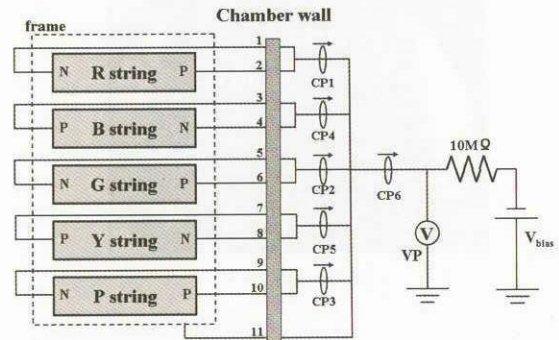


図4 実験回路

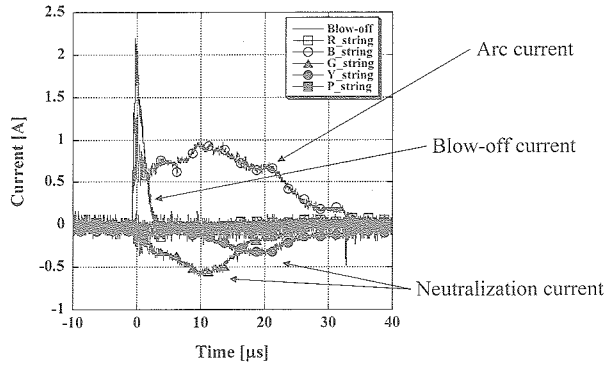


図5 典型的な放電電流波形

3. 実験結果および考察

国際基準となる外部回路を提唱する際に必要な情報としては、①放電が太陽電池パドル全体のカバーガラスに蓄えられた電荷をどのくらい取り込むのか？②放電プラズマはどれくらいの距離まで伝搬するのか？③放電プラズマの伝搬速度の3つが挙げられる。これらの測定結果を以下に示す。

3.1 特定の場所での表面電位測定

まず、放電プラズマの伝搬距離を調べる方法について述べる。ある特定の測定点で表面電位を一定間隔で測定し、放電前後の電位変化を調べる。電子ビームを30秒間照射し、シャッターにより電子ビームを遮断し表面電位を測定する。放電が発生した場合は、瞬時にシャッターを閉じて表面電位を測定した。表面電位の測定は図6に示す point1 と point2 の2点で行った。表面電位の変化を図7に示す。最初にカバーガラス表面の電位はバイアス電圧( $V_{bias} = -6kV$ )の電位を持っているが、電子ビームの照射により、正に帯電していている。乖離電圧が上昇すると放電し、放出された電子によりカバーガラス表面が中和され電位が下がる様子が見られる。ここで、放電直前の電位を  $\phi_{before}$  とし、放電前後の電位変化を  $\Delta V$  と定義する。

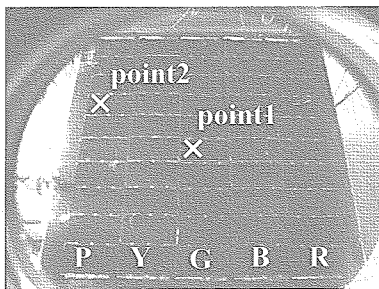


図6 測定点

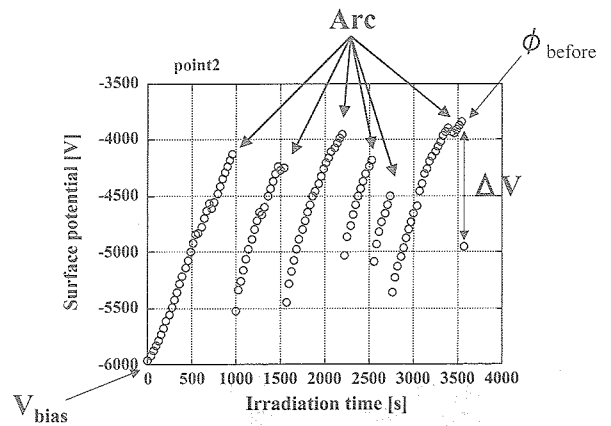


図7 表面電位の変化

電位変化  $\Delta V$  と測定列の中和電流電荷量の関係を図8に示す。測定点が point1 の時は G 列の中和電流、point2 の時は P 列である。

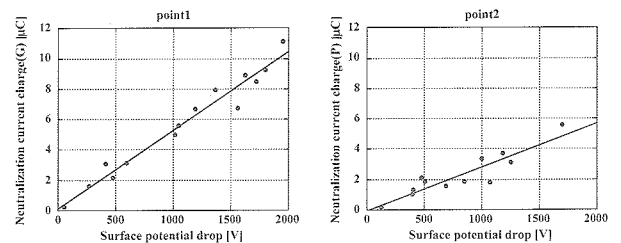


図8 電位変化と中和電流電荷量の関係

グラフから分かるように強い相関が見られる。このことは、中和電流はカバーガラス容量によって供給される電流であることの強い証拠となる。

次に、前述の③について述べる。放電発生点からの距離と、中和される割合を図9に示す。

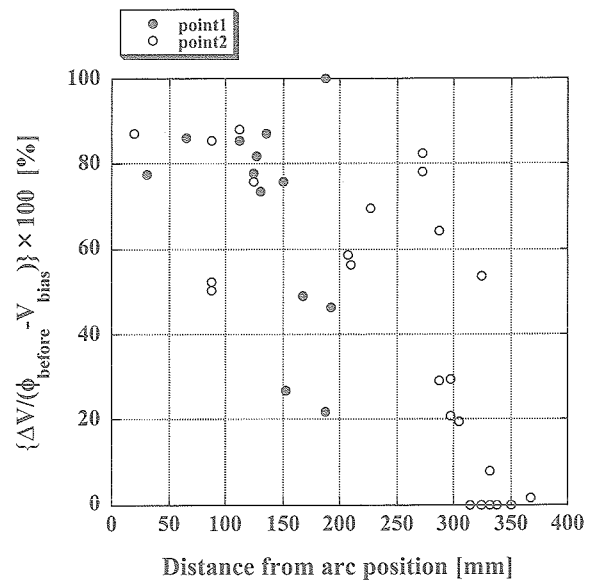


図9 放電発生点からの距離と中和割合の関係

横軸は放電発生点と測定点の距離、縦軸は電位変化を電位差(放電前の電位- バイアス電圧)で割ったもので、放電により表面電位が-6kVまで下がれば100%となる。図より、放電発生点が近い場合は、ほとんどの電荷は中和されている。また、徐々に遠くなるにつれ中和される割合が減少する傾向にあり、300~350mmでは全く中和されないケースもあった。300mm付近では中和される割合が異なる放電が複数ある。これは、それぞれの放電によって規模が異なることを意味する。今回の実験で最も放電の規模が大きかったのは、放電発生点から325mm離れた場所の電荷を53%中和したケースであった。

### 3.2 放電プラズマ伝搬速度

放電プラズマ伝搬速度が分かれば、実際の衛星での放電波形のパルス幅を推測することができる。文献[5]によると、放電プラズマ伝搬速度は $9.0 \times 10^3$  [m/s]とされている。今回は、それぞれの列に流れる中和電流の遅れ時間からプラズマ伝搬速度を求めた。

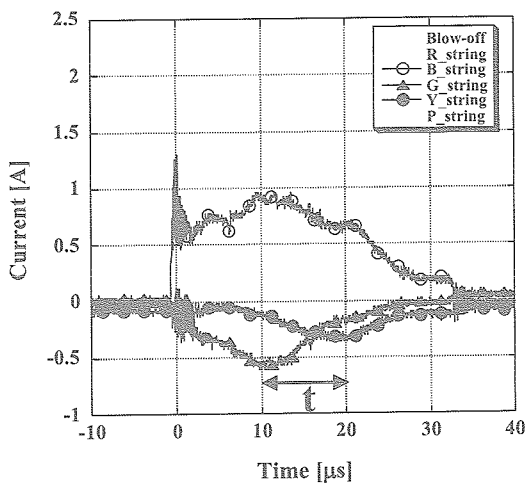


図10 放電電流波形

図10に示す放電電流波形はB列で放電が発生した時のものであり、G列とY列の中和電流ピークに $10 \mu\text{s}$ の遅れがある。図ではブローオフ電流、R列、P列に流れる電流は、波形が見やすいように除外している。セル1枚の長さが70mmであるので、これから放電プラズマ伝搬速度を求めた。

$$V_p = \frac{0.07[m]}{t} = \frac{0.07[m]}{10[\mu\text{s}]} = 0.7 \times 10^4 [m/s]$$

これは最も速度が遅かったケースであり、最速のケースは $14 \times 10^4$  [m/s]であった。測定した放電プラズマ伝搬

速度は、およそ $10^4$  m/sのオーダーであり、その速度は放電によって異なることが分かった。

### 4. まとめ

地上試験の試験条件についての国際基準を定めるための予備的な実験を行った。

- ・ 中和電流はカバーガラスに蓄えられた電荷により供給され、それぞれの放電により中和される面積は異なる。
- ・ 放電発生点から離れるにつれ中和される電荷は減少する傾向にある。今回の実験で最も放電の規模が大きかったケースで、放電発生点から325mm離れた場所の電荷を53%中和した。
- ・ 放電プラズマ伝搬速度は $10^4$  m/sのオーダーであり、その速度は放電によって異なる。

今後、より多くの測定を行い50枚のカバーガラスに蓄えられた電荷を全て取り込む放電があるかを調べるのが課題である。また、今回の結果は外部回路の外部容量が0の場合であり、外部容量が与える影響を調べる必要がある。逆電位勾配のケースだけでなく順電位勾配のケース等も調べ、国際基準となる外部回路を提唱したいと考えている。

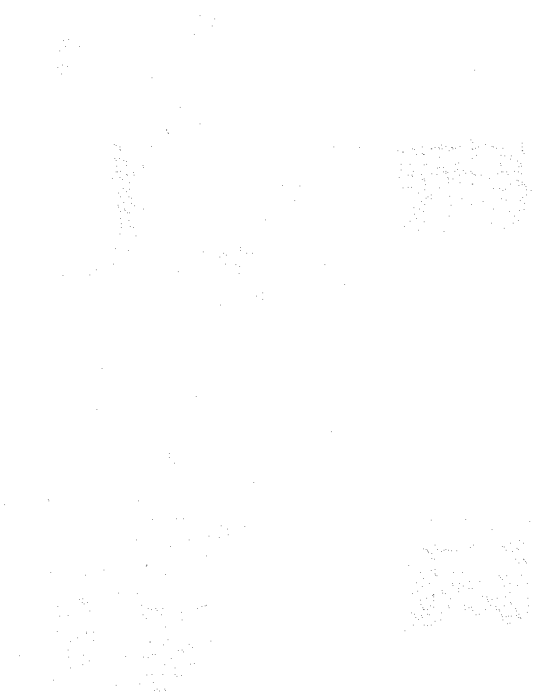
### 謝辞

大型太陽電池アレイクーポンを提供してくださったシャープ株式会社とALCATEL Spaceに感謝いたします。

### 参考文献

- [1] Katz, I., Davis, V.A; and Snyder, D.B, "Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO", AIAA 98-1002, 36<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, January, (1998)
- [2] Cho, M., and Fujii, H., "Review on Charging and Discharging Phenomena in Space Environment: Arcing on High Voltage Solar Array and Future Issues", Aeronautical and Space Sciences Japan, Vol.51, pp.139-145, (2003)
- [3] Kawasaki, T., Shikata, Y., Hosoda, S., Kim, J., and Cho, M., "Influence of Coverglass on Arcing Phenomena on GEO Satellite Solar Array", 24<sup>th</sup> ISTS, Miyazaki, Japan, 2004
- [4] 豊田和弘, 趙孟佑, 匹田政幸: 動画処理による真空環境下での太陽電池アレイ放電発生位置特定システムの開発, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.51, No.589, 2月号(2003), pp.82-84

[5] Leung, P., "Plasma Phenomena Associated with Solar Array Discharges and Their Role in Scaling Coupon Test Results to a Full Panel", AIAA 2002-0628, 40<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, January, (2002)



## MUSCAT 開発計画の概要 (Multiutility Spacecraft Charging Analysis Tool MUSCAT: 衛星帯電解析ソフト)

五家 建夫(jaxa)

### 1. 自主開発にいたる背景

みどり2号(ADEOS-II)運用異常の原因究明作業において、極軌道衛星の帯電が衛星全損という大事故につながる危険性が明らかになった。同時に、原因究明作業で明らかになったのは、極軌道衛星の衛星帯電状態を知り得る計算技術が日本国内に存在しないという現実である。みどり2号のような電源系の帯電故障を繰り返さないためには、設計段階から帯電・放電の観点に立った定量的検討を正しく行うことが必要である。特に、衛星の周辺プラズマに対する電位および衛星構造体と各表面の誘電体との電位差は、帯電放電の検討を行う際に最重要の基礎データである。今後の地球観測衛星の極軌道での運用を万全のものとするには、設計段階から反映できるような衛星電位の設計解析ツールが必須である。(図1. 衛星帯電検討の現状とMUSCAT開発後を参照)

極軌道衛星は低エネルギー(0.1~0.2eV)の電離層プラズマと高エネルギー(>1keV)のオーロラ帯粒子が混在する特異なプラズマ環境にさらされる。一方、軌道傾斜角の小さな低軌道は極軌道と比べて低エネルギー粒子が支配的な環境であり、逆に静止軌道は高エネルギー粒子が支配的な環境であるが、極軌道衛星用に開発された解析ツールに修正を加えることでこれらの場合にも適用できるようになる。これにより、ISSや天文・科学衛星などの低軌道衛星から、ETS-VIIIに代表される大型の通信放送衛星等の帯電解析にも適応可能となる。

現在、宇宙航空研究開発機構には衛星帯電の解析ツールとして米国で70年代に開発されたNASCAP/GEO(静止衛星用)、NASCAP/LEO(低軌道衛星用)が導入されている。これらのソフトは、世界のデファクトスタンダードとしての地位を確立している。しかし、極軌道衛星を解析するためには、米国で80年代に開発されたPOLARというシミュレーションコードを新たに導入しなければいけない。しかし、NASCAP/GEO、LEO、POLARはいずれも70-80年代の技術水準で作成されているため、ユーザーインターフェイスなどの使い勝手が悪く、また衛星モデリングの制限などの欠点がある。さらに、昨今の国際情勢とPOLARが米国空軍で開発されたことを考えると、日本に導入できるかどうかは甚だ疑わしい。現在NASCAPシリーズの後継としてNASCAP-2000(2k)という静止軌道・極軌道・低軌道の全てに対応した統合改良版コードが米国で開発・使用されているが、輸出規制のために日本で使用することはできない。一方、欧州では2002年よりESAの資金援助でSPISというコードが開発中であり、2005年度には完成の予定である。同コードは極軌道・静止軌道を共にカバーすることを謳っており、オープンポリシーで開発されているため、日本での使用にはおそらく何の制限もかか

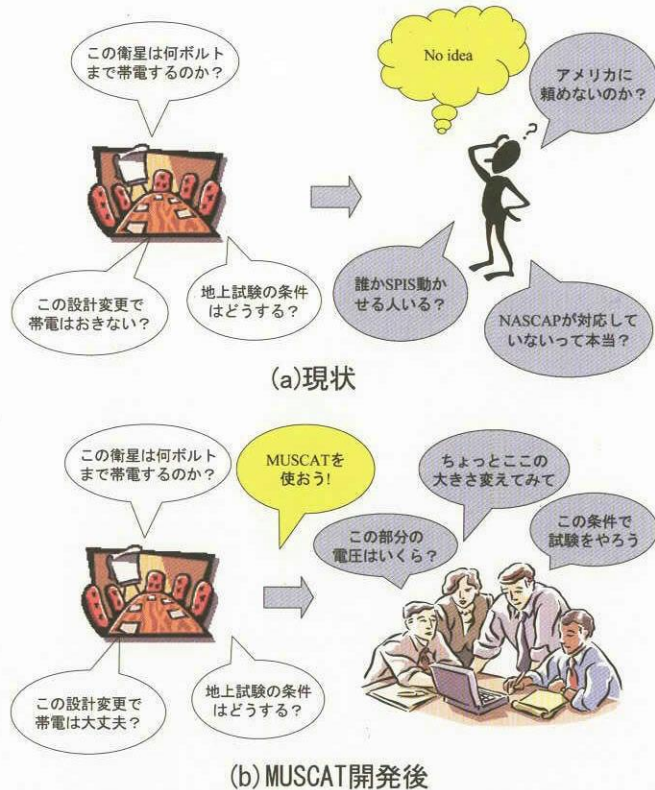


図1. 衛星帯電検討の現状とMUSCAT開発後

らないと思われる。しかし、2004年3月のプレリリース時点では、それ利用するためにはコンピュータについてのかかなりの知識が必要であり衛星エンジニアが簡単に操作できるソフトウェアではない。さらに精度、実用性については未知数である。また衛星メーカーの Alcatel 社等も自前の帯電解析コードを開発していることが、2003年の国際会議で発表されている。

日本国内では京都大学を中心とした宇宙プラズマシミュレーショングループが地球シミュレータを用いて「宇宙環境シミュレータ(Geospace Environment Simulator:GES)」開発プロジェクトを推進しており、その一部として、衛星周辺のプラズマ環境解析用シミュレーションコードを開発中である。同コードは地球シミュレータの計算能力を生かして、宇宙プラズマ中の物理素過程、宇宙機との相互作用などを網羅し、サイエンスから実用までカバーすることを目的としている。「宇宙環境シミュレータ」による宇宙機近傍環境解析では、宇宙プラズマを代表粒子群として取り扱い(Particle-in-Cell:PIC法)、非定常から定常状態に至るプラズマ過程を全て解き進めるため、世界最速の地球シミュレータを用いても長時間の演算となる。すなわち、衛星の帯電の時定数(数秒から数分)にわたる計算を行うには膨大な計算時間と計算機資源が必要であることが予想され、衛星設計段階でいくつかのパラメータを振って計算を行うという手軽な運用目的には適さない。(表1. MUSCATとGESの特徴比較を参照)

しかし、衛星帯電は周辺プラズマ相互作用の定常値として得られることから、「宇宙環境シミュレータ」を用いてその定常値に至る非定常過程を近似なしに解き進め、その結果として得られる帯電状況を得ることは非常に重要であり、衛星帯電解析ソフトの結果の妥当性、信頼性の検証を行う上でも必要不可欠なツールである。つまり、「宇宙環境シミュレータ」は、近似を取り払った数値チャンバー実験であり、真空チャンバー実験において材料パラメータ取得や衛星モックアップを入れて比較検証をおこなうのが不可欠なように、地上実験では再現できない衛星軌道上のプラズマ環境を大規模に模擬できる、世界で唯一の数値実験システムである。このことは、欧米で開発されている帯電ソフトに対する本ソフト開発における利点となる。現在、「宇宙環境シミュレータ」では外部プラズマ環境を解く主要プログラムは完成しているため、素材パラメータなどを取り入れた衛星帯電解析用モジュールを共同で開発し、ユーザーインターフェイスの共通化とともに計算結果の物理的検証と比較評価をおこなっていくことを計画している。なお、本衛星帯電解析ソフトは、JAXA 先端情報技術研究開発の研究の一環として開発を行う。

表 1. MUSCATとGESの特徴比較

項目	MUSCAT	GES
使用計算機	小規模PCクラスタ (4~8 CPU, メモリ10GB)	スパコン (メモリ数百GB以上)
メインアルゴリズム シース計算 流入電子計算 (精度)	PIC 粒子軌道計算法 近似解	PIC PIC ≡厳密解
解析アウトプット時間 詳細衛星モデル 簡略衛星モデル (旧NASCAP程度)	半日程度 数分程度	莫大な時間 1日程度
衛星設計解析での 使い易さ	Try&Errorが容易で、衛星設計 で繰返すフィジビリティスタ ディに有用	割当CPU時間、メモリ容量 に依存するため、利用申請、 計画が必要



## 2. 衛星帯電解析ソフトの開発の目的

今後の衛星開発において、極軌道、低軌道衛星から静止軌道衛星までの設計段階からの帯電障害のリスク評価から運用中の衛星の不具合解析までをおこなう汎用の衛星帯電解析ソフト(Multiutility Spacecraft Charging Analysis Tool :MUSCAT)を作成する。

## 3. 衛星帯電解析ソフトの開発の作成範囲

衛星帯電解析用計算機システム、衛星帯電解析ソルバー、衛星モデルの作成、計算実行、結果解析、可視化用の共通グラフィカル・ユーザ・インタフェース(GUI)、および日本語・英語マニュアルを作成する。(図 2. 衛星開発プロセスにおける MUSCAT の役割)

## 4. 衛星帯電解析ソフトの開発の目標設定

現在市販されているパーソナルコンピュータを並列化した計算機を用いて、低軌道、極軌道衛星から静止軌道衛星までの設計に適応できる帯電解析ソフトを作成する。計算の際、極軌道のある与えられた条件に対して、半日以内に答を出せるようにする。衛星モデル作成、計算実行、計算結果解析可視化が簡単にできる GUI を持ち、日本語・英語マニュアルを完備し、3日間程度のトレーニングで初心者でも基本的な操作ができるようにする。(図 3. MUSCAT 完成時点の成果と将来の見通し参照)

## 5. 衛星帯電解析ソフトの開発の内容

- ALOS 規模の大きさの衛星に対応可能であり、将来の計算能力向上により ISS 規模まで拡張可能
- 矩形グリッドによる衛星形状の 3 次元モデル化が可能
- 最小空間分解能 3cm(ALOS 規模の場合)
- 最小時間分解能 1 秒以下
- 衛星モデリング・計算実行・解析結果可視化のための GUI を装備

上記の要件を満たし PIC 法と粒子軌道計算法を併用し、基本的なアルゴリズムは以下の通りとする。

1. 衛星の形状、表面材料を GUI 画面で入力
2. 衛星姿勢、プラズマ環境データを入力

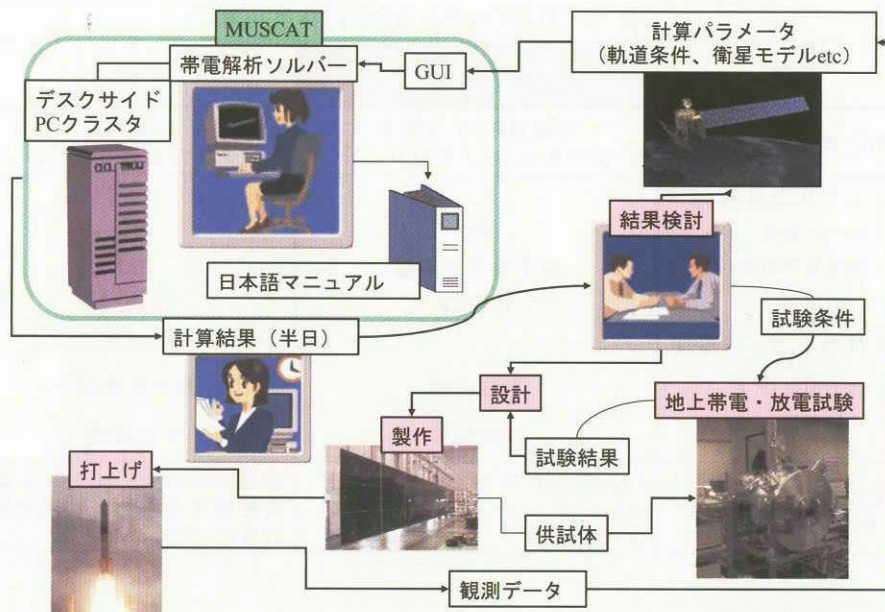


図 2. 衛星開発プロセスにおける MUSCAT の役割

3. 衛星周りの初期プラズマシース形状の計算 (PIC 法を使用)
4. シース内の高エネルギー粒子軌道、低エネルギー粒子軌道、光電子軌道を計算 (粒子軌道計算法を使用)
5. 衛星表面各部への流入電流の計算
6. 衛星表面各部の帯電電荷量の計算
7. 衛星電位及び絶縁体表面電位の計算
8. 新しい衛星電位に対するプラズマシース形状の再計算。4に戻る。
9. 所定の時間が経過または定常状態に達すれば計算を終了

上記の計算アルゴリズムにおいて、PIC 法や粒子軌道計算は既に確立された手法であり、実際、今回開発の主要部分を担う九州工業大学工学部・助教授・趙孟佑氏は太陽電池アレイのカバーガラスの帯電計算を目的とした2次元版のFortranコードを91年には開発済みである。(M. Cho and D. Hastings, "Dielectric Charging Processes and Arcing Rates of High Voltage Solar Arrays", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 28, No.6, pp. 698-706, 1991)。この3次元コードの開発に原理的問題は存在せず、並列化による高速化とGUIの開発等が新規開発要素である。このことから、適当な人的資源を投入すれば、開発開始から1年半程度で試作版を完成させることが可能である。また、「宇宙環境シミュレータ」の帯電解析モジュール等による精度検証も重要な要素であり、その開発も並行して行う。こちらも1年程度で試作版を完成させ、両者の計算結果の比較検証と改良を継続的にこなしていく。

## 6. 衛星帯電解析ソフトの開発の進め方

実施体制 (図4. 実施体制を参照)

環境計測技術グループの五家を中心に、古賀副主任開発部員および情報技術開発共同センターの上田副主任研究員が開発のスケジュールと予算の管理、開発全体に対する調整、共同研究相手先との調整を行う。衛星帯電解析にはソフトウェア、計算結果の検証技術、材料特性データ、および宇宙環境データが必要である。ソフトウェア開発は九州工業大学の趙助教授への委託研究を主体として、九州工業大学に小規模PCクラスタ計算機システムを導入し、PIC法・粒子軌道計算のプログラミング、コード並列化、GUIの開発に、主に修士・博士課程修了者

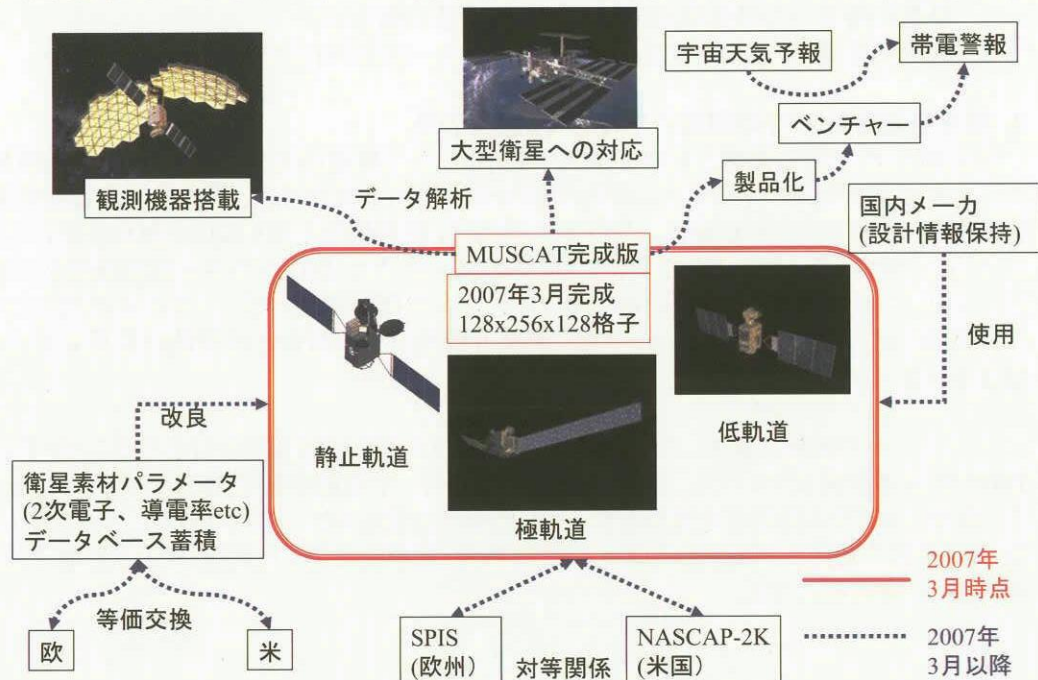


図3. MUSCAT 完成時点の成果と将来の見通し

レベルの専門家役務 3 人が当たる。またその検証のために、地球シミュレータ利用グループの「宇宙環境シミュレータ」開発に参加している京都大学の臼井助教授とも共同研究契約を結び、その帯電解析用モジュール・GUI・解析可視化ソフトの共同開発と評価用モデルに対する計算結果を比較して検証をおこない、改良を継続的におこなう。さらに帯電解析モジュールを上田副主任研究員が調布 IT センターの NS3 システムへ移植し JAXA 内で動作可能な環境を整備する。真空チャンバーを用いた地上実験による素材パラメータの取得と計算結果の検証は、宇宙科学研究本部の国中助教授を中心に主に専門家の役務 1 人が作業にあたる。(表 2. MUSCAT、GES、地上チャンバーの役割を参照)

また、利用者としての要求提示および試作版等の評価は宇宙科学研究本部の笠羽助教授および ETS-VIII プロジェクトの高橋副主任開発部員を中心に行う。特に ETS-VIII には環境計測技術グループの衛星帯電モニターが搭載されており、観測開始後に計算結果と比較検証することで、ソフトを補正し精度を向上することができる。さらに帯電解析に必要な適切な宇宙環境パラメータの収集を情報通信研究機構の中村氏等の協力を得て行う。

作業の進捗に応じて情報通信研究機構の小原氏および宇宙科学研究本部の佐々木教授に状況報告を行い、アドバイスを受けるながら開発を行う。

衛星帯電は宇宙開発の重要な基盤技術であり、本課題終了後、衛星開発段階から本帯電解析ソフトの利用を働きかけるとともに、精度向上を測るため、衛星帯電モニターや宇宙環境計測装置などの観測機器の継続的搭載を働きかけていく。また、本ソフトの応用として、宇宙天気予報の一つとして衛星帯電予報が考えられる。そのため、宇宙天気関連の研究を行っている情報通信研究機構との情報交換も継続的におこなっていく。

## 7. 衛星帯電解析ソフトの開発スケジュール

表 3. 研究開発スケジュールを参照。

開発終了後

- 表面物性データベースの蓄積・改良作業の提案
- 衛星設計段階からの帯電解析ソフトの活用の働きかけ
- 多数の衛星への帯電関連の観測機器を搭載の働きかけ
- 国際的帯電ソフト共同補正と衛星素材パラメータの共有化キャンペーンの提案

## 8. 衛星帯電解析ソフトの開発の期待される波及効果

宇宙航空研究開発機構と九州工業大学を中心として国産の衛星帯電解析ソフトを開発することで、日本語注釈付きのプログラムのソースコードを国内で維持でき、国内の宇宙開発関連企業が衛星開発のノウハウを不必要に公開することもなく、新規機能を取り入れた衛星設計にも柔軟に対応することができる。また、現在欧米で用いられているソフトよりもプラズマ物理機構を正しく取り入れており、これらのソフトとの共同補正キャンペーンや衛星素材パラメータの共有化などで主導的に国際協力を進めることができる。また、衛星近傍電位の解析など科学的な利用目的のユーザも想定される。

さらに、コード開発に参加した研究者にもプログラムの知的財産権を分与することを予定しており、2007 年 4 月以降についても、保守、運用のサポート、宇宙航空研究開発機構以外の顧客への販売、新規プログラム開発等を業務とするベンチャー企業をスピンアウトさせることができる。また、宇宙天気予報を利用し、軌道上の個々の衛星形状・素材を考慮した精度の高い帯電予報サービスの提供なども可能になる。



図4. 実施体制

表 2. MUSCAT, GES, 地上チェンバーの役割

	MUSCAT	GES	地上チェンバー	軌道上計測
役割	<ul style="list-style-type: none"> <li>●軌道上プラズマ環境における詳細衛星モデルを高速に解析</li> <li>●設計に反映</li> </ul>	高精度の解析でMUSCAT解析結果を検証	<ul style="list-style-type: none"> <li>●物性パラメータの計測</li> <li>●MUSCAT等の検証用データを計測</li> <li>●フライト品部分サンプルの試験</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>●フライトデータの取得</li> <li>●MUSCAT等の検証用データを計測</li> </ul>
問題点	解析結果は近似値	衛星詳細モデルの解析には非常に時間がかかる	<ul style="list-style-type: none"> <li>●軌道上プラズマ環境を完全に模擬できない</li> <li>●評価対象は数十cm規模まで</li> </ul>	観測機器を搭載した衛星が多数必要

表 3. 研究開発スケジュール

	平成16年度	平成17年度	平成18年度
		試作版	完成版
開発用計算機システムの構築 (九工大)	システム構築	メンテナンス	
解析ソルバーの開発・高速化 (九工大)	基本機能開発	必須機能開発	付加機能開発・ユーザー要求・改良
GUIの作成 (九工大 & 京大)	基本機能開発	必須機能開発	付加機能開発・ユーザー要求・改良
NASCAP & SPIS比較評価 (九工大 & JAXA)		ラングミュア・プローブとの比較	衛星モックアップを用いた比較
宇宙環境シミュレータとの比較 (九工大&京大)		ラングミュア・プローブとの比較	衛星モックアップを用いた比較
真空チャンバー実験との比較 (九工大 & JAXA)	実験準備	ラングミュア・プローブとの比較	簡略衛星モデルを用いた比較
ETS-VIIIの観測結果の評価補正 (JAXA & 九工大)		ETS-VIII打上後継続	
	第9回帯電国際会議 MUSCAT開発宣言		

## 海外衛星帯電ソフトウェアの動向

岡田雅樹

国立極地研究所

### Abstract

国内初の衛星帯電解析ソフト (MUSCAT) の開発を始めるにあたり、海外の衛星帯電ソフトウェアの開発状況をまとめることは、われわれの今後の方向性、問題点を共有し、開発方針を決定する上において重要なことと考えられる。本発表では、欧米における帯電開発ソフトウェアについて 2003 年に米国アラバマ州において開催された第 8 回衛星帯電技術会議での発表資料をもとに、著者が実際に ESA などを訪れてソフトウェアに触れた得た印象を含めて報告紹介を行った。

対象となる主なソフトウェアは、NASCAP-2k(米国)、SPARCS(ESA)、SPIS(ESA)、VTL (米国) の 4 つのソフトウェアである。

### NASCAP-2k

NASCAP-2k は、衛星帯電解析ソフトウェアとしてはデファクトスタンダードといえるものであるが、米国の戦略輸出規制対象ソフトウェアであるため米国外では使用することができない。したがって、日本国内で使用することはもとより、アルゴリズム等も不明で論文の記載された情報からすべての機能を推測することは困難である。さまざまな実用衛星に対して帯電解析を行った実績と観測データによる検証がおこなわれており、実用ソフトウェアとしての信頼を得ていることは明らかである。最低限の衛星表面材料のデータを内蔵しており、衛星設計者に対して直感的かつある程度の精度で帯電状況をフィードバックすることが可能な GUI 環境を提供している (図 1、図 2、図 3、図 4 参照)。

極域における帯電解析を行う場合は、オーロラ帯における標準的な降り込み粒子の速度分布関数を与えることができるようなオプションを備えており、ADEOSII におけるような低軌道衛星の帯電解析においても、精度を大きく損なうことなく解析を行うことができるよう考慮されている。

### SPARCS

SPARCS は、Alcatel 社において開発されている商用ソフトウェアで、実績はまだ多くはないが

数値計算、システム全体として安定性に優れていると考えられる。マニュアルも整備されており実衛星の解析データとの検証を行い、実績を積むにしたがって競争力を得ていくものと思われる。商用システムであるため詳細なアルゴリズム等は不明な点が多いが、衛星設計技術者にとっては十分な機能が提供されている。(図 5 参照)

### SPIS

SPIS は、ESA, ONERA の研究グループが中心となって開発をおこなっており、JAVA をベースとしたフリーソフトウェアを組み合わせるシステムを構築している点に特徴がある。内部アルゴリズムも公開されており、明確な開発思想と低コストでのシステム構築が可能な点が好感できる。一方、多くの研究者が参加することによってシステムが開発されているため、一部の不整合やシステムの維持にソフトウェア開発の最新技術が盛り込まれており、情報関連研究者と衛星開発関連研究者の連携が今後の課題になると思われる。

(図 6、図 7 参照)

### VTL

VTL は、米国 Virginia Polytechnic Institute and State University の研究室において開発されているソフトウェアシステムで、アルゴリズム、精度、GUI 等の面において非常に優れたシステムであると思われる。3次元可視化システムとの連携も考慮されており、先進的な情報処理技術と衛

星開発の双方を熟知した開発体制をとっているものと考えられる。衛星形状は基本的に直方体によってモデル化しているようであるが、他の形状を取り込むこともおこなわれているようである。システム全体の構成も、開発を進める上で入力、計算エンジン、可視化システムを分離して、迅速に最新技術を取り込むことが可能になっている。

(図8、図9参照)

References

NASCAP-2K – AN OVERVIEW, M. J. Mandell, V. A. Davis, B.M. Gardner, I. G. Mikellides, D. L. Cooke and J. Minor, 8th SCTC, 2003, MSFC, Alabama, USA

VALIDATION OF NASCAP-2K SPACECRAFT-ENVIRONMENT INTERACTIONS CALCULATIONS, M. J. Mandell, V. A. Davis, B.M. Gardner, I. G. Mikellides, D. L. Cooke and J. Minor, 8th SCTC, 2003, MSFC, Alabama, USA

NASCAP-2K AS A PIC CODE, M. J. Mandell, V. A. Davis, B.M. Gardner, I. G. Mikellides, D. L. Cooke and J. Minor, 8th SCTC, 2003, MSFC, Alabama, USA

SPARCS: AN ADVANCED SOFTWARE FOR SPACECRAFT CHARGING ANALYSES

S. Clerc, S. Brosse, M. Chane-Yook, , 8th SCTC, 2003, MSFC, Alabama, US

DESIGN OF A NEW MODULAR SPACECRAFT PLASMA INTERACTION MODELING SOFTWARE (SPIS), J.-F. Roussel, F. Rogier, M. Lemoine, D. Volpert, G. Rousseau, G. Sookahet, P. Sèng and A. Hilgers, 8th SCTC, 2003, MSFC, Alabama, USA

DEVELOPMENT OF A VIRTUAL TESTING LABORATORY FOR SPACECRAFT-PLASMA INTERACTIONS, J. Wang, L. Brieda, R. Kafafy and J. Pierru, 8th SCTC, 2003, MSFC, Alabama, USA

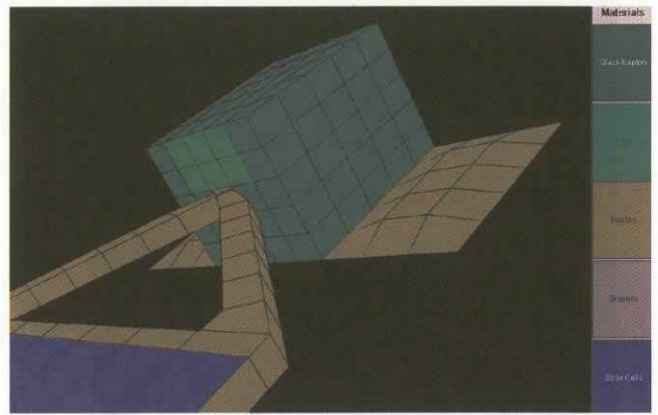


Figure 2c. Object ToolKit model of spacecraft body with wing attached.

図1. NASCAP-2k 衛星表面材料設定画面

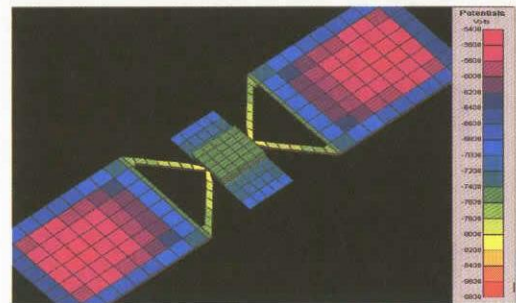


Figure 3a. Geosynchronous charging result, showing maximum differential charging toward outboard end of solar panels.

図2. NASCAP-2k 衛星表面帯電解析結果

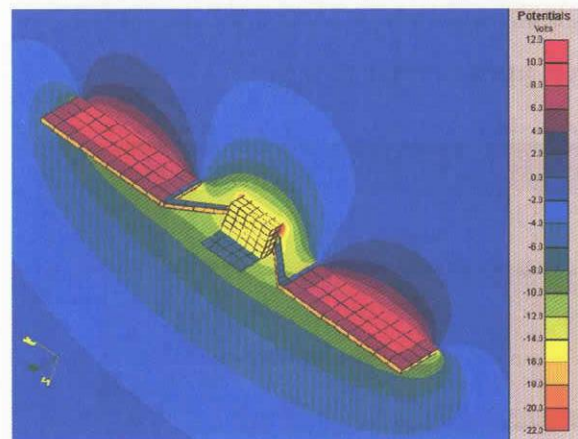


Figure 4a. Potentials calculated for spacecraft in solar wind environment.

図3. NASCAP-2k による空間電位の解析結果

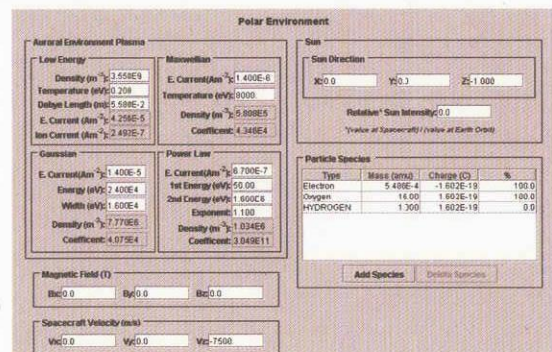


Figure 5a. Example of auroral environment, as used in sample auroral charging calculation.

図4. NASCAP-2k パラメータ入力画面

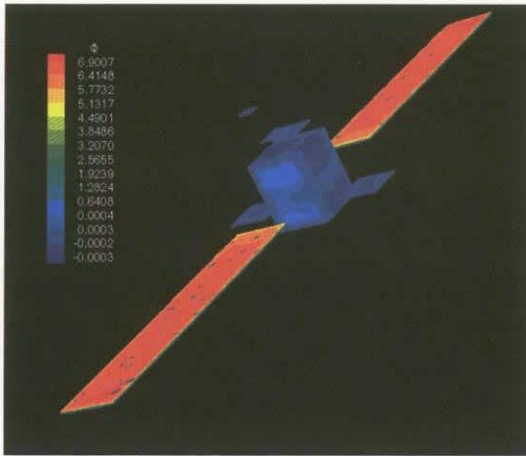


Figure 3. Differential potential on satellite surfaces after 10s.

図 5. SPARCS 帯電解析結果

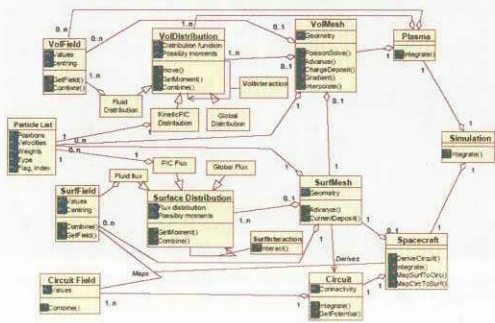


Figure 6. UML graph of SPIS conceptual class design. Each box is a class, the 2<sup>nd</sup> part of the box contains attributes (i.e. data), the 3<sup>rd</sup> part operations (i.e. methods). Diamond arrows indicate composition, triangle arrows indicate specialization (i.e. derivation).

図 6. SPIS の UML 設計図

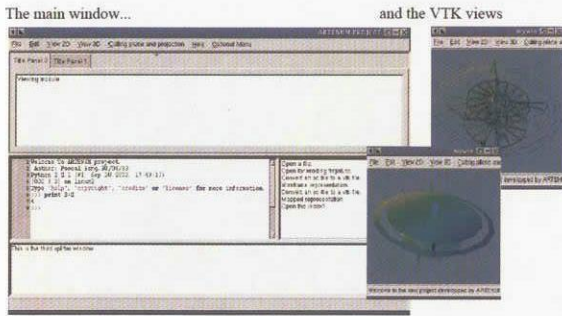


Figure 3. Prototype screenshot in wxPython and VTK pop up windows (post-processing)

図 7. SPIS 入力画面とデータ表示画面

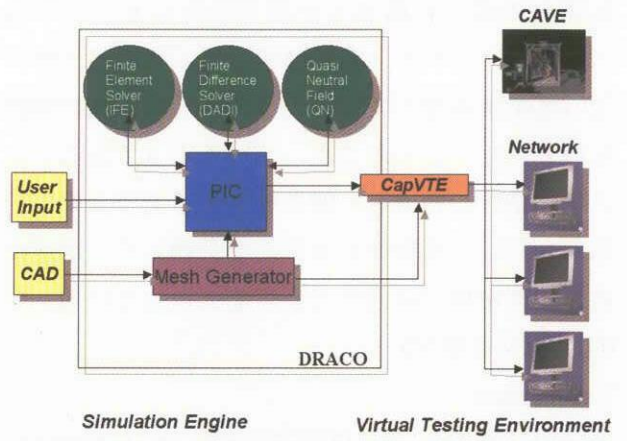


Figure 1. Virtual Testing Laboratory block diagram

図 8. VTL のシステム構成概念図

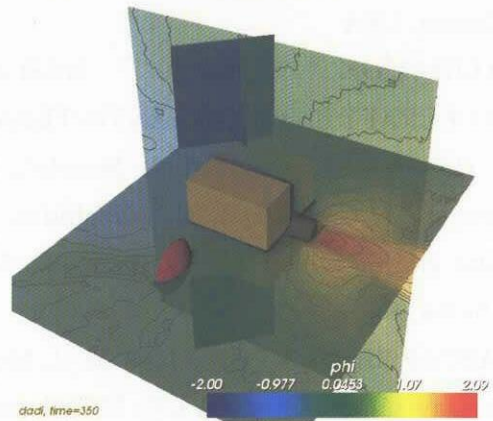


Figure 8. 3-D ion thruster plume simulation by the DADI-PIC module: potential contours

図 9. VTL の帯電解析結果図





## 地球シミュレータを用いた宇宙環境シミュレータ開発と MUSCAT とのリンク

臼井 英之 (京都大学 生存圏研究所)、大村善治 (京都大学 生存圏研究所)、岡田 雅樹 (国立極地研究所)、荻野 竜樹 (名古屋大学 太陽地球環境研究所)、村田健史 (愛媛大学 総合情報メディアセンター)、杉山徹 (地球シミュレータセンター)、上田裕子 (宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部)

### 1. まえがき

人類の持続的発展を維持するためには、その生存できる領域を拡大してゆく必要があり、宇宙開発・宇宙利用を進めてゆくことは不可欠である。宇宙は宇宙プラズマと呼ばれる希薄な電離気体で満たされており、この宇宙プラズマ空間中に生起する様々な現象を定量的に理解する上で、宇宙プラズマ計算機シミュレーションは非常に有効な研究手段であることは、これまでの研究実績から明らかである。これまで宇宙プラズマシミュレーションは、衛星観測により発見された様々なプラズマ現象の詳細解析用ツールとして主に用いられてきたが、それを発展させた形で、宇宙開発・宇宙利用に不可欠な飛翔体環境の定量理解とその宇宙技術開発へのフィードバックを行うための工学的かつ実地的な宇宙仮想実験が出来る数値チェンバーである「宇宙環境シミュレータ: Geospace Environment Simulator (GES)」構築を行っている。この試みにより、これまでの宇宙プラズマ物理学の深化のための学術的なシミュレーションから、将来のエネルギー問題の解決策として検討されている宇宙太陽発電衛星等、将来の宇宙利用・技術開発に対して基礎的データを得ることが出来るシミュレーションへの質的変換をはかることを目指している。一方、平成 16 年度 JAXA 先端情報技術研究開発計画において「衛星帯電解析ソフト (Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool: MUSCAT)」の開発が開始された。これは、衛星表面形状、素材特性を取り入れ宇宙プラズマ中の衛星表面電位の定常値を求めるものである。MUSCAT では宇宙プラズマダイ

ナミクスを解き進める上で近似的解法を用いることにより、衛星表面電位をできるだけ高速に求めることに主眼点を置く。このため衛星電位が定常値に落ち着くまでの非定常過程における周辺プラズマ応答は必ずしも正確ではない。一方、GES では非常に大規模なシミュレーションを行い、周辺プラズマの非定常応答をできるだけ正確に解き進めることにより最終的に衛星帯電定常値を得ることが出来る。GES を MUSCAT で得られる衛星帯電解の厳密解を与えるレファレンスとして利用し、MUSCAT 開発に貢献する。

### 2. 宇宙環境シミュレータ (GES)

平成 14 年度より、海洋研究開発機の地球シミュレータを使用した「宇宙環境シミュレータ」プロジェクトを開始した。このプロジェクトは、京都大学の 大村善治 教授らを中心として、宇宙プラズマシミュレーション研究者 30 名あまりが参加して進められている (参考文献 1 参照)。

飛翔体環境シミュレーションを担当するプラズマ粒子シミュレーショングループと、主に磁気圏環境を担う MHD グループおよび両者を接続するハイブリッドシミュレーショングループの 3 グループと可視化を行うグループの 4 グループに分担してプロジェクトを進めている。特に、GES の中の静電シミュレーションツールを MUSCAT 検証用に用いる (図 1 参照)。

飛翔体近傍におけるプラズマ電磁環境を再現するためには、プラズマ粒子シミュレーションを行う必要がある (参考文献 2 参照)。プラズマ粒子シミュレーションは、電場および磁場をマ

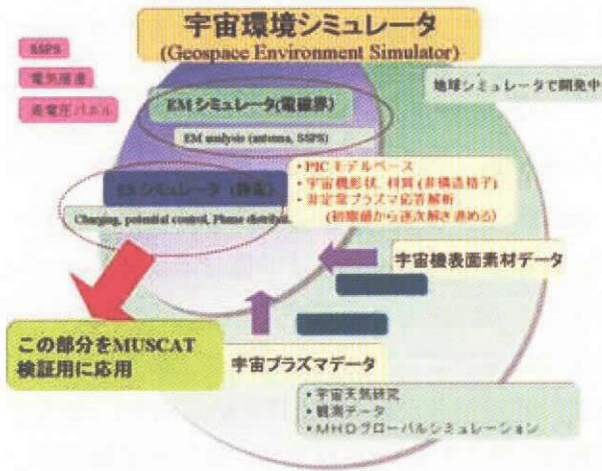


図1 宇宙環境シミュレータ概念図

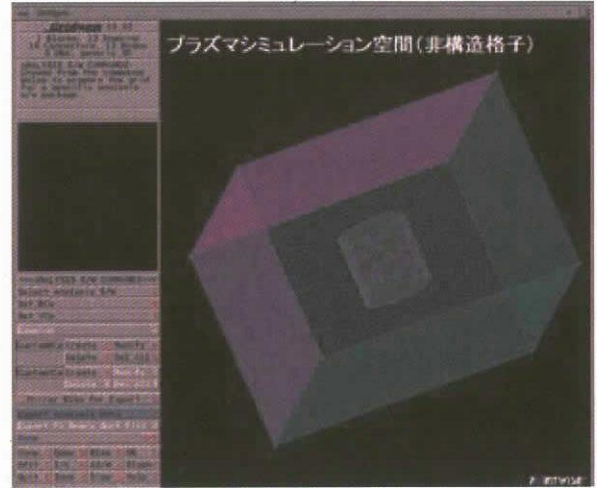


図3 非構造格子を使用した飛翔体近傍のグリッド生成例

ックスウェル方程式に従って解き進める一方、

**シミュレーション手法 (静電モデル)**

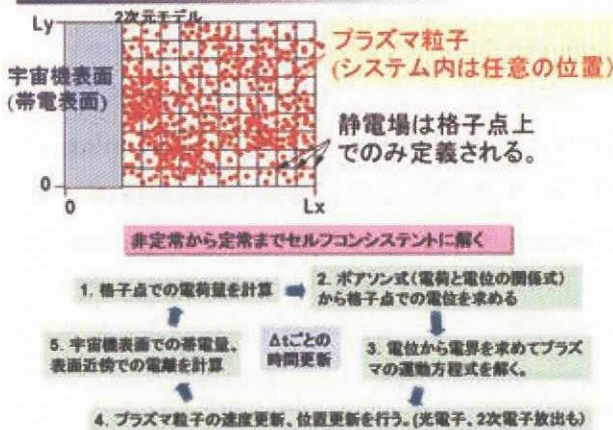


図2 静電シミュレーション手法

プラズマ粒子である電子、イオンをクーロン力とローレンツ力を考慮した運動方程式に従って解き進めるシミュレーション手法である。静電モデルの場合を図2に示す。電磁界を解く代わりに、ポアソン方程式により、電荷密度から各空間格子点における電位を求め、それから得られる電界値を用いてプラズマ粒子運動を解く。

これまで、直交格子によるシミュレーションコードのテストを行ってきたが、現在、4面体要素を基本要素とする非構造格子によるシミュレーションコードの開発を進めている。

図3は、すでに開発されている4面体要素を使った非構造グリッド生成例である。中央に円柱の衛星形状を配置し、周囲の空間を4面体に

表1. MUSCATとGESの特徴比較

項目	MUSCAT	GES
使用プラットフォーム	小規模PCクラスター (4~8CPU, メモリ10GB)	スパコン (メモリ数百GB以上)
メインアルゴリズム	シース計算 流入電子計算 (精度)	PIC PIC ※厳密解
解析アウトプット時間	詳細衛星モデル 簡略衛星モデル (IBNASCAP程度)	半日程度 数分程度
衛星設計解析での使い易さ	Try&Errorが容易で、衛星設計で繰返すフィジビリティスタディに有用	割当CPU時間、メモリ容量に依存するため、利用申請、計画が必要

MUSCATとパラメータ入力用GUIなどを共通化

**宇宙環境シミュレータ開発計画**



図4 GES 開発計画

よって格子生成を行っている。各衛星表面格子点に表面素材パラメータを与え、周囲にプラズマ粒子を分布させてシミュレーションを行うことにより、複雑な形状をもつ衛星表面電位計算、

周辺プラズマ応答について解析することができるようにする。

### 3. MUSCAT とのリンク

表 1 に MUSCAT と GES の性能比較を示す。MUSCAT は衛星設計エンジニアが短時間で衛星表面電位の解析を簡単に行えるようにするための解析ツールであり、利用するハードウェアも小規模の PC クラスタベースを用いる。一方、GES は膨大な数のプラズマ粒子のダイナミクスを近似なく逐次解き進めるため、必要となる計算機資源はスーパーコンピュータレベルとなる。また、たとえスーパーコンピュータを用いてもプラズマ非定常過程を解き進めるため、膨大な演算量が発生すると共に、大容量の数値データが生成される。しかし、MUSCAT と違って、周辺プラズマダイナミクスと衛星近傍電界とはセルフコンシステントに解かれるため、この意味で衛星表面を含むシミュレーション空間での電位分布の厳密解を得ることが可能である。予め決められたモデルで MUSCAT, GES でシミュレーションを行い、互いの結果を比較検討することにより MUSCAT の精度向上に貢献することができる。

また、シミュレーションに必要な入力パラメータは MUSCAT, GES とも共通化できるような工夫を行う必要がある。出力データも互いに可視化が容易に行えるような形式を用意し、比較検討できるようにする。

最後に、図 4 に GES 開発計画を示す。これまで 3 次元電磁粒子シミュレーションコード開発を地球シミュレータを用いて行ってきた。並行して昨年度から、宇宙太陽発電衛星 (SPS) などの大型宇宙建造物の軌道間輸送用イオン推進エンジンからの重イオン放出による宇宙プラズマ電磁擾乱に関するシミュレーションも開始しており、本格的な解析を行いつつある。また、上にも述べた非構造空間格子を用いた衛星近傍環境に関するシミュレーションに取り組んでおり、この静電シミュレーション部を用いて

MUSCAT 開発に貢献する。これらを総合的にまとめた形で GES として実用化する計画である。

### 4. まとめ

2003 年の「みどり 2 号」の事故に見られるように衛星帯電関連の定量把握は衛星設計時に必須である。米国では NASCAP (参考文献 3) がすでに開発実用化されているが、最新版は日本では利用できない。また ESA も SPIS (参考文献 4) という飛翔体-プラズマ相互作用解析ツールが開発中であるが、まだ実用化には程遠い。このような状況において、今回 JAXA が開発を開始した MUSCAT に対する期待は大きい。この MUSCAT 開発を成功させるために GES の静電モデルによって得られる厳密解を役立てる計画である。

2005 年 3 月には、京都において International School of Space Simulation (ISSS-7) が開催され、さらに 4 月には 9th Spacecraft Charging Technology Conference も JAXA において開催される運びとなった。これを好機として、宇宙飛翔体環境研究が進み、宇宙開発利用に資することを期待したい。

### 参考文献

- (1) 大村善治ほか、宇宙環境シミュレータ、  
<http://polaris.isc.nipr.ac.jp/~simulatr/>
- (2) 白井英之、岡田雅樹、宇宙機環境の計算機シミュレーション、日本宇宙航空学会解説記事・52 巻、126 ページ、2004 年 6 月
- (3) NASCAP homepage, NASA Glenn Research Center, Photovoltaic and space environments blanch, <http://powerweb.grc.nasa.gov/pvsee/software/NASCAP.html>
- (4) Spacecraft Plasma Interaction System, ONERA, <http://spis.onecert.fr/spis/index.html>



## 帯電解析ソフトのための軌道上宇宙環境観測データ

中村 雅夫 (情報通信研究機構)

### はじめに

帯電による衛星障害の危険性は、近年の衛星の大型化・高機能化による太陽電池の出力電圧と衛星バス電圧の上昇や電子機器の高度集積化により高まっている。日本の大型衛星 ADEOS-II の事故も、帯電が引き金になったと考えられることから、その重要性があらためて見直されている。衛星帯電は、表面帯電(surface charging)と内部帯電(internal charging)とに分けられ、ここでは表面帯電と軌道上宇宙環境に関して述べる。表面帯電は、衛星表面に流れ込む電流の収支の結果、衛星の各部位に電荷が蓄積されることにより引き起こされる。表面帯電にも、周辺プラズマに対する絶対帯電(absolute charging)と表面素材間や衛星構造体とに生じる乖離電圧(differential voltage)による表面(局所)帯電(differential charging:以降、表面帯電はこの意味で使用する)がある。絶対帯電は、周辺プラズマに対する帯電で、イオン・電子や光電子放出など外部の宇宙環境の変化に対して、ミリ秒単位の短い時間で追従変化する。一方、表面帯電では、絶対帯電した各部間で、乖離電圧が誘電体の光電子放出係数や2次電子放出係数の違いにより数秒から数分の時間で発達する。乖離電圧が敷居値をこえると衛星表面で放電が起き、衛星に障害を引き起こす場合がある。一般に、絶対帯電が小さいと乖離電圧もあまり発達せず、逆に絶対帯電が大きいと乖離電圧も発達する傾向がある。表面帯電を防ぐため、衛星各部位を衛星構体にアースし、誘電体は表面を伝導性のある膜やコーティングで覆うことが推奨されている。しかし、大型商業衛星ではコストの問題で必ずしも徹底されておらず、熱膨張・収縮やデブリ・宇宙塵の衝突による亀裂や剥離などを考えると、表面帯電を完全に防ぐことは難しい。本報告書の別の箇所でも述べられているように、ADEOS-II の事故では、太陽パドルと本体をつなぐ電力線の束(ハーネス)がアースされていない熱制御材(MLI)により包まれており、その熱制御材の帯電・放電の繰り返しと電力線の規格以上の高温の熱サイクルとで、電力線皮膜が劣化し亀裂が入り、最終的にオーロラ帯電子の異常増大による帯電から放電がおこり、それを引き金に持続放電が起き、雪崩的に短絡または開放したものと考えられている。

### 衛星帯電と宇宙環境

衛星帯電を考える上で、衛星軌道毎の宇宙プラズマ環境の理解が重要である。それら特徴をまとめたものを表1に示す。ここで示した値は平均的なもので、磁気圏擾乱により大きく変動する。宇宙空間プラズマは、イオンと電子の2種類から成り、正負の電荷がほぼ同数存在し準中性状態になっている。衛星表面に流れ込む電流は、主として、イオン電流、光電子電流、2次電子電流があり、流れ出る電流には、電子電流がある。イオンと電子が同程度の温度ならば、電子の方が軽いため熱速度が大きく、衛星に流れ込む電子が多くな

り負の電荷が蓄積されるため、衛星は負に帯電する。静止軌道の日蝕では、周辺の電子温度のオーダーまで負に帯電する。一方、日照では、電子電流は数  $\mu\text{A}/\text{m}^2$  に対して、光電子電流が数十  $\mu\text{A}/\text{m}^2$  と大きく、光電子の平均エネルギー程度（数 V）の正の値に帯電する。しかし、サブストームが起きると、電子の密度・温度が上昇し、光電子電流を超えて電子電流が流れ込み負の値に帯電する。低軌道では、プラズマ密度が大きく、イオン・電子電流が数  $\text{mA}/\text{m}^2$  のオーダーになり、僅かな帯電で電流の収支が釣りあってしまうため、一般に発電電圧による電位差が問題になる程度の帯電しか得られない。しかし、極軌道のオーロラ帯で、時として keV 程度のオーロラ電子の増加とともに電離層の低温プラズマ密度の減少が起こると、kV 程度まで帯電し、衛星障害を起こすことが報告されている。

また、衛星電位を決める重要なパラメータにシース長がある。シース長とは、荷電粒子のクーロン相互作用がプラズマの集団的振る舞いにより遮蔽される距離である。一般にシース長は、プラズマの基本長であるデバイ長（プラズマ温度のルートに比例し密度に逆比例）のオーダーで、温度が高く密度が低い時に長く、その逆は短くなる。静止軌道では、衛星の大きさがシース長よりずっと小さくなるため、準クーロ的な扱いが可能になる。逆に低軌道では、シース長が衛星に対して小さくなるため、プラズマシースは衛星の形状・姿勢・速度に依存する。その影響の顕著なものとして、低軌道衛星後方にできるウェーク (wake) 領域がある。低軌道衛星は約 8 km/s で移動しており、イオンの熱速度は約 1 km/s である一方で電子の熱速度は約 100 km/s のため、ウェークには、イオンが熱運動では入り込めず、電子のみが流入し、負の電位となる。ウェークでは、衛星の形状・姿勢・速度・プラズマ環境により電位構造が変わり、時として大きな電位を作り出し得るため、今回開発する帯電解析ソフトの重要な解析対象の一つとなっている。

#### 帯電解析ソフトと軌道上宇宙環境データ

これまで述べたように、軌道上宇宙環境は衛星帯電を決める重要なパラメータである。そこで、まず衛星表面帯電解析ソフトのインプットとして、衛星不具合の予防・解析を目的とした最悪値のデータを調べておく必要がある。実際に衛星障害が頻発するのは、静止軌道では磁気嵐やサブストーム時の真夜中から朝側にかけての領域で、極軌道では ADEOS-II の事故に見られるようにオーロラ帯で、keV オーダーの電子密度の増加により引き起こされる。これら最悪値は、衛星の軌道（高度・軌道傾斜角）と運用時期（太陽活動周期）とに依存して決まる。

また、衛星バス電圧の上昇にともない持続放電による太陽電池損失の発生電力低下が問題となっており、衛星軌道上の帯電時間・放電回数を予測しリスク評価を行う必要がある。以前に、静止軌道衛星の ETS-VIII と WINDS に対して、NASCAP/GEO を用いて解析をおこなった。その解析では、まず LANL 静止軌道衛星の観測データを、衛星の地方時（太陽方向を正午として衛星位置を時刻で表したもの）、イオン・電子の密度・温度をパラメータとしてマトリックスに分類し、各マトリックスの滞在時間から期待値を求めた。その様子

を図1に示す。次に、マトリックスの代表パラメータで衛星の帯電解析をおこない、その結果を用いて帯電時間や放電回数を統計的に計算し、太陽電池損失のリスク評価をおこなった。その結果を図2に示す。この解析結果は、軌道上環境統計データベースが同じでも、衛星の形状・表面素材により、帯電時間や放電回数の特徴が異なることを示している。今後、極軌道や低軌道でもプラズマ環境統計データベースを作り、帯電解析ソフトのインプットとして用いることで、各衛星のリスク評価をおこなうことができるようにする必要がある。

### まとめ

衛星帯電には、軌道上宇宙環境が重要なパラメータであり、帯電解析ソフトのインプットパラメータとして、宇宙環境計測データから軌道毎に最悪値と軌道上環境統計データベースを用意する必要性を述べた。

最後に、内部帯電について簡単に述べて終わりにする。内部帯電は、衛星内部の基盤などの誘電体や接地が取られていない導体や回路に、衛星表面を通り抜けてきた電子の電荷が蓄積することにより起こる帯電現象である。その電界が絶縁強度を超え放電や絶縁破壊がおこると、表面帯電より衛星の電気回路に近いところで起こるので重大な影響がある。内部帯電は、百 keV 程度のエネルギーの電子フラックスの密度と持続時間が重要なパラメータとなり、予防にはシールド実行長を厚くする衛星設計とともに、電子フラックスが増大する磁気嵐を、宇宙天気予報の一環として予測し、事前に回避オペレーションすることが考えられる。

軌道	密度(cc)	温度(eV)	衛星帯電の決定要因	ノミナル値	最悪値(絶対帯電)	最悪値発生要因
GEO	<~10 <sup>2</sup> (~10 <sup>2</sup> : substorm )	<~10 <sup>4</sup> (~10 <sup>5-6</sup> : substorm)	電子フラックス 日照	数Vの正	10kV以上の負	サブストームによる電子フラックスの増加
PEO	~10 <sup>3-6</sup> (~10 <sup>4</sup> : auroral electron)	<~10 <sup>2</sup> (~10 <sup>4</sup> : auroral electron)	オーロラ帯電子 日照 電離層プラズマ密度 衛星電圧	衛星電圧程度 の負	1kV以上の負	オーロラ発生による電子フラックスの増加 電離層プラズマ密度の減少
LEO	~10 <sup>2-6</sup>	<~10 <sup>2</sup>	電離層プラズマ密度 衛星電圧	衛星電圧程度 の負		

表1：衛星軌道毎の宇宙プラズマ環境と衛星構造体電位の決定要因。

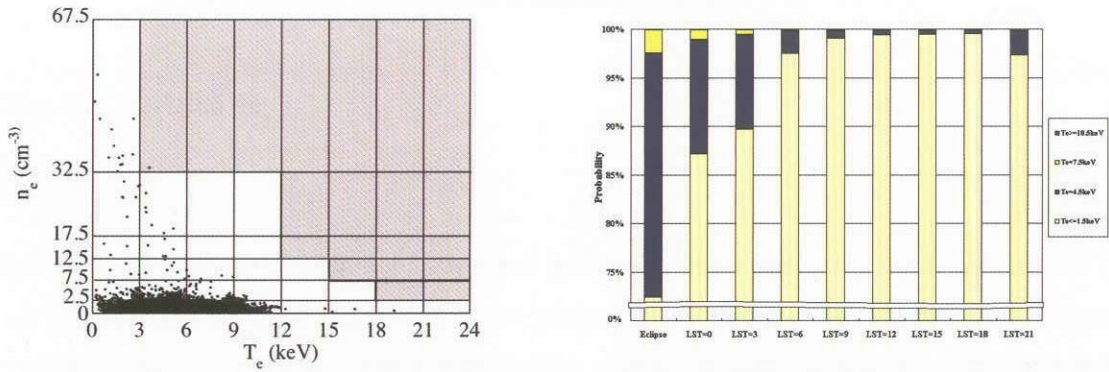


図1：静止軌道プラズマ環境を地方時、電子・イオンの温度・密度をパラメータとして分類し（左）、電子温度の確率分布を地方時毎に分けて示したグラフ（右）。

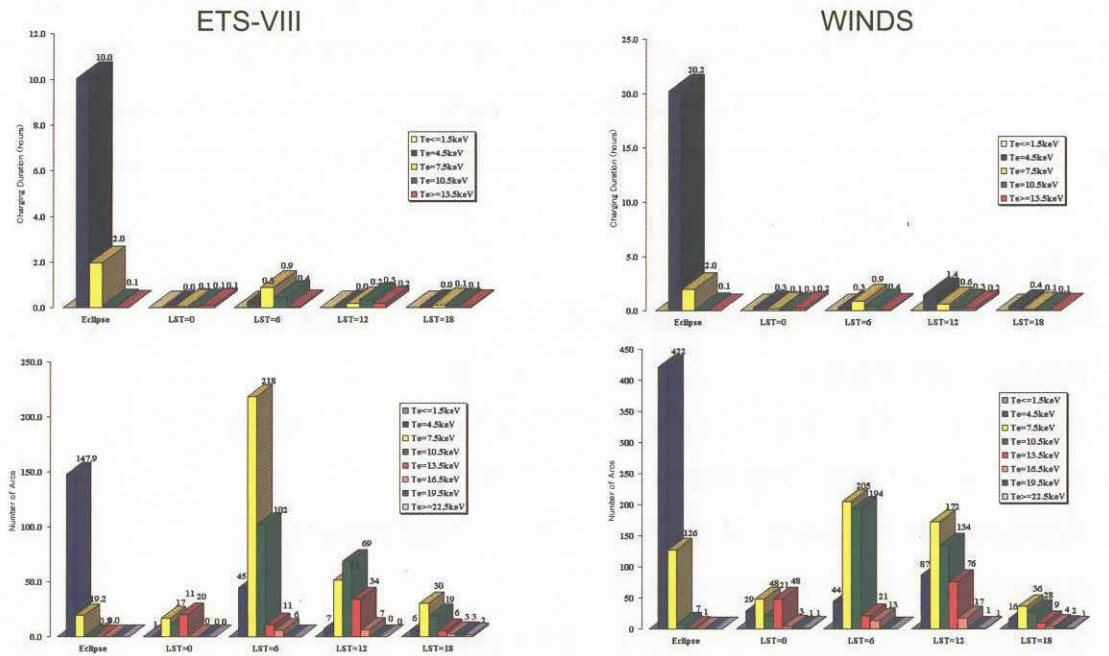


図2：静止軌道衛星 ETS-VIII と WINDS の帯電解析結果。衛星地方時と電子温度で分類した1年間あたりに乖離電圧  $\Delta V$  が 400V を超える積算時間（上）と積算時間を乖離電圧  $\Delta V$  が 400V に達する秒数で割ることで見積もったトリガー放電回数（下）。



## MUSCAT 帯電解析手法について

趙孟佑(九州工業大学)

## 1. はじめに

この程、Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT) の開発を行うことになったが、本稿では MUSCAT の基本的アルゴリズムについて説明する。衛星の帯電を考える上で、衛星本体の電位と衛星表面の絶縁体の電位の 2 種類の電位を考える必要がある。通常の衛星は、本体の金属構造物を衛星回路の接地点として使用しているが、衛星電位とは周辺のプラズマ電位を基準とした衛星本体金属構造物の電位である。衛星電位を決定するものは、図 1 に示すように、衛星本体に流れ込む正負の電荷のバランスである。周辺からの負電流（主に周辺プラズマからの電子流入）と正電流（主に周辺からのイオン流入と光電子や 2 次電子の放出）は衛星電位に依存し、この正負の電流が均衡するように電位が決まる。衛星表面の絶縁体は衛星本体と異なった電位を有することができ、衛星電位と絶縁体電位の差を乖離電圧(Differential Voltage)ともいう。絶縁体電位は、図 2 に示すように表面の各部で正負の電流が均衡するように決められる。

## 2. 基本的アルゴリズム

衛星電位、絶縁体電位の過渡的な変動を計算するには、以下の手順で行えばよい。

1. 衛星各部に流入する電子とイオンのフラックスを計算
2. 衛星表面から流出する光電子、2 次電子、2 次イオンのフラックスを計算
3. 各電流を全て足し併せて、衛星構体への全電流を計算
4. 絶縁体表面各部での各種電流密度を全て足し併せて全電流密度を計算
5. 衛星構体、表面各部の電荷の増減を計算
6. 衛星構体、表面各部のキャパシタンスより電位を計算

上記の 1 から 6 を繰り返すことで、定常状態が存在するとすれば、各部の電位は一定値に収束する。MUSCAT においても、基本的に上記の方法により衛星表面の各部の電位の時間変化を計算することになる。

衛星帯電解析法としては、NASCAP をはじめとして様々なものが存在するが、どれも基本的なアルゴリズムは同様であり、1.2 での流出入する電子、イオンのフラックスの計算方法が異なっているだけであると思われる。図 3 に MUSCAT のフローチャートを示す。MUSCAT においては、荷電粒子のフラックスを計算するのに、粒子軌道追跡法 (Particle Tracking Method : PTM) を使用する。PTM は粒子の分布関数の一部分に相当する超粒子について、運動方程式を積分して粒子軌道を計算するものである。衝突を無視できるときは、運動方程式の右辺にはローレンツ力しか

でてこそ、極めて単純なコードである。

荷電粒子の軌道は、衛星周辺の電位構造によって決まる。GEOのようにプラズマ密度が低ければ、シース厚が非常に大きくプラズマの空間電荷を無視して衛星表面の電荷だけを考慮した Laplace 方程式によって電界計算を行って周辺の電位構造を決定できる。しかしながら LEO のようにシース厚が衛星の代表的長さよりも遥かに短くなると、シース形状を決定するのに背景プラズマの空間電荷を無視するわけにいかない。MUSCAT においては、LEO 環境では、Particle-in-Cell (PIC) 法を用いて衛星周辺の電位構造を決定する。PIC 法は、空間電荷と self-consistent な電位構造を計算することができるが、タイムステップが電子プラズマ周波数の逆数を超えられないため、数秒を超えるような帯電過程を PIC 法だけで計算することは、現実には不可能である。

衛星表面の電荷分布が変化したとすると、周辺のプラズマはイオンプラズマ周波数の時間スケールで新たな表面電荷の分布に追従でき、LEO の場合は ms 程度である。よって、ms 程度以上の時間スケールでは、周辺のシース構造は準定常状態にあると見てよく、衛星表面電荷分布の更新に応じてはるかに長い時間スケールで変化していく。この ms 程度よりも長い時間スケールでは衛星周辺の電位構造は一定であると仮定し、PTM 法によって粒子軌道を追跡して、衛星表面各部への荷電粒子のフラックスを計算する。これによって、衛星表面の電荷密度を更新し、新たな表面電位を計算する。この後、周辺プラズマが新しい表面電位に適應するまでの間、PIC 法によって計算を行う。表面電位の急激な変化によって周辺プラズマにはステップ的な擾乱が与えられるが、イオンプラズマ振動の数周期分が経過した後は擾乱が止んで、準定常のプラズマ状態となる。そうなったところで、再度 PTM 法によって粒子軌道の計算を行い、表面各部の電荷を更新し、以下それらを繰り返す。

### 3. 計算例

MUSCAT の完成時には 3 次元コードであるが、現在 3 次元コードは開発中であるため、2 次元コードにより計算例を示す。図 4 に示すような ALOS (Advanced Land Observation Satellite) の太陽電池パドルの裏面の帯電を計算することとした。ALOS は高度 690km の極軌道に 2005 年に打上げ予定であるが、LEO 衛星としては ISS に次ぐサイズの太陽電池パドル (22mx3m) を有している。パドル裏面がオーロラ電子とウェークの組み合わせによって極付近で大きく負に帯電する可能性があるために、どこまで帯電するか計算を行った。

主な仮定としては、

- (1) ALOS のパドルが長辺方向に十分長いとして、パドルを横切る 2 次元平面で考える。
- (2) 周辺の電離層プラズマの状態として以下の状態を仮定する。

プラズマ密度  $2.0 \times 10^{10} \text{m}^{-3}$

電子温度 0.2eV

イオン温度 0.2eV

イオン等価原子量 : 13

デバイ長 : 0.024m

イオン熱速度 :  $1.2 \times 10^3$  m/s

イオンマッハ数 : 5.9

イオン軌道運動エネルギー : 3.6eV

衛星軌道速度 7.2km/s

イオン Ram 電流密度 :  $j_{ram} = 2.3 \times 10^{-5}$  A/m<sup>2</sup>

イオン thermal 電流密度 :  $j_{th} = 1.5 \times 10^{-6}$  A/m<sup>2</sup>

これらの値は最悪帯電状態（1200 秒オーロラ帯に日陰状態で飛行した後に、脱出直後に蝕明けとなる状態）である 2006 年 1 月 30 日 06:10(UT)の ALOS 軌道状態に相当している。

(3)ALOS の電離層プラズマに対する機体電位は-60V である。

(4)オーロラ粒子は等方的にあらゆる方向から流入する。

(5)図 5 に示す計算領域において、高さ 3.08m、厚み 0.04m の板をおき、左側の境界からプラズマ流がやって来る。デフォルトの条件では、プラズマ流に向けた側（セル面）は-60V の一定電位をもち、Wake であるパドル裏面の中心部分は絶縁体であり、1m<sup>2</sup>あたり  $1.7 \times 10^{-7}$ F の静電容量をもっている。パドル裏面の端部は CFRP が露出していることを考慮して、-60V の電位をもっている。

計算は以下のステップで行った。

(1)パドルの 4 つの側面全てが-60V の電位を有していると仮定して、周辺のプラズマ状態を計算し、これを初期値とする。図 6 に初期状態を示す。これはオーロラ帯に入る前に衛星が-60V に帯電していて、Wake の絶縁体が帯電していない状態に相当する。

(2)絶縁体部分へのイオン電流密度を計算する。計算方法は、境界の各グリッドから 1000 個のテスト粒子を計算領域に入れ、それらの粒子の軌道を運動方程式

$$\frac{dv}{dt} = \frac{q}{m} E \quad (1)$$

に基づいて計算する。粒子軌道を計算している際、計算領域中の電位分布は一定であると仮定する。これはテスト粒子が領域を横切る程度の時間(~ms)では、衛星の帯電状態は変化せず、よって周辺電位分布も一定であると考えられるからである。

(3)絶縁体部に到達したテスト粒子の個数から、絶縁体表面への入射イオン電流密度  $j_i$  を計算する。

(4)式(2)に基づいて、絶縁体表面電位を更新する。ここで  $dt_L$  は帯電計算の時間ステップであり、後述する PIC 計算の時間ステップ  $dt_s$  より遥かに長い時間スケールである。 $dt_L$  については、衛星

表面電位が十分に变化して周辺のプラズマ密度分布や電位分布が变化するのに十分な時間で考える。今回の計算の場合、1秒とした。また式(2)中の $j_a$ はオーロラ電子の電流密度である。オーロラ電子の軌道計算は行わず、(エネルギーが十分高いので衛星が発する電場の影響を受けずほぼ直進して衛星表面にあたると仮定)、仮定した値( $j_a=1.6 \times 10^{-5} \text{ A/m}^2$ )で一定とした。尚、 $C=1.7 \times 10^{-7} \text{ F/m}^2$ である。

$$\delta V = \frac{(j_i - j_a) dt_L}{C} \quad (2)$$

(5)式(2)の $\delta V$ を使って、衛星絶縁体表面電位を更新した後に、その電位に適応する周辺プラズマシースの形状を Particle-in-Cell(PIC)法を使って計算する。PIC法では、イオンと電子の両方について空間電荷を考慮した電位構造を計算する。PIC法をイオンプラズマ振動の6.3周期分だけ計算して、周辺プラズマの新たな配置を計算する。この計算をする際、計算時間の短縮のためにイオンの質量は電子の10倍であると仮定した。

(6)新たに計算された周辺プラズマの空間電荷による電位構造(i.e.シース)に基づいて、計算境界よりテストイオン粒子を入れてその軌道を計算して、絶縁体表面へのイオン電流密度を計算し、式(2)より表面電位を更新する。

(7)以下、帯電計算時間ステップ $dt_L$ の積み重ねが予め決められた時間(この例の場合90s)に達するまで(5)と(6)を繰り返す。

図7に30秒後のパドル周辺電位分布と、イオン軌道の例を示す。図8にパドル裏面に沿ったイオン電流密度分布と表面電位分布を示す。この計算例では、90秒後にはパドル裏面の電位は最高で-5000Vを超えており、放電発生の可能性を有していることがわかる。今回の計算例ではPOWERPC2GHzで約400MBのメモリを使って8日間要した。

#### 4. おわりに

粒子軌道追跡法とPIC法を併用したMUSCATの帯電解析手法について、例を交えて解説した。今後の課題としては、3次元化、2次電子・光電子等の表面相互作用の追加、並列化、GUIによる任意形状物体のモデリング、実験・比較計算(GES等)による計算コードの検証、計算結果出力グラフィックスルーチン、ビームエミッション等の能動電流の追加等があるが、PIC法部分を省略してNASCAP並の実行時間で済ませる簡易バージョンの作成も最終的には重要である。

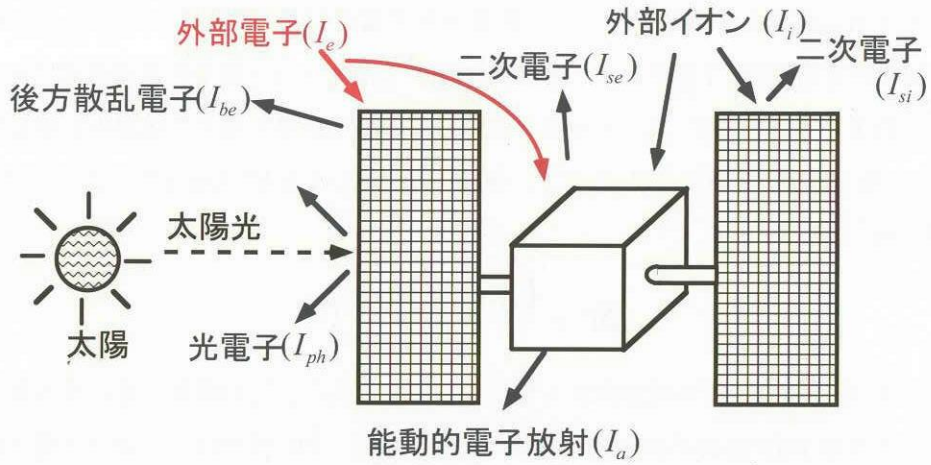


図 1：衛星本体の電位の決定に関わる電流

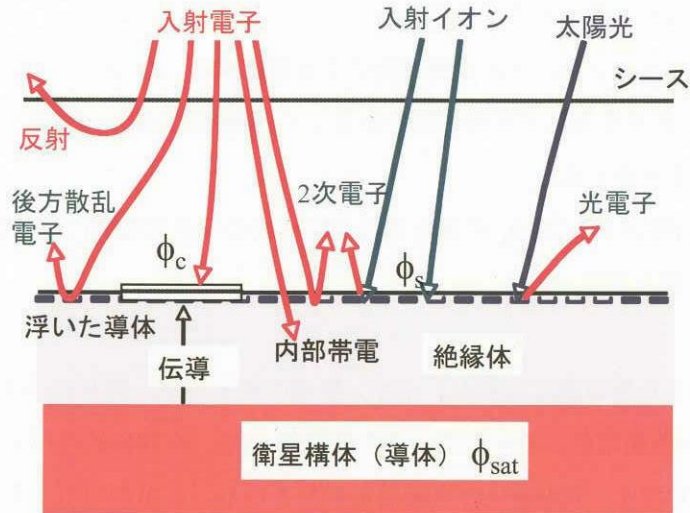


図 2：衛星絶縁体表面の電位の決定に関わる電流

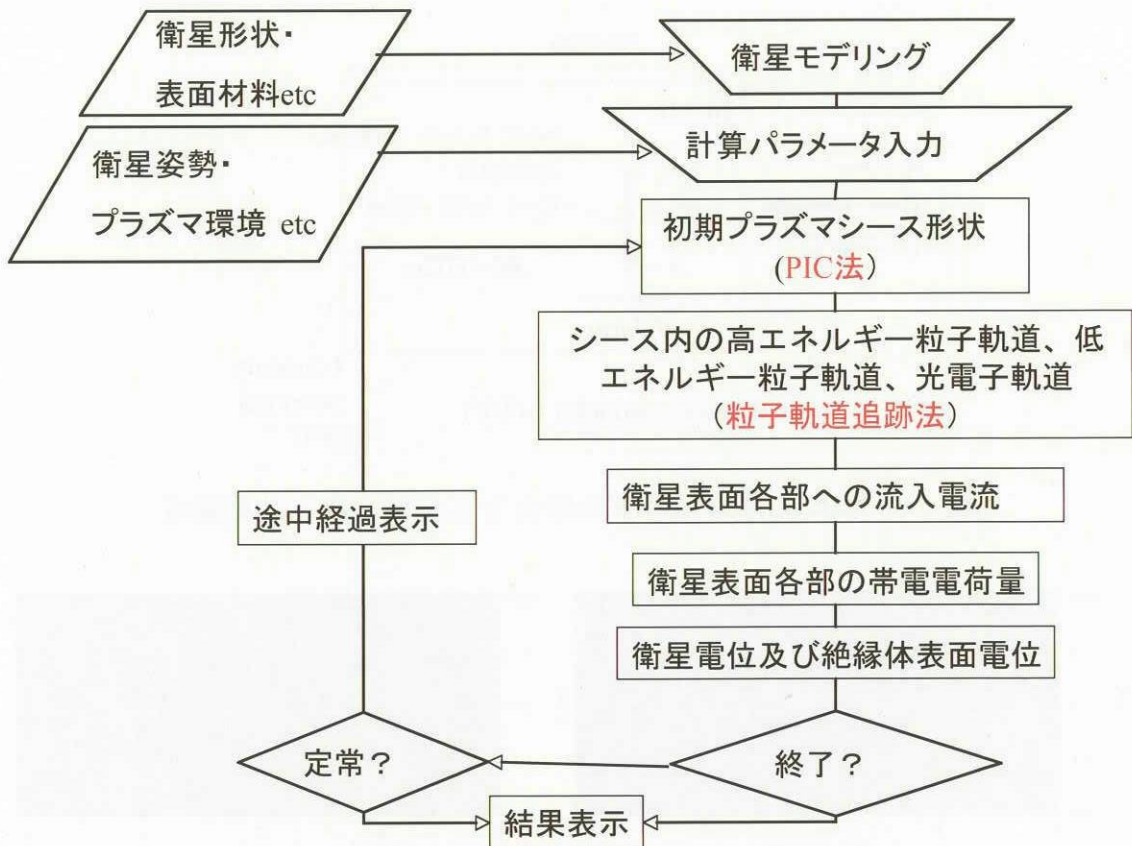


図 3 : MUSCAT のフローチャート



図 4 : ALOS の絵と北極近傍でのプラズマ流れの向き

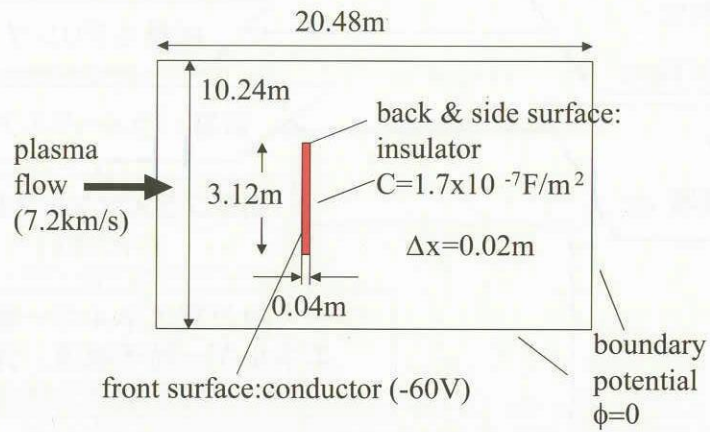


図 5 : ALOS 太陽電池パドル断面を含んだ 2 次元計算領域

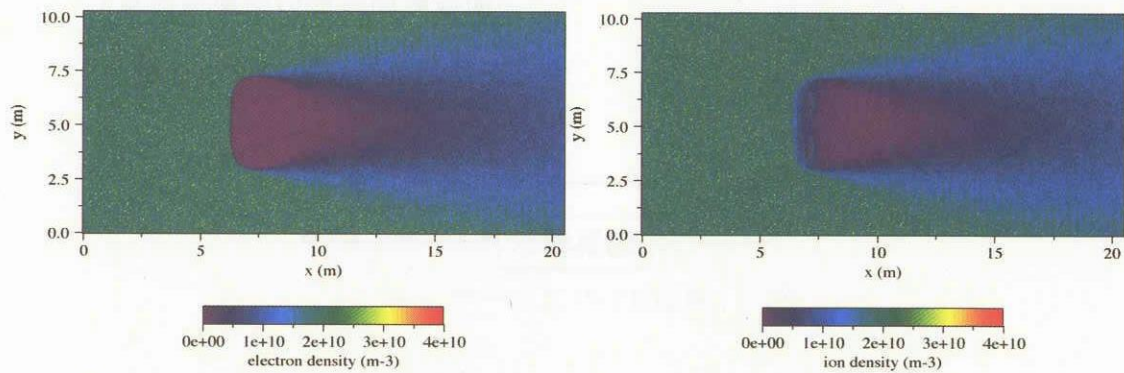


図 6 : 計算の初期状態 (電子密度分布(左)、イオン密度分布(右))

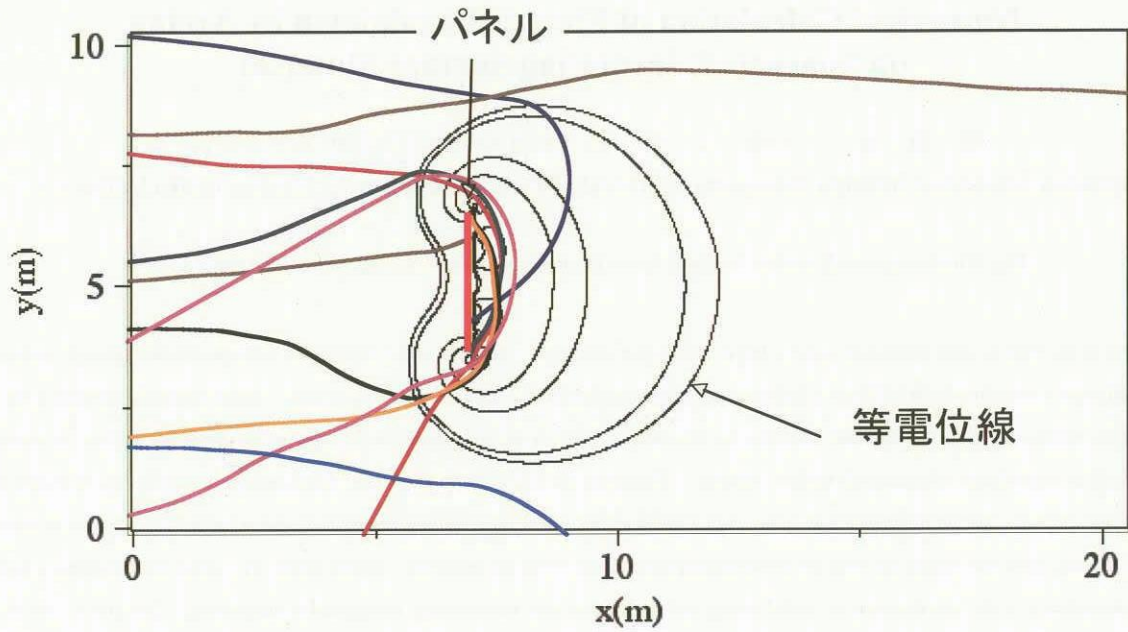


図 7 : 30 秒後のパネル周辺の電位構造とイオン軌道の例

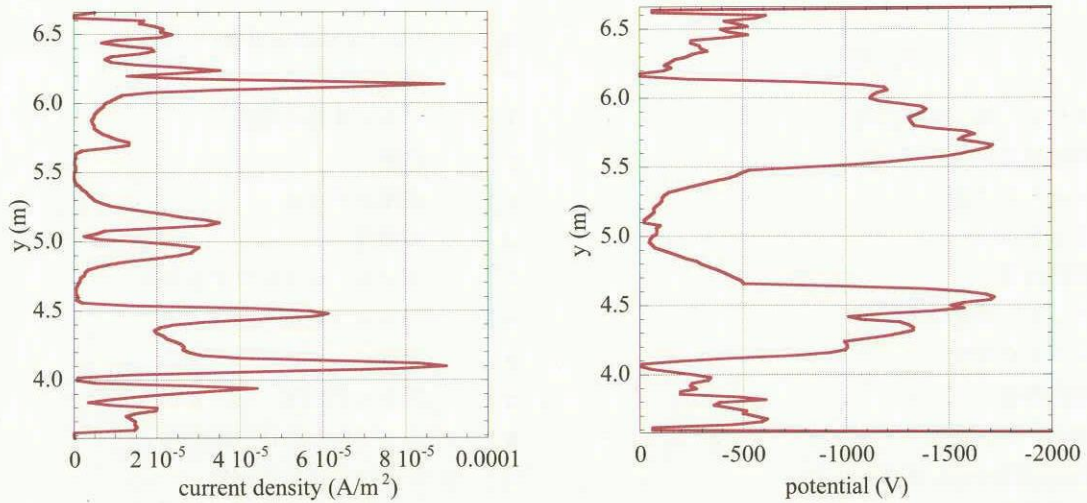


図 8 : 30 秒後のパネル裏面のイオン電流密度分布(左)と電位分布 (右)



# 宇宙機表面絶縁材料のアーキングによる破壊現象の数値計算

## Numerical Calculation of Electric Breakdown by Arcing on Spacecraft Insulating Surface Material

田原 弘一・増山 貴久 (大阪大学大学院基礎工学研究科)

Hirokazu Tahara and Takahisa Masuyama (Graduate School of Engineering Science, Osaka University)

**Key Words:** Spacecraft Surface Insulator, Space Plasma Environment, Arcing, Anodized Aluminum Plate

**Abstract:** In the future, LEO spacecraft will be larger and higher powered. Because of the balance of leakage currents through ambient space plasma, their main conductive body will have a higher negative potential without plasma contactor operation. When spacecraft operate with a higher voltage, more intensive arcing is suspected to occur on the surface. When an arc occurs on the spacecraft insulating surface, it causes some problems such as degradation of spacecraft surface material. Therefore it's important to know how much energy is supplied to an arcing and how much an arcing degrades spacecraft surface materials. In previous works, it was observed that arc spots diameter tended to enlarge with initial stored energy. Here, arc spots can signify the location on insulating material where an arc occurred. In this study, we carried out numerical simulation to verify the dependence of arc spot diameter on initial energy and to estimate how much energy is supplied to arc plasma. Calculated Results showed that arc spot diameter enlarged as initially stored energy increased. Furthermore, the plasma density near arc spot was much higher than that of ambient space plasma because of ablation of the insulator due to arcing.

### 記号

A	: アークスポット断面積	$R_p$	: プラズマの電気抵抗
$C_0$	: 静電容量	T	: 温度
$C_p$	: アルミナ比熱	$T_c$	: アルミナ特性温度
E	: 全エネルギー	u	: 流速
e	: 電荷素量	$V_i$	: 電離エネルギー
$\Delta H$	: アルミナ結合エネルギー	$\alpha$	: 電離度
h	: プランク定数	$\Gamma$	: アブレーションフラックス
j	: 電流密度	$\Lambda$	: クーロン対数
k	: ボルツマン定数	$\rho$	: 密度
$L_0$	: 放電回路のインダクタンス	$\sigma$	: アルミナ密度
m	: 粒子質量	$\phi$	: シース内における電位降下
n	: 数密度	$\eta$	: プラズマ電気抵抗率
P	: 圧力	$\lambda$	: アルミナ熱伝導率
$P_{vap}$	: 蒸気圧	$\epsilon_0$	: 真空の誘電率
$P_c$	: アルミナ特性圧力	$\Theta$	: 絶縁層内部温度
Q	: 電荷	添字	
$Q_{ab}$	: アブレーション粒子のもつエネルギー	e	: 電子
$Q_j$	: ジュール加熱によるエネルギー	i	: イオン
$Q_{rad}$	: 制動放射によるエネルギー	n	: 中性ガス
$Q_{conv}$	: 対流熱伝達によるエネルギー	w	: 絶縁層壁面
q	: 対流エネルギーフラックス		
R	: アークスポット半径		
$R_0$	: 放電回路の電気抵抗		

### 1. ま え が き

宇宙機を取り巻く宇宙環境は過酷なものである。宇宙機表面は電子、イオン、陽子、原子状酸素や紫外線のような高エネルギーで反応性の高い粒子に曝されている。このよ

うな粒子にはプラズマ推進機から排出される粒子も含まれ、宇宙環境が宇宙機に与える影響は宇宙機の信頼性と寿命を決める上で重要な役割を果たす<sup>1)</sup>。低地球軌道 (LEO: Low Earth Orbit) では原子状酸素の数密度に比べ酸素や窒素のイオン数密度は低いが、宇宙機は周辺プラズマと静電的な相互作用をすることにより帯電、放電現象を引き起こす。宇宙機周辺のイオンは太陽電池アレイの負電位によって加速され、アレイ表面に形成されたイオンシースへ流入するイオン電流はリーク電流となって発電損失につながる。さらに収集されたイオンは太陽電池アレイに衝突し、表面材料を劣化させる<sup>2),3)</sup>。このような周辺宇宙環境との相互作用を通して宇宙機表面材料はその化学的構造や電気特性が変化することになる<sup>4),5)</sup>。静止衛星軌道 (GEO: Geosynchronous Orbit) を飛翔する宇宙機では、その表面を覆う絶縁物の絶縁破壊により宇宙機システムの故障を招くことが知られている。プラズマコンタクトから放出されるイオンを宇宙機が収集することで宇宙機の帯電を緩和することが期待されているが、太陽電池アレイの場合と同様に表面材料の劣化を招くことが考えられる<sup>6),7),8)</sup>。

将来 LEO の宇宙機は大型化、高電圧化すると考えられる。プラズマコンタクトを使用しない場合、宇宙機の導電性本体の電位は周辺プラズマから宇宙機に流入する電流がバランスすることにより決定され、その結果大きく負に沈むことになる。そのため太陽電池が高電圧で発電を行うと、宇宙機表面において絶縁破壊によるアーク放電が発生することが予想される。また宇宙機表面材料でアーク放電が繰り返し発生することにより、材料本来の熱特性が失われるという報告もある<sup>9)</sup>。そのためアーク放電の際に宇宙機表面材料、およびアークプラズマに投入されるエネルギーと放電による絶縁性材料の劣化の程度を知ることは重要であると考えられる。

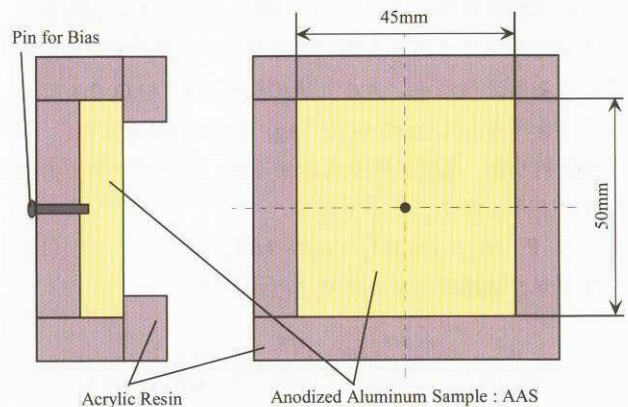
大阪大学では、これまで宇宙機表面を覆う絶縁性材料表面におけるアーク放電現象に関する地上模擬実験を行ってきた。その結果、アーク放電の際に流れる電流、電荷量はサンプルに印加された初期電圧、および周辺中性粒子密度に対して依存性があることが確認された。また放電後のサンプル表面を走査型電子顕微鏡 (SEM: Scanning Electron Microscope) を用いて観察した結果、放電痕の直径は初期印加電圧に対して依存性を示していたが、中性粒子密度に対しては依存性が確認されなかった<sup>10)</sup>。このような結果から、放電痕直径とアーキングによる絶縁性材料の劣化の程度は放電前にコンデンサに蓄えられていたエネルギーに依存すると推察される。しかしながら、放電前に蓄えられていたエネルギーがどの程度アークプラズマと絶縁層に供給されるかは明らかになっていない。

本研究では熱流体計算を行い、絶縁性材料表面において

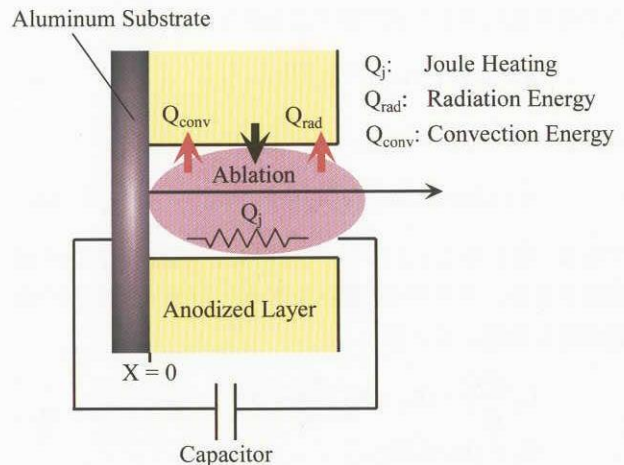
発生するアーク放電によって、どれだけのエネルギーが放電に供給され、放電痕直径がどのように拡大するかを調べた。

## 2. 計算モデル

本計算で対象とする宇宙機表面材料のサンプル形状と本計算における計算領域を各々第1図、第2図に示す。サンプル寸法は 50mm×50mm で、陽極酸化層の厚さは 1.3 $\mu$ m である。母材のアルミニウムは国際宇宙ステーション (ISS: International Space Station) の日本の実験モジュール (JEM: Japanese Experimental Module) にも使用されている A12219 であり、MIL-A-8625-TYPE I に基づいて陽極酸化処理が施されている。陽極酸化層は $\gamma$ -アルミナ ( $Al_2O_3$ ) であるといわれている。そのため、本計算に用いる物性値にはアルミナのものを用いる。さらにアルミナの比誘電率を 9.3 とすると<sup>11)</sup>、サンプル自身のもつ静電容量は約 0.14 $\mu$ F と見積もることができる。



第1図 サンプル形状



第2図 計算領域

計算領域は一次元で母材のアルミニウムから陽極酸化層表面下流 2.0 $\mu\text{m}$  までである。アーク放電経路は外部回路を含め、アルミニウム母材を陰極としてアークプラズマの抵抗を介し、アークスポット出口部（陽極酸化層表面）に仮想陽極を配置して模擬している。放電回路の静電容量には地上実験で用いた外部回路のコンデンサ、および上述したサンプル自身のもつ静電容量の値を与える。アークスポットの初期値には円筒型を仮定し、その半径を 10nm とした。これは実験において観測された値（約 10 $\mu\text{m}$ ）に比べ十分に小さな値である。放電が開始されるように計算領域には初期値として  $\rho=1\times 10^3 \text{ kg/m}^3$ ,  $E=1\times 10^3 \text{ J/m}^3$  のプラズマを配置した。計算領域全体では、これらの値は各々  $4\times 10^{-18} \text{ kg}$ ,  $3\times 10^{-12} \text{ J}$  に相当しており、アーキングの際に蒸発する陽極酸化層質量（印加電圧-200V の場合  $\sim 7\times 10^{-13} \text{ kg}$ ）、放電前に蓄えられていたエネルギー（印加電圧-200V の場合  $\sim 5\times 10^3 \text{ J}$ ）に比べ十分に小さな値であるため、これらの初期値が流れ場におよぼす影響は無視できるものとする。流れ場の流体は一流体で近似し、原子質量、電離エネルギーには平均値を用いる。アークスポット内に生成されるプラズマはアルミニウムと酸素の原子、およびイオンで構成されると考えられる。アルミナの組成比が Al:O=2:3 であることを考慮して  $m_i=3.4\times 10^{-26} \text{ kg}$ ,  $V_i=5.5 \text{ eV}$  とした。

局所熱平衡、電離平衡を仮定すると、プラズマの圧力は次式のように表すことができる。

$$P = (n_n + 2n_e)kT_e \approx \rho(\alpha + 1)kT_e / m_i \quad (1)$$

プラズマの電離度はサハの式より求める。

$$\frac{\alpha^2}{1-\alpha^2} = \frac{2T_e^{5/2}(2\pi m_e)^{3/2}}{ph^3} \exp\left(-\frac{eV_i}{kT_e}\right) \quad (2)$$

(2) 式より求めた電離度から各粒子種の数密度を計算することができ、各粒子間衝突を考慮することによりプラズマの電気抵抗率を次式で表すことができる<sup>12), 13)</sup>。

$$\eta = \ln \Lambda / 1.53 \times 10^{-2} T_e^{3/2} \quad (3)$$

$\Lambda$  はクーロン対数を表し、

$$\Lambda = 12\pi n_e (\epsilon_0 k T_e / e^2 n_e)^{3/2} \quad (4)$$

である。第 2 図に示されているように、放電回路には外部回路を含め、プラズマの抵抗を含めた LCR 直列回路で放電回路を模擬している。

$$L_0 \frac{d^2 Q}{dt^2} + (R_0 + R_p) \frac{dQ}{dt} + Q/C_0 = 0 \quad (5)$$

$$R_p = \int (\eta/A) dx$$

ルンゲクッタ法を用いて上式を解くことにより、放電電流値を求めた。プラズマ中を電流が流れることによりプラズマはジュール加熱される。プラズマから絶縁層への入熱は

制動放射、各粒子による対流熱伝達を考慮した。各熱量は (6) ~ (8) 式で与えられる。

$$Q_j = \eta j^2 \quad (6)$$

$$Q_{\text{rad}} = 1.57 \times 10^{-40} n_e^2 T_e^{1/2} \quad (7)$$

$$Q_{\text{conv}} = (q_e + q_i + q_n) \cdot \frac{2\pi R}{\pi R^2} \quad (8)$$

また陽極酸化層表面に形成されるシースの影響を考慮すると、シースでの電位降下、各粒子種の対流エネルギーフラックスが (9) ~ (12) 式で表される<sup>14)</sup>。

$$\phi = \frac{kT_e}{2e} \ln\left(\frac{T_e m_i}{T_i m_e}\right) \quad (9)$$

$$q_e = \frac{1}{4} n_e \left(\frac{8kT_e}{\pi m_i}\right)^{1/2} \cdot 2kT_e \quad (10)$$

$$q_i = \frac{1}{4} n_e \left(\frac{8kT_i}{\pi m_i}\right)^{1/2} [2k(T_i - T_w) + e\phi] \quad (11)$$

$$q_n = \frac{1}{4} n_n \left(\frac{8kT_n}{\pi m_i}\right)^{1/2} \cdot 2k(T_n - T_w) \quad (12)$$

陽極酸化層から蒸発する粒子のアブレーションフラックスはラングミュアの法則で与えられる。

$$\Gamma = \left(\frac{m_i}{2\pi k T_w}\right)^{1/2} P_{\text{vap}} \quad (13)$$

またアルミナの蒸気圧は、

$$\log(P_{\text{vap}}) = -T_c / T_w + P_c \quad (14)$$

与え、 $T_c=27320 \text{ K}$ ,  $P_c=11.296 \text{ Torr}$  とした<sup>15)</sup>。求めたアブレーションフラックスから陽極酸化層の蒸発量が決まり、蒸発量に応じてアークスポット半径を更新する。陽極酸化層からプラズマ中へ溶け出た粒子は壁面温度程度のエネルギーをもっていると考えられる。そのため、アブレーション粒子からプラズマへ入射される単位体積あたりのエネルギーを次式で与える。

$$Q_{\text{ab}} = \Gamma / m_i \cdot 2kT_w \cdot \frac{2\pi R}{\pi R^2} \quad (15)$$

陽極酸化層内部の温度分布は軸方向、径方向の二次元熱伝導方程式を解くことにより決定される。さらに陽極酸化層とプラズマとの境界温度は (17) 式で与える。

$$\frac{\partial \Theta}{\partial t} = \frac{\lambda}{\sigma C_p} \left( \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Theta}{\partial r^2} \right) \quad (16)$$

$$\lambda \left. \frac{\partial \Theta}{\partial r} \right|_{r=0} = (Q_{\text{rad}} + Q_{\text{conv}}) \cdot \frac{2\pi R}{\pi R^2} - \Delta H \Gamma \quad (17)$$

流れ場を支配する軸方向の質量保存, 運動量保存, エネルギー保存式は各 (18) ~ (20) 式で表される.

$$\frac{\partial(A\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(A\rho u)}{\partial x} = 2\pi R \Gamma \quad (18)$$

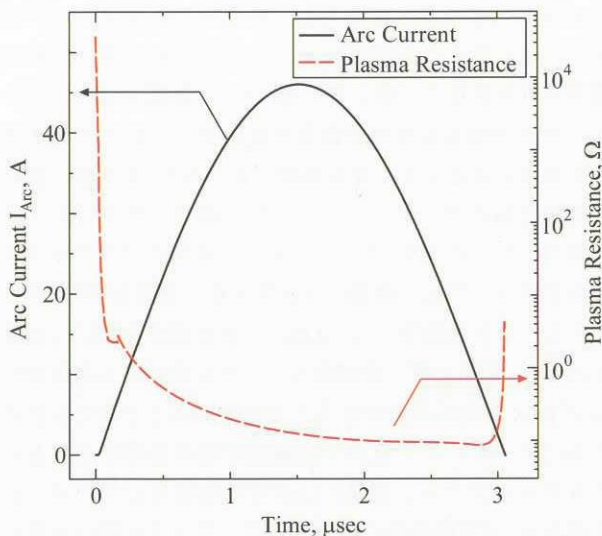
$$\frac{\partial(A\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} [A(\rho u^2 + P)] = P \frac{\partial A}{\partial x} \quad (19)$$

$$\frac{\partial(AE)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} [Au(E + P)] = A(Q_j - Q_{\text{rad}} - Q_{\text{conv}} + Q_{\text{ab}}) \quad (20)$$

流れ場の計算には TVD マコーマック法を用いた<sup>16)</sup>.

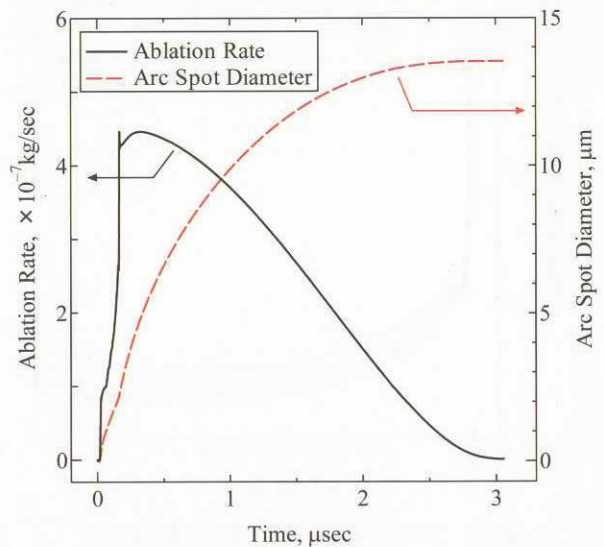
### 3. 計算結果

初期印加電圧を-200V とした場合の電流波形, プラズマ電気抵抗の時間変化を第3図に示す. 図に示されているようなパルス的な電流が流れた際に, プラズマ電気抵抗は急激に低下した後緩やかに減少した. これはジュール加熱により中性ガスがプラズマ化され, プラズマの電気抵抗率が低減したことに起因している. また放電の終盤にはアークスポット内の粒子密度が低くなることにより, プラズマ電気抵抗が増加している. 第4図は初期印加電圧を-200V とした場合のアブレーションレートとアークスポット直径の時間変化を示している. アブレーションレートは単位時間当たり陽極酸化層から溶け出る粒子の質量を表している. 図より陽極酸化層は放電初期において急激に溶け出し, その後放電が終了するまで徐々に溶けるものと考えられる. 第5図はアークスポット直径の時間変化を初期印加電圧を変化させて描いたものである. 図中で上方に引かれた水平な直線は, 地上実験において数回のアーキング後のサンプル表面に観察されたアークスポット直径を示してい

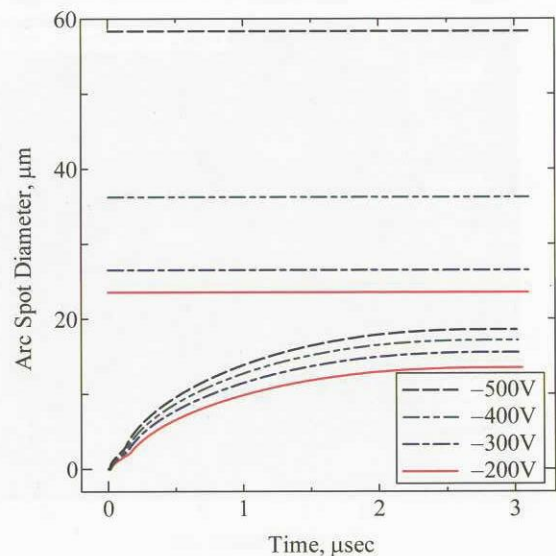


第3図 電流波形とプラズマ電気抵抗の時間変化

る. アークスポット直径は初期印加電圧の増加とともに拡大する傾向を示しており, 実験で観察されたアークスポット直径の初期印加電圧依存性と一致している. そのため放電前に蓄えられていたエネルギーが大きいほど放電の最中に陽極酸化層へ入射するエネルギーは増加し, より多くの陽極酸化層が蒸発するものと考えられる. しかしながら, これらの計算結果は実験で観察されたアークスポット直径に比べ小さい値であった. さらに計算結果におけるアークスポット直径は実験で観察されたものよりも初期印加電圧の影響が小さい. これらのことから, 放電が同一箇所で繰り返し発生することにより, アークスポットの直径が拡大される効果があるものと予想される. 第6図はプラズマ電気抵抗の時間変化を初期印加電圧を変化させて描い



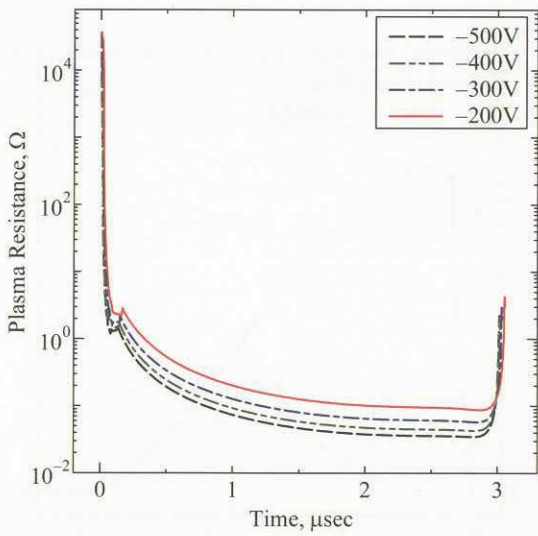
第4図 アブレーションレートとアークスポット直径の時間変化



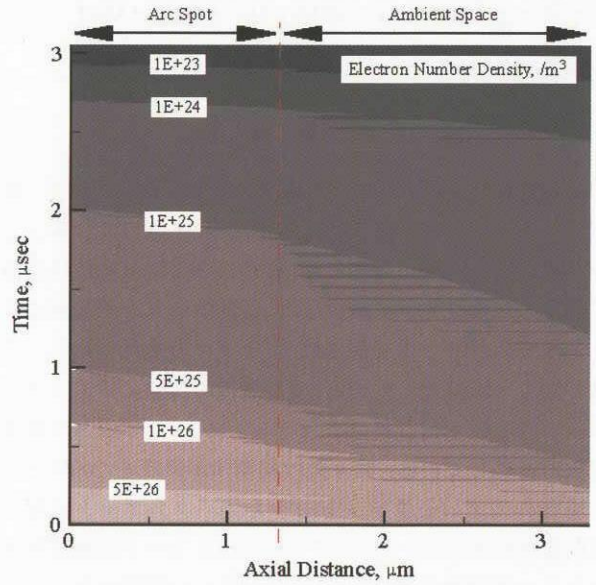
第5図 アークスポット直径の初期印加電圧依存性

たものである。第5図より初期印加電圧が高いほど多くの陽極酸化層が溶け出すため、その結果アークスポット内の中性ガス密度が増加し、プラズマ電気抵抗は大きくなる可能性がある。しかしながら初期印加電圧を高くすると放電の最中におけるプラズマ電気抵抗は小さくなる傾向が見られた。そのため放電前に蓄えられていたエネルギーが増加することにより陽極酸化層へ入射するエネルギーが増加し、同時にアークスポット内のプラズマの電離に消費されるエネルギーも増加すると考えられる。第7図、第8図に初期印加電圧が200Vの場合の軸方向中性粒子密度、電子数密度分布の時間変化を各々示す。中性粒子密度、電子数密度共に軸方向の変化量に比べ時間の変化量が支配

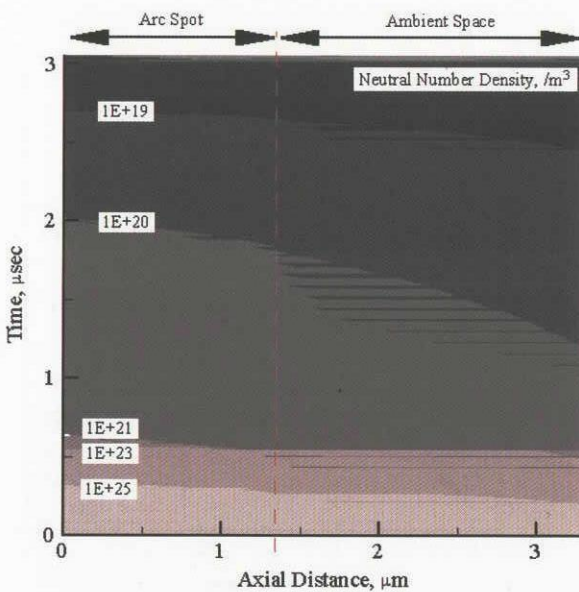
的であることがわかる。またアークスポット内部と外部における数密度の相違はほとんど確認されなかった。第7図、第8図より中性粒子密度、電子数密度のオーダーは共に周辺のプラズマ密度に比べ非常に大きくなることが予想される。そのため、このようなプラズマが光学機器等に付着することによりコンタミの原因となる可能性があると考えられる。



第6図 プラズマ電気抵抗の初期印加電圧依存性



第8図 軸方向電子数密度分布の時間変化



第7図 軸方向中性粒子密度分布の時間変化

#### 4. ま と め

本研究では宇宙機表面の絶縁性材料で発生するアーキングによって、アークスポットがどのように拡大するかを調べるために熱流体計算を行った。計算結果から、アークスポットの直径は放電発生前に蓄えられたエネルギーが大きいほど拡大する傾向を示しており、これは地上実験で観察された結果と一致していた。さらに放電の最中におけるプラズマ電気抵抗は放電発生前に蓄えられたエネルギーが大きいほど小さくなる傾向が見られた。また溶け出した陽極酸化層がアークスポット内から周辺プラズマ中へ排出されることにより、アークスポット近傍のプラズマは周辺のプラズマに比べ非常に高密度となる結果が得られた。このような計算結果から、LEOの宇宙機が高電圧で運用されると、表面を覆う絶縁物のアーク放電による劣化進行が早まり、目的の熱特性を失う可能性があると考えられる。さらにアーキングによって陽極酸化層が溶融することによりアークスポット近傍には非常に高密度なプラズマが生成され、光学機器等に付着することによる汚染の可能性も考えられる。

## 参 考 文 献

- 1) NASA/SDIO Space Environmental Effects on Material Workshop, NASA CP-3035, 1989.
- 2) H. Tahara, L. Zhang, M. Hiramatu, T. Yasui, T. Yoshikawa, Y. Setuhara and S. Miyake: Exposure of Space Material Insulators to Energetic Ions, *J. Appl. Physics*, **78** (1995) , pp. 3719-3723.
- 3) L. Zhang, T. Yasui, H. Tahara and T. Yoshikawa: X-ray Photoelectron Spectroscopy Study of the Interactions of  $O^+$  and  $N^+$  Ions with Polyimide Films, *Jpn. J. Appl. Phys.*, **36** (1997) , pp. 5268- 5274.
- 4) A. C. Trrible, R. Lukins, E. Watts, V. A. Borisov, S. A. Demidov, V. A. Denisenko, A. A. Gorodetskiy, V. K. Grishin, S. F. Nauma, V. K. Sergeev and S. P. Sokolova: United States and Russian Thermal Control Coating Results in Low Earth Orbit, *J. Spacecraft and Rockets*, **33** (1996) , pp. 160-166.
- 5) H. Tahara, K. Kawabata, L. Zhang, T. Yasui and T. Yoshikawa: Exposure of Spacecraft Polymers to Energetic Ions, Electrons and Ultraviolet Light, *Nucl. Instrum. and Methods*, **B121** (1997) , pp. 446-449.
- 6) D. Matsuyama, H. Tahara, T. Matsuda, T. Yasui and T. Yoshikawa: Ground Experiments of Interaction between Plasma Flow and Negatively Biased or Charged Materials, Proc. 26th Int. Electric Propulsion Conf., Kitakyusyu, Japan, IEPC-99-224, pp. 1314-1321, 1999.
- 7) H. Tahara, T. Yasui, D. Matsuyama and T. Yoshikawa: Laboratory Simulation of Charging Relaxation by Plasma Flow, Proc. 7th Spacecraft Charging Technology Conf., ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, ESA SP-476, 2001.
- 8) H. Tahara, D. Matsuyama, T. Yasui and T. Yoshikawa: Mitigation Process of Spacecraft Negative Charging by Plasma Flow, Proc. 27th Int. Electric Propulsion Conf., Pasadena, CA, USA, IEPC-01-258, 2001.
- 9) D. C. Ferguson and G. B. Hillard: Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Guidelines, NASA/TP-2003-212287, 2003.
- 10) 田原弘一, 永田政人, 増山貴久: 宇宙機表面のアーキングに関する地上実験, 日本航空宇宙学会論文集, vol. 52, No. 609, pp. 473-478, 2004.
- 11) M. R. Carruth, Jr., T. Schneider, M. McCollum, M. Finckenor, R. Suggs, D. Ferguson, I. Katz, R. Mikaterian, J. Alred and C. Pankop: ISS and Space Environment Interactions Without Operating Plasma Contactor, AIAA Paper, AIAA-2001-0401, 2001.
- 12) 関口忠, 「電気学会大学講座 プラズマ工学」, 電気学会, 1997.
- 13) T. Edamitsu, H. Tahara, T. Yoshikawa: Effects of Cavity Length and Material on Performance Characteristics of a Coaxial Pulsed Plasma Thruster, Proc. 24th Int. Symposium on Space Technology and Science, Miyazaki, Japan, ISTS 2004-b-6, 2004.
- 14) C. H. Chang and E. Pfender: Heat and Momentum Transport to Particulates Injected Into Low-Pressure (~80mbar) Nonequilibrium Plasmas, *IEEE Transactions On Plasma Science*, Vol.18, No.6, 1990.
- 15) A. Busch, G. G. Grau, W.Kast, A.Klemenc, W. Kohl, C. Kux, G. Meyerhoff, A. Neckel, E. Ruhtz, K.L. Schafer, S. Valentiner: Landort-Bornstein, Numerical Data and Functional Relationships in Science and Technology, 6th Ed, Vol.2.2a, 1960.
- 16) 廣瀬直喜, 池川昌弘, 登坂宣好, 久保田弘敏, 本間弘樹, 「圧縮性流体解析 数値流体力学シリーズ2」, 東京大学出版会, 1995.

# 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(アークトラック)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トラック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「電力ハネのアークトラック」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。

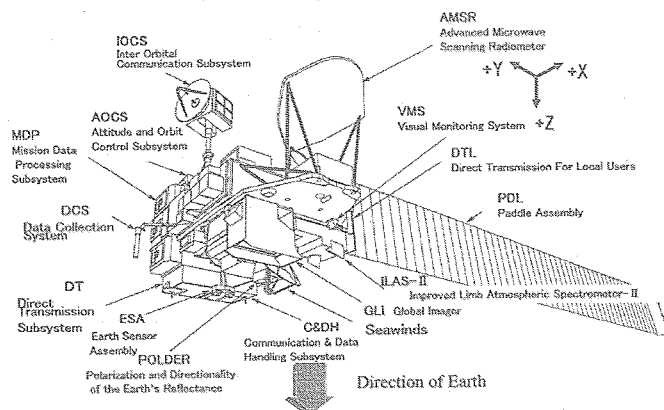


図1 ADEOS-II 軌道上概観

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]

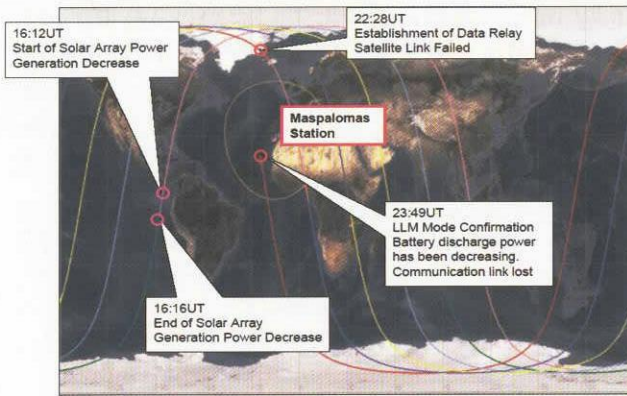


図2 異常事象発生ロケーション

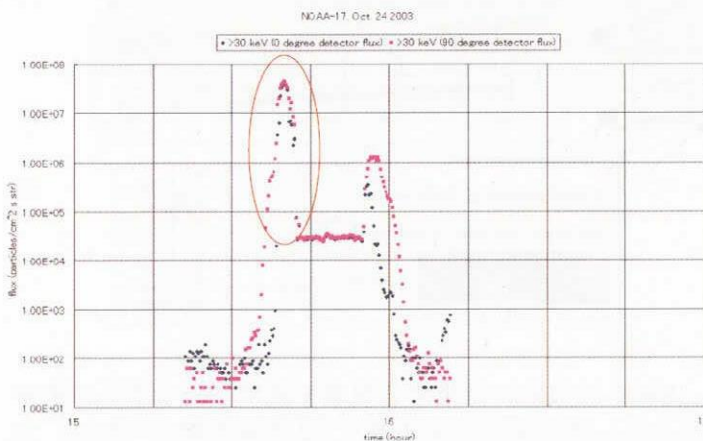


図4 NOAA-17観測データ

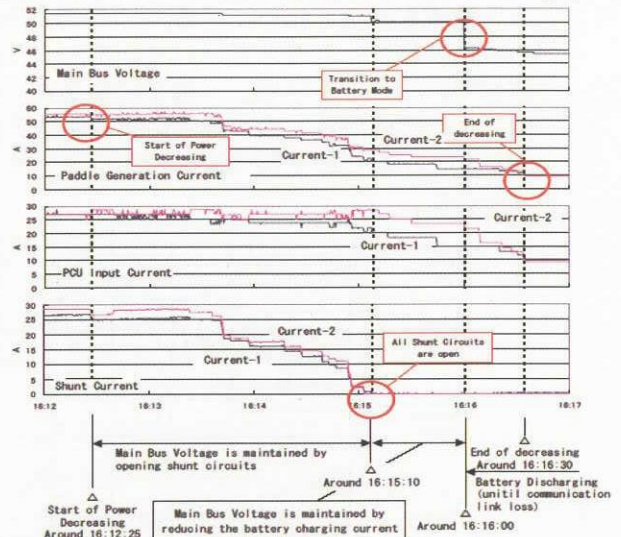


図3 発生電力テレメトリデータ

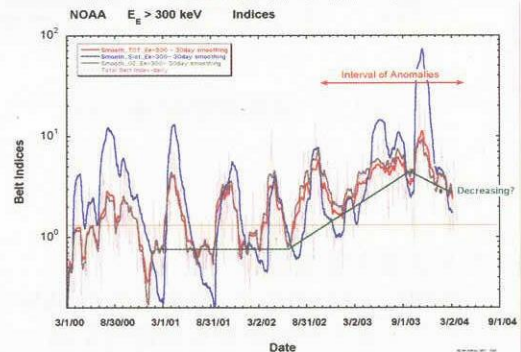


図5 Base Electron flux levels at LEO

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。

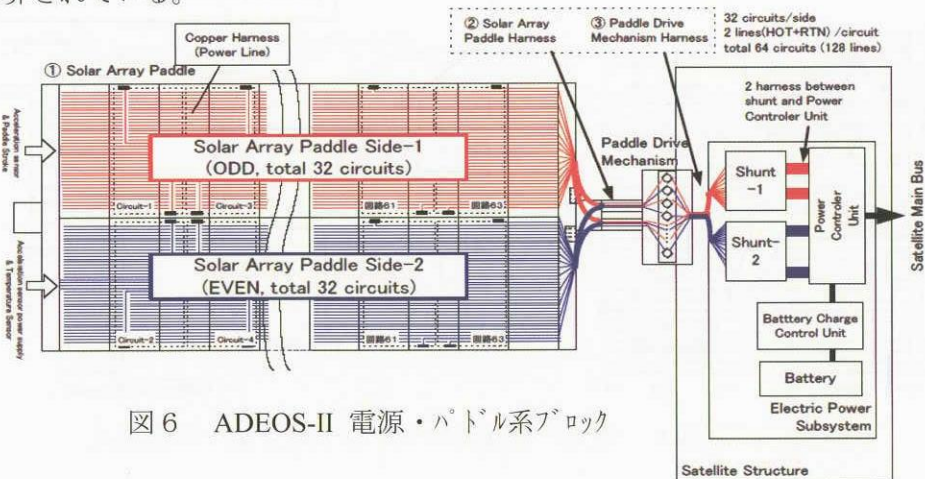


図6 ADEOS-II 電源・パドル系ブロック



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。

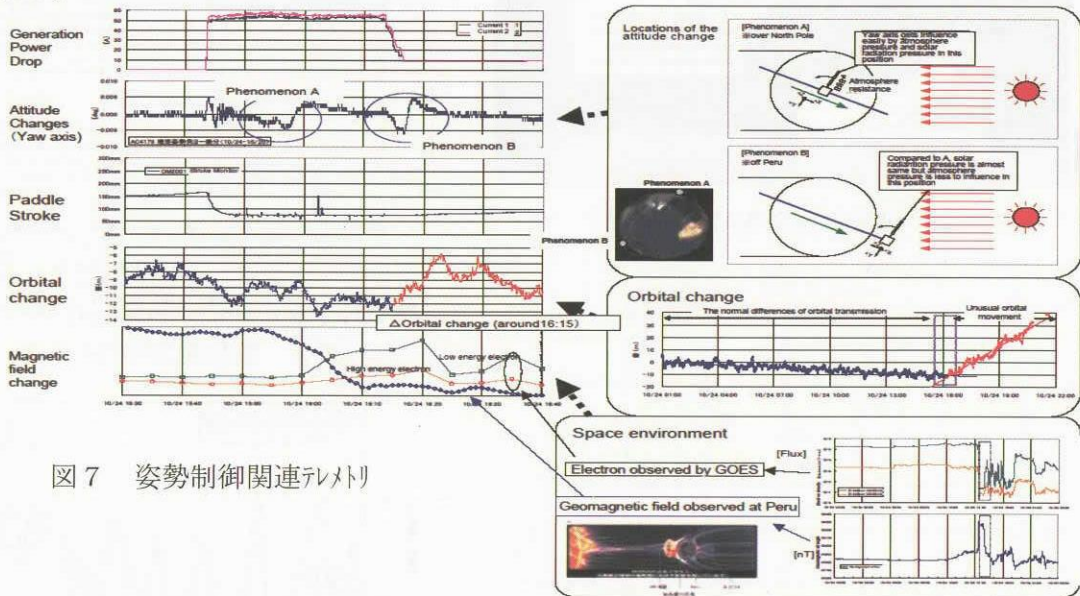


図7 姿勢制御関連テレメトリ

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。

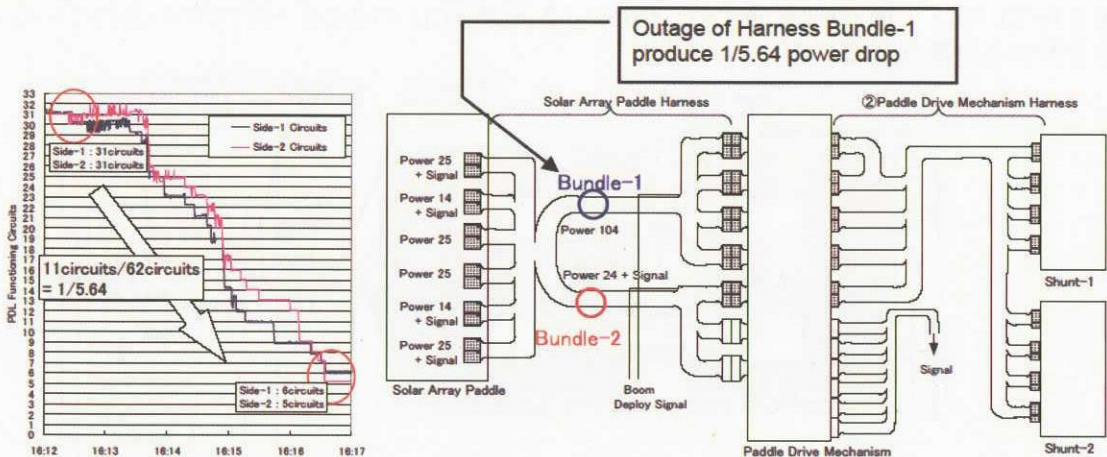


図8 電力ハーネス束ねコンフィギュレーションと束ハーネス電力比

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。

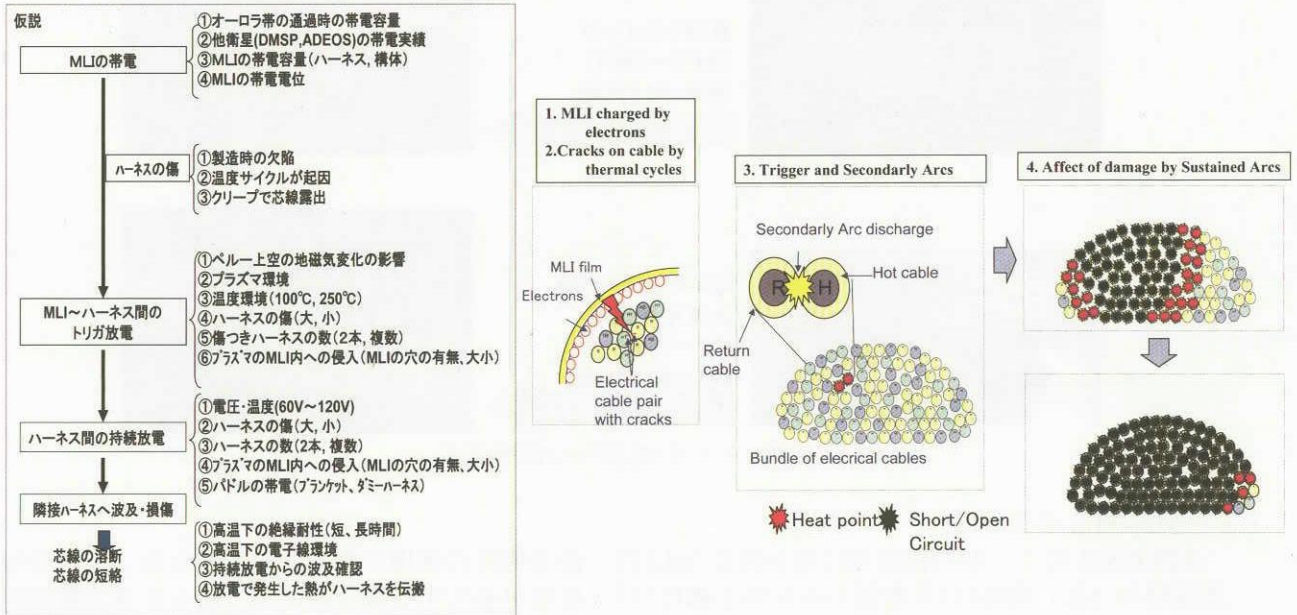


図9 不具合発生シナリオ及びシナリオイメージ

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計測は有るが、ハーネス温度そのものを測定した計測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℃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シャット回路に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℃～255℃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ミナ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。

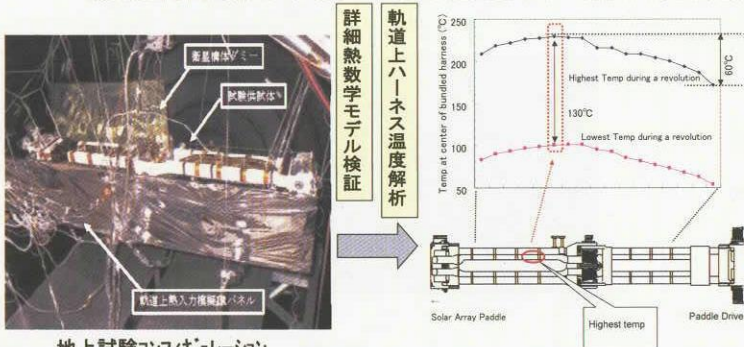


図11 地上検証試験及びミナル温度解析

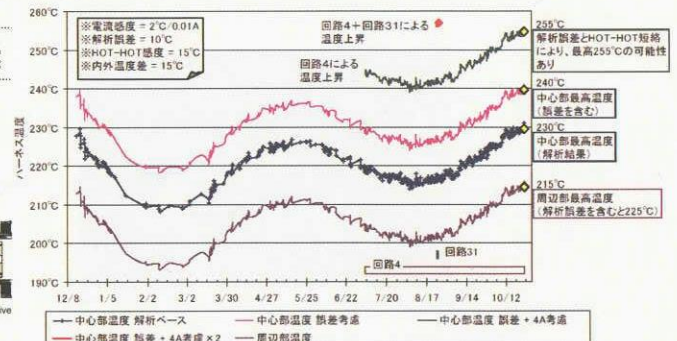


図12 100W 発生電力変動考慮ワースト温度解析

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パー内試験及び軌道上ノ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]

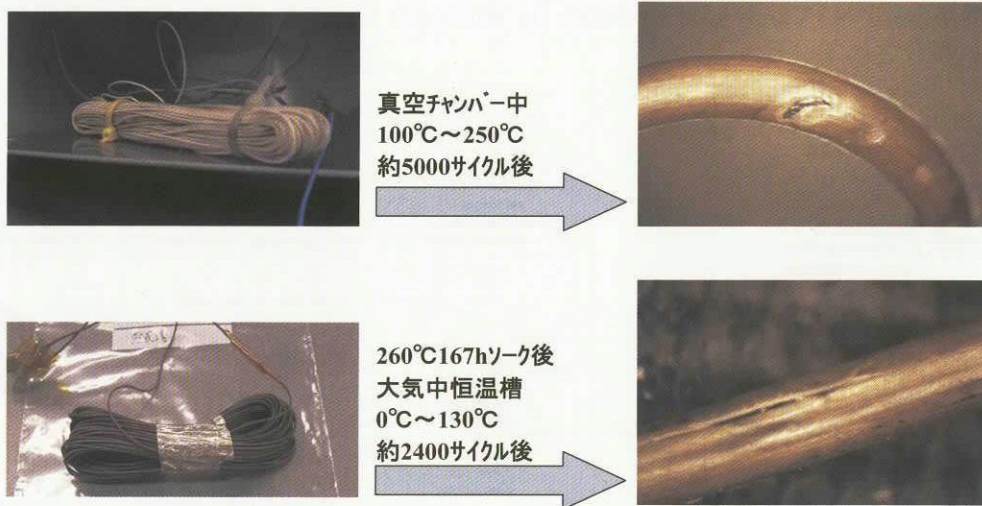


図13 ハーネス温度サイクル試験結果

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μm~十数μm 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。

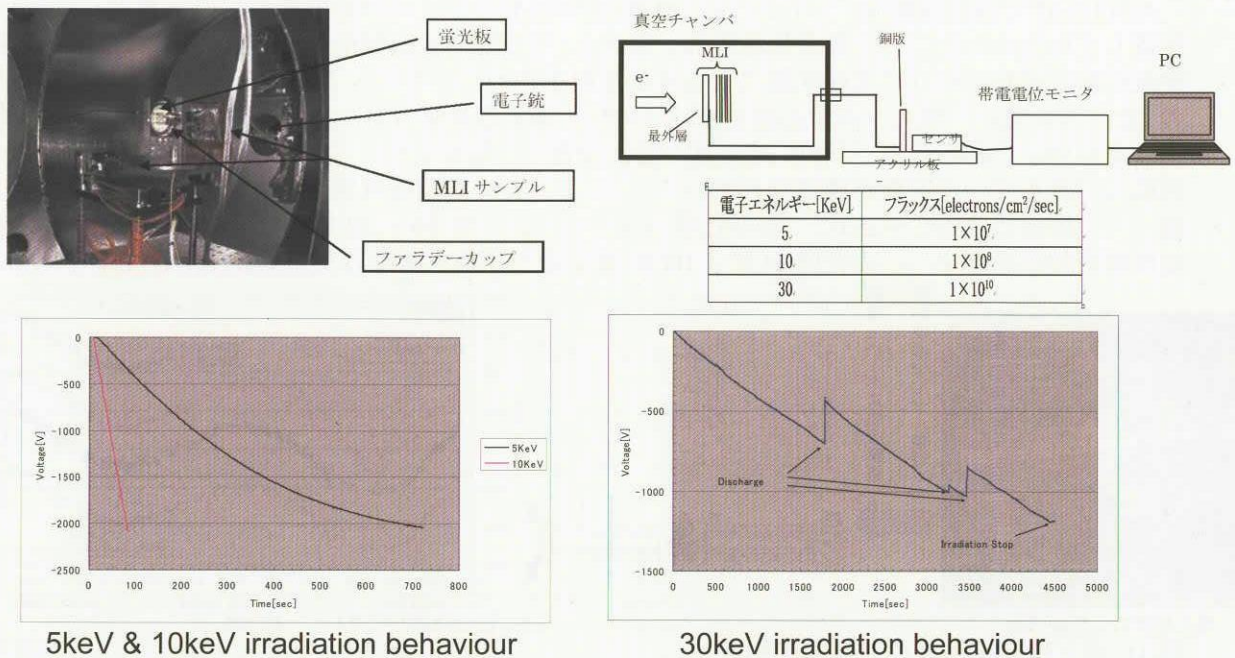


図14 電力ハーネス部 MLI 帯電検証試験

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]

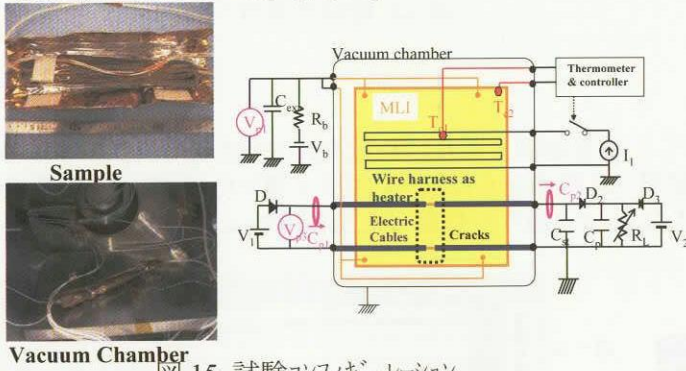


図 15 試験コンフィギュレーション

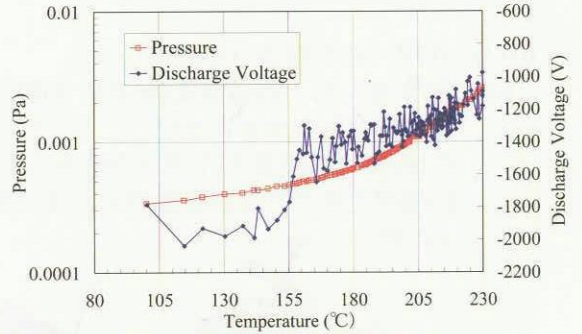


図 16 トリガー放電発生閾値

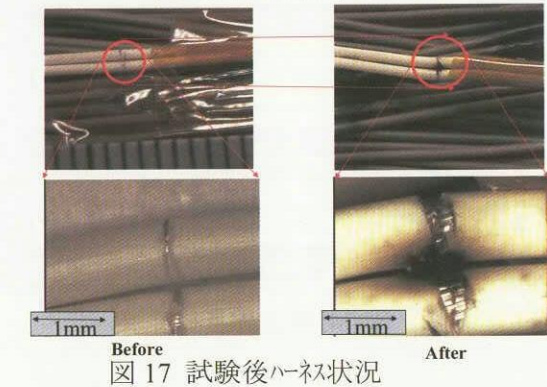


図 17 試験後ハーネス状況

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

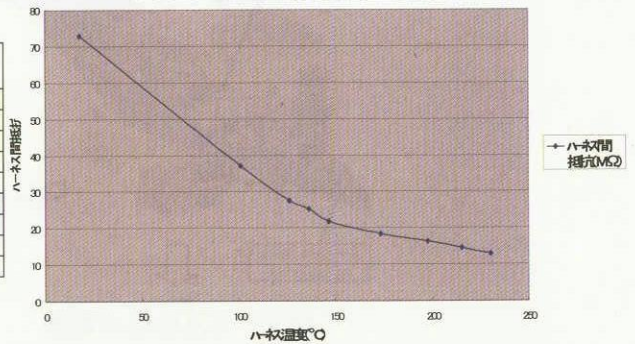


図 18 炭化導電路抵抗

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]

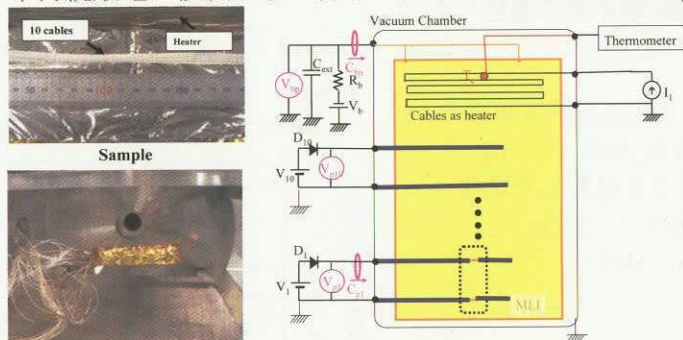


図 19 試験コンフィギュレーション



図 20 試験状況 (持続放電発生)



図 21 試験後供試体状況

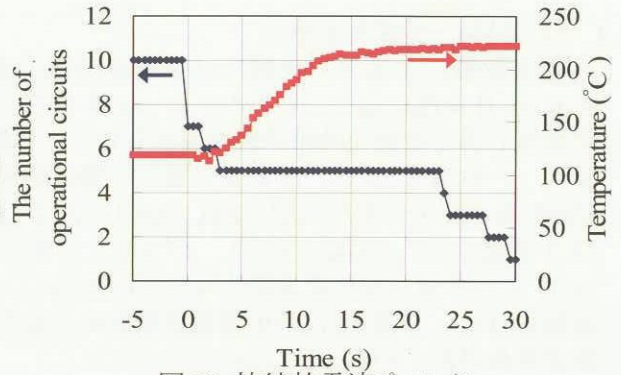


図 22 持続放電波プロファイル

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。

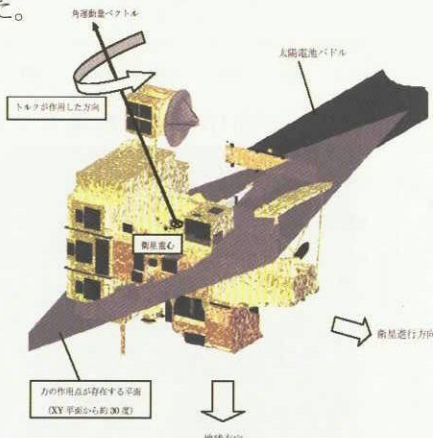


図 23 外乱作用点範囲

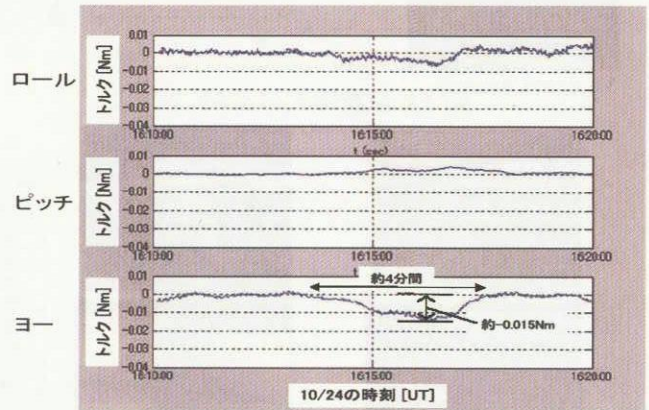


図 24 推定外乱トルク

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。

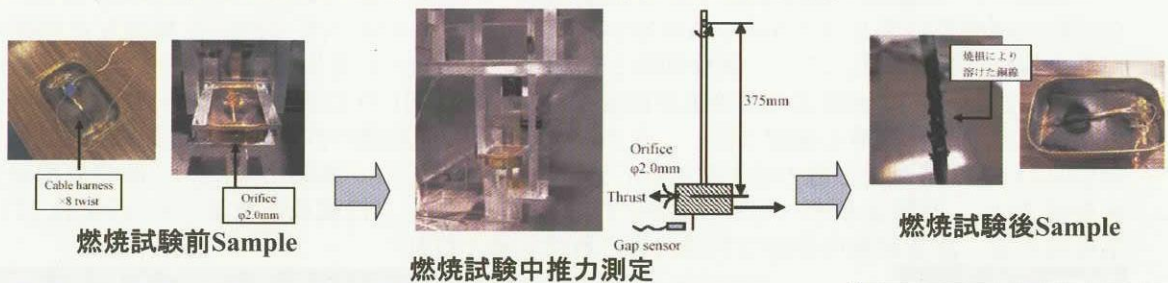
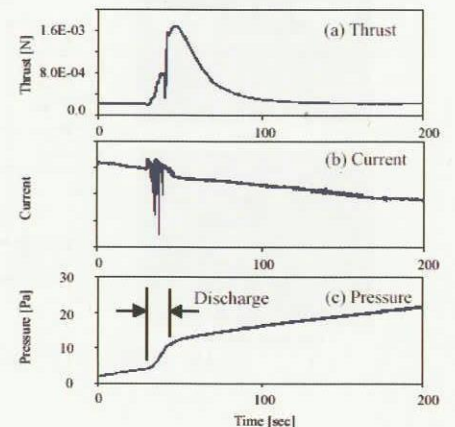


図 25 試験コンフィギュレーション

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(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。

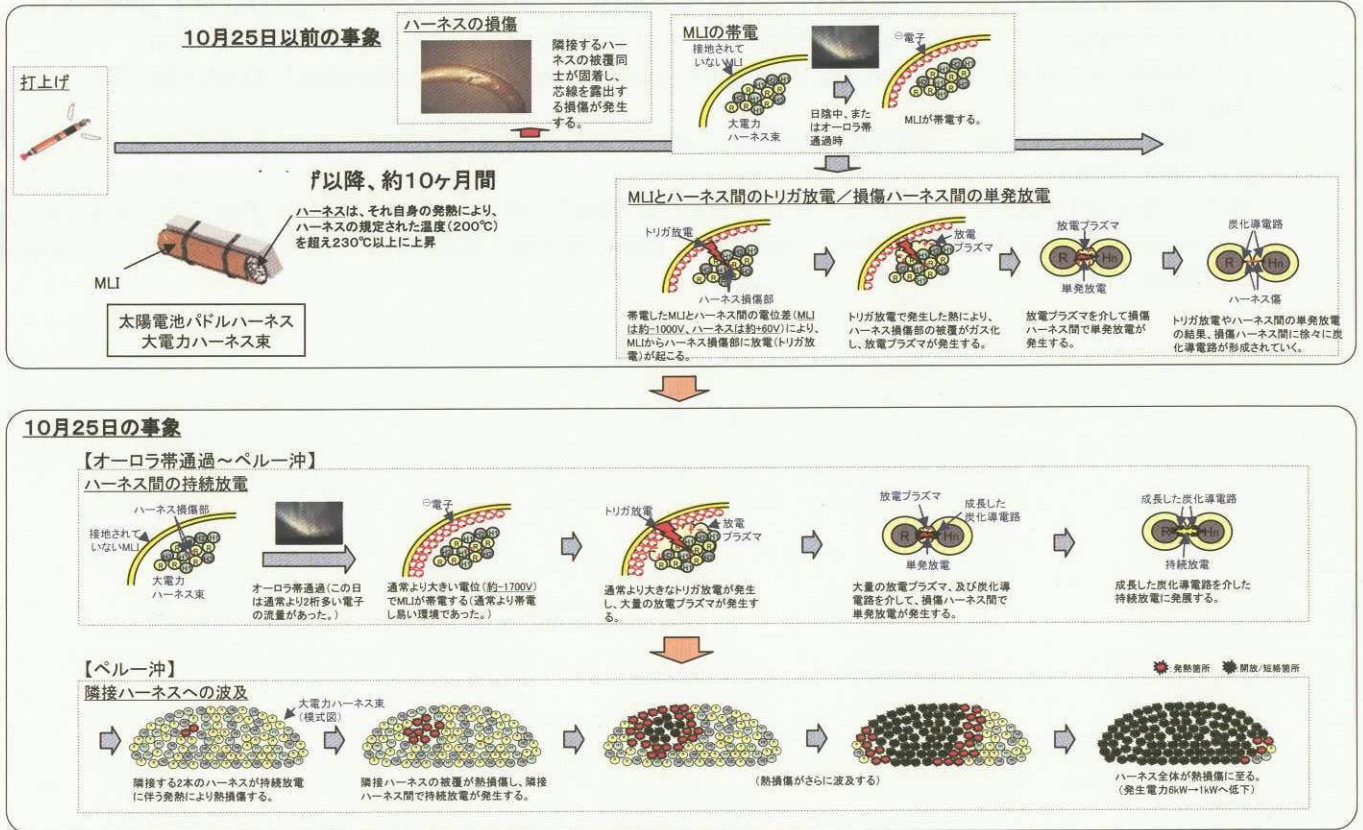


図 27 不具合発生メカニズム全体イメージ

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事が必要である。
- 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サブイナ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、九工大殿、千葉大殿及び関連メカの原因究明に関わった多数の方々のおかげ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, Number2

[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)、 “トルク作用・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





## ADEOS-II 事故時の軌道上環境

中村 雅夫 (情報通信研究機構)

### はじめに

ADEOS-II (みどり 2 号) の事故は、2003 年 10 月 25 日 16:12-16:16UT(Universal Time) にかけて約 5kW の電力低下という形で起こった。2003 年は、太陽黒点相対数の 11 年周期の極大期から極小期への減衰期で、10 月末から 11 月初めにかけて記録的な太陽活動とそれにとまなう磁気圏擾乱が起こった。これら一連の太陽地球磁気圏変動は大変興味深いのが、ここでは事故とは直接関係がないと考えられる事象の報告は別の機会に譲り、直接関係すると考えられる事象のみを取り上げ、事故時の ADEOS-II の軌道上環境について述べる。

### 宇宙環境概況

ADEOS-II の事故に関連する軌道上環境異常は、図 1 の GOES 衛星が観測した太陽 X 線強度プロットに見られる、10 月 23 日 08:35 UT に起こった X5.4 (図中の X 線強度) フレアにより発生したコロナ質量放出 (CME) が、惑星間空間衝撃波 (interplanetary shock) を前面にとまなう地球磁気圏に向かって飛んできたため引き起こされたと考えられる。図 2 に、SOHO 衛星が撮影した X5.4 フレア (左図、左側の境界付近の発光領域) とそれに続く Partial Halo CME (右図、一部が地球方向へ放出) を示した。図 3 に、地球から太陽側へ 150 万 km 離れた太陽と地球の重力がつりあう (L1) 点に位置する ACE 衛星が観測した、10 月 25 日の太陽風の磁場・密度・速度・温度成分を示した。磁場強度と太陽風速度・密度・温度の急激な上昇で表される衝撃波面が 14:49UT 頃に、その後 CME 本体とそれに続く乱れた構造が観測された。この衝撃波はおよそ 40 分後に地球磁気圏と衝突し、磁気圏の太陽側境界を静止衛星軌道の内側まで圧縮したことが、GOES 衛星の磁場観測などから明らかになっている。この期間を含む、地上の地磁気観測から得られる磁気圏活動を表す Dst 指数とオーロラ活動指数を図 4 に示した。Dst 指数は、リングカレント (赤道環電流) 強度を反映した指数で、磁気圏境界圧縮にとまなう上昇は見られるが、それ以降の磁気嵐の発達を表す減少が見られなかった。このタイプの変動は、SI (Sudden Impulse) とよばれている。磁気嵐が発達しなかったのは、CME 本体とそれに続く領域の太陽風磁場で北向き成分が続き、リングカレントが成長しなかったためと考えられる。しかしオーロラ活動指数は、事故時刻前の約 6 時間にわたりオーロラ活動が活発でサブストームが数回起こっており、事故時刻の約 30 分前に大きなピークがあったことを示している。

### ADEOS-II 軌道上環境

ADEOS-II には、宇宙環境計測装置 (TEDA) が搭載されており、高エネルギーのイオンと電子を計測していた。その事故時前後の計測結果を図 5 に示す。ただし、15:57UT 以前にカウントが無いのは、データ転送スケジュールによるデータ欠損のためである。事故時刻前後のカウント値は比較的大きく、磁気圏が荒れていたことを示しているが、特別に大

きな値というわけではなかった。そこで、データ欠損期間の軌道上プラズマ環境を推測するため、極軌道でプラズマを観測していた NOAA-15, 16, 17 の 30keV 以上の電子フラックスのデータを調べた。特に NOAA-17 は、事故時刻に ADEOS-II とほぼ同一軌道を飛んでおり、その観測結果は ADEOS-II が軌道上で受けたプラズマ環境を反映していると考えられる。図 6 に、10 月 24 日の NOAA-15,16,17 が観測した電子フラックスを示す。NOAA 衛星のプラズマ観測器は、衛星に対して天頂 (0 度) 方向とそれに垂直 (90 度) 方向とに観測視野を持っている。通常極域では、90 度方向 (磁場にほぼ垂直成分) が 0 度方向 (磁力線にほぼ沿った成分) より大きなフラックスを観測する。そのため、NOAA-15,16 については 90 度方向のみを示した。電子フラックスは、極域と SAA (South Atlantic Anomaly) 領域に山があり、両端の鋭いオーロラ帯のピークを持つ山が南北極域を表している。事故時刻の前後で、オーロラ帯のフラックスが大きくなっており、オーロラ活動が活発になっていたことがわかる。事故時刻直前に北極域を横切った NOAA-17 の観測で、最初のオーロラ帯のピークが、通常より 2 桁大きく、オーロラ活動が活発な前後の軌道と比べても 1 桁大きいことがわかった。このピークは、ADEOS-II のデータ欠損期間にちょうど一致しており、図らずも宇宙環境の連続的取得の重要性を示している。また、オーロラ帯の電子フラックスがこれほど増大するのは極めてまれで、複数機の NOAA 衛星でも年に 1 度観測するかどうかの値である。

この軌道上のオーロラ電子フラックスの異常増大による影響を調べるため、事故時刻直前の北極域通過時の衛星表面への 30keV 以上の電子による電荷の流入量を評価した。NOAA-17 の詳細な観測結果を図 7 に示す。先に述べたように、フラックスには角度依存性があるため、0 度と 90 度の平均値を用いた。ただし、電子フラックスのピークでは、両方向とも同程度の値を示している。図 7 に示した期間の電子フラックスを積分することで、30keV 以上の電子の流入量として  $2.94 \times 10^{10}$  (particles / cm<sup>2</sup>) の値を得た。この値の 9 割は  $10^6$  (particles / s cm<sup>2</sup>) 以上のフラックスからの寄与であり、事故時刻直前の北極域で最初にオーロラ帯を南から北、真夜中から朝側方向へと通過している時に集中していた。

## まとめ

ADEOS-II の電力低下事故時の軌道上環境異常は、太陽フレアにより放出された CME が、前面に衝撃波をともなって磁気圏と衝突することにより、オーロラ活動の活発化させた結果起こったと考えられる。事故時刻直前の北極域のオーロラ帯通過時に、通常に比べて約 2 桁大きな電子フラックスを浴び、衛星表面に大量の電子が流入したことがわかった。ここで得られた値を元に、ADEOS-II の事故解析が進められ、ADEOS-II 本体と太陽パドルを結ぶ電源ハーネスを包む衛星本体にアースされていない MLI に短時間に電荷が蓄積されることで、帯電・放電を起し、事故の引き金になったと考えられる。

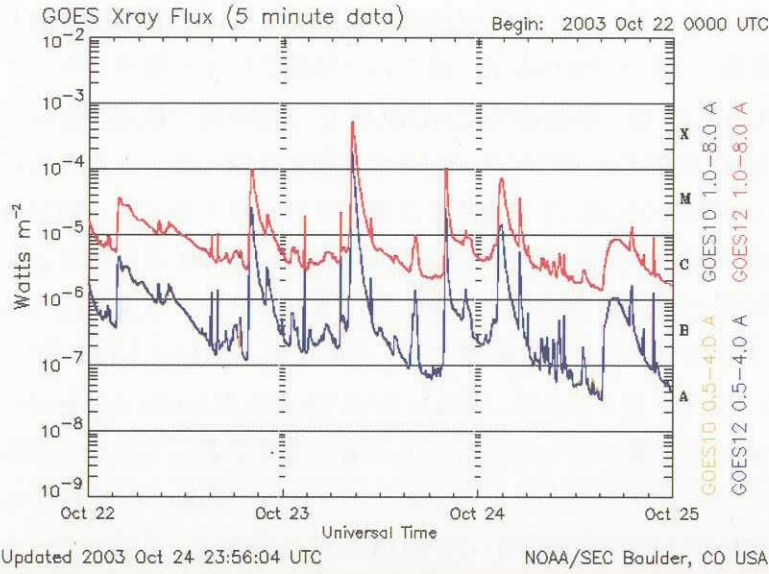


図1 : GOES 衛星に搭載されたX線計測器の観測 (NOAA/ SEC より)



図2 : SOHO 衛星が捕らえた太陽フレア (ETI 195) と CME (LASCO C3) (NASA/SOHO より)

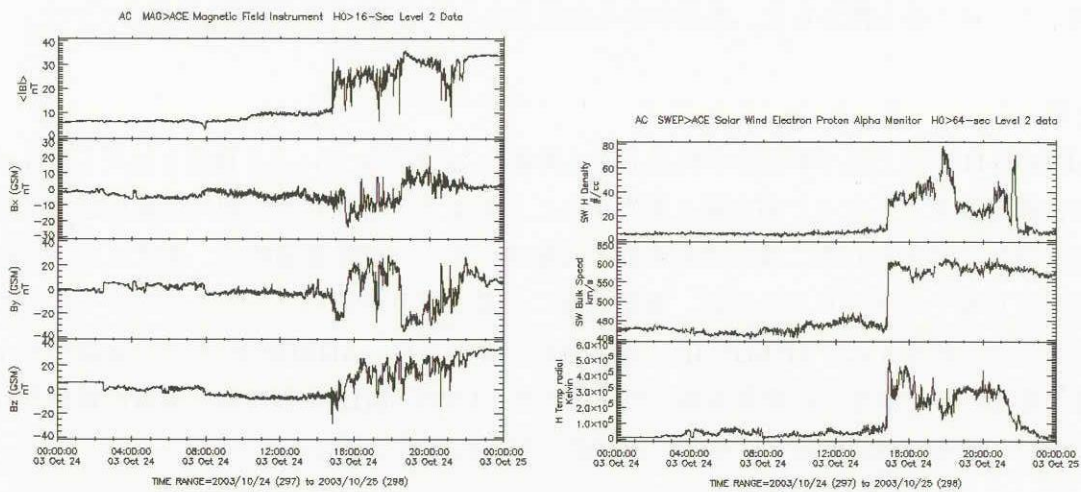


図3 : ACE 衛星が地球の前で観測した太陽風の磁場の強度・GSM 座標 3成分 (左) と太陽風の密度・速度・温度 (右) (Coordinated Data Analysis Web より)

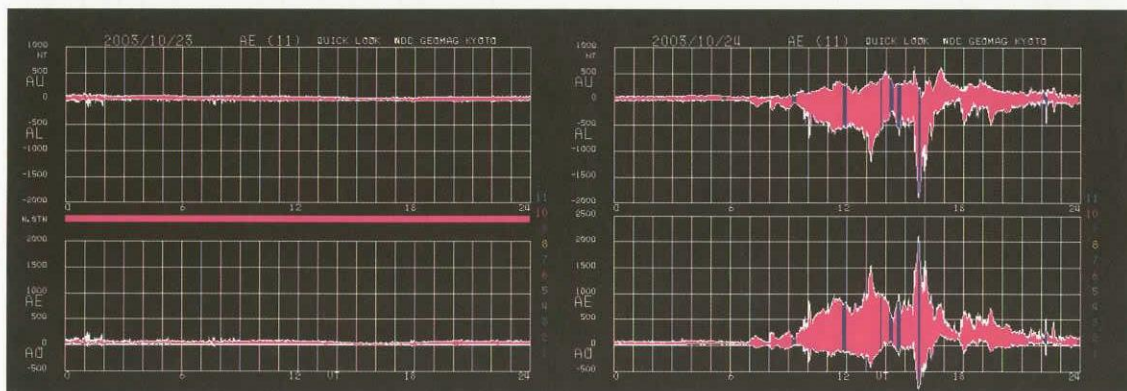
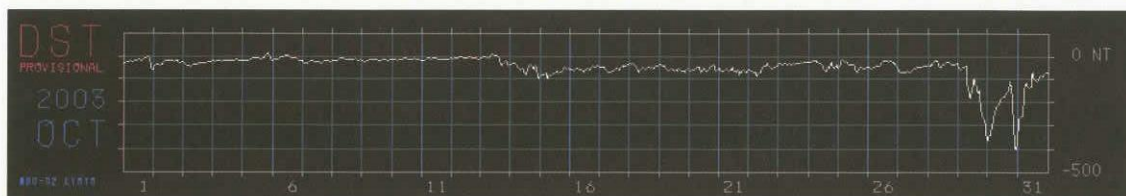


図4：2003年10月のDst指数(上)と10月23-24日のオーロラ指数(下) (Geomagnetic Data Service, Kyoto University より)

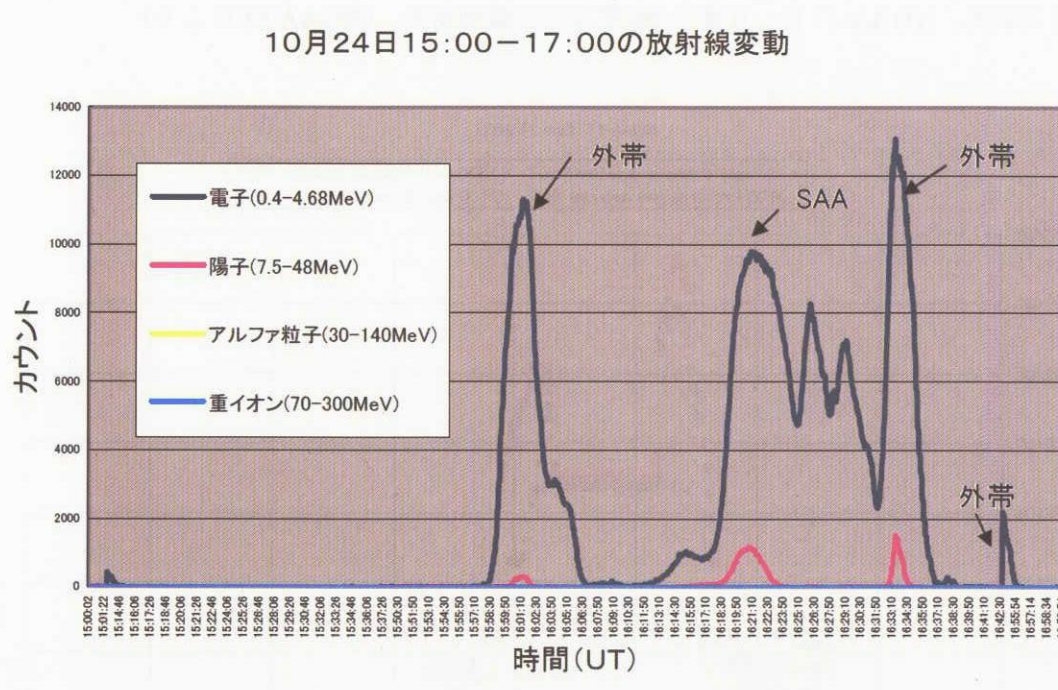


図5：ADEIS-II が観測した放射線帯変動 (JAXA/ISTA 環境計測技術グループより)

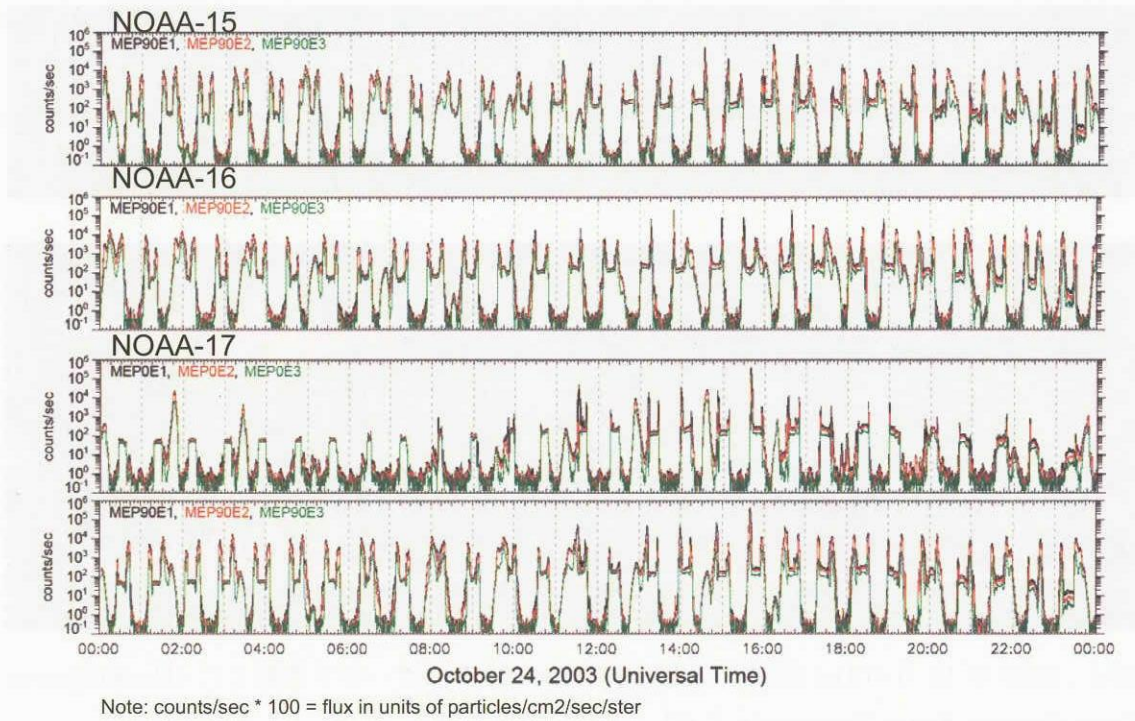


図6：NOAA-15,16,17 衛星の 2003 年 10 月 24 日の電子計測データ。NOAA-15,16 は 90 度方向の観測、NOAA-17 は、0 度と 90 度方向の観測結果。(NOAA/SEC より)

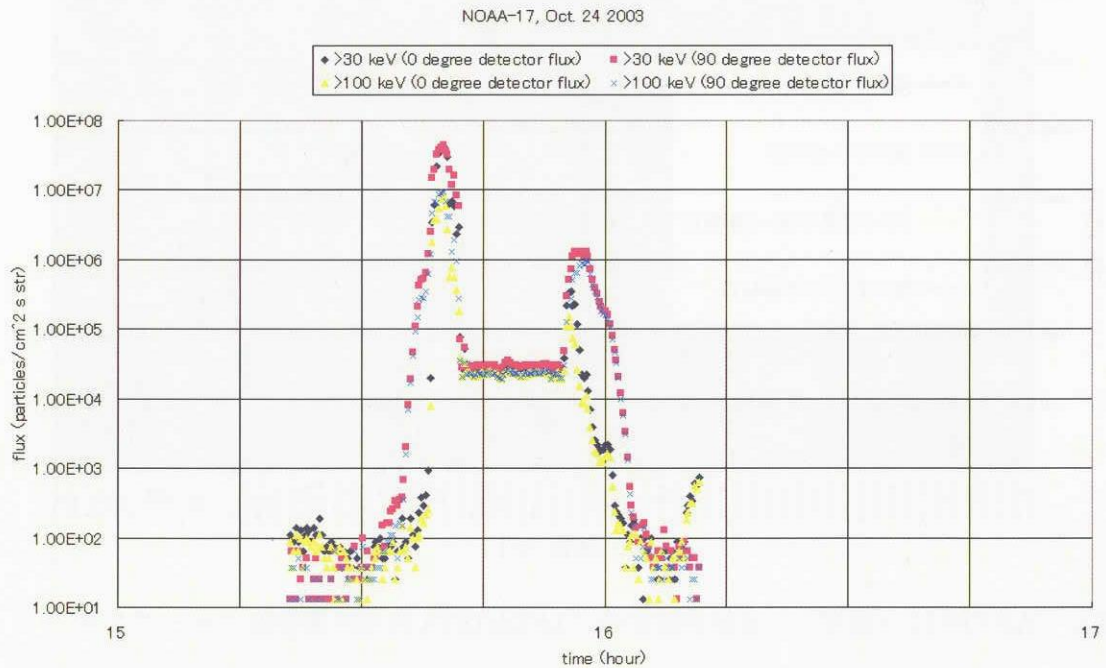


図7：NOAA-17 衛星の 2003 年 10 月 24 日の ADEOS-II 事故時直前の北極域横断時の電子計測結果 (NOAA/SEC/D. Evans 氏より)



# ADEOS-II ハーネス熱サイクル検証

## Validation on Thermal Cycle Degradation of ADEOS-II Power Supply Harness

石澤 淳一郎<sup>1)</sup>, 馬場 尚子<sup>1)</sup>, マイケル・ニーシュ<sup>1)</sup>, 南 伸太郎<sup>1)</sup>, 今川 吉郎<sup>1)</sup>  
Junichiro Ishizawa, Naoko Baba, Michael J. Neish, Shintaro Minami, Kichiro Imagawa

黒崎 忠明<sup>2)</sup>, 前島 弘則<sup>2)</sup>, 小島 寧<sup>2)</sup>  
Tadaaki Kurosaki, Hironori Maejima, Yasushi Kojima

\*1 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 マテリアル・機構技術グループ  
\*2 宇宙航空研究開発機構 宇宙利用推進本部

### Abstract

On October 25, 2004 ADEOS-II (Advanced Earth Observing Satellite-II; Midori-2) ceased supplying observational data owing to a catastrophic power failure. FTA (Fault Tree Analysis) suggested that a rupture or short circuit of the power harness between the PDL (Solar Array Paddle Subsystem) and the electric power subsystem was the most likely cause.

Material tests were conducted on the harness to elucidate the failure mechanism. High-temperature thermal cycling was seen to lead to anomalous expansion and contraction of the harness cable insulators. This phenomenon resulted in abrasion and fatigue of these materials.

### 1. はじめに

2003年10月に発生したみどり II (ADEOS-II) 太陽電池パドル発生電力低下の原因究明において、FTA(故障の木解析)の結果、太陽電池パドルの電力ライン、及び太陽電池パドルハーネスが可能性のある故障部位として推定された。このうち、最も可能性の高い事象と考えられるパドルハーネス束の開放・短絡ケースにつき、故障シナリオの成立性を評価するため電線被覆材料の劣化解析を行った結果を報告する。

なお、同材料について実施した隣接ハーネスへの波及評価(高温オフガス試験)及びデブリまたはメテオロイドの衝突による損傷評価結果については、参考文献<sup>1)</sup>を参照されたい。

### 2. 評価解析の概要

#### 2.1 運用異常発生時の観察事象

10月24日16時13分頃から約3分間で発生電力が約6kWから約1kWへ低下した。その後も、日照中は約1kW程度の電力が発生していた。

#### 2.2 太陽電池パドルハーネス概要

ハーネスの概要を表1に示す。電力の低下量より、推定故障部位は大電力ハーネス束と推定された。ハーネスは106本の電線を多層断熱材(MLI)で覆い、束線した構成である。

このハーネス部で使用されている電線は、レイケム55AWG22番線(公称外径1.09mm)であり、図1のようにヨリ線状の銀メッキ銅線と、肉厚0.15mmの電子線架橋ETFE(四フッ化エチレン・エチレン共重合樹脂)被覆材とで構成されている。

宇宙機用の電線には、耐熱性等の要求から、被覆材にポリイミド系やフッ素系高分子材料を使用することが多い。ETFEは代表的なフッ素系高分子材料であるPTFE(ポリ四フッ化エチレン; 代表的商品名テフロン)と比較し、

表1 ADEOS-II ハーネスの概要

ハーネス (大)	ハーネス (小)
電線総数 106 本	電線総数 90 本
電力線 104 本 (52 回路)	電力線 24 本 (12 回路)
信号線 2 本	信号線 60 本
多層断熱材	
ポリエステルフィルム (厚み 2 種)	
ポリエステルネット	
ポリイミドフィルム	

融点や耐アーク性に劣るが、成形性が良く押出・射出成形が可能のため、諸特性のバランスがよい電線被覆材として広く使用されている。さらに放射線照射(専ら電子線が使用される)や架橋剤利用によって架橋を進ませることにより、融点を超える温度域でも溶け出さず、ゴムのように形状を保つことができる。これにより、高温での機械的特性が改善される。

レイケム電線の場合は、押出成形により芯線に被覆が施された後、電子線架橋を行っている。

ADEOS-IIの運用異常調査により、ハーネス温度は熱サイクルの中で最高230℃(±解析誤差10~15℃)まで到達したことが分かっている<sup>2)</sup>。この温度は、レイケム55電線の連続使用可能温度である200℃を超えており、DSC(示差走査熱量測定装置)で測定した結晶融点(約236℃)近傍であった。

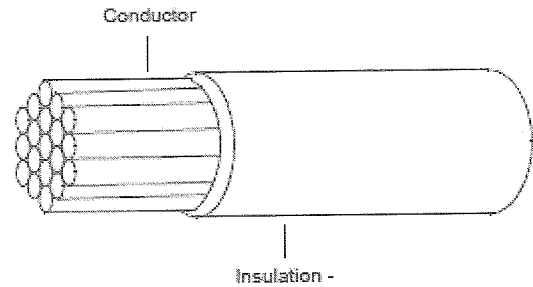


図1 レイケム 55 電線(Single wall)の構造  
(レイケム社のウェブサイトから引用)

## 2. 3 想定された故障シナリオ

ハーネス束が破断に至るまでのシナリオは、FTA等に基づき以下のように想定された。

[異常発生以前の事象]

- ① MLIの帯電：日陰中、またはオーロラ帯通過時に、接地されていないMLIが帯電する。
- ② ハーネスの損傷：打上げから運用異常発生までの何処かの時点で、被覆に損傷が発生した。
- ③ MLIとハーネス間のトリガ放電/損傷ハーネス間の単発放電：帯電したMLIとハーネス間にトリガ放電が発生する。また、損傷ハーネス間に単発的な放電が発生する。

[異常発生時の事象]

- ④ ハーネス間の持続放電：一組の損傷ハーネス間で単発放電から持続放電に発展する。
- ⑤ 隣接ハーネスへの波及：一組の損傷ハーネスが、持続放電に伴う発熱により熱損傷し、開放又は短絡に至る。また、熱損傷に伴う発熱により隣接ハーネスに波及し、熱損傷が大電力ハーネス束全体に波及する。各段階での事象は地上試験により検証された。本報では、事象②の被覆損傷の検証結果について報告する。

## 3. 成果の概要

### 3. 1 電線被覆材の損傷評価

同種の電線が国内外の宇宙機で多くの使用実績を有することから、軌道上における電線被覆材の主たる劣化要因として、ADEOS-IIで特徴的な環境であった、結晶融点近傍まで達する高温状態(熱サイクル)に着目した。なお、ADEOS-IIの運用中は、104本の電力線を束線していることにより、熱サイクルによる電線同士の固着や摩擦が加わる状態となる。

そこで、以下に示す高温に着目した(a)~(c)の環境試験、さらに今後の宇宙機の設計指針となるデータ取得を目的とした安全使用可能温度の評価を実施した。各環境試験後の試料に対しては、CCDカメラ及びレーザ顕微鏡を用いた表面観察、XPS(X線光電子分光分析)による組成及び化学結合状態分析、並びに熱サイクル負荷を行った際のき裂発生評価を含む材料劣化評価を行った。

#### (a) 熱真空曝露試験

10cm長のレイケム55電線に対し、温度250℃、真空下(1kPaより高真空)にて、850時間の熱真空曝露試験を実施した。

熱真空曝露後試料の被覆材では、表面が褐色に変色した他、曝露前試料では観察されなかった直径約1.7μmのポイドが筋状に配列している様子が観察された。XPSによる元素分析の結果を表2に示す。

元素分析は表面(最表面から数nm深さ以内)及び内部(最表面から数μm深さ以内;最表面を含まず)について実施した。その結果、熱真空曝露による組成変化は極表面に限られ、炭素が減少し、フッ素が増加することが分かった。なお、曝露前の試料においても、材料表面から酸素が多く検出されている。架橋ETFE被覆材では、押出成形時の高温によって表面に酸化層が形成され、この酸化層が熱分解して腐食性のHF(フッ化水素)を放出することが分かっている。今回の試験でも、熱真空環境曝露により、成形時の酸化層の熱分解が進み、変色、組成変化等



が起きたものと判断できる。

さらに、試験後の被覆材に対し ASTM E595 に準拠して実施したアウトガス測定試験結果を表 3 に示す。放出ガス量を示す TML(質量損失量比)と放出ガス中の水分量を示す WVR(再吸水量比)の差が、熱真空試験前後で変化が無いことから、有機ガス成分の放出量は、熱真空曝露後でも減少しないことが言える。一般的に熱真空環境に曝露された材料は、低分子有機成分がガスとして放出し、その後のアウトガス量が低減されるが、今回の試験では、結晶融点を超える熱真空環境に曝されたことにより、材料の低分子量化(熱分解)が進み、アウトガスが発生しやすくなったと考えられる。ETFE の結晶融点に近い温度で運用された場合、そのアウトガス量は増加する可能性があり、ADEOS-II の不具合原因とされる放電を起こすのに必要な真空度の低下は十分に起こり得る。

(b) 電子線照射試験

高分子材料に対する軌道上の主な劣化要素として、放射線(電子線)、紫外線、原子状酸素があるが、最も高温となった電線設置箇所はMLIに遮蔽されているため、紫外線や原子状酸素の影響は受けにくい。そこで、高温及び電子線照射の効果に着目した電子線照射試験を実施した。電子線による被覆材劣化の評価は、熱サイクル負荷での傷の発生を確認することとし、試料形状は熱応力の影響を模擬できる渦巻き状とした。試料の最外周の曲率は、ADEOS-II搭載状態で最も厳しい曲率とした。

表 4 の条件1~4に示す電子線照射を行った試料に対し、-65~200℃の熱サイクル試験を77回実施した。その結果、電子線照射量が最大、かつ照射温度が最高である条件4の試料において、図 2 に示す輪切り状のき裂が3箇所観察され、被覆材の脆化(伸びの低下)が生じることが明らかとなった。一般的に、電子線照射による高分子材料への影響は、架橋及び材料を劣化させる分子鎖切断の競合であるが、それら放射線の効果は高温ほど促進される。

表 4 電子線照射試験条件

条件	1	2	3	4	5	6	7	8
電子線照射量に相当する ADEOS-II 曝露期間 (月)	10	30	100	1000	3	10	30	100
電子線照射量 (e/cm <sup>2</sup> )	3×10 <sup>13</sup>	9×10 <sup>13</sup>	3×10 <sup>14</sup>	3×10 <sup>15</sup>	9×10 <sup>12</sup>	3×10 <sup>13</sup>	9×10 <sup>13</sup>	3×10 <sup>14</sup>
電子線のエネルギー (keV)	120	120	120	500	120	120	120	120
吸収線量 (kGy)	14.3	42.9	143.0	1430.0	4.29	14.3	42.9	143.0
照射中温度 (°C)	RT, 100	RT, 100	RT, 100	230	230	230	230	230

そこで、同様の渦巻き状試料に対する追加の電子線照射試験を、条件4と同じ照射温度となる表4の条件5~8で行った。さらに、電子線照射と熱真空曝露による相乗的な材料劣化評価のため、電子線照射→熱真空曝露、熱真空曝露→電子線照射と順番を変えた試料を作成した。熱真空曝露条件は、レイケム55電線の寿命(伸び50%低下)のカタログ値200℃、1万時間に対する加速試験の条件として、表5(条件B~Dが寿命相当)のとおり設定した。なお、軌道上の最悪条件は、同様のアレニウス則で換算すると260℃では167時間となり、表5の条件より厳しいものとなっている。他の特性劣化の可能性はあるが、別途実施された引張試験結果では、260℃の温度条

表 2 XPS 元素分析結果 (at%)

元素	未曝露		熱真空曝露後	
	表面	内部	表面	内部
C	72.07	83.12	45.18	83.87
Cl	0.37	-	-	-
Cu	-	-	0.05	0.11
F	17.65	15.71	40.12	14.84
N	0.97	0.91	0.48	0.81
Na	0.62	-	-	-
O	6.87	-	8.2	-
Sb	-	0.26	-	0.28
Si	1.16	-	5.95	-
Sn	-	-	0.02	-
Zn	0.29	-	-	0.09

表 3 レイケム 55 電線被覆材のアウトガス特性

	未曝露	熱真空曝露後
TML (%)	0.098	0.164
CVCM (%)	0.002	0.014
WVR (%)	0.025	0.095

TML: 質量損失比 (Total Mass Loss)  
 CVCM: 再凝縮物質質量比 (Collected Volatile Condensable Materials)  
 WVR: 再吸水量比 (Water Vapor Regained)

件では、15時間、167時間の曝し時間による伸びの変化は小さいことが分かっている。

電子線照射及び熱真空曝露を行った渦巻き試料に対しては、0~130℃及び115~255℃の2条件の熱サイクル試験を実施した。0~130℃ではADEOS-IIが受けた4000サイクルを超える6000サイクル、115~255℃では750サイクル(試験装置の制約のため、サイクル数を多くできなかった)の負荷後も、き裂の発生は見られなかった。一方で、次項に述べる束線電線での放電が確認されたことから、束線状態特有の材料損傷要因があるものと考えられる。

### (c) 束線試料の損傷評価

別試験<sup>2)</sup>により、熱サイクル後に放電が確認された束線試料には、放電痕(熱による被覆材の黒色化)を伴う芯線まで到達した傷が確認された。

これは、放電現象を起こし得る程の傷が発生し放電に至ったか、被覆材の絶縁特性の劣化により放電が発生し、その際に被覆材に傷が生じたかのいずれかの事象が発生していたと考えられる。被覆材劣化と放電の関係については、より詳細な評価が必要であるが、これまでに実施された試験では、軌道上での運用期間に相当する熱負荷後も、電線被覆材は十分な絶縁特性を有するという結果が得られている。そのため、被覆材に放電を起こし得る傷が発生したと仮定し、かつトリー等の放電の痕跡の有無に注意しながら、被覆材の分解観察を行った。

観察の結果、大きく開口した破面は滑らかであり延性破壊の様子はなかった。また、図3の(a)(真空中100~250℃、約5,000サイクル負荷)は斜め方向に、(b)(260℃、167時間の熱真空曝露後、大気中0~130℃、約2,400サイクル負荷)は電線の長さ方向に傷が進展している。特に(b)の傷は3mmと長く、かつ幅広く開口している。この発生に必要な大きな熱歪みが熱サイクル試験で起きるとは考えにくく、一般的な高分子材料の破壊形態からは説明できない。そこで、この破壊形態について、本被覆材の材料に特有なものとして考察する。

まず平滑な破面であるが、これは、ゴムが引張破壊した際の破面と類似している。ゴムの弾性的な性質は架橋構造に起因しているが、電子線架橋されたETFE被覆材も結晶融点近傍以上の温度で架橋が支配的な構造となり、ゴムと同様な機械的特性をもつものと考えられる。以上から、今回見られた傷は、結晶融点近傍以上の温度で発生したものと推察される。

さらに、電子線架橋した高分子材料では、結晶融点を超える際に成形前の形状に戻ろうとする形状回復現象が生じる。高分子材料への電子線架橋の最も大きな用途は熱収縮チューブであるが、これは、成形時に延伸を加えて冷却し、その後結晶融点以上に加熱することにより元の形状に戻る性質を利用している。今回の電線被覆材では、長手方向に押出加工がされているため、結晶融点を超えると長手方向には収縮、円周方向には引張の力が発生し、長手方向若しくは斜め方向にき裂が進展しやすくなる。また、高分子材料では、延伸方向に垂直な方向に脆くなりやすい。この初期評価試験として、熱真空曝露後の試料に対し、半田ごてによる被覆材局所加熱試験を行ったところ、図4に示すような、電線の長手方向若しくは斜め方向に進展する平滑で開口の大きな傷の発生が確認された。

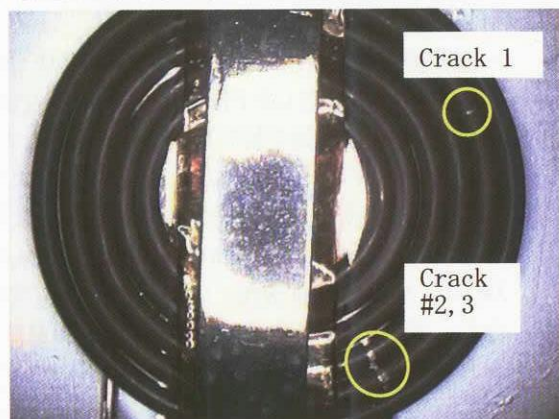


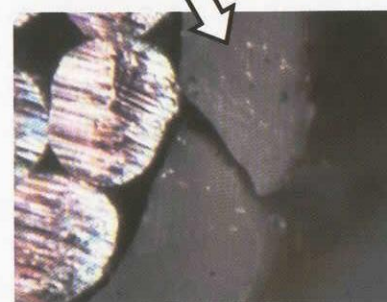
図2 電線被覆材のクラック  
(電子線照射及び熱サイクル後に発生)

表5 熱真空曝露条件

条件	A	B	C	D
温度(℃)	260	260	280	300
時間(時間)	15	41	7	1



(a)



(b)

図3 ハーネス束において発生した電線被覆材クラック

これら事象の確認のため、電線被覆材について、長手方向及び円周方向での熱膨張率測定試験及び円周方向の引張試験を実施した。

電線被覆材の熱膨張特性について、TMA（熱機械分析装置）を用いて測定した円周方向での結果を図 5、6 に、DMA（動的粘弾性測定装置）を用いて測定した長さ方向での結果を図 7 にそれぞれ示す。各試験条件は表 6 のとおりである。円周方向の熱膨張特性評価には十分な試験片サイズを確保できないため、AWG 22 番線より径の太い AWG 16 番線（二重被覆）の外側の被覆材を用いている。なお、長さ方向の熱膨張率測定には、ADEOS-II 軌道 10 ヶ月相当のガンマ線曝露後の試料を用いている。



図 4 半田ごてによる被覆材加熱試験で発生したクラック

表 6 熱膨張特性評価試験条件

電線被覆材の測定方向	試料	装置	温度範囲 (°C)	昇降温速度 (°C/min)	試料形状	その他の測定条件	雰囲気
TMA 円周方向	未曝露 /245°C、167 時間 曝露	理学電機工業 (株) 製 微小定荷重熱膨張計	25 ~ 300	2	15mm 幅、10mm 長の切片を幅方向に巻いて円筒状にしたもの	荷重：0.5g (圧縮)	窒素ガス流
DMA 長手方向	ガンマ線 ADEOS-II 軌道 10 ヶ月相当照射	セイコーインスツル (株) 製 DMS6100	40 ~ 300	2	試料長 20mm の短冊状	測定周波数：1Hz 動的歪み：10 μm	窒素ガス流

図 5 に示すとおり、電線被覆材の円周方向は、結晶融点近傍の 240°C 付近において急激に膨張し、300°C では初期形状に対し、7%の膨張率となった。その後、25°C まで試料を降温させたところ、初期値に対し 5%程度の収縮を生じ、その後の再昇温、再降温においても同様の結果を示したことから、本試料の熱膨張は 11~12%程度であることが言える。なお、予め 245°C、167 時間熱真空曝露した試料について同様の測定を行ったところ、300°C において、初期値に対し約 11%の熱膨張が見られた (図 6)。これらの大きな熱膨張は、結晶融点以上に加熱されることにより、被覆材内部に残っていた電線被覆加工時の歪みや配向が解放されたものと考えられる。

また、電線被覆材の長さ方向に対し行った DMA 測定結果から (図 7)、1 回目の昇温過程において 150°C まではほとんど膨張のないこと、また、昇温過程にも係らず 250°C 近傍で急激な熱収縮が生じることが明らかとなった。連続的な膨張が発生する中で、相反する収縮が生じるため、ADEOS-2 の電線被覆材は、局所的に大きな負荷がかかった可能性がある。特に、隣接する電線被覆材間で、膨張・収縮による磨耗が発生する可能性が高い。

以上の熱膨張特性評価結果から、室温から 300°C までの温度範囲において、本電線被覆材の円周方向に約 11%の膨張が発生することが分かった。この熱膨張量が、電線被覆材の損

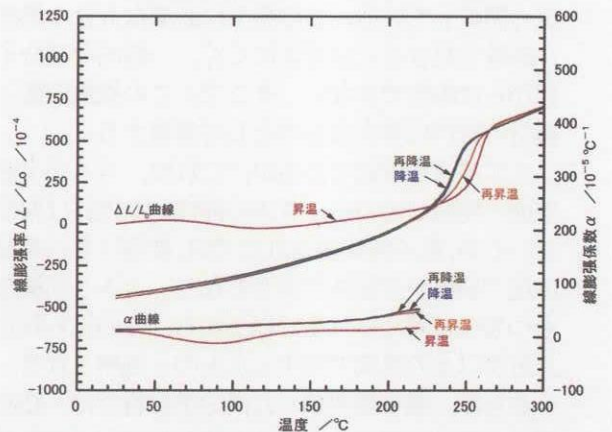


図 5 電線被覆材円周方向の熱膨張特性 (未曝露品)

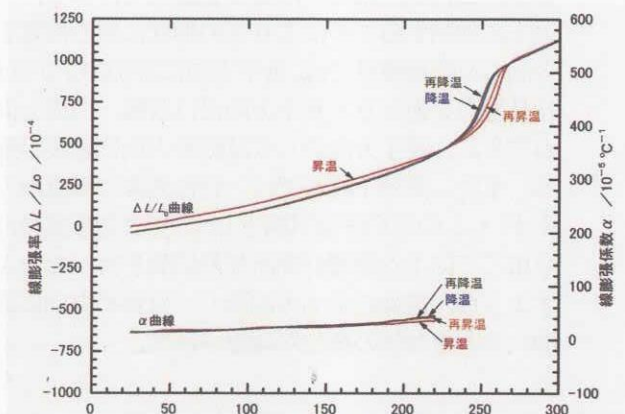


図 6 電線被覆材円周方向の熱膨張特性 (高温曝露品)

傷を引起す可能性評価を目的として、電線被覆材の歪み量を引張試験により測定した。試験はTMAによる熱膨張測定試験で用いたものと同様のAWG 16番線の外側の被覆材を試料とし、大きな熱膨張を示した円周方向に対し、表7の条件で実施した。

引張試験で得られた結果の代表例を図8に示す。

高温曝露品では、熱劣化が原因と考えられる歪みの減少(脆化)が見られた。また、試験時の温度環境では、高温状態において、最大応力、歪みとも大きく減少した。

最も歪みが小さかった、高温曝露品、高温状態での引張試験結果では、温度変化により発生する約11%の歪み量は、電線被覆材の弾性領域(10%歪み)を超えていた(図9)。

なお、束線電線の傷発生箇所には、隣接電線と接触した状態で熱サイクルが負荷されたことによるものと思われる磨耗痕(窪み)が見られた。さらに、230℃において隣接する電線被覆材が固着することが別の試験<sup>2)</sup>で確認されていることから、電線被覆材同士の接触箇所は、熱サイクル負荷時に応力の束縛点として働く他、被覆材の肉厚減少や傷発生の原因となる磨耗を起し得る。

以上を総合して考えると、電線被覆材同士の接触箇所において、被覆材の磨耗、肉厚減少が発生、さらに熱サイクル負荷時に材料の膨張、収縮に伴う繰返し応力と形状回復により生じる応力が負荷されることで、傷が発生、進展するものと考えられる。加えて、軌道上の熱真空、電子線等による材料の脆化が生じ、熱サイクルによるき裂発生をより容易にしていた可能性が高い。

(d) 使用可能温度の評価

今後の宇宙機の設計指針となるデータ取得を目的とし、本電線被覆材の使用可能温度の評価を実施した。

電線被覆材長さ方向のDMA測定結果(図6)から、ほとんど膨張が見られなかった150℃を使用可能温度と仮定し、同様の電線被覆材長さ方向(AWG 22番線、ガンマ線照射無し)のDMAによる熱膨張特性評価試験を実施した。

得られた結果を図10に示す。2サイクル目以降に加工時の歪み解放の様子がみられるものの、150℃における膨張の変化はない。

常温から150℃までの熱サイクル負荷で特異な熱膨張収縮は発生しないことから、150℃は熱サイクル環境に対する安全な使用可能温度であると判断できる。

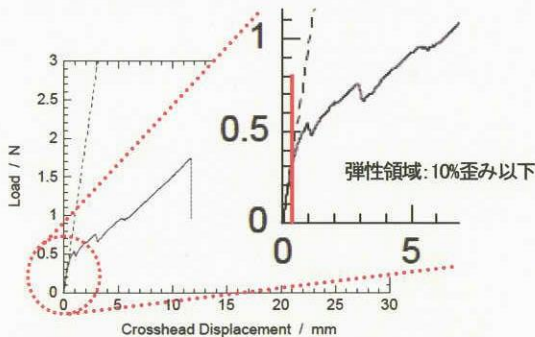


図9 電線被覆材円周方向の弾性領域

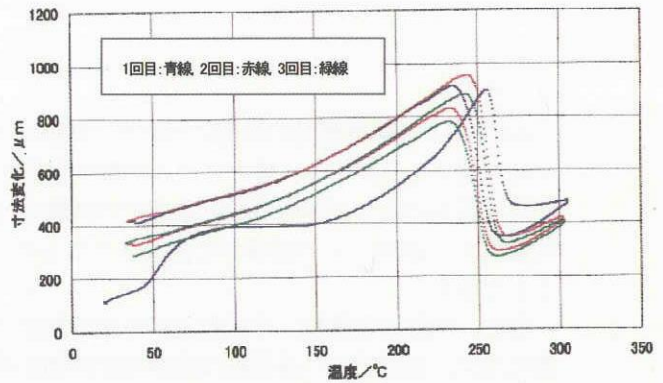


図7 電線被覆材長さ方向の熱膨張特性

表7 引張試験条件

試料形状	試料前処理	試験温度
幅約1mmの短冊状 標点間距離6mm	・未曝露 ・245℃、169時間 熱真空曝露	・23℃ ・260℃ (大気中)

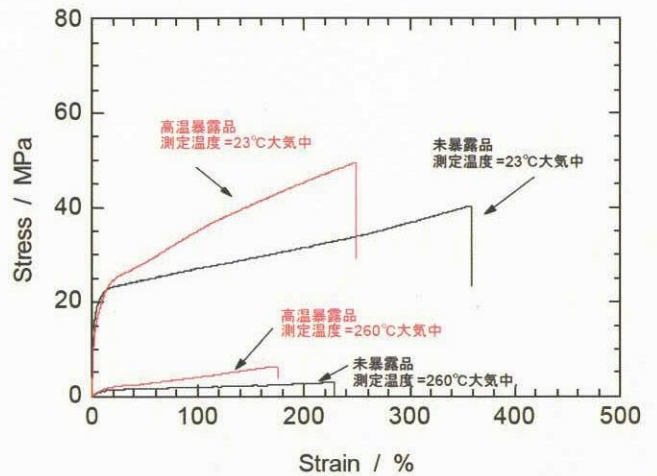


図8 電線被覆材円周方向の引張試験結果

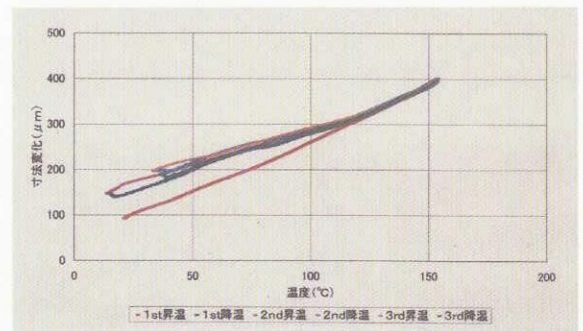


図10 電線長さ方向に対する150℃までの熱膨張特性評価結果

#### 4. まとめ

ADEOS-II 電線被覆材の損傷について、試験による検証を実施した。電子線照射試験では、軌道上環境レベルを大幅に超える条件のみ、熱サイクル試験中に傷が発生した。他の熱サイクル試験では、束線状態では被覆材に傷が生じるものの、渦巻き(単線)状態での試験では傷の発生はなく、束線状態、かつ結晶融点付近までの熱サイクル環境が、ADEOS-II の被覆材を損傷させたものと仮定し、熱膨張特性評価試験及び引張試験によって検証することができた。

なお、同種の電線は、今後打上げ予定の衛星にも使用される見込みであり、今回評価を行った安全使用可能温度に加え、総合的かつ長期的な耐環境性評価を継続して、データを蓄積し、プロジェクトの着実な推進に貢献していきたい。

本評価試験の実施にあたり(株)エイ・イー・エス及び(株)東レリサーチセンターの皆さんのご尽力を頂いた。記して感謝する。

#### 参考文献

- 1) 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：みどり II (ADEOS-II) 運用異常に対する材料の劣化評価解析，平成 15 年度 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 宇宙領域 研究成果報告書，(2004)，pp. 4-5～4-10.
- 2) 高橋真人，川北史朗：ADEOS-II 運用異常原因究明概要，宇宙環境シンポジウム，(2005).



## ADEOS-II ハーネス部 MLI 帯電の検証

木本雄吾

宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

総合技術研究本部

## 1. 概要

ADEOS-II 運用異常発生シナリオ (仮説) の成立に必要な事象が生じる可能性についての検証試験の一環として、MLI への電子線照射試験を実施した。本実験において ADEOS-II 同等の MLI ポリイミド側から電子銃で電子を照射し、帯電するかどうかを検証した。エネルギーは 30KeV、フラックス  $1 \times 10^{10}$  個/cm<sup>2</sup>/sec で照射試験を行ったところ、照射時間 4500 秒 (75 分) で MLI が約 1.2kV に帯電することが確認された。

## 2. はじめに

ADEOS-II 運用異常発生時の FTA 結果からいくつかの発生シナリオ (仮説) が導出された。その中で太陽電池パドルハーネスにおいて、環境プラズマ、ハーネス被覆や MLI からの脱ガス、またそれらの複合要因によって放電が発生しやすい環境となり、ハーネスの開放又は短絡が起こり、結果としてハーネス間の持続放電、隣接ハーネスへの波及で、芯線の損傷が起こるといったシナリオが推定された。このシナリオの大前提は MLI が帯電することである。本報告はこのシナリオの前提となる MLI が帯電することを試験で検証した結果について行う。

## 3. 実験装置

## 3.1 宇宙環境計測研究設備

つくば宇宙センター研究開発棟に整備した宇宙環境計測研究設備を使用した。宇宙環境計測研究設備は各種宇宙環境計測モニタを研究・校正するための設備で、円筒チャンパー3軸に交差させた主チャンパー、真空排気装置、各種照射装置、各種計測装置及び制御装置等から構成される。設備のブロック図、写真を図 1、図 2 に示す。

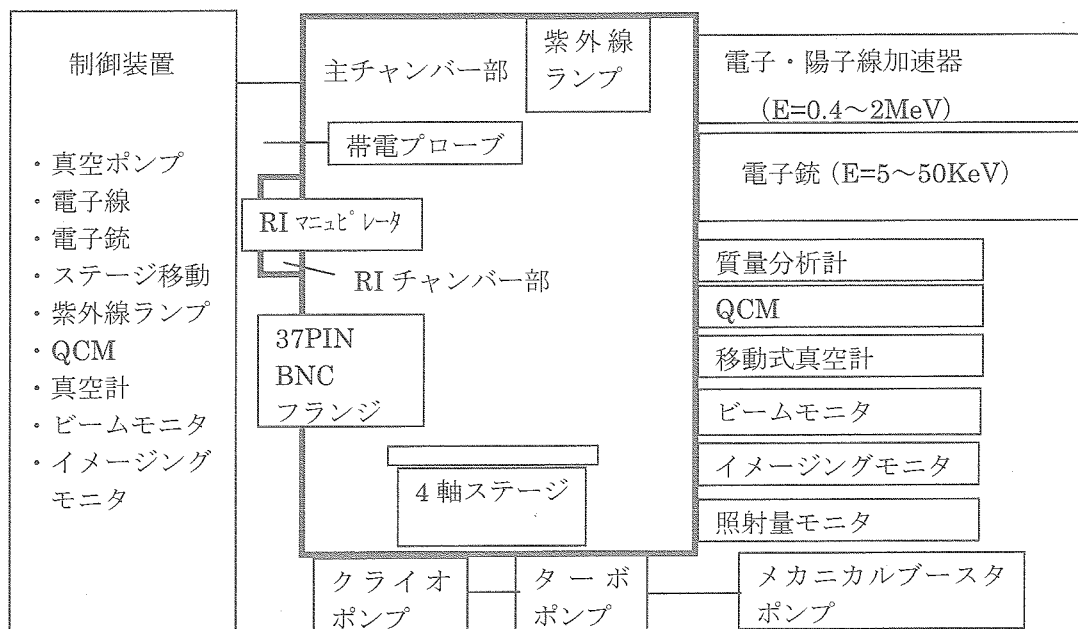


図 1 宇宙環境計測研究設備のブロック図



図2 宇宙環境計測研究設備の外観

チャンパー内は加速器を運用する際は  $10^{-6}$ Pa 台、また電子銃を運用する時は  $10^{-5}$ Pa 台まで排気される必要がある。チャンパー内に設置する供試体に依存するが、10~12 時間以内で排気が行われる。チャンパー内には 20Kg までの供試体が設置できる 4 軸ステージが設置され、供試体は加速器からのビーム入射に対し垂直な方向 (X 方向) に  $\pm 40$ mm の移動、高さ方向 (Z 方向) に  $\pm 40$ mm の移動、またビーム入射紙面方向に  $\pm 40^\circ$  の回転がリモートで可能である。ビーム入射方向 (Y 方向) の移動は手動で行える。加速器は米国 NEC 製 6SH ファン・デ・グラーフ型加速器で 0.4 から 2MeV までの電子・陽子線を低いビーム強度 (照射面積当たり毎秒 1000 個程度) で安定して発生できる。ビーム径は電子、陽子それぞれ、1mm  $\phi$  以下、2mm  $\phi$  以下のスポット照射が可能で、スキャンする場合は、最大 60mm  $\times$  60mm のサイズが可能である。電子銃はオメガトロン製 OME-0501SE で  $E=5\sim 50$ KeV の電子線を  $10^8\sim 10^{10}$ electrons/cm<sup>2</sup>/sec 台で照射する。ビーム径は 0.2~1mm  $\phi$  で、スキャン幅は  $\pm 25$ mm である。

チャンパー内には質量分析計、QCM、真空計が設置され、残留ガス分析、コンタミネーション分析、真空度のモニタができる。チャンパー直前の加速器からのビームフラックスと形状は、それぞれ、ビームモニタとイメージングモニタで確認する。供試体位置におけるビームフラックスは照射量モニタで計測を行う。

### 3.2 MLI への電子線照射試験と帯電電位計測試験

#### 3.2.1 照射試験サンプル MLI

MLI は ADEOS-II 太陽電池パドルハーネスを覆う MLI 同等の MLI (図 3) を使用した。チャンパー内に配置するにあたり、約 7cm  $\times$  6cm のサイズとした。また照射試験は真空チャンパー内で行うため、真空チャンパーに設置する前に、ベーキング (約 100°C @ 1Pa 程度で 2h 以上) を行った。

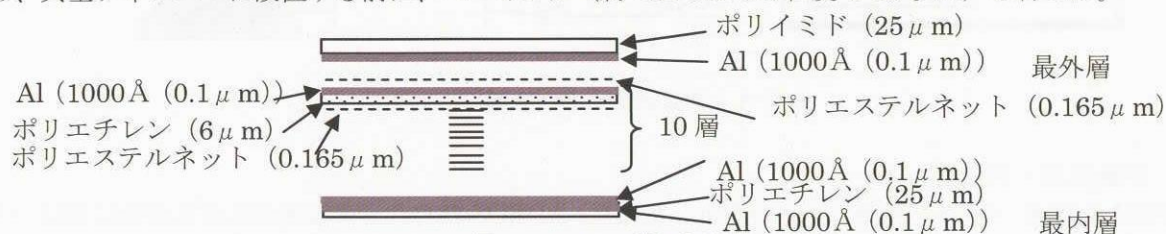


図3 MLI の断面図

#### 3.2.2 電子線照射試験

電子銃を用い、MLI に対し、電子線照射試験を行った。照射位置に予め蛍光板を置き、ビームの形状と大きさを確認した。スキャンした結果、ビームはほぼ正方形に調整されることを確認している。



またファラデーカップを設置し、ビームエネルギー、フィラメント電流量、スキャン幅に対する電子フラックスの特性データを取得した。振幅条件 2 の時の、フィラメント電流と電子フラックスの関係を図 4 に示す。このデータを元に、電子線のフラックスを調整した。

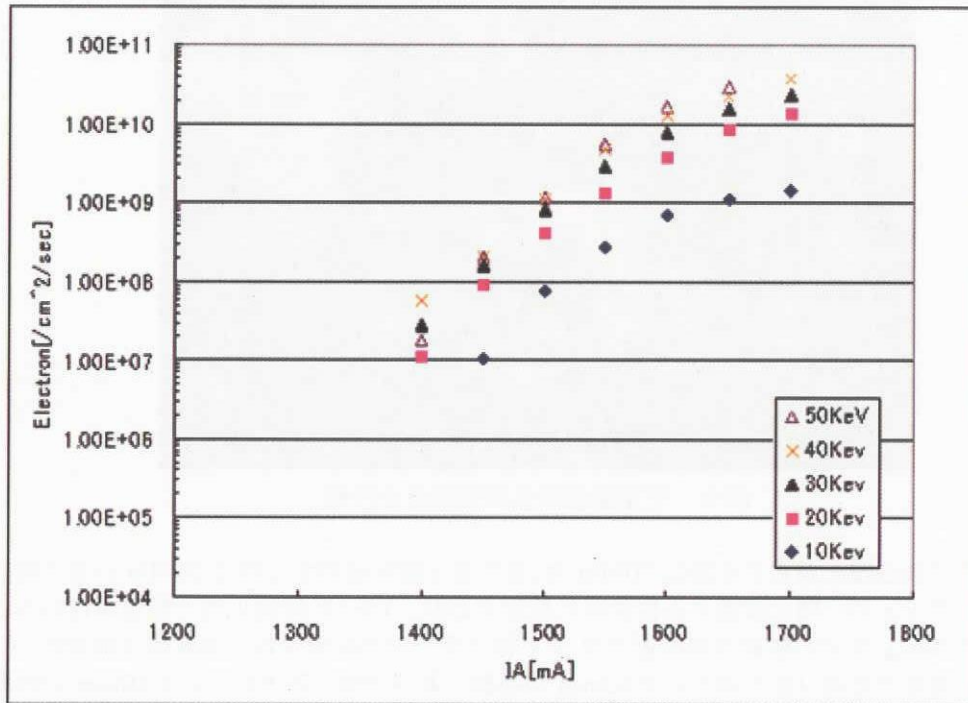


図 4 フィラメント電流と電子フラックスの関係 (振幅=2)

### 3.2.3 帯電電位測定試験

ADEOS-II パドルハーネス部を覆う MLI は最外層を最内層に巻き込んでいる状態で、ハーネスを覆っている。また各層の Al 層は衛星構体には接地されていない。よって MLI 最外層ポリイミドは電気的に浮いた状態となっている。その裏面にある Al 層は導体であり、ここから大気中に電位を取り出すことで、最外層ポリイミドの帯電電位を計測した。取り出した電位は銅版に接続、TREK 社製 ±20KV 帯電電位計測装置 (341A) 及び帯電プローブ (Model3455E) で測定した。データはパソコンで記録した。構成図を図 5 に示す。

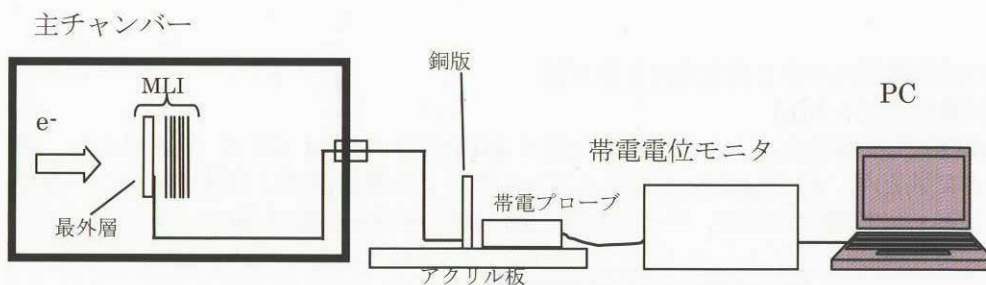


図 5 帯電電位の測定試験構成図

## 4. 試験結果・結論

NOAA-17 のプラズマ観測データを解析した結果、ADEOS-II には、事故地点に至る直前に横切った極域オーロラ帯で、静穏時の前日の結果と比べて 2 桁程度多い 30keV 以上の電子の流量があった。この状態を模擬するために、最初にエネルギー (E) = 30KeV、フラックス (Flux) =  $1 \times 10^{10}$  electrons/cm<sup>2</sup>/sec で照射試験をおこなった。帯電電位の時間変化の測定結果を図 6 に示す。時間=0 が照射開始にあたる。照射時間 4500 秒 (75 分) で、1184V に帯電した。途中 3 回放電し、それぞれ 290V (1780 秒後)、49V (3257 秒後)、191V (3467 秒後) 電位が急上昇した。試験は数度おこなったが、

ほぼ同じ結果であった。またそれより低いエネルギー、 $E=5、10\text{KeV}$  で照射を行い、帯電電位を計測した結果を図 7 に示す。

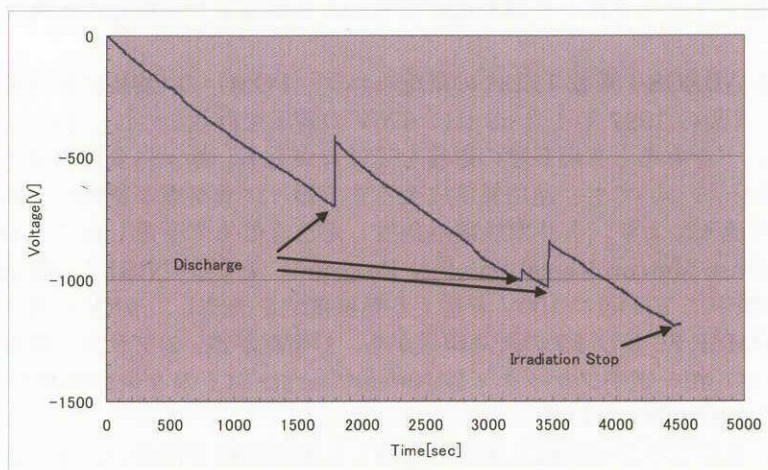
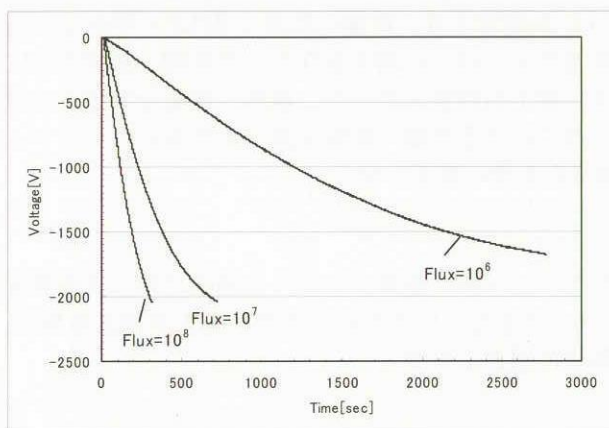
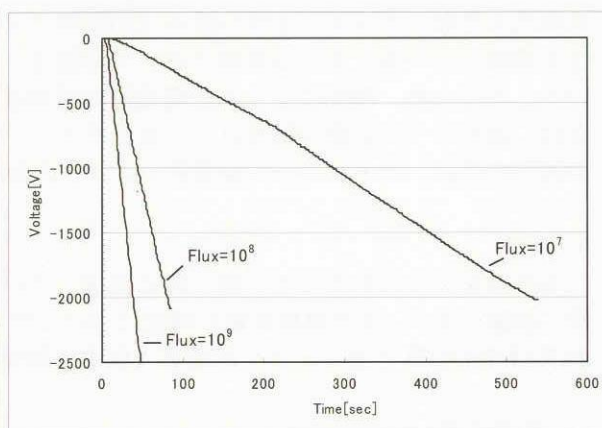


図 6 帯電電位の時間変化  
( $E=30\text{KeV}$ 、 $\text{Flux}=10^{10}$ )



(a)



(b)

図 7 帯電電位の時間変化 ((a) :  $E=5\text{KeV}$ 、(b) :  $E=10\text{KeV}$ )

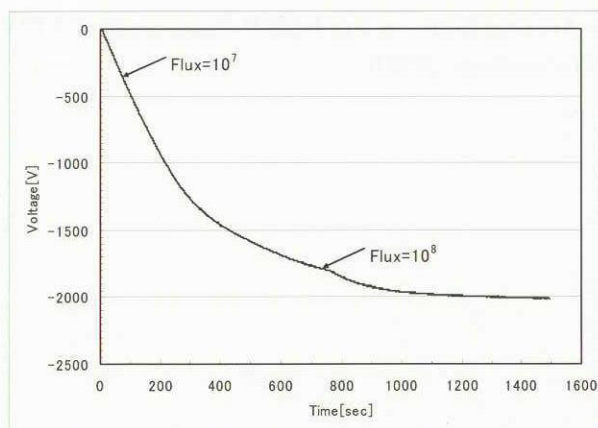


図 8 途中でフラックスを変更させた場合の帯電電位の時間変化 ( $E=10\text{KeV}$ )

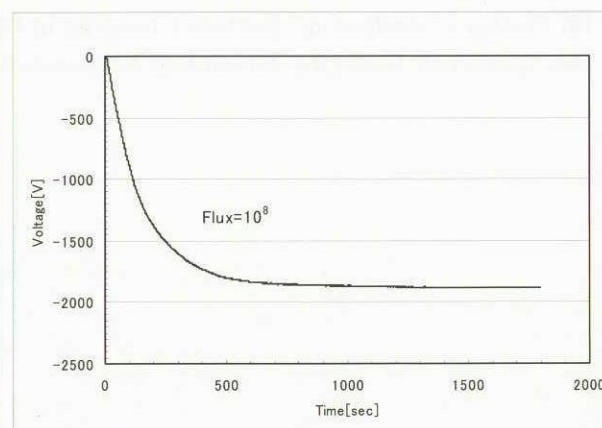


図 9 1800sec 照射した場合の帯電電位の時間変化 ( $E=10\text{KeV}$ )

図 7 から軌道上でよりフラックスが多いと考えられる、低いエネルギー ( $E=5、10\text{KeV}$ ) の電子の照射においても、 $-1000\text{V}$  を超えて帯電することを確認した。図 8、図 9 は  $E=20\text{KeV}$  で、それぞれ、

途中でフラックスを変化させた場合の帯電電位の時間変化 (図 8)、フラックスは同じで 1800sec (30 分) 照射した場合の帯電電位の変化 (図 9) を示す。いずれの場合も -2000V 付近まで帯電した。

以上試験結果から、MLI の最外層ポリイミドはトリガ放電が発生しえる電位まで帯電したと考えることができる。

ADEOS-II とほぼ同じ軌道である ADEOS-I 搭載 TEDA の帯電モニタ (POM) の OSR における表面帯電計測においては、打上げ 8 ヶ月後の 1997 年 4 月 29 日に -676V の電圧を計測した [1]。約 9 ヶ月の長期間及び 1 週間の短期のトレンドをみると日照日陰の影響を受けながらも、徐々に負に帯電した計測結果が得られている。ADEOS-II についても、運用異常に至るまで徐々に負帯電が蓄積し、異常の契機となった桁違いに多い電子の流入により、トリガ放電が発生しえる電位まで帯電したことが推定される。また米国の DMSP (Defense Meteorological Satellite Program) 衛星搭載 SSJ/4 の軌道上計測結果によれば、1.5 年の運用期間中に 704 回の -100V を超える衛星電位を計測し、-2KV に達する衛星電位を 1 度計測している [2]。DMSP F6 及び F7 の計測結果から、1) 衛星が蝕、2) プラズマ密度が  $10^4/\text{cm}^3$  以下、3) 14KeV 以上の高エネルギー電子フラックスが  $10^8/\text{cm}^2/\text{sec}/\text{str}$  以上の 3 条件が揃うと、-100V 以上の衛星電位が発生することがわかっている。

今回の試験は衛星周囲の放射線、及びプラズマ環境を厳密に模擬した照射試験ではない。さらに帯電電位は強力な太陽光線による二次電子放出によって緩和される。よって本試験は日陰部分において比較的大きなエネルギーを持つ電子 (30KeV レベル) が通常より、桁違いに多く MLI へ照射した場合を模擬している。また本試験において電位は、真空チャンバーの端子を介し、大気側へ接続されている。そのため、時間に対する帯電電位の緩和量は、端子の影響を受ける。緩和の影響を評価する場合は、真空中での計測が望まれる。またチャンバー内における放電の影響を避けるために、サンプルの適切な絶縁、チャンバー内設置物のエッジの削除等の対策が重要となる。

## 5. 謝辞

本試験を行うにあたって、精力的に支援していただいた (株) 菱栄テクニカ大園浩之殿、大平秀春殿に感謝します。また照射試験の構成についてアドバイスをしていただいた九州工業大学趙孟佑先生、JAXAETS-VIII プロジェクト高橋真人副主任開発部員に感謝します。

## 6. 参考文献

- [1] Haruhisa Matsumoto, H. Nishimoto, T. Goka, T. "Results of Electric Static Charge Measurement Onboard ETS-V, ETS-VI, ADEOS", 7th Spacecraft Charging Technology Conference Proceedings (2001)
- [2] Phillip C. Anderson, "Surface Charging in the Auroral Zone on the DMSP Spacecraft in LEO", 6th Spacecraft Charging Technology Conference Proceedings (2000)



## ADEOS-II ハーネス部におけるトリガ放電発生を検証

細田聡史、金正浩、趙孟佑 (九工大)、豊田和弘 (千葉大)

川北史朗、舛分宏昌、高橋真人、前島弘則 (JAXA)、野崎幸重 (NTSpace)

### 1. はじめに

宇宙機の帯電・放電は衛星の不具合の原因となることが知られており、特に GEO (Geostationary Earth Orbit) 衛星に関しては、Tempo-2 衛星の電力低下などの不具合が報告されており [1]、衛星を設計するにあたり放電を抑制するための研究が行われている [2][3]。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  $\mu\text{sec}$ . の短い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。このような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。GEO 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。LEO 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 [4]、放電によって太陽電池パドルにダメージを受けたと推測される衛星もある [5]。

2003 年 10 月 25 日、極軌道衛星である環境観測技術衛星「みどり II」(ADEOS-II) に異常が発生し、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 6kW から 1kW に低下していることが確認された。検討の結果、放電による電力線の損傷がこの異常の原因の一つであると考えられた [6]。本論文ではこの放電による電力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 衛星のパドルブーム部における電力損失プロセス

図 1 に ADEOS-II のパドルブーム部の概略図を示す。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。その一束 (104 本) が 5kW 分の電力を衛星本体へ送電する。もう一束 (24 本) の電力ハーネスは信号線と一緒にまとめられ、1kW 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。このハーネス束はサーマルブランケット (MLI: Multi Layer Insulator) にくるまれており、内部の温度変化を防いでいる。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り、衛星に対して電氣的に絶縁されている。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 [7]。この場合、唯一の導体であるハーネスの芯線との間には大きな電位差が生じ、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。そこで、我々は以下の仮説を立てた。

- 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 これにより MLI 内部は低真空状態となり、MLI 内部と傷つきハーネス間でトリガ放電発生の閾値電圧が低下した (パッシェンの法則)

- 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 持続放電が別の電力線の被覆を溶かしながら波及し、最終的にほぼ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毎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）

図 2 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。1 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 のペアに何らかの原因（熱サイクル、デブリなど）でハーネス被覆に傷がついたものを模擬している。ハーネスの傷はサーマルストリッパーによって被覆を 0.5mm 程度環状に剥いた状態になるようにつけられた。傷は一本あたり 3 箇所、計 6 か所つけられ、互いの線の傷同士が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。これに適当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 120℃～250℃、7 時間/サイクルの条件で 40 サイクルを負荷したものであり、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 250mm×100mm 角で、最内面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。

試験装置の概要を図 3 に示す。試験は直径 30cm の小型チェンバで行った。このチェ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  $2 \times 10^{-5}$  Pa である。MLI の内圧測定には真空計を取り付けた特殊なジグを用いた（図 4）。このジグは真空フランジと一体になっており、チェンバ内側にはサンプルに挿入する管が、大気側には測定用の真空計用の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 10mm 長さ 30mm の金属のチューブであり、これを図 2 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、電離真空計および四重極質量分析器（QMASS）を装着した。各真空計及び熱電対の出力は全て PC に取り付けられた DAQ ボードを介して保存される。またこの PC により、ヒーター用ハーネスの直流電源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℃から 230℃程度まで変化することがわかった[6]。これを鑑みて、以下の手順で試験を行った。

- i) 一旦ハーネスを 250℃まで加熱し、ハーネスの吸着ガスをサンプル外へ放出する。
- ii) その後、温度を 100℃まで上昇させ、MLI 内部の圧力と QMASS による成分測定を行う。
- iii) 温度を徐々に変化させながら MLI 内外の圧力を測定する。途中 230℃の時に QMASS 測定を行う。
- iv) 250℃まで温度を上昇させ圧力と QMASS 測定を行う。

図 5 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 両側面が外部に対して低コンダクタンスな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℃を超えたあたりからより顕著になり、250℃では 100 倍程度の差となった。

図 6 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あらわしている。図より、100℃の状態では室温時の成分と大差はないが、230℃の状態になると 10～100 倍程度の規則的なピークを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<sub>2</sub>) 系の高分子のものであり、加熱によりハーネスの被覆の材料である ETFE (Ethylene Tetrafluoroethylene Copolymer : 分子式-[CH<sub>2</sub>-CH<sub>2</sub>]<sub>m</sub>-[CF<sub>2</sub>-CF<sub>2</sub>]<sub>n</sub>-) の主鎖が脱離した物と推測される。すなわちハーネスの被覆が気化して劣化したことを示している。したがって、発電によって大量の電力線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。

図 7 に試験のセッティングを示す。この試験では高電圧電源によって 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。MLI 内面及びコンデンサー(C<sub>ext</sub>)は 5GΩの制限抵抗(R<sub>0</sub>)を介して高電圧電源により徐々に充電される。この C<sub>ext</sub> 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が発生した際に 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。計算の結果、C<sub>ext</sub> は 4.4nF であった。MLI の電位測定は高電圧用の回路に接続した銅板の電位を表面電位計(V<sub>p2</sub>)によって非接触で測定した。これは MΩ程度の入力インピーダンスを持つ電圧計では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為である。表面電位計ならば測定装置の入力インピーダンスを限りなく大きく出来るためである。またこの試験の間は傷つきハーネスに接続した電源は共にオフにしてある。

試験は以下の手順で行われた。1) 温度を設定する。2) 高電圧電源を-2～-3kV に設定し、バイアスする。3) 徐々に電圧が上昇し、トリガ放電が発生した場合はその時の印加電圧、MLI 内圧を記録する。4) 1)へ戻って別の温度に設定する。試験結果を以下に示す。図 8 はハーネスの温度に対するトリガ放電発生時の電圧および内圧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ことが分かった。230℃の状態ではトリガ放電の閾値は-1.0～-1.5 kV 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。

試験回路は前述の図 7 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。この回路によって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。

この回路はブロッキングダイオード(D<sub>1</sub>～D<sub>3</sub>)、CC/CV 電源(V<sub>1</sub>、V<sub>2</sub>)、可変抵抗(R<sub>1</sub>)、コンデンサー(C<sub>st</sub>、C<sub>p</sub>)、および電流・電圧プローブ(C<sub>p1</sub>～C<sub>p2</sub>、V<sub>p1</sub>)から構成されている。D<sub>1</sub> 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<sub>2</sub>、D<sub>3</sub> がシャント回路に含まれるダイオードであり、これが回路中で高速のスイッチの役割を果たす。V<sub>1</sub> および V<sub>2</sub> はそれぞれ 1 列分の太陽電池を模擬しており、本試験では太陽電池アレイシミュレータ (SAS: Solar Array Simulator) と呼ばれる高速の電源を使用した。この電源が衛星負荷 (R<sub>L</sub>) と電力制御器 (PCU) に電力を供給する。V<sub>1</sub> は太陽電池一列あたりの発電状態を模擬するため 60V、2.0A 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。また負荷には V<sub>2</sub> から電流が供給する。この時、V<sub>1</sub> 側と V<sub>2</sub> 側の回路の R<sub>L</sub> に印可される電圧を等しくする必要がある。これが異なると D<sub>2</sub> 又は D<sub>3</sub> に逆電圧がかかりどちらかの電流が供給されなくなる。このため R<sub>L</sub> を調節し、V<sub>2</sub> の電圧を 57.5V に保てる電流を探した結果、R<sub>L</sub> に計 2.9A の電流が流れた。この状態で線間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。これにより D<sub>2</sub> に逆電圧がかかり、このダイオードを介して電流の供給が不可能となる。その結果、V<sub>1</sub> の全ての電流が速やかに二次放電に供給される。C<sub>st</sub> は傷つきハーネスの同士の静電容量を模擬しており、ハーネス被覆の持つ容量となる。この値は 120nF である。C<sub>p</sub> は PCU の容量を模擬しており、値は 18,000μF である。

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 程度まで徐々に印加しながら温度を上昇させた結果、160°C の時点で二次放電の発生が確認された。図 9 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 (<<0.1ms) 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分かる。試験前後の傷つきハーネスの様子を図 10 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り、試験後のハーネス間の電気抵抗を測定した結果、約 20MΩ の抵抗が確認された。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。この傷近傍の被覆の接触がトラッキングが形成される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、二次放電が頻発することが確認された。図 11 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。図中の緑色の線がチェンバー背圧を表し、赤い線は MLI の表面電位を表す。4 回のトリガ放電発生の後、二次放電が電源を切るまで 8 秒間にわたり頻発した。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背圧が約 10 倍に急上昇したことが確認された。

ところで、二次放電は図 7 の回路の傷から右側の回路を取り外した状態でも同様に発生したことから、次節の波及試験では簡単のためにこのセッティングを用いて試験を行った。

## 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する。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。図 12 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 CC/CV 電源によって 60V の電圧を印加した。傷つきハーネスは前述の試験と同様に 0.5mm 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内に紐で宙吊りの状態で設置されている。試験時のチェンバの真空度は 5Pa 以下であった。

MLI 内面は高電圧電源により -1~-2kV に負バイアスした。試験開始後、MLI に印加された電圧が -1kV を超えた時、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。図 13 に持続放電発生時のチェンバ内のサンプルの様子を示す。図中の青白い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である。試験前後のサンプル内部の写真を図 14 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て取れる。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。図 15 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 50V 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) 以内で複数の回路が焼損したことも確認された。すなわち、いったん 1 回路で持続放電が発生してしまうと、隣接する他の回路すべてに持続放電が波及してしまうことが証明された。また図 15 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 3 つの条件がそろうことが必要である。

1. MLI が衛星に対して絶縁されており、オーロラなどの電子によって最内面が帯電する。
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. 一对の 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、その結果が持続放電現象によって 52 回路全てが焼失したと推測される。

## 参考文献

- [1] Katz, I., Davis, V. A. and Snyder, D. B., "Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO", AIAA paper 98-1002, 36<sup>th</sup> Aerospace Sci. Meeting, 1998.
- [2] Crofton, M. W., Francis, R. W., "Electrostatic Discharge Measurements on Solar Cell Coupons in a Simulated GEO Environment", AIAA-99-01-2634, 1999.
- [3] Takahashi, M., Nishimoto, H., Kawakita, S., Cho, M., Nozaki, Y., Fujii, H., Murakami, Y., Ozaki, T., Onodera, N., "ETS-VIII Solar PDL Plasma Interaction Problem Approach", 7<sup>th</sup>

Spacecraft Charging Technology Conference, April. 23-27, 2001, ESA-ESTEC, Noordwijk, The Netherlands

[4] Cooke, D. L., "Simulation of an Auroral Charging Anomaly on the DMSP Satellite", AIAA-98-0385, 36<sup>th</sup> Aerospace Science Meeting & Exhibit, January 12-15, 1998, Reno, NV

[5] Davis, S., Stillwell, R., Andiaro, W., Snyder, D., Katz, I., "EOS-AM Solar Array Arc Mitigation Design", AIAA-99-01-2582, 1999

[6] Maejima, H., Kawakita, S., Kusawake, H., Takahashi, M., Nakamura, M., Goka, T., Kurosaki, T., Cho, M., Toyoda, K., Nozaki, Y., Okada, K., "Investigation of Power System Failure of a LEO Satellite", 2<sup>nd</sup> International Energy Conversion Engineering Conference, August 16-19, 2004, Rhode Island, RI.

[7] Anderson, P. C., Koons, H. C., "Spacecraft Charging Anomaly on a Low-Altitude Satellite in an Aurora", *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 5, 1996, pp. 734, 738.

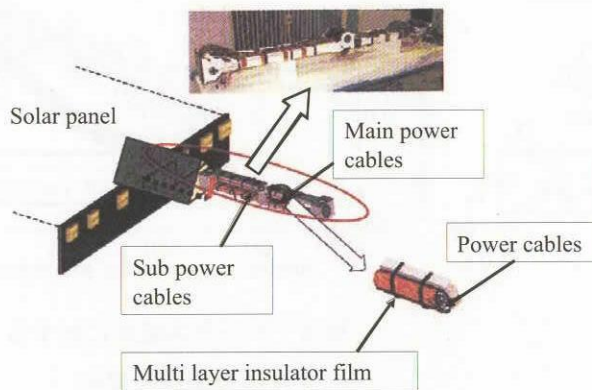


図1 ADEOS-II 衛星の太陽電池パドルブーム部の概略図

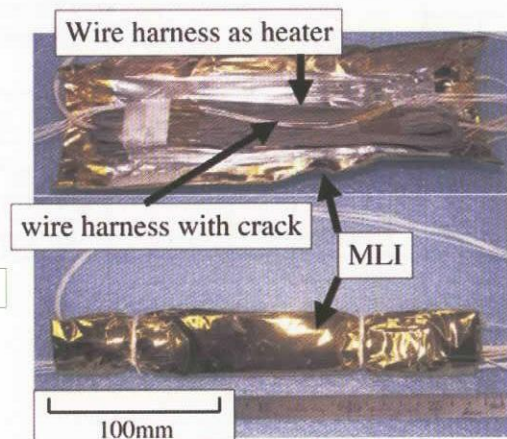


図2 試験サンプルの外観  
(上) MLI 展開状態  
(下) バンドによる結束後

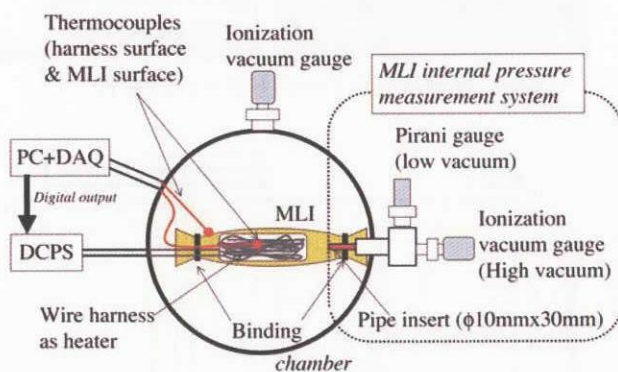


図3 MLI 内圧測定装置概略図

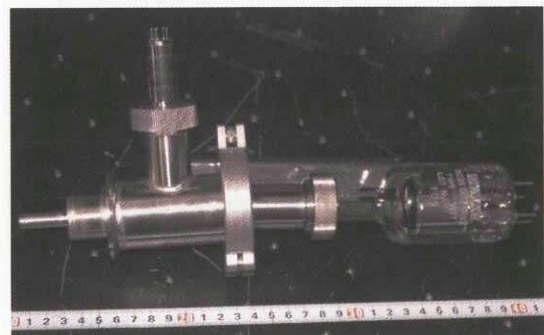


図4 MLI 内圧測定用ジグ

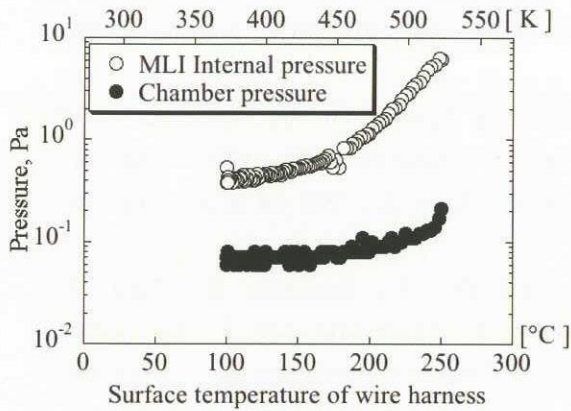


図5 ハーネスの表面温度に対する MLI 内外の圧力変化

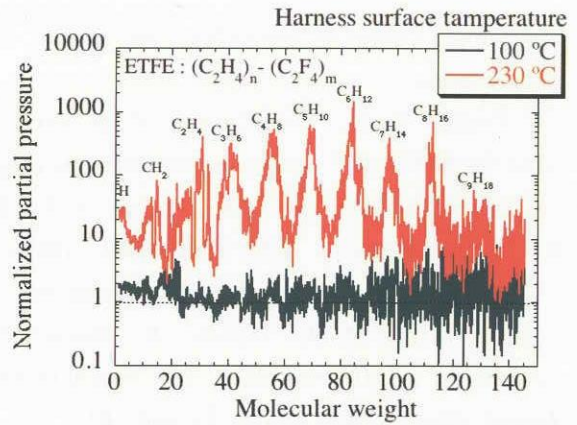


図6 各温度における MLI 内のガス成分

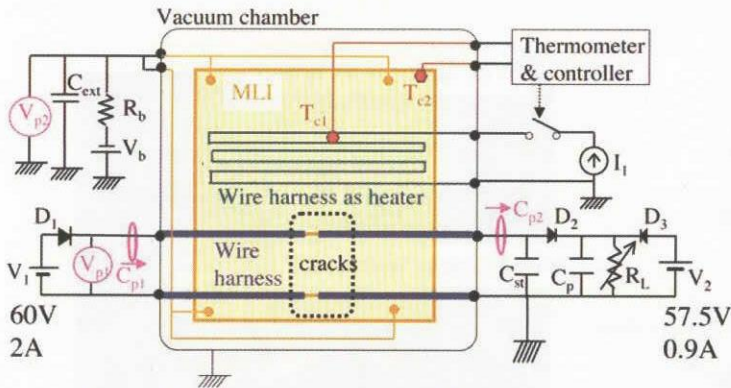


図7 放電試験のセッティング図

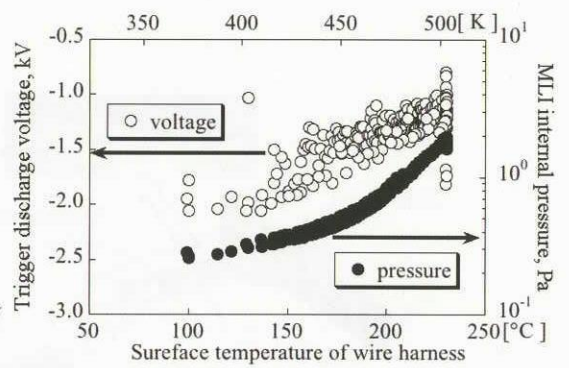


図8 ハーネス温度に対する トリガ放電閾値の変化

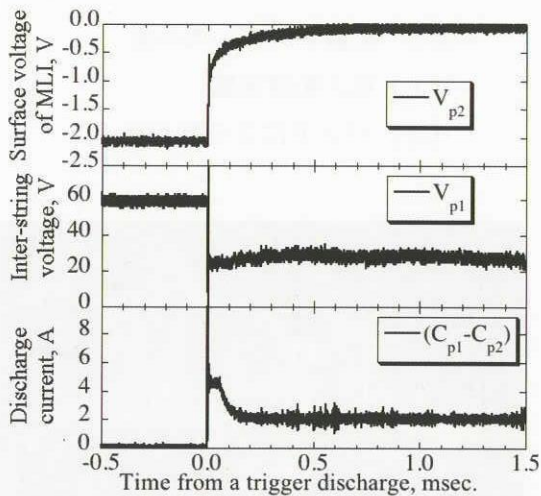


図9 測定された二次放電の波形  
(上) MLI の表面電圧  
(中) 傷つきハーネス間の電圧  
(下) 放電電流

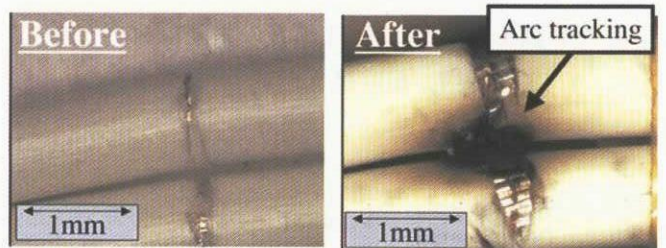


図10 形成されたアークトラックの様子

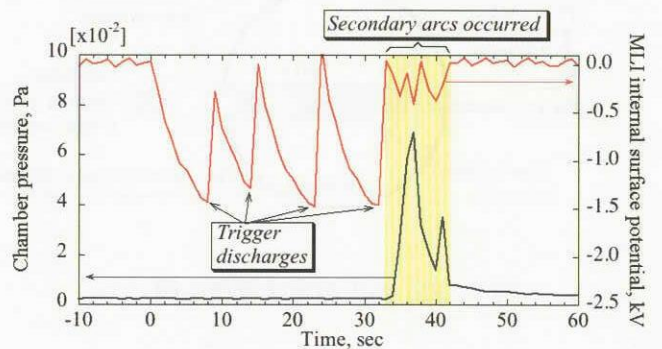


図11 二次放電頻発時のチェンバ圧の変化

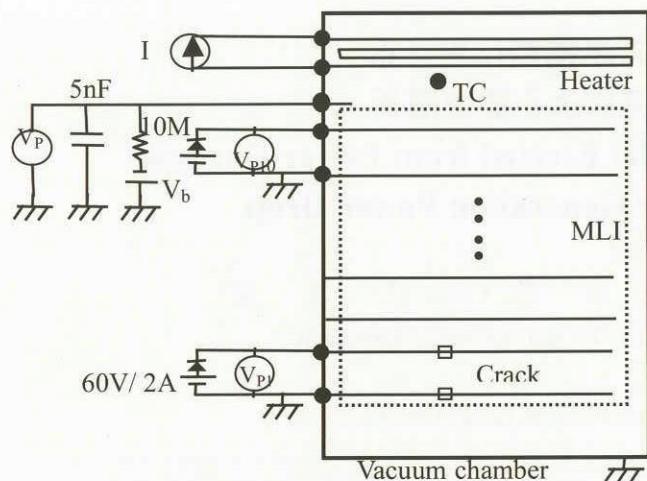


図12 持続放電波及試験のセッティング図

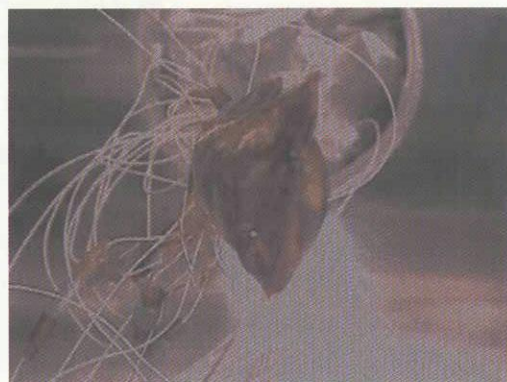
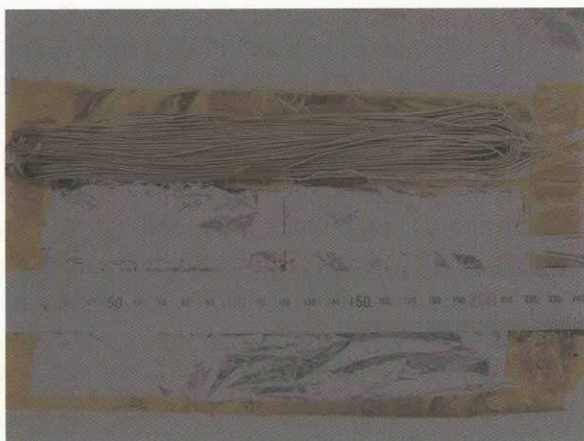


図13 持続放電によってMLIから噴き出したプラズマの様子



(試験前)



(試験後)

図14 試験前後のサンプル内部の様子 (左) 試験前 (右) 10回路焼失後

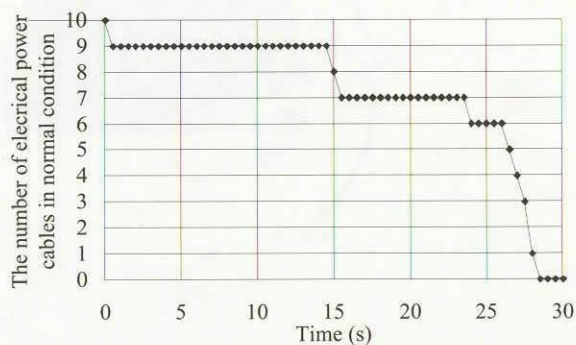


図15 持続放電発生からの時間経過に対する電力損失した隣接回路数

# 電力ハーネス焼損時における 発生22ガスによる推力解析

## Analysis of Thrust by Gas Jet Ejected from Power Harness in Anomaly of Solar Generation Power Drop

小島 寧<sup>\*1</sup>・後藤 大亮<sup>\*1</sup>・河内 宏道<sup>\*2</sup>  
Yasushi KOJIMA, Daisuke Goto and Hiromichi Kawauchi

**Key Words:** ADEOS-II, Power Harness, Exhaust Gas Velocity

**Abstract:** ADvanced Earth Observing Satellite-II (ADEOS-II) was launched by the H-IIA launch vehicle Flight No. 4 from the Tanegashima Space Center on Dec. 14, 2002. On Oct. 25, 2003, about ten months after launch, communication link was lost due to drop of solar generation power. At the same time that the anomaly occurred, small attitude perturbation and orbit change were observed. The cause is estimated that burned electric power harnesses of solar array paddle boom generate the thrust. In order to confirm this estimated cause, the length of burned power harnesses is analyzed using two approaches. First approach is the method based on kinetic theory of gasses and second one is to measure thrust by gas jet from burned power harnesses directly.

### 1. はじめに

2002年12月14日に種子島宇宙センターから打上げられた環境観測技術衛星「みどりII」(ADEOS-II)は、約9ヶ月後の2003年10月25日に発生電力が約6kWから約1kWに低下し、観測運用を停止した。一方、この電力低下とほぼ同時期に、衛星の姿勢と軌道に変化が見られた。一回帰前の姿勢、角運動量と比較して、その変化量は僅かであり、それぞれ、ロール軸：-0.004度、-1.0 Nms、ピッチ軸：0.003度、0.6 Nms、ヨー軸：-0.005度、-2.0 Nmsであった。これらの変化量は何らかの外力によ

り発生したと仮定し、力積の作用点が存在する範囲を求め(図1参照)、さらにFTA(Fault Tree Analysis)による異常部位の絞り込み結果を考慮すると、太陽電池パドル(PDL)から太陽電池ブランケットの一部の範囲に外力が付加された可能性が高いと考えられる。特にここでは、PDLブーム上に配線された多層断熱材(MLI)で覆われた電力ハーネスの焼損に伴い発生したガスがMLIの隙間もしくは焼損により開いた穴から、宇宙空間に噴出され、衛星の姿勢、軌道が変化するというシナリオを想定し(図2参照)、①平均分子運動論に基づく手法、②直接推力を求める手法<sup>1)</sup>という2つのアプローチから、シナリオの妥当性について検証する。

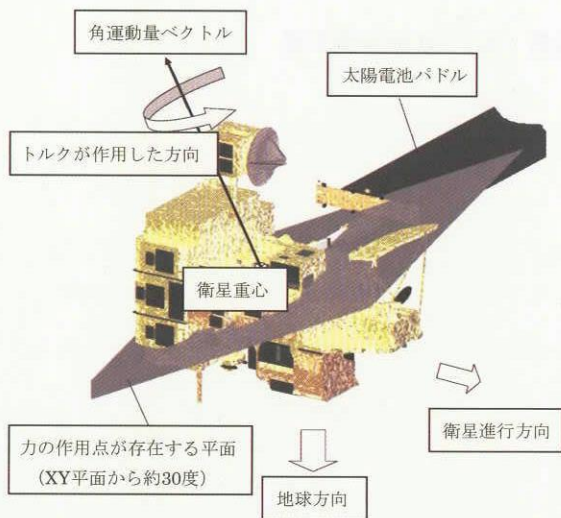


図1 力積の作用点が存在する範囲

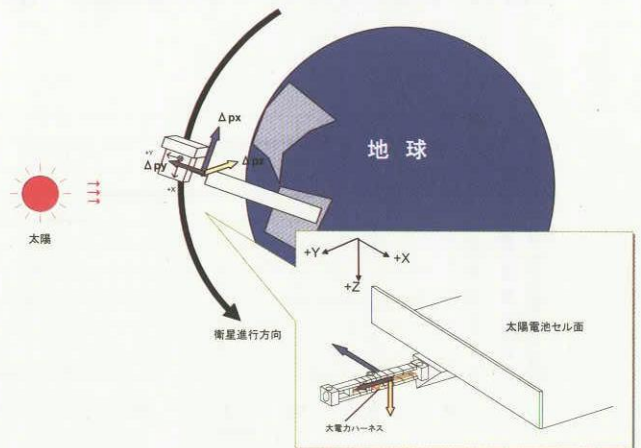


図2 姿勢、軌道変化のシナリオの概念図

<sup>\*1</sup> 宇宙航空研究開発機構  
<sup>\*2</sup> NTスペースシステム

## 2. 平均分子運動論に基づく推定

**2.1 評価手順** 評価手順を図3に示す。まず、ハーネスの高温加熱時における発生ガス成分分析を行い、平均分子量（推定値）、質量減少率を算出する。次に、これらのデータを用いて、ガス化した被覆の長さを推定する。但し、本評価の精度は解析モデルおよびパラメータの誤差を考慮すると、オーダを評価する程度であると考える。

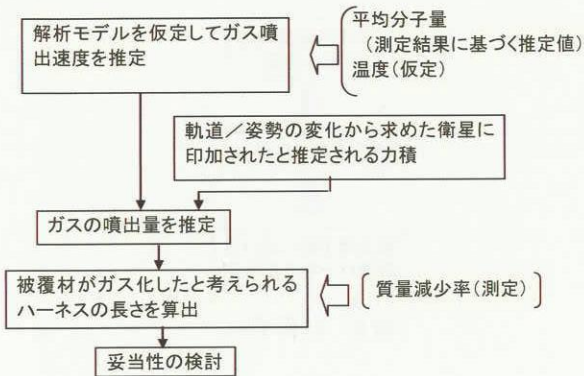


図3 評価手順

**2.2 試験概要** 本試験の目的は、太陽電池パドルハーネスが高温になった時に、その被覆材から放出されるガスの種類と濃度（最終的には平均分子量）、および温度に対する質量減少率のデータを取得することである。以下に試験概要を述べる。

(1) 供試体

ADEOS-II 実機と同等のハーネスの被覆のみを測定に供した。

(2) 測定方法

ハーネス被覆材を加熱して発生するガスを捕集し、ガスの種類に応じて、ガスクロマトグラフィー、イオンクロマトグラフィーなど数種類の分析方法を使用して成分分析を実施した。

(3) 測定条件

加熱温度は、500℃と800℃の2ケースについて実施した。

(4) 分析結果

表1に、捕集ができたガスに含まれるガスの種類と質量割合を示す。なお、表1はハーネス被覆から発生したガスを化学分析し、分子量を特定した結果に基づいている。また、平均分子量の範囲を表2に示す。

表1 発生ガスの組成

成分名	捕集できたガス全体質量に対する各成分の質量割合 (%)	
	500℃加熱	800℃加熱
CO、CO2	5.7	5.7
低沸点有機成分	10	42.5
高沸点有機成分	2.9	4.6
HF	12.9	11.5
タール分	27.1	0
水分	41.4	37.9

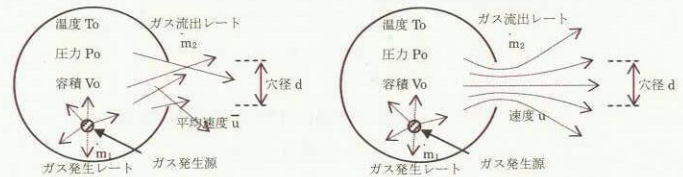
表2 平均分子量

温度	平均分子量の範囲
500℃	20~47
800℃	11~49

**2.3 焼損ハーネス長の推定** 2.2項で得られた平均分子量の値を用いて、ガス化したハーネス被覆の長さを推定する。

(ガスのモデル)

MLIの内部で発生したガスは、圧力が高い場合は連続的な流体、圧力が低い場合はそれぞれの分子を粒子として扱う分子運動論に従い、それぞれの挙動を示す式は多少異なる。それぞれの流れのイメージを図4に示す。軌道上では分子流と連続流の間の状態になる。どちらに近いかは、平均自由行程（分子同士が衝突する前に移動する距離）と考えている対象の代表長さの比（=クヌーセン数）により判断する。



(a) 分子流モデル (b) 連続流モデル  
図4 MLIから噴出するガスの流れのイメージ

ガス温度に対するクヌーセン数の計算結果を図5に示す。図5の結果から、MLI内部のガスの流れは、連続流と分子流の中間領域になるため、被覆がガス化したと考えられるハーネスの長さについては、この2つのモデルで求め、その中間の値を採る必要がある。

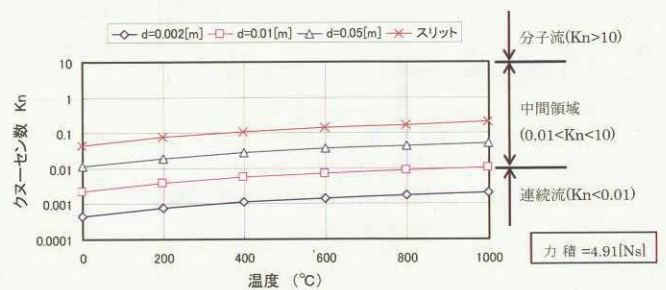


図5 定常状態での MLI 内のクヌーセン数

(ガス化したハーネス被覆長さの推定)

ガス温度に対するクヌーセン数、およびガス温度に対するガス化したハーネス被覆の長さを算出した（図6、図7参照）。次に、得られた平均分子量を使用し、ガス化したハーネス被覆の長さの推定を行った。推定に用いた主要前提条件を以下に示す。

「主要前提条件」

ガス温度 : 500°C / 800°C  
 平均分子量上限値 : 47 / 49  
 質量減少率 : 71% / 92%  
 衛星に加わった力積 : 4.91 Nms  
 (軌道/姿勢の変化から算出)

推定した結果を、表3に示す(500°Cの推定例を図6、図7に併せて示す)。最終的に、ガス化した被覆の長さは、約3~11cmという値が得られた。

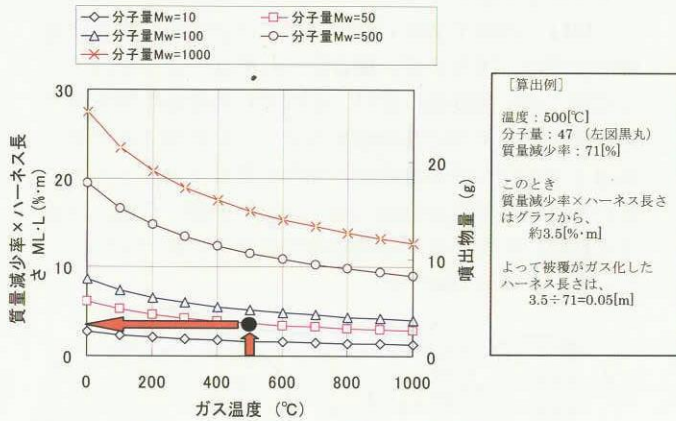


図6 力積=4.91[Ns]相当の噴出物量 (分子流モデル)

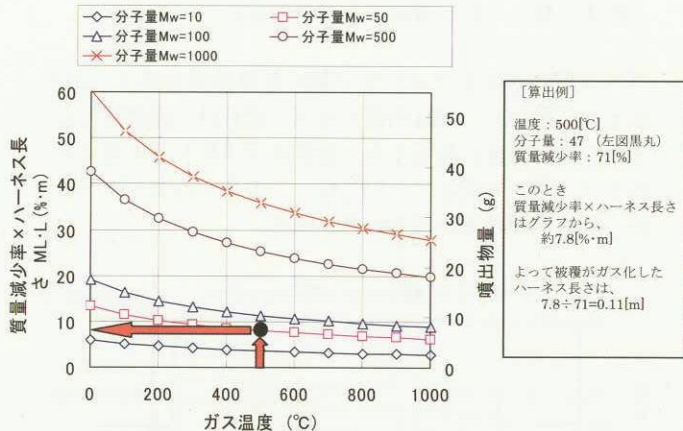


図7 力積=4.91[Ns]相当の噴出物量 (連続流モデル)

表3 焼損したハーネス長さ推定値

温度	分子流モデル	連続流モデル
500°C	5 cm	11 cm
800°C	3 cm	7 cm

3. 直接推力測定法に基づく推定

3.1 評価手順 評価手順概要を図8に示す。まず、チャンバ内に設置した容器内でハーネスを焼損させ、容器壁面からのオリフィス穴から、燃焼ガスを噴出させる。なお、容器は、噴出したガスにより、高さ方向にフリーに移動できるように振り子の先に容器が設置されている。最終的に燃焼ガスによる容器の変位(角度)を測定し、ガス噴出速度に換算し、焼損ハーネス長を推定する。

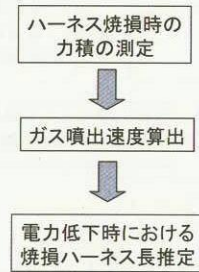


図8 評価手順

3.2 試験概要

【試験装置】

電力ハーネス焼損ガスによる推力を計測する試験装置概要について以下に示す。短絡/焼損方法は、電力ハーネスの被覆材の一部を意図的に炭化させ、ハーネス間を導通させることにより、軌道上の事象を模擬した。

(1) 電力ハーネス

ADEOS-IIの軌道上不具合を考慮して、電力ハーネスは衛星実機で使用されているテフロン系被覆線を使用した。ここでは、焼損を誘導しやすいよう試験用ハーネスについては、以下のようなコンフィギュレーションとしている。

- ① 電力ハーネス8本をツイストして束ね、先端を固縛する。
- ② ツイスト束の先端部分から約20[mm]の部位をバーナーで炙り、隣接するハーネス間の抵抗値が数十[Ω]のオーダになるまで被覆材を炭化させる。

図9に炭化後の外観を示す。

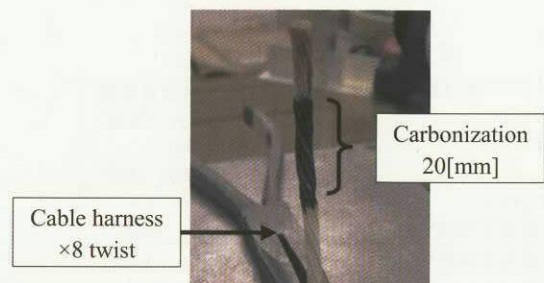


図9 炭化後の電力ハーネス

## (2) 燃焼容器

図10に電力ハーネス燃焼容器の外観を示す。

燃焼容器は密閉構造になっており、シールにはカプトンテープを使用している。容器壁面には、焼損ガスが噴出するためのオリフィス穴 ( $\phi 2.0[\text{mm}]$ ) が開いている。

容器は外形  $W100[\text{mm}] \times D150[\text{mm}] \times H40[\text{mm}]$  のアルミ製で、焼損の様子を観察するため、一面に透明アクリル板を使用している。

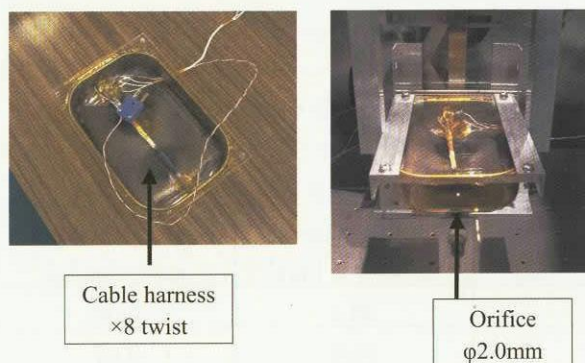


図10 燃焼容器

## (3) 推力計測装置

図11に推力計測装置を示す。[mN]オーダの微小推力を計測することを考慮して、推力測定装置は振り子式を採用した。燃焼容器のオリフィス穴からガスが噴出し、振り子の軸に直角方向に力が作用して振り子が傾く。角度が十分小さい場合、角度は変位に近似出来る。この変位を計測し、あらかじめ重りを使って作成した校正カーブにより変位を力に換算する。使用したギャップセンサの計測範囲は0~4[mm]で、実際の振れ幅は、試験結果より1~2[mm]程度であった。

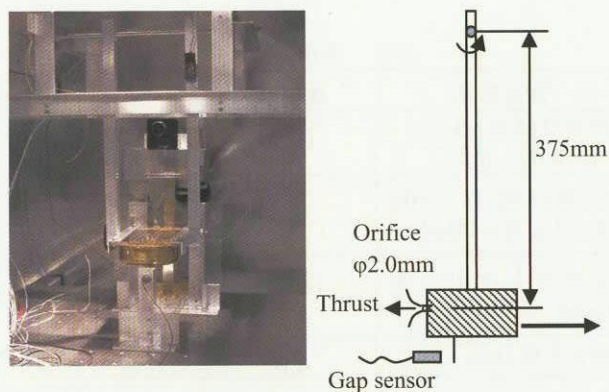


図11 推力計測装置

図12に校正方法の概略図を示す。真空環境下で電力ハーネス燃焼容器の振れ方向に重り (鉛:0.2[g]) を1個ずつ (計6個) 与え、各荷重に対する変位を計測し、校正カーブを作成する。重りの量 (数) は、下部のゴンドラをモータで上下させ操作した。ハーネスの設置位置等により条件が異なるため、校正は焼損実験毎に行った。

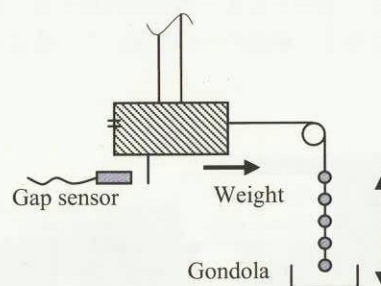


図12 校正方法

## (4) 電力供給系

図13に電力供給系の概略図を示す。AC200V入力電源をスライダックでAC100Vに降圧し、保護回路を通して、供試体に入力した。また、焼損時のハーネス通電状態をモニターするために電流プローブを設置した。

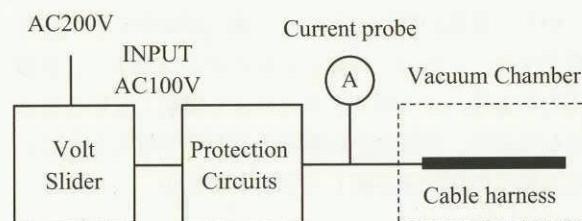


図13 電力供給系概略図

## 【試験手順】

試験手順の詳細を以下に示す。

- a) 供試体の焼損前質量を計測する。
- b) 供試体ハーネスを推力計測装置に設置し、真空槽を真空引きする。(真空到達度1[Pa]程度)
- c) 校正カーブを作成する。
- d) 真空ポンプを停止する。
- e) 供試体に電圧を印可し、ハーネスを短絡/焼損させ、データを取得する。
  - ①推力 (変位) ②電流 ③真空槽内真空度
  - ④焼損部近傍のハーネス表面温度
- f) 隣接するハーネス同士が完全に導通したら、通電を停止し、真空槽を大気圧に戻す。
- g) 供試体の焼損後質量を計測する。



### 3.3 焼損ハーネス長の推定

#### (1) 焼損ガスによる推力計測

図14に短絡/焼損後の電力ハーネスの外観を示す。炭化した被覆材を介して電流が流れ、ハーネスが高温になることにより被覆材のガス化・焼損が進行する。この時に溶け出した銅が隣接したハーネスに接触して、ハーネス間で完全に導通するまで焼損が持続する。焼損後は被覆材が無くなり、銅線の一部も溶けていることが観察された。



図14 焼損後の電力ハーネス外観

図15に焼損ガスによる推力計測結果を示す。上段が推力、中段が電流、下段が真空槽内圧力の時間変化を示している。放電の開始とともに、推力が発生し、真空度が低下する。これは、放電とともにガスが発生し、容器内圧力が上昇、ガスがオリフィスより噴射していることを示しており、ADEOS-II軌道上不具合で考えられている推力発生状況を模擬していると考えられる。

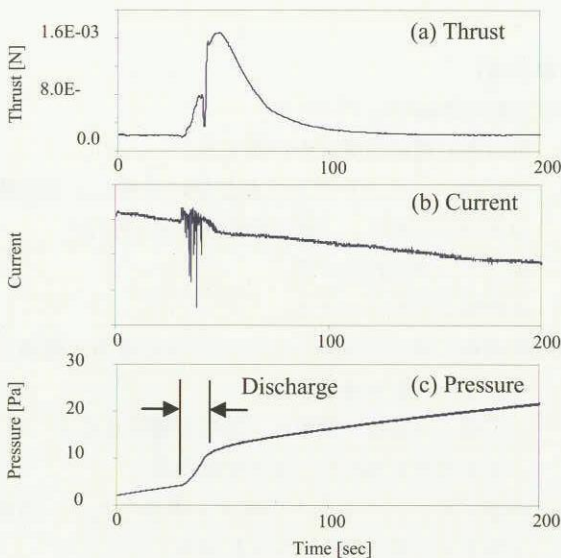


図15 焼損ガスによる推力計測結果

#### (2) ガス噴出速度の算出

推力計測結果から、力積  $I$  [Ns] を見積もり、焼損前後の電力ハーネス質量変化  $\Delta m$  [kg] からガス噴出速度  $u$  [m/s] を算出した。

$$u = I / \Delta m \text{ [m/s]}$$

結果を表4に示す。計測結果の再現性を確認する目的で、同様の条件にて計5回計測を実施した。

ガス噴出速度は平均75[m/s]であり、この時の比推力は7.6[s]であった。ばらつきは大きいものの、おおよそのオーダを実験結果から得ることが出来た。

表4 ガス噴出速度

Test No.	Exhaust gas velocity $u$ [m/s]	Burn out harness mass $\Delta m$ [g]
①	93.4	0.08
②	35.0	0.07
③	125.5	0.15
④	54.3	0.09
⑤	66.6	0.06
Ave.	75.0	0.09

#### (3) 評価

不具合発生時に作用したと推定される約4.9[Ns]の力積がハーネス焼損によるものかどうか検討するためには、ガスの分子量、温度、ハーネス被覆材の温度に対する質量減少率を求め、ガスが発生したハーネスの長さを推定する必要がある。しかし、実際にこれらのパラメータを特定すること困難である。そこで、実験で得た結果から、焼損した被覆材の質量を見積もり、試験結果の妥当性について評価を行った。表5に推定条件を示す。

表5 推定条件

関連諸量	条件値	備考
被覆材質量 [1本, 1m当り] [g]	0.82	計測値
被覆材質量 [104本, 1m当り] [kg]	0.09	計測値[1本] × 104
推定ガス噴出速度 [m/s]	75.0	計測値
推定力積 [Ns]	4.9	解析値

ハーネス被覆材の焼損により、 $4.9[\text{Ns}]$ の力積が発生し、その際のガス噴出速度が $75[\text{m/s}]$ であると仮定すると、焼損した被覆材の質量は $0.07[\text{kg/m}]$ と見積もられる。焼損したハーネスの長さに換算すると $77[\text{cm}]$ となり、オーダは想定される範囲内である。表6に推定結果を示す。

表6 推定結果

関連諸量	算出結果
推定焼損被覆材質量 [kg]	0.07
推定焼損ハーネス長 [cm]	76.8

以上の推定結果を受け、考えられる誤差要因について考察した。本計測系で推定される誤差要因を以下に示す。

a) 推力計測装置摺動部の摩擦力

推力計測装置は振り子式であるため、構造上、摺動部に摩擦力が発生する。摩擦力も含めた系で重り校正を行っているが、発生する摩擦力は毎回同様でないため、計測誤差が発生する可能性がある。

b) 力積計算値の誤差

焼損時にハーネスの銅線の一部が溶け、密閉容器内に分散する為、焼損前後で密閉容器の重心位置が変わり、ギャップセンサ出力のゼロ点が僅かながらシフトする。このゼロ点シフトによる力積計算値の誤差が考えられる。

c) 真空槽の背圧

本実験では密閉容器の内部圧力を計測しておらず、推力発生時の容器内外の圧力差を把握出来ていない。この為、背圧による影響を考慮していない。また、軌道上では周囲の真空度のオーダが違うため、被覆材の焼損の仕方が異なることも想定される。

## 4 結 言

ADEOS-II の発生電力低下時に観測された衛星姿勢、軌道変化は、太陽電池ブーム部の電力ハーネス被覆のガス化／噴出が原因であるというシナリオが想定された。このシナリオの妥当性を確認するため、平均分子量論に基づく推定と直接推力測定法に基づく推定の2つのアプローチを用いて、推力の解析、焼損ハーネス長さの推定を行った。これらの結果に基づいて、オーダ的に、本解析で推定した程度のハーネス長が損傷をうけることは別途実施された多数回路波及試験の結果を考慮しても、十分有り得る範囲であり、発生電力低下時に、ハーネス被覆材がガス化して、宇宙空間に噴出し、衛星に力が作用したというシナリオは妥当と考えられる。

## 参 考 文 献

- 1) 草間, 長田, 後藤, 香河, 川北, 小島, 梶原, 河内: 電力ハーネス焼損発生ガスによる推力の計測, 1E06, 第48回宇宙科学技術連合講演会, 福井, 11月4日~6日, 2004.

## ADEOS-II 100W 発生電力変動調査

### ADEOS-II 運用異常原因究明チーム

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[1]。それに先立つ2003年3月20日~7月22日の期間に、太陽電池7回路に計10回の発生電力の低下及び低下の解消が発生した。原因調査の結果、発生原因の特定には至らなかったが、デブリが発生要因の有力な一候補であることが明らかとなった。

#### 1. はじめに

ADEOS-IIと同様のフレキシブル太陽電池を採用したハッブル宇宙望遠鏡にも、軌道上で一部の発生電力が低下する事象が報告されているが、その原因特定には至っていない[2]。地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり」(ADEOS)は太陽電池パドルの破断によって運用断念に至ったが、ADEOS-IIのような太陽電池回路(100W)単位の発生電力の変動は発生していない。ADEOS-IIで発生した100W発生電力変動現象は、衛星テレメトリの解析結果等からは発生原因の特定には至らなかったが、ADEOSとのパドル構造の違いから、デブリが発生要因の有力な一候補であるとの結論を得た。本論文では、調査概要を報告する。

#### 2. 太陽電池パドル系概要

ADEOS-IIの電源・パドル系のブロック図を図1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100Wの電力を発生する。発生電力は、電力ハーネス、パドル駆動機構(PDM)を通して、シャント回路(SHNT)に繋がれ、SHNTは電力制御ユニット(PCU)からの制御により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に示すように、1系と2系に分類されている。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る入力電流から計算される。

#### 3. 異常事象

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。それに先立つ2003年3月20日~7月22日の期間に、太陽電池7回路に計10回の発生電力の低下及び低下の解消が発生した。

発生電力の変動を系毎に表1及び2に、系毎の発生電流推移を変動事象と対応させて、

図3及び4に示す。発生電流は日陰明け1分後（日陰明け直後）、30分後、58分後（日陰入り直前）の値を示している。

本発生電力の変動の特徴は、全て100W単位で変動していること、1系と2系各々に独立して発生していること、及び時間経過により復帰もしくは解消することである。尚、復帰とは各周回、日照中に発生電力が復帰することをさし、解消とは全ての日照期間を通じて発生電力の低下現象が解消することをさす。

運用異常が発生した10月25日時点では、太陽電池パドル系1系の回路17及び39と2系の回路4と回路44～64のうちの一つ（特定不可能）の計4回路の異常が継続していたが、発生電力が6kWから1kWに低下する瞬間には、1系の回路17の発生電力が復帰しており、2系の回路4は発生電力の変動を伴わない異常であったことから、1系2系とも31回路が残存する状態であった。

#### 4. 不具合状況解析

##### 4.1 不具合状況の分類

100W単位の発生電力低下事象は、3つの特徴に大別できる。各々の特徴について、発生事象の概要を以下に示す。

###### 4.1.1 特徴1(シャント動作時の2回路分の電流動作)

1系と2系のシャント電流差の推移を図4に示す。シャント1系と2系は同じタイミングでON/OFF動作を行うよう設計されている。このため、正常であればシャント1系とシャント2系の電流差の平均値は0Aとなる。しかしながら、7月5日及び8月24日に、シャント電流差の平均値に1回路分(約2A)のオフセットが生じている。尚、後者は8月25日に解消している。特徴1においては、パドル発生電流(シャント電流とPCU入力電流の総和)に変動は見られない。

###### 4.1.2 特徴2(日照全期間における発生電力の低下)

シャント制御とは無関係に、日照中の全期間を通じて発生電力が低下する事象が、3月20日及び4月29日に発生している。尚、前者は5月9日に解消している。異常の発生した4月29日の発生電流を図5に示す。

###### 4.1.3 特徴3(日陰明けに低下していた発生電力の日照中の復帰)

日陰明け直後には低下していた電力が、シャント電流が特定の電流値に達したタイミングで復帰する事象が、4月14日、7月17日、及び7月19日に発生している。尚、7月19日に発生した事象は7月22日に解消している。各々の事象における日照中の発生電流とシャント電流の挙動を、発生電流復帰の概念図とともに図6に示す。

## 4.2 故障モードと不具合発生箇所の推定

### 4.2.1 特徴1

特徴1の推定メカニズムはHOTライン同士の短絡であり、電力変動と同時にPDM温度の変化が発生していることから、PDMより上流で発生していると考えられる。太陽電池パドル上の短絡回路（シャント電流の低下）の位置と短絡相手（シャント電流の増加）の位置関係を図7に示す。

図7の近接箇所として示した箇所で、短絡回路のHOTライン（銅ハーネス）と短絡相手の太陽電池セル裏面に短絡が発生したと仮定すると本事象を説明することができる。また、太陽電池パドルとPDM間の太陽電池パドルハーネスでHOTライン同士の短絡が発生したと仮定しても、本事象を説明できる。

### 4.2.2 特徴2及び3

特徴2と3は発生している事象は異なるものの、共通する推定メカニズムは、HOTラインとRTNラインの短絡、または太陽電池アレイストリング内でのRTNラインとの短絡であり、電力変動と同時にPDM温度の変化が発生していることから、PDMより上流で発生していると考えられる。太陽電池パドル上の異常発生箇所を図8に示す。

図8の異常が発生した太陽電池アレイストリング内で、太陽電池セル裏面とRTNライン（銅ハーネス）に短絡が発生したと仮定すると本事象を説明することができる。また、太陽電池パドルの拌み部、太陽電池パドルハーネスでHOT/RTN間の短絡が発生したと仮定しても、本事象を説明できる。

尚、特徴2のみであれば、異常が発生した太陽電池アレイのHOTラインもしくはRTNラインの開放により事象を説明できる。開放が発生していたとすると発生部位の特定は困難である。

### 4.2.3 考察

特徴1,2,3は現象そのものの見え方は異なるものの、「セル裏面と銅ハーネス間の短絡」により全てのケースを説明できる。

銅ハーネスHOTラインが太陽電池セル裏面のHOTライン近傍で短絡した場合、特徴1の事象が発生し、銅ハーネスHOTラインが太陽電池セル裏面のRTNライン近傍で短絡した場合、または銅ハーネスRTNラインが太陽電池セル裏面のHOTライン近傍で短絡した場合、特徴2及び3の事象が発生する。

## 5. デブリ衝突試験

4項で示したように、100W発生電力変動は「セル裏面と銅ハーネス間の短絡」により全てのケースを説明できる。また、ADEOSでは太陽電池パドルの破断に伴うものを除いて、100W単位での発生電力低下が発生していなかったことから、ADEOSとADEOS-

IIの太陽電池ブランケット裏面の銀蒸着テフロン(Ag/テフロン)の有無に着目し、太陽電池ブランケット裏面からデブリが衝突した場合を想定し、Ag/テフロンの影響を確認することを目的に試験を実施した。

ADEOSの太陽電池パドルの断面を図9に示す。ADEOS-IIではAg/テフロン及びそれを接着するための接着剤が存在していない。

ADEOS及びADEOS-II相当の約10cm角のブランケットに、直径74から88 $\mu\text{m}$ のソーダ石灰ガラスを約4km/sで衝突させる実験を行った。尚、MASTER2001[3]で計算したADEOS-II太陽電池パドル裏面に100 $\mu\text{m}$ 以下のデブリ及びメテオロイドが衝突する確率は約12個/m<sup>2</sup>/年である。試験後の供試体写真を図10及び11に示す。

Ag/テフロンなし(ADEOS-II相当)の場合は銅ハーネスを貫通し、カバーガラスに大きな損傷(クラック)ができた。一方、ブランケット裏面にAg/テフロンを貼付した供試体(ADEOS相当)では、銅ハーネスの貫通は確認されなかった。本試験のプロジェクトの条件は、軌道上でも十分あり得るものであり、Ag/テフロンは太陽電池ブランケットの裏面から衝突するデブリがセル面に到達することを防止する一定の効果があると言える。

本試験結果をもって、100W発生電力変動の原因がデブリであるとは特定できないが、有力な一候補であると考えられる。

## 6. まとめ

ADEOS-IIで複数回発生した「100W発生電力変動」の原因調査を行った。

ADEOSとADEOS-IIのブランケットの構造的な違いに着目し、デブリ衝突試験を実施し、デブリが発生要因の有力な一候補であることを確認した。

太陽電池パドルとデブリの衝突を回避することは不可能であり、デブリ衝突による影響を評価し、対策を検討することが必要である。

今回の試験では、Ag/テフロン1層でも一定のデブリ防止効果のあることが確認されており、本結果が今後の対策検討の一助となることを期待する。

## 【参考文献】

- [1]H. Maejima, et Al, "Investigation of Power System Failure of a LEO Satellite", AIAA #21IECEC, 16-19 Aug 2004
- [2]L. Gerlach, "HST-Solar Array 1 in-Flight Power Generation Anomalies", HST Solar Array Workshop, 30-31 May 1995
- [3]P. Wegener, et Al, "Upgrade of the ESA MASTER Space Debris and Meteoroid Environment Model", Final Report of EOSC/TOS-GA contract 14710/00/D/HK

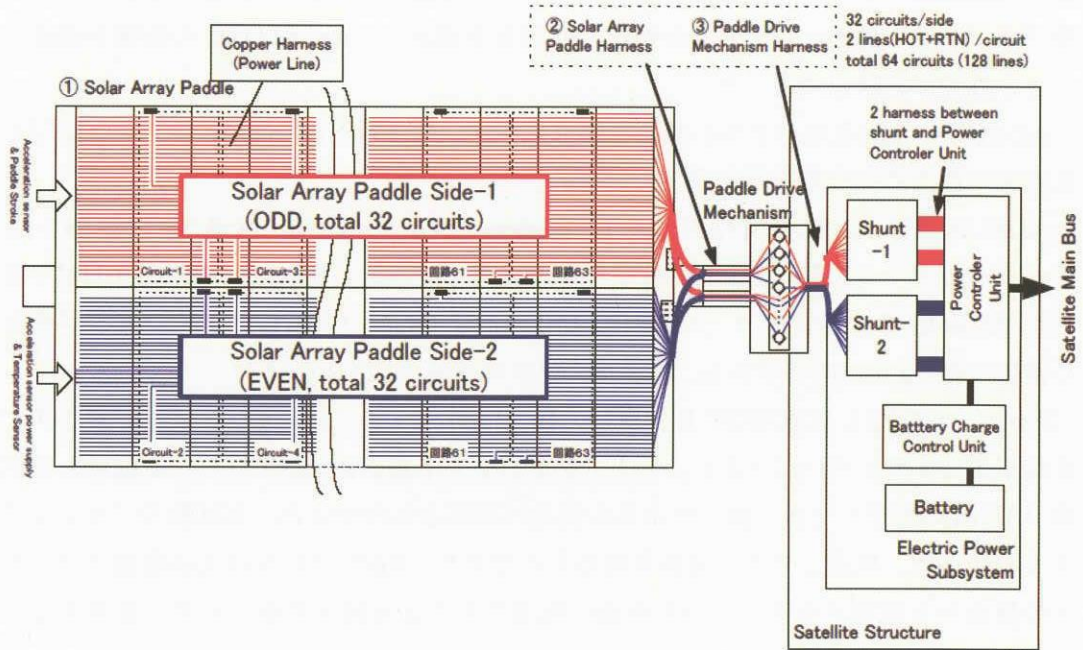


図1 ADEOS-II電源・パドル系ブロック図

表1 太陽電池パドル1系発生電力変動

No.	発生日時	異常事象	発生電流		シャント電流		PCU入力電流		PDM温度		シャント温度		特徴1 発生電流変動なし	特徴2 低下(→解消)	特徴3 日照中の復帰	備考	
			上段1系 下段2系	1系-2系	1系-2系	1系-2系	上段 T1 下段 T2	上段 1系 下段 2系	上段 1系 下段 2系								
1	2003/3/20 22:31	パドル1側 発生電力低下	減少 変化なし	減少	変化なし	減少	低下 低下	低下 -								シャント常時OFF	
2	2003/4/14 4:30~5:50	パドル1側 発生電力低下	減少 変化なし	減少	変化なし	減少	- -	- -								回路17	シャント電流 約15Aで復帰
4	2003/5/9 2:53	パドル1側 発生電力復帰	増加 変化なし	増加	変化なし	増加	上昇 上昇	上昇 -								回路43~63 (解消)	
6	2003/7/17 2:10	パドル1側 発生電力低下	減少 変化なし	減少	変化なし	減少	低下 低下	低下 -								回路39	シャント電流 約33Aで復帰
9	2003/8/24 22:10~23:14	発生電力低下 なし	変化なし 変化なし	変化なし	増加	減少	- -	- -								回路31	シャント電流 約28Aにおいて発生
10	2003/8/25 20:04~21:10	発生電力低下 なし	変化なし 変化なし	変化なし	減少	増加	- -	- -								回路31 (解消)	

注1 : No. は、第4回調査部会報告(11月27日)時のもの 注3 : 発生日時に期間を表示しているものは、表示期間のどこかで発生(不可視中)  
 注2 : 『-』は、変化なしもしくは判断できない。

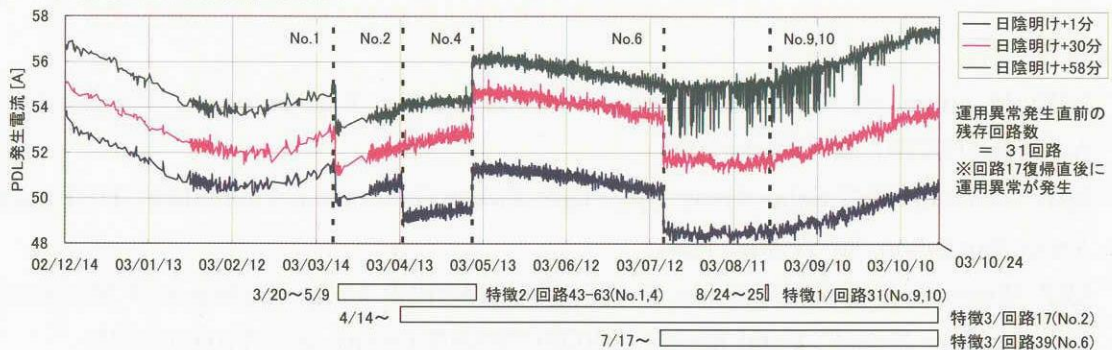


図2 太陽電池パドル1系発生電流推移

表 2 太陽電池パドル 2 系発生電力変動

No.	発生日時	異常事象	発生電流		シャント電流		PCU入力電流		PDM温度		シャント温度		特徴1 発生電流 変動なし	特徴2 低下	特徴3 日照中の 復帰	備考
			上段 1系 下段 2系	1系-2系	1系-2系	1系-2系	上段 T1 下段 T2	上段 1系 下段 2系	上段 1系 下段 2系	上段 1系 下段 2系						
3	2003/4/29 14:44	パドル2側 発生電力低下	変化なし 減少	増加	変化なし	増加	低下 低下	—	—	—	—	—	—	回路44~64 のうち1つ		シャント常時OFF
5	2003/7/5 14:02	発生電力低下 なし	変化なし 変化なし	変化なし	減少	増加	上昇 上昇	—	—	—	—	—	回路4			シャント電流 約3Aにおいて発生
7	2003/7/19 3:22~3:34	パドル2側 発生電力低下	変化なし 減少	増加	変化なし	増加	— —	— 低下	—	—	—	—	—	—	回路32	シャント電流約28Aで復帰 RIU#5オフセット、加速度オフセット 番積角運動量の変化
8	2003/7/22 3:13	パドル2側 発生電力復帰	変化なし 増加	減少	変化なし	減少	— —	— 上昇	—	—	—	—	—	—	回路32 (解消)	

注1 : No. は、第4回調査会報告(11月27日)時のもの

注3: 発生日時に期間を表示しているものは、表示期間のどこかで発生

注2 : 『-』は、変化なしもしくは判断できない。

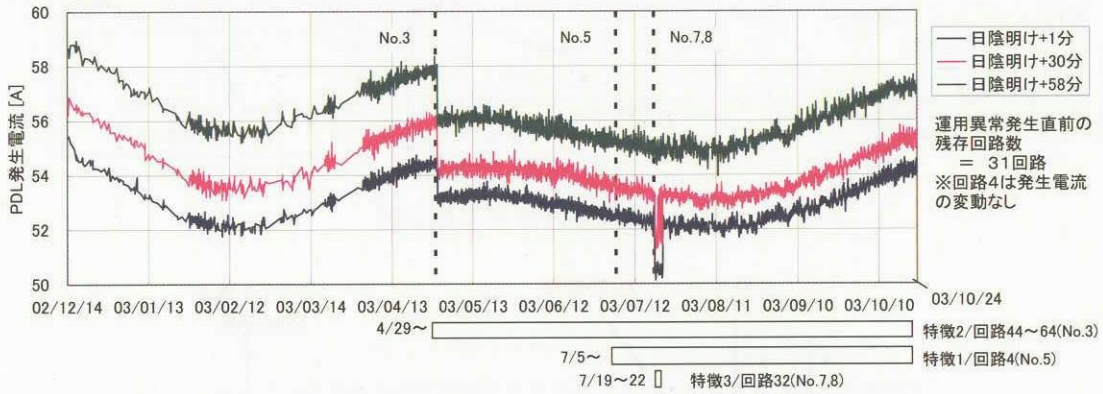


図 3 太陽電池パドル 2 系発生電流推移

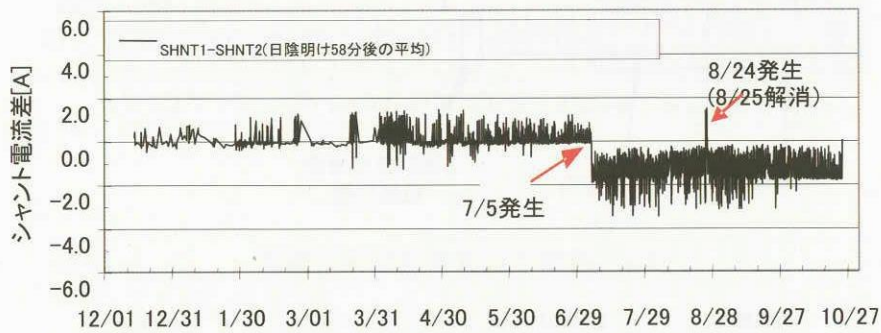


図 4 シャント電流差の推移

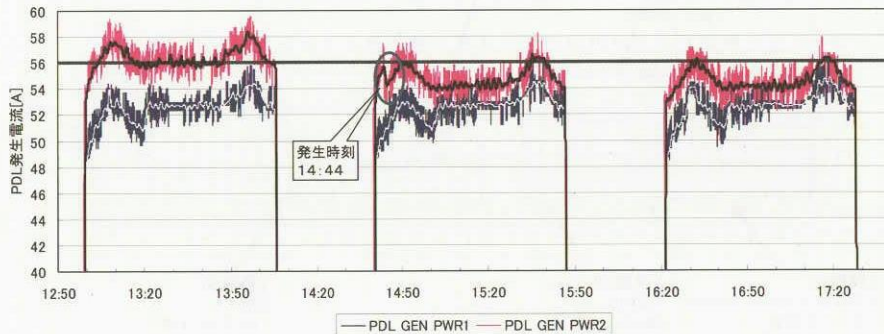


図 5 太陽電池パドル 2 系発生電流



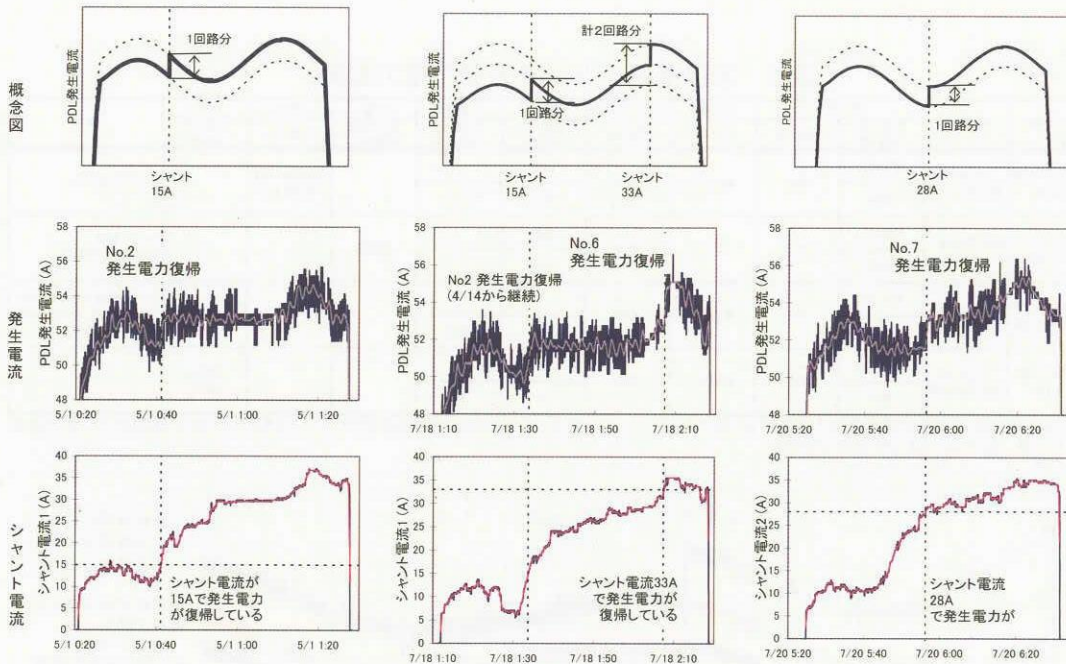


図6 発生電流復帰の概念図

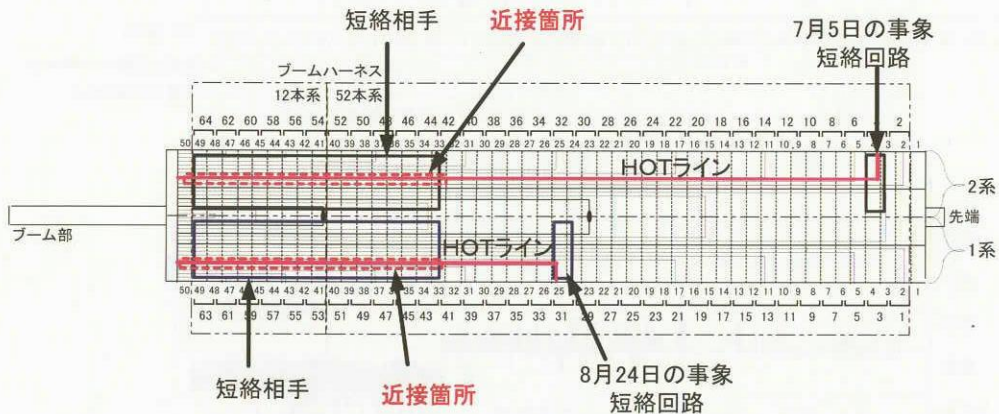


図7 特徴1の異常発生推定箇所

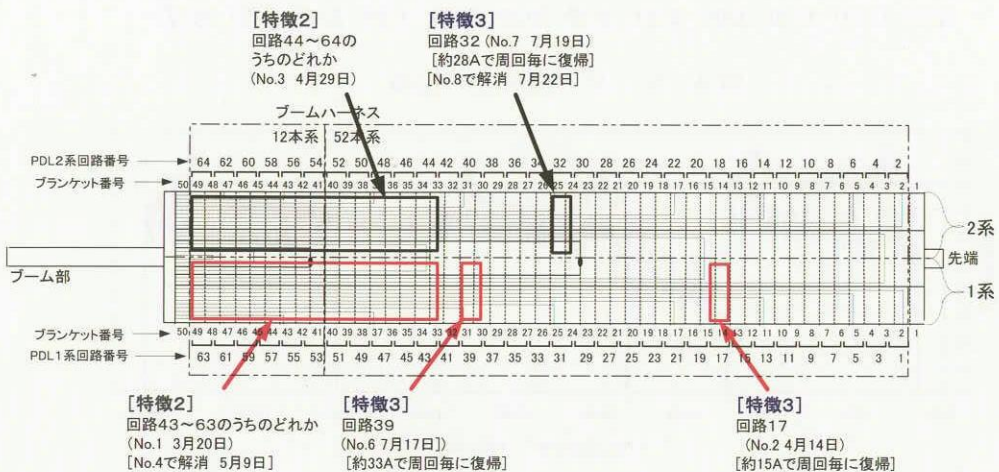


図8 特徴2及び3の異常発生箇所

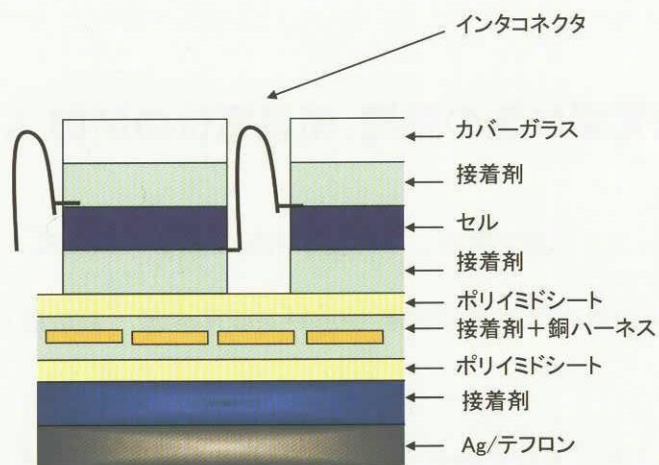


図9 ADEOS 太陽電池パドルの断面

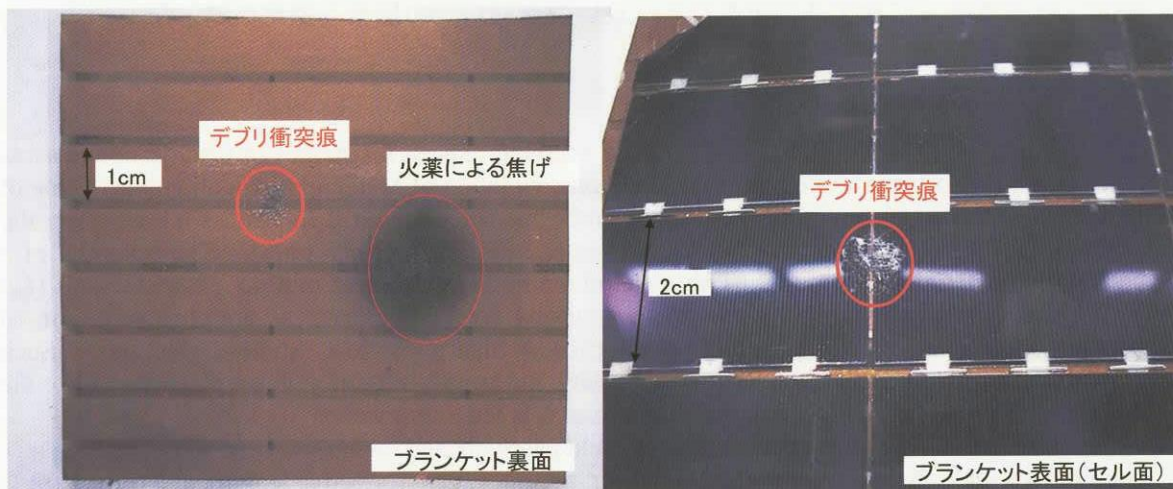


図10 試験後の ADEOS-II 相当ブランケット

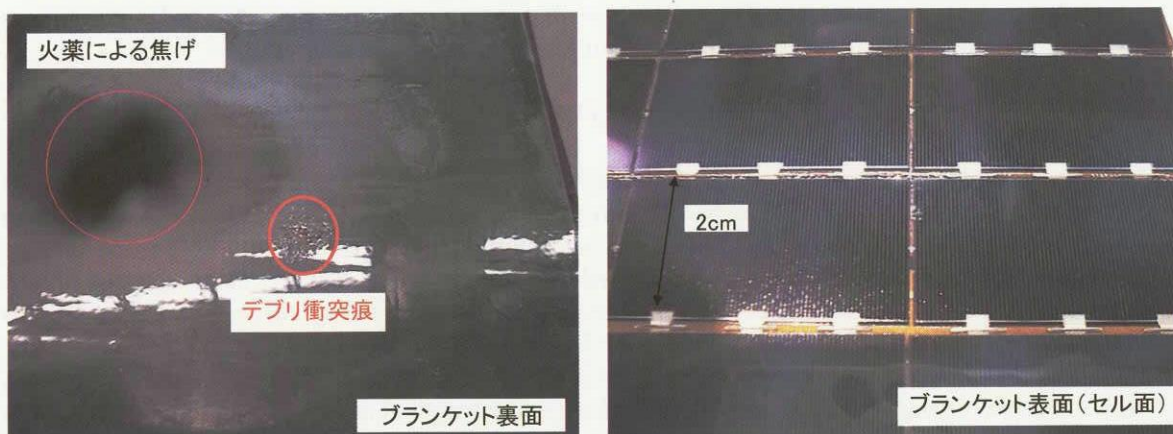


図11 試験後の ADEOS 相当ブランケット

# プローブ法電場計測の課題:衛星電位の制御 & 衛星表面物性

笠羽康正<sup>a</sup>, 早川基<sup>a</sup>, 石坂圭吾<sup>b</sup>, 岡田敏美<sup>b</sup>

<sup>a</sup>宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 <sup>b</sup>富山県立大学工学部

## Abstract

プローブ法による「宇宙電場(および電位)計測」の精度は、衛星表面電位の「安定」、衛星表面電位の「影響排除」、およびプローブ電位の「安定」によって決定される。

この向上には、1) 観測・実測をベースとした「良いモデル化・数値実験」、および2) 安定した光電子・二次電子放出を行う「良い表面材料」の探索と採用が鍵となる。

## 1. Introduction

Accurate measurement of electric field is an essential request for studies of macroscopic plasma convection, microscopic wave-particle interactions, violation of MHD approximation, etc. One of typical measurement techniques is 'Double Probe method', identical to that of a voltmeter: the potential difference between two top-hat probes [cf. Pedersen *et al.*, 1998]. The potential of a conductive material in plasma is mainly determined by the balance of outflow photoelectrons ( $I_{ph}$ ) and inflow ambient electrons ( $I_e$ ). In tenuous plasma, conductive materials are positively charged because number of outflow photoelectrons exceeds that of inflow ambient electrons. Such potential is highly variable associated with density and temperature of ambient electrons. For the stabilization of the probe potential, the bias current  $I_b$  is fed to the probe.

Double Probe method can measure electric field passively and continuously in all plasma conditions with high time resolution. However, accuracy, gain (effective length), and off-set are affected by a) the disturbance from ambient plasma and b) the disturbance from the spacecraft body. In this paper, we showed the results of the characteristics of DC electric field measurement by EFD-P aboard GEOTAIL [Tsuruda *et al.*, 1994], in order to evaluate the accuracy, gain, and offset controlled by ambient plasmas. The results contribute to the improvement of Geotail measurement, and will be used as a basis for the designs of future instruments.

## 2. EFD-P: PANT and EFD aboard the GEOTAIL spacecraft

Figure 1 shows an outline drawing of the PANT element. PANT is a pair of top-hat antennas composed of a conductive sphere with 105 mm attached at the tip of a stainless steel wire, 50m in length and 1.05mm. Wire surface except the outer portion 1 m is coated with Polyimide film for insulation, and its inner portion 44 cm is covered by a copper-mesh sleeve. The surface of Sphere and outer portion 1 m of wire is covered by Aerodag for photoelectron yield stabilization. By this design, PANT can act in different manners for DC and AC fields. For DC electric field (< ~100 Hz), PANT couples to the surrounding plasma at its top (Sphere and Conductive part of the wire), with effective resistance several 10 M $\Omega$  and the effective length about 50 m (antenna length). For AC electric field, PANT acts as a monopole wire antenna of 50m, and couples to the plasma with capacity (~100pF) and the effective length approximately 25 m (half of antenna length).

Output signal of the PANT is transferred to the receivers, EFD (Electric Field Detector) for DC fields and PWI (Plasma Wave Instrument) for AC fields. The EFD data was used for this analysis.

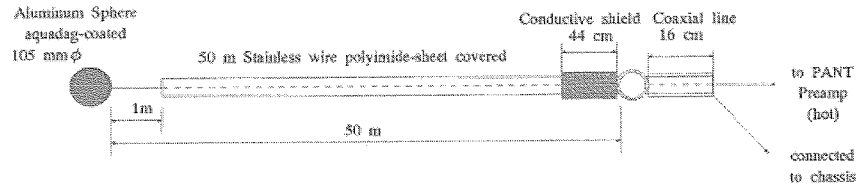


Figure 1. The PANT system aboard the GEOTAIL spacecraft [Tsuruda *et al.*, 1994]

### 3. Data Sets

In plasma with MHD approximation, generalized Ohms law can be written as

$$\mathbf{E} + \mathbf{v} \times \mathbf{B} = \eta \mathbf{j} + \frac{1}{ne} \mathbf{j} \times \mathbf{B} - \frac{1}{ne} \nabla \cdot P_e + \frac{m_e}{ne^2} \frac{\partial \mathbf{j}}{\partial t} \quad (1)$$

where  $\mathbf{E}$ ,  $\mathbf{v}$ , and  $\mathbf{B}$  are electric field, plasma velocity, and magnetic field vectors, respectively. In quiet cases, right side terms of Equation 1 can be negligible. Based on this, we compared DC electric field measured by EFD-P and  $\mathbf{v}_i \times \mathbf{B}$  measured by LEP (Low Energy Plasma Analyzer) and MGF (Magnetic Field Experiment) aboard GEOTAIL. Used data set is summarized in Table 1. For this analysis, the accuracy of  $\mathbf{v}_i$  and  $\mathbf{B}$  are essential. Data selection criteria are shown in Table 2. Since LEP data after 1998 is not calibrated yet, analyses are done for the data in 1994-1997.

Figure 2 shows the relation between observed electric field by EFD-P,  $E_{obs}$  (Y-axis) and  $\mathbf{v}_i \times \mathbf{B}$  (X-axis) in 1994-1997. Majority of miss-match is caused by non-reliable  $\mathbf{v}_i$ , because of the limitation of energy range, limited field of view in Z-axis, and the lack of low energy part by spacecraft charging (in ion). Mismatch is more evident in the cases where 'LEP-electron' criteria are not adopted, because the reliability of ion density is not considered in this case.

We assume  $\mathbf{v}_i \times \mathbf{B}$  as real electric field,  $E_{real}$ . Observed electric field  $E_{obs}$  can be written as:

$$E_{obs} [\text{mV/m}] = A \times E_{real} + B \quad (2)$$

where  $A$  and  $B$  is gain (= 'effective length'/ 'actual antenna length') and offset, respectively. Table 3 shows the parameter  $A$  and  $B$  derived from Figure 2. Since  $E_{real}$  has errors itself, we conclude that the accuracy of  $E_{obs}$  is better than 0.6 mV/m in  $E_x$  and 0.3 mV/m in  $E_y$ .

### 4. Gain and Offset

#### 4.1. Variation

First, we evaluated the variation of the gain ( $A$  of Equation 2) and offset ( $B$  in Equation 2) from 1994 to 2000. Figure 3 summarizes the result. Gain slightly decreased in both  $E_x$  and  $E_y$ . For the offset, clear increase is found only in  $E_x$ . Both might be related to the enhancement of photoelectron non-uniform distribution around the spacecraft, caused by the increase of photoelectron production at the degraded spacecraft surface by ion implantation and/or UV flux. Since the solar activity is similar in 1994-1997, it does not play a major role. On the other hand, degradation is not found in the accuracy of the electric field measurement.

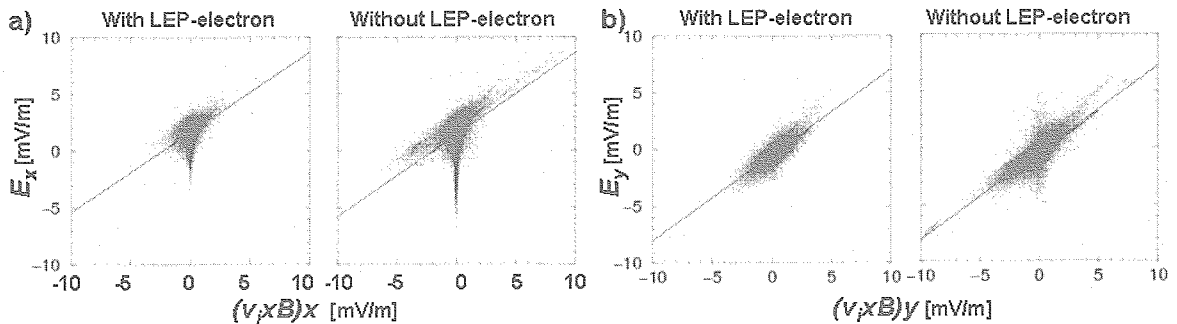
We note that Figure 3 does not include the effect of ambient plasma parameters (see the

Instrument	Data	$dT$	Available data
LEP	Ion: density( $N_i$ ), velocity( $v_i$ ), temperature( $T_i$ )	12 sec.	1993.9~

	Electron: density( $N_e$ ), velocity( $v_e$ ), temperature( $T_e$ )	12 sec.	1993.9~1998.1
MGF	Magnetic field vector ( $\mathbf{B}$ )	12 sec.	1992.9~
EFD-P	Electric field vector ( $\mathbf{E}$ ), Spacecraft potential ( $V_{sc}$ )	12 sec.	1992.9~

Table 1. Data sets used in this analysis. For LEP, the data after 1998 is not calibrated.

Instrument	Condition
LEP- electron	Reliable density & temperature $N_i/N_e = 0.8\sim 1.2$ , $T_e > 20\text{eV}$
LEP- Ion	Reliable density & temperature $N_i > 0.1 N(V_{sc})$ , $T_i > 20\text{eV}$
	EA mode FOV: center of $\theta = +65.5^\circ \sim -65.5^\circ$
MGF	Stable $\mathbf{B}$ $B_{rms} < 0.05  \mathbf{B} $
EFD	Stable $\mathbf{E}$ $E_{rms} < 1.0 \text{ mV/m}$
General	Normal potential No eclipse, No potential control

Table 2. Data selection criteria. Criteria of 'LEP-electron' can only be applied to the data in 1994-1997.  $N(V_{sc})$  is derived from plasma potential by Equation 6.Figure 2. Relationship between  $\mathbf{E}$  (Y-axis) and  $\mathbf{v}_i \times \mathbf{B}$  (X-axis) in 1993-1997: a)  $E_x$  and b)  $E_y$ .

$E_x$	Criteria with LEP-electron	$(E_{obs})_x = +0.704 \times (E_{real})_x + 1.64$	$\sigma \sim 0.63 \text{ mV/m}$
	Criteria without LEP-electron	$(E_{obs})_x = +0.724 \times (E_{real})_x + 1.40$	$\sigma \sim 0.94 \text{ mV/m}$
$E_y$	Criteria with LEP-electron	$(E_{obs})_y = +0.756 \times (E_{real})_y - 0.44$	$\sigma \sim 0.33 \text{ mV/m}$
	Criteria without LEP-electron	$(E_{obs})_y = +0.768 \times (E_{real})_y - 0.38$	$\sigma \sim 0.46 \text{ mV/m}$

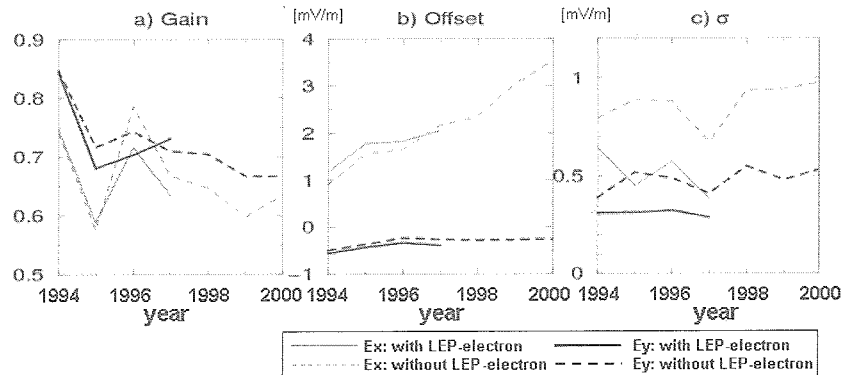
Table 3. Parameters fitted to ' $E_{obs} = A \times E_{real} + B$ ' from Figure 2.  $A$  and  $B$  is gain and offset.

Figure 3. Time variation of a) Gain, b) Offset, and c) Error in 1994-2000. Difference between 1994 and 1995~2000 is partially caused by the difference of orbit, 'Distant-tail phase' before Nov. 1994 and 'Near-tail phase' after that.

#### 4.2. Correction by $V_{sc}$ and $T_e$ (or $T_i$ )

We tried to refine the relationship shown in Table 3 according to the ambient plasma parameters. We can assume that photoelectron outflow is constant. Potential itself is mainly affected by the ambient electron flux proportional to  $N_e v_e = N_e \sqrt{T_e}$ . And photoelectron from and the potential structure around the spacecraft are as disturbance factors, which are related to the spacecraft potential  $V_{sc}$  and Debye length  $\lambda_D$ . Since  $\lambda_D$  and  $V_{sc}$  are controlled by  $N_e$  and  $T_e$ , independent parameters are two. In this analysis, we used  $V_{sc}$  and  $T_e$  as correction variables. Since the electron moment data is not always reliable, we also used ion temperature  $T_i$ . The accuracy in this case is worse because  $T_i$  is not always correlated to  $T_e$ . [EUV flux and magnetic field vector may also affect the production and motion of photoelectron. We do not take care of them in this paper.]

Figure 4 summarizes the preliminary corrections based on the data in 1994-1997, selected by all criteria in Table 2. Qualitatively,  $V_{sc}$  is important factor for the gain (positively) and the offset (negatively).  $T_e$  is less correlated to the antenna gain (negatively) and the offset (negatively). Corrected electric field by ' $V_{sc}$ ', and ' $V_{sc}$  and  $T_e$  (or  $T_i$ )' is written as Equation 3-5:

$$(E_{real})_y = [A_0 + A_1 * \log(V_{sc})] (E_{obs})_y + [B_0 + B_1 * \log(V_{sc})] \quad (3)$$

$$(E_{real})_y = [A_0 + A_1 * \log(V_{sc}) + A_2 * \log(T_e)] (E_{obs})_y + [B_0 + B_1 * \log(V_{sc}) + B_2 * \log(T_e)] \quad (4)$$

$$(E_{real})_y = [A_0 + A_1 * \log(V_{sc}) + A_2 * \log(T_i)] (E_{obs})_y + [B_0 + B_1 * \log(V_{sc}) + B_2 * \log(T_i)] \quad (5)$$

Each parameter is summarized in Table 4. We also note that  $T_e$  (and  $T_i$ ) is not always reliable. Correction by Equation 3 (only by ' $V_{sc}$ ') will be easier and reliable.

#### 4.3. Effect of Spacecraft Debye Length

We also evaluated the gain and offset associated with Debye length  $\lambda_D$ , correlated to  $\sqrt{T_e/N_e}$ . Figure 5 summarizes the result. When the Debye length is less than antenna length (102m in tip-to-tip), the gain, offset, and error of the measurement is relatively stable. On the other hand, when the antenna length beyond Debye length of ambient plasma, error becomes larger, but the electric field can still be measured. Offset in  $E_x$  is reduced, and the gain increases.

Figure 5 summarizes the result. When the Debye length is less than antenna length (102m in tip-to-tip), the gain, offset, and error of the measurement is relatively stable. On the other hand, when the antenna length beyond Debye length of ambient plasma, error becomes larger, but the electric field can still be measured. Offset in  $E_x$  is reduced, and the gain increases.

#### 4.4. Summary

We concluded that the GEOTAIL electric field measurement by the PANT system potentially has the accuracy better than 0.5 mV/m in  $E_x$  and 0.3 mV/m in  $E_y$ . The error would be less, because those values are limited by the accuracy of plasma velocity measurement. Further refinement will be done not only by the rejection of the ambiguity in particle observations but also by the comparison with EFD-B (electron beam technique) data [Tsuruda *et al.*, 1994].

We will also establish the quantitative model of double probe system, including the 'shorting out' effect in the gain and the offset caused by the potential structure and non-uniform photoelectron distribution around the spacecraft [cf. Pedersen *et al.*, 1998]. Numerical model will be made and compared with the observations. We also expect the comparison to Cluster probe with guard electrode.

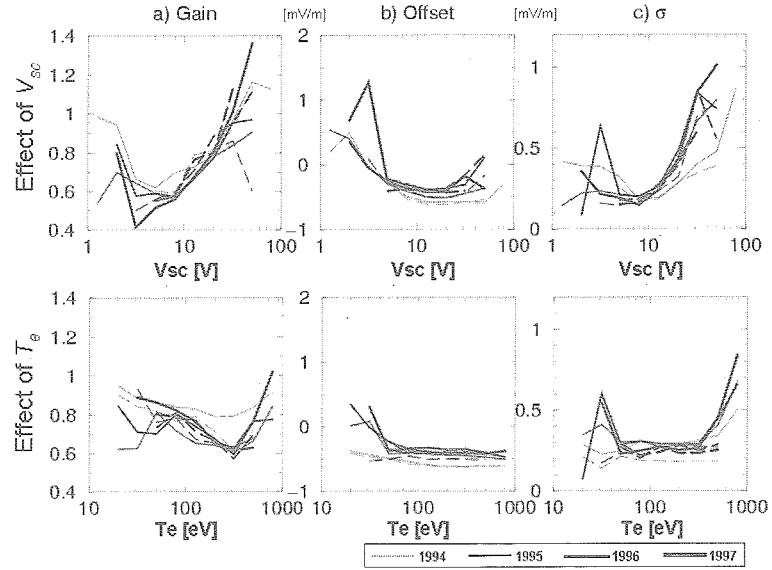


Figure 4. Dependence of a) Gain, b) Offset, and c) Error on ‘ $V_{sc}$ ’ (Upper Dashed line is  $T_e = 100\sim 158\text{eV}$ ) and ‘ $T_e$ ’ (Lower: Dashed line is  $V_{sc} = 10\sim 15.8\text{V}$ .), for  $E_y$  in 1994~1997.

$E_x$	$A_0$	$A_1$	$A_2$	$B_0$	$B_1$	$B_2$	$\sigma$
Correction by $V_{sc}$	+0.72	+0.60	--	+3.67	-1.88	--	0.49
Correction by $V_{sc}$ & $T_e$	+1.19	+0.82	-0.34	+2.47	-1.99	+0.60	0.41
Correction by $V_{sc}$ & $T_i$	+1.30	+0.73	-0.27	+1.92	-1.81	+0.57	0.45
$E_y$	$A_0$	$A_1$	$A_2$	$B_0$	$B_1$	$B_2$	$\sigma$
Correction by $V_{sc}$	+0.72	+0.20	--	-0.09	-0.34	--	0.33
Correction by $V_{sc}$ & $T_e$	+0.99	+0.34	-0.19	+0.10	-0.37	-0.07	0.31
Correction by $V_{sc}$ & $T_i$	+1.12	+0.29	-0.18	+0.04	-0.38	-0.03	0.33

Table 4. Correction by ‘ $V_{sc}$ ’, ‘ $V_{sc}$  and  $T_e$ ’, and ‘ $V_{sc}$  and  $T_i$ ’ in 1995-1996 data

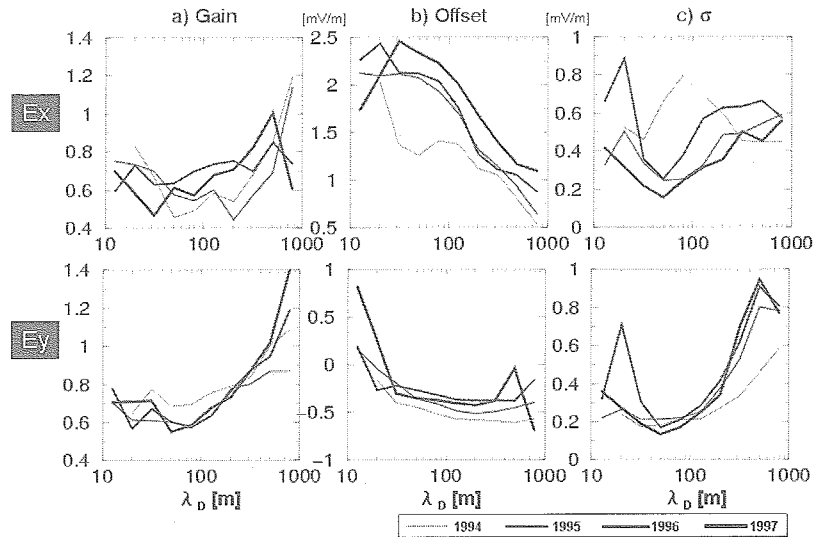


Figure 5. Dependence of a) Gain, b) Offset, and c) Error on Debye length in 1994~1997.

## 5. How to achieve the better accuracy?

Key of the achievement of the better accuracy of electric field measurement is 1) Reduction of the interference from the spacecraft and 2) Stability of the probe potential to the ambient plasma.

For the former requirement, the stabilization of the spacecraft potential is most important. For those purpose, the spacecraft surface materials should be conductive and grounded to the structure by low impedance, in order to keep the potential difference less than the order of 1 V (Most impact is at the selection of conductive MLI / Cover glass and their grounding processes.). However, the spacecraft potential itself is difficult to be reduced. It is possible by the ion beam emission from the spacecraft, but it causes disturbances to ambient plasmas. Therefore, the potential structure of the electrode is considered in order to reject the effect of 'spacecraft potential' to the probe itself. Past US and European spacecraft have been several those challenges. Most recent example is Cluster spacecraft. Such thin space plasma condition can not be achieved in the laboratory, so the establishment of the probe design is actually difficult. Good numerical simulation is essential for such trials, and we are trying to develop and test the probe design by such methods. Numerical simulations with increasing calculation power will be one of strong 'propulsion powers' for future space programs.

For the latter requirement, the selection of the probe surface material is essential. Probe potential is determined by the photoelectron and secondary electron yields. The uniformity and the less degradation of those parameters are most important. The past spacecraft have used Aquadag, a carbon powder in the heritage of the early rocket and laboratory measurement. Recently, TiN etc. is tested as a substitute of it, and it is used in Cassini spacecraft etc. The search of such material requires the cooperation between space and material scientists. Such kind of interdisciplinary cooperation will produce many contributions in all fields in future space programs.

## References

- Kasaba, Y., H. Hayakawa, K. Ishisaka, T. Okada, A. Matsuoka, T. Mukai, and Y. Takei, Evaluation of DC electric field measurement by the double probe system aboard the GEOTAIL spacecraft, *Adv. Space Res.*, submitted, 2004.
- Pedersen, A., Mozer, M., Gustafsson, G., Electric field measurements in a tenuous plasma with spherical double probes, in Pfaff, F.P., Borovsky, J.E., Young, D.T. (Eds.), *Measurement Techniques in Space Plasmas: Fields, Geophys. Monograph*, 103, 1-12, 1998.
- Tsuruda, K., Hayakawa, H., Nakamura, M., Okada, T., Matsuoka, A., Mozer, F. S., Schmidt, R., Electric field measurements on the GEOTAIL Satellite, *J. Geomag. Geoelectr.*, 46, 693-711, 1994.



# GEOTAIL 衛星で観測された光電子の分布と 衛星電位との関係

下田忠宏、町田忍 (京大・理)

向井利典、齋藤義文、笠羽康正、早川基 (ISAS/JAXA)

## 1 導入

人工衛星の導体表面からは、太陽紫外線の照射により光電子が発生する。地球磁気圏内では衛星の導体表面は背景プラズマに対し数 V から 100V 正に帯電しているため、発生した光電子のうち衛星電位以下のエネルギーのものは衛星表面に引き戻され、プラズマの粒子計測器で観測対象とする自然のプラズマと一緒に検出される。従って、粒子計測器で観測された電子の速度空間分布データから光電子の分布を推定することが可能である。本研究では、GEOTAIL 衛星によって観測された光電子の速度空間分布と、その衛星電位依存性について調べた。

## 2 GEOTAIL 衛星

GEOTAIL は磁気圏探査用衛星として、1992 年 9 月に打ち上げられた。本衛星は、図 1 に示すように、本体が直径 2.2m、高さが 1.6m の円柱形であり、その本体からは直交する 50m 長のワイヤーが 4 本 (WANT-A/B, PANT-A/B) 伸びており、また、長さ 6m のマストが 2 本 (MST-F/S) 対向して設置されている。衛星の表面は導電性の酸化インジウムで覆われていて、衛星表面全体はほぼ等電位となっている。

以下で説明される低エネルギー粒子計測器 (LEP-EA) 及び電場観測プローブ (EFD-P) によって光電子分布、衛星電位のデータが得られる。

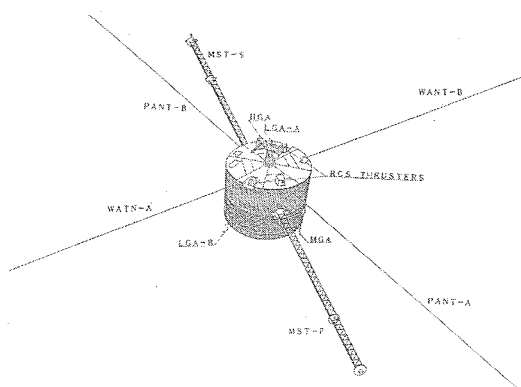


図 1: GEOTAIL 衛星の外観 (GEOTAIL Prelaunch Report より)

## 2.1 低エネルギー粒子計測器 (LEP-EA)

イオンおよび電子の3次元速度分布はLEP-EA[Mukai et al.,1994]によって観測される。この装置は視野を衛星の回転方向に16分割 (Sector 0-15)、仰角方向に7分割 (Channel 1-7、Channel 4が衛星表面に垂直に飛行する粒子を観測)、そして、粒子のエネルギー (速度) についてあらかじめ設定した範囲を32分割して観測する。12秒の時間分解能で3次元速度空間分布を取得し、それに基づいてイオン・電子の密度、速度、温度等が求められる。この観測器にはエネルギー範囲が異なる2つのモード (RAM-A, RAM-B) があるが、本研究では電子に関してはRAM-B(7.4eV-8.5keV)のデータを用いた。

## 2.2 電場観測プローブ (EFD-P)

衛星電位は、図1に示されているワイヤーのうち先端に直径105mmの球がつけられている2つのもの (PANT-A/B) にプローブ法を適用して測定される。ワイヤーの直径は0.45mmであり、先端部以外はポリイミドの絶縁塗装がなされている。球プローブと衛星本体間にバイアス電流を流して球表面と背景プラズマをほぼ等電位にし、衛星と背景プラズマの電位差を測定する [Tsuruda et al., 1994]。

## 3 光電子分布の1例

図2は、1995年1月11日1045-1115UTの時間帯に得られた電子カウントを4つの飛来方向に分けて求めたエネルギー・時間分布図 (E-t 図)、および衛星電位のプロットである。このとき衛星は地球中心から $44R_E$  ( $R_E$ は地球半径) 離れたほぼ真夜中の領域に位置していた。30eVより下のエネルギー帯で見られる大きいカウントが光電子によるものであるが、太陽方向と反太陽方向だけではなく、朝側の方向と夕方側の方向についても光電子カウントのエネルギースペクトルに違いが見られ、衛星電位が大きいときに朝夕の非対称性がより明確になる傾向を示している。

## 4 統計解析

光電子分布の朝夕非対称性と衛星電位の関係を統計的に調べるため、以下に示す統計解析を行った。使用したデータは1993年9月から1997年6月までの期間の電子データで、観測のモードがRAM-B、衛星が日陰におらずかつ磁気圏内にいるときのデータを選んだ。そのように抽出したデータを衛星電位について1V単位でグループ分けした後、それぞれのグループについて電子の微分フラックスの平均値を求めた。衛星の領域判定については、イオンの密度が0.5個/cc以上、イオン速度の反太陽方向成分が200km/s以上、イオン温度が400eV以下、およびイオン動圧 ( $P_d = mnv^2$ ) が0.5nPa以上という4つの条件を全て満たすときに、衛星は磁気圏の外 (太陽風中またはマグネトシース) にいると判断した ([Nakamura et al., 1997] を若干変更)。この解析で用いたデータ数は全部で168,166個である。この時の衛星の位置をプロットすると図3のようになり磁気圏の広範囲にわたるデータが使用されていることが分かる。

図4に、衛星電位が12-13V(a)、29-30V(b)、50-51V(c)の時の解析結果を示した。

衛星電位よりエネルギーが低い光電子は、衛星電位が高い(c)などの時に、観測器が太陽を向いているとき (Sector 13) と反太陽方向を向いているとき (Sector 5) のフラックス比だけでなく、朝側を向いているとき (Sector 9) と夕方側を向いているとき (Sector 1) の比も大きくなる事が分かる。さらに、朝夕のフラックス比は、衛星電位が12V台(a)の時は8eV(電子の観測下限エネルギー)、同じく29V台(b)では10eV、50V台(c)では16eVのエネルギーで特に大きく、これらのエネルギーは(b)と(c)の場合、衛星電位の約1/3となっている。このことから、光電子分布の偏りは衛星電

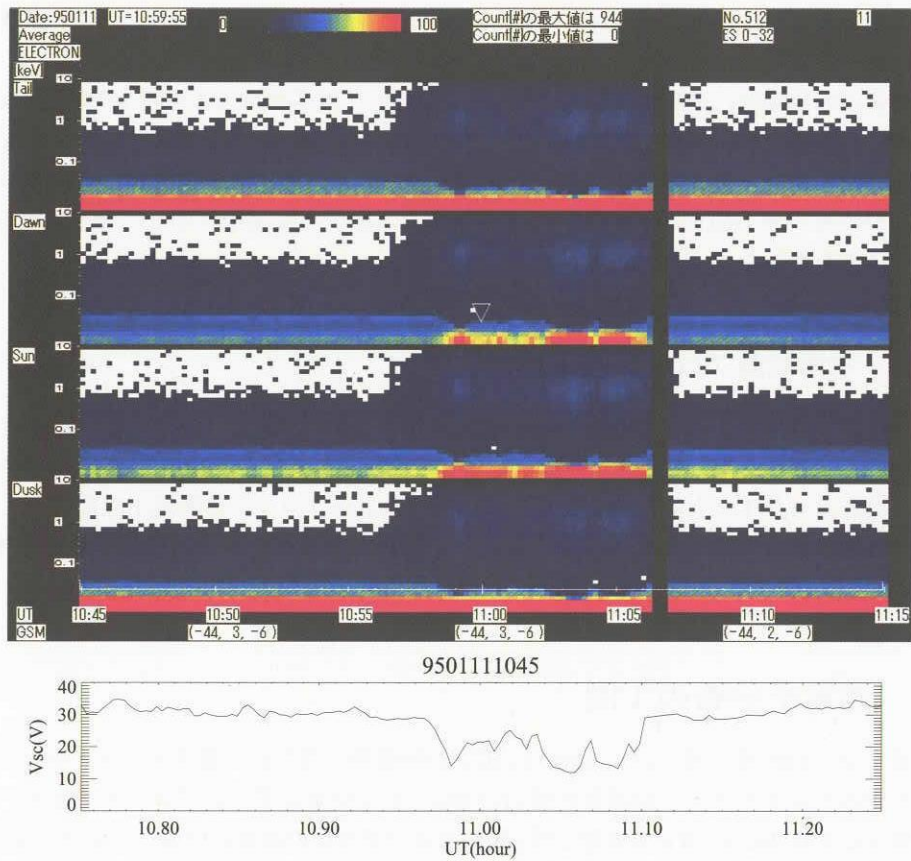


図 2: 1995 年 1 月 11 日 1045-1115UT の期間の電子カウント E-t 図および衛星電位。E-t 図の 4 つのパネルは上から順に、昼側から (夜側へ)、夕方側から、夜側から、朝側から飛行する電子のカウントをカラーコンターで表している。4 つのパネルともエネルギーの上限および下限は 7.4eV、8.5keV である。[協力: 永田大祐氏 (京大・理)]

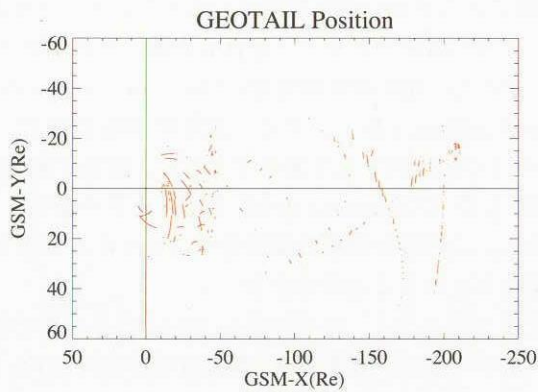


図 3: データ取得期間の衛星位置。GSM-X、GSM-Y の正の向きはそれぞれ地球から見て太陽方向、ほぼ夕方方向である。

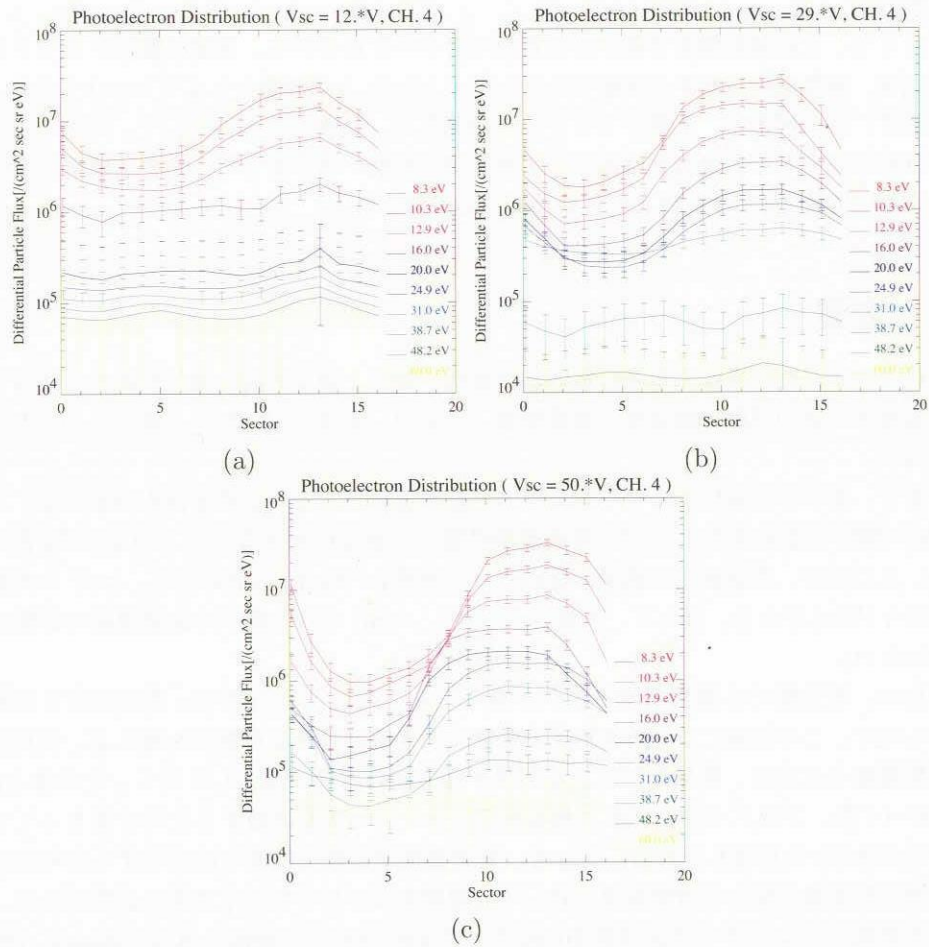


図 4: 3 種類の衛星電位 ( $V_{sc}$ ) (a)  $12V \leq V_{sc} < 13V$  (データ数 6126) (b)  $29V \leq V_{sc} < 30V$  (同 1182) (c)  $50V \leq V_{sc} < 51V$  (同 36) に関する光電子微分フラックスの衛星スピ軸に直交する面での分布。横軸の Sector 1,5,9,13 はそれぞれ夕方側、夜側、朝側、昼側からの電子が飛来する方向に対応しており、エラーバーはそれぞれ平均値から  $\pm\sigma$  の幅に対応。

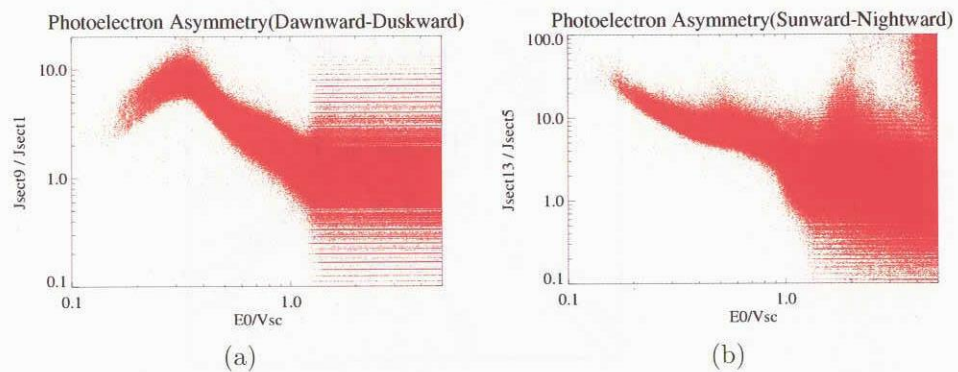


図 5: 光電子分布非対称性の  $E_0/V_{sc}$  依存性。(a) 朝側-夕方側から飛来する (光) 電子フラックスの比 ( $J_{sect9}/J_{sect1}$ ) (b) 昼側-夜側から飛来するフラックス比 ( $J_{sect13}/J_{sect5}$ )

位そのものよりもむしろ衛星電位に対する光電子のエネルギー ( $E_0/V_{sc}$ ) に依存していることが推測される。

そこで、上の統計解析で用いられた全てのデータについて、光電子微分フラックスの朝夕比と昼夜比を、衛星電位に対する光電子エネルギー ( $E_0/V_{sc}$ ) の関数としてプロットした。その結果を図5に示す。この図より、光電子フラックスの朝夕比、昼夜比ともに  $E_0/V_{sc}$  に強く依存していることが分かる。そして、昼夜比は電子のエネルギーが低いほど大きく、朝夕比は衛星電位の約 1/3 のエネルギーで約 10 となり最も大きくなることが分かる。

## 5 考察

以上に示したような光電子分布の非対称性、特に、朝夕方向の偏りが現れる要因として、磁場による電子の旋回運動、磁気圏の背景電場、および、衛星周辺における衛星スピン方向の電場が考えられる。

まず、電子が磁場によるローレンツ力で旋回運動をしている可能性を検証する。エネルギーが  $E$  [eV] の電子の回転半径 ( $r_c$ ) は、背景磁場の強さを  $B$  [nT] とすると  $r_c \approx 3.4 \cdot 10^3 \sqrt{E}/B$  [m] と表される。ところが、磁気圏内で磁場が強いローブ領域 ( $\sim 20$  nT) においても、1 eV の光電子の回転半径は高々 170 m である。従って、衛星スケール ( $\sim 1$  m) では光電子の旋回運動の影響はほとんど考えられない。

次に、磁気圏では通常朝側から夕方側の向きに、0.1 ~ 1 mV/m 程度の強さの電場が存在しているので、この電場によって光電子が朝側に引き寄せられる可能性を考える。衛星近傍では、この背景電場とは別に、衛星電位による衛星半径方向の電場が存在していて、その強さは  $V_{sc}/\lambda_D$  ( $\lambda_D$ : デバイ長、プラズマ中にある単独電荷のポテンシャルを遮蔽するために集まってくる反電荷粒種層の大きさ) と見積もられる。従って、背景電場が光電子の偏りに寄与するためには、衛星近傍の半径方向電場の強さが背景電場に比して同程度あるいはそれ以下である必要がある。ここで、磁気圏背景電子によるデバイ長は数 100 m から数 km [Baumjohann and Treumann, 1997] であり、一方、GEOTAIL 衛星の光電子によるデバイ長は、衛星電位が  $6V < V_{sc} < 25V$  の時に  $\lambda_{Dph} = 4.7$  m [Nakagawa et al., 2000] であるので、衛星近傍において衛星電位の遮蔽に寄与しているのはほとんどが光電子である。従って半径方向電場には光電子のデバイ長が寄与し、その強さは  $V_{sc}/\lambda_{Dph} \approx 10$  mV/m と見積もられる。この値は磁気圏背景電場に比べて非常に大きいため、磁気圏背景電場による影響もほとんど考えられない。

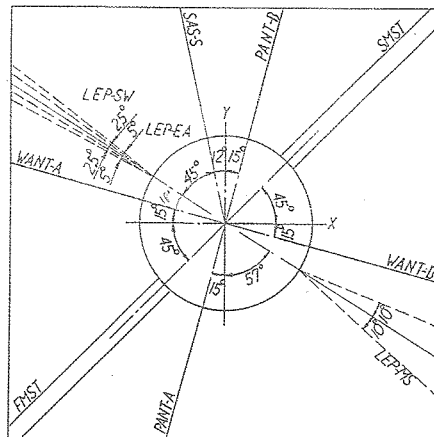


図 6: GEOTAIL 衛星を北から見た平面図 (GEOTAIL Prelaunch Report より)

最後に、衛星近傍でのスピン方向 (時計回り向き) の電場によって光電子の偏りが生じている可能

性について検討する。衛星近傍空間の電場が衛星電位に比例すること、また、光電子の分布が  $E_0/V_{sc}$  に依存している事実は、衛星スピンドirection電場が存在していることを示唆している。すなわち、衛星の昼側(太陽と垂直な面)で多く発生する光電子のうち、低エネルギーのものは発生直後すぐに衛星表面に戻されるためスピンドirectionへの移動は少ない。ある程度のエネルギーを持った光電子は衛星近傍の電場の効果で朝側に運ばれてゆき、偏りが生じている可能性が考えられる。しかし、そうはいつでも、プローブのワイヤーは非常に細いため周辺電場への影響は小さいと考えられるうえ、衛星電位とほぼ等電位であるマストも LEP-EA の視線に関してほぼ対称に配置されているため(図6)、著しく大きな電場の非対称構造は考えられず、光電子分布の朝夕非対称性を説明できない。従って、統計的解析で明らかになった光電子の分布を説明する衛星近傍電場、およびその発生要因は依然不明である。

## 6 結論

本研究では、低エネルギー粒子計測器のデータを用い、GEOTAIL 衛星周辺の光電子分布、特に朝側夕方側の光電子フラックスの非対称性と衛星電位との関係について調べた。その結果、光電子分布の偏りは、衛星電位で規格化された電子エネルギーという形で衛星電位に依存し、朝夕方向の偏りは衛星電位の約 1/3 のエネルギーに匹敵する電子に最も強く現れることが分かった。このことは、GEOTAIL 衛星表面付近での衛星回転方向電場の存在を示唆しているが、その電場の空間的な構造および成因はまだ理解されておらず、今後さらに解明されるべき課題である。

## 7 参考文献

- GEOTAIL Prelaunch Report, *ISAS Data Center*, 1992
- W. Baumjohann and R. A. Treumann, *Basic Space Plasma Physics*, Imperial College Press, 1997
- T. Mukai, S. Machida, Y. Saito, M. Hirahara, T. Terasawa, N. Kaya, T. Obara, M. Ejiri and A. Nishida, The Low Energy Particle(LEP) Experiment onboard the GEOTAIL Satellite, *J. Geomag. Geoelectr.*, **46**, 669-692, 1994
- T. Nakagawa, T. Ishii, K. Tsuruda, H. Hayakawa and T. Mukai, Net Current Density of Photoelectrons Emitted from the Surface of the GEOTAIL Spacecraft, *Earth Planets Space*, **52**, 283-292, 2000
- R. Nakamura, S. Kokubun, T. Mukai and T. Yamamoto, Changes in the distant tail configuration during geomagnetic storms, *J. Geophys. Res.*, **102**, A5, 9587-9601, 1997
- K. Tsuruda, H. Hayakawa, M. Nakamura, T. Okada, A. Matsuoka, F. S. Mozer and R. Schmidt, Electric Field Measurements on the GEOTAIL Satellite, *J. Geomag. Geoelectr.*, **46**, 693-711, 1994

## 衛星システム設計における帯放電対策

## Robust Design of Satellite Systems against Spacecraft Charging

小野寺範義\*1・村上洋一\*1・小坪秀明\*2

Noriyoshi Onodera, Yoichi Murakami and Hideaki Koakutsu

**Key Words:** Satellite systems design and manufacturing, Electrostatic discharges, Electromagnetic compatibility, Electromagnetic interference

**Abstract:** The spacecraft charging is one of major concerns of satellite systems. Space plasma can build up high differential voltages resulting in electrostatic discharges (ESD), sometimes causing anomalous behavior of spacecraft systems. We have studied the influence due to charging phenomena on satellite systems and mitigation techniques to control charging, electromagnetic interference propagation and electronics immunity. Standardized guidelines for designing satellite systems against ESD are needed. On the other hand, it is desirable that the requirements shall be appropriate and practical for satellite systems design, manufacturing and testing.

## 1. はじめに

本稿では、軌道上の衛星表面での帯電、静電放電 (Electrostatic Discharge, ESD) が衛星システムへ与える影響、及び弊社における帯放電対策設計の例を紹介する。併せて、設計・開発を行うにあたっての課題についても述べているが、メーカー単独での解決が難しいものも含まれており、今後、課題の共有化と産官学の枠を超えた取組みを提案させて頂く。

## 2. 帯放電の衛星システムへの影響、設計への反映

## 2.1 概要

ここでは、帯電・ESD に対する衛星システム設計の一般論を述べる。尚、帯電・ESD 発生のメカニズムについては、文献 1~4 で詳述されておりこちらを参照されたい。

帯電・ESD に対する設計は、基本的にはプロジェクトごとに設けられる設計基準書や要求仕様に従い実

施されるが、機能・クリティカルと判断される部位においては、必要な処置を施工することとしている。一方で、多岐にわたる設計制約・製造制約もあり、コストや施工の実現性を考慮しながら総合的に最適な解を見つけるのは困難なケースが少なくない。

図 2.1-1 に帯放電に関する一般的なシステム設計項目とその課題を、図 2.1-2 に典型的な帯放電対策設計のシーケンスを示す。



図 2.1-1 帯放電に関する衛星システムの一般的設計例及び課題

\*1 三菱電機 (株) 鎌倉製作所宇宙システム部

\*2 三菱電機 (株) 鎌倉製作所 相模工場

設計基準書に関して、衛星システムにおける表面帯電、ESD 現象の衛星への影響及び設計について記述し

ているものは、各国で設けられており、表 2.1-1 のようなものがある。文献 5~7 については、いずれも電磁適合性 (Electromagnetic compatibility: EMC) 設計基準書であり、その中の一項目として、帯放電に関わる設計基準が設けられている。いずれも帯電防止の基準が書かれている。例として、外部表面接地に関する記述例を表 2.1-2 にまとめる。

2.2 ESD の衛星システムへの影響

表 2.2-1 は、帯放電現象がシステムに与える影響、弊社での取組みと課題をまとめたものである。次項より弊社での取組み、課題について、それぞれ概説する。

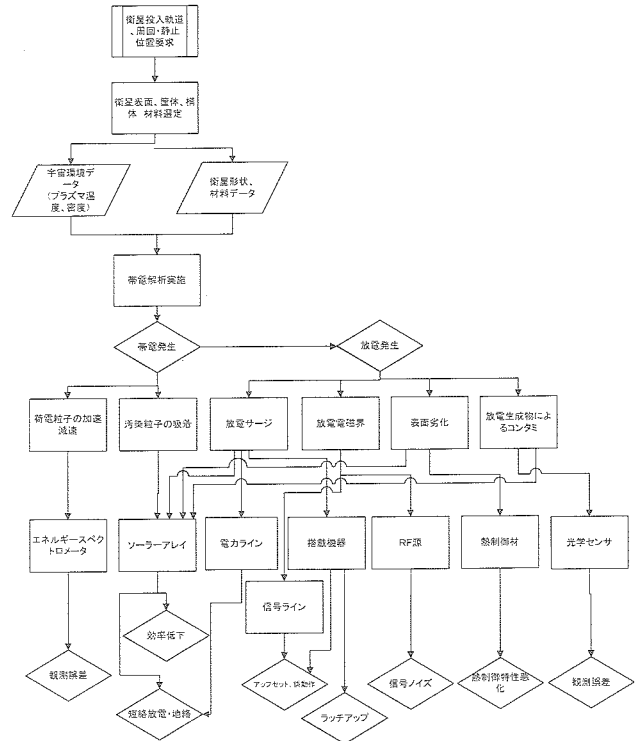


図 2.1-2 帯放電対策設計シーケンス

表 2.1-1 帯放電設計ガイドライン

文献 No.	基準書名	内容
5	ECSS-E-20A	ESA 電気設計基準
6	MIL 規格 MIL-STD-461E (* MIL-B-5087)	EMC 設計基準 (*ボンディング規定)
7	JERG-0-028	JAXA EMC 設計基準
8	Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects	NASA-GEO 帯電放電設計ガイドライン
9	Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Guidelines	NASA-LEO 帯電放電設計ガイドライン
10	Avoiding Problems Caused by Spacecraft On-Orbit Internal Charging Effects	NASA 内部帯電設計ガイドライン

備考 1) ISO : 帯放電に関する基準を策定中 (尚、EMC ISO: ISO 14302 は制定済)

2) ECSS : 帯放電に関する基準 (ECSS-E-20-06: Space Charging-Environment-Induced Effects on the Electrostatic Behaviour of Space Systems) を策定中

表 2.1-2 各 EMC 設計基準における外部表面接地に関する記述例

文献 No.	基準書名	記述内容
5	ECSS-E-20A	<ul style="list-style-type: none"> <li>すべての導体はいずれの 2 点間も 0.1Ω になるように接地させること</li> <li>誘電体上の 10μm 以下の薄い導電性表面は 10Ω 以下で構体へ接地させること</li> <li>すべてのケーブルは、放電から放射させる電磁界 (100k~1GHz) を少なくとも 40dB まで減衰させるようシールド処置を施すこと。</li> </ul>
(6)	MIL-B-5087B	Class S bonding (static charge) : (アンテナをのぞく) 衛星外部にある 3 インチ以上の独立した導電体部材は、構体へ 1Ω 以下で接地すること。
7	JERG-0-028	同上
8	NASA-TP-2361	外部表面について : 10 <sup>9</sup> Ω 以下とすること



表 2.2-1 帯放電による衛星システムへの影響と対策

故障モード	故障箇所	影響	対策設計指針	対策設計検証	製品検証
放電のサージ、誘導電磁界の影響	電力ライン	連結機器へのサージ、損傷、カップリングによる誤動作	ボンディング（帯電箇所の排除）、シールドリング（カップリング排除）  放電に sensitive な部位の積極的接地	筐体設計、ボンディング、シールド設計、等 MIL-STD-1541（30cm 離れた部位でのアーク放電）耐試験を実施し認定する。 弊社実施のアーク試験例としては、1982年に静電放電干渉感度試験（主に、CS,RS）が実施されている。  <参考>30cm で約 10kV 放電させたときに機器の誤動作を確認した例もある <sup>11)</sup>  【課題】内部帯電	電磁適合性試験、放電試験（EM 相当品を供する）にて検証： 伝導感受性（CS）、ボンディング要求（BR）
	信号ライン				
	電子機器（内部回路、半導体素子など）	筐体への直接放電（回路への漏洩）、カップリングによる誤動作、2次アーク、等	N/A		
	火工品	EED ラインへの突入電流、爆管の誤動作			
放電電流のジュール熱による表面劣化、汚染、溶融	カバーガラス、OSR、アンテナアパーチャカバーなど	機能損傷/劣化、熱特性の低下	文献 12 など	放電試験	N/A
放電雑音	電子機器、RF 給電部	ノイズ重量	MIL-STD-461E MIL-STD-1541 (筐体設計、ノイズフィルタ、シールド設計、等)	MIL-STD-1541 アーク放電耐試験を実施し Qualify する。	電磁適合性試験、放電試験（EM 相当品を供する）にて検証： 放射感受性（RS）、放射雑音限界（RE）
	信号ライン				
電力ライン短絡、地絡放電	SAP セル面	持続放電→地絡	列間電位、距離の見直し。絶縁層強化。	帯放電試験  【課題】試験設備、解析ツール、データベース	絶縁/耐圧試験
	電力ライン	地絡：ケーブルの損傷 or 劣化に伴う曝露ケーブルと構体との接触・地絡	ケーブル耐性確認、ケーブル絶縁強化	絶縁層の特性取得試験、熱解析、複合環境試験  【課題】社内/外試験・解析によるデータ蓄積	外観検査
構体内部への荷電粒子侵入、内部放電	筐体内電子部品	機能損傷、誤動作	放射線解析、内部帯電解析 →必要シールド厚処置	地上試験、軌道上実証（電位モニタ等）  【課題】解析手法確立、電子侵入への対策 vs. 構体質量増	N/A
帯電電位自体の影響	センサー類（観測衛星）	誤データ	センサー部の積極的なボンディング	軌道上実証	N/A

RS: Radiated susceptibility, RE: Radiated emissions, CS: Conducted susceptibility, CE: Conducted emissions, BR: Bonding requirements

### 2.3 ESD のシステムラインへの影響と課題

電力又は信号を伝送するワイヤは絶縁被覆として誘電体を使用しており、この誘電体表面での帯電の問題がある。ESD に対する一般的な設計ガイドライン（文献 5～7 等）はワイヤ設計の場合も同様であり、主に以下を考慮した設計としている。

#### (a) 接地

浮遊電極（金属）は設けないこととし、ワイヤのシールドは必ず衛星構体に接地している。

#### (b) 材料の選定

帯電の影響を抑えるために誘電体は絶縁破壊電圧が大きいこと、抵抗率が小さいこと、放電が発生した場合の耐コロナ性等を考慮して選定している。

#### (c) 実装

衛星構体はファラデーケージとして機能するため、ワイヤは構体内部に実装し、構体外部に実装されるものは最小限としている。また、衛星構体外から直接衛星構体内に実装するようなコンフィギュレーションは避けているが、このような場合も中継コネクタによる接続を行い衛星構体内外の誘電体の分離を図っている。

衛星構体内部について、ワイヤとコネクタ接続部などのワイヤの実装においては、ポッティング、カプトン貼付けなどにより露出電極がない設計を基本としている。

#### 2.3.1 電力ラインへの影響

電力ラインはインピーダンスが低く ESD のサージによる直接的影響はないが、ワイヤ実装設計上の配慮としては短絡防止がある。ワイヤ被覆への帯電、放電が繰り返されることにより、被覆の絶縁耐圧の低下による短絡（持続放電）の防止が必要である。このために大きな耐電圧を有する誘電体を選定すること、万一にも誘電体の絶縁破壊が生じた場合でも HOT/RTN 間の持続放電に至らない絶縁距離の確保などが必要である。

サージによる直接的影響としては、ハーネス被覆を貫通した直接的な放電と過電圧による機器のラッチアップ、アップセットが想定されるが、当該ラインは、テフロン（ETFE）及びガラス繊維テープにより 2 重の絶縁被覆を施工、耐電圧を確認し、サージの直接的影響がないような設計となっている。

#### 2.3.2 信号ラインへの影響

信号ラインへの ESD によるサージの影響としては、特に誘導電界による機器の誤動作が想定されるが、当該ラインは、シールド線（必要に応じ、Double Jacket 化）によりシールドされており誘導電界の影響を低減するとともにコネクタ付近でワイヤへの帯電・放電によるサージ電流が機器内への影響を極力小さくするためにコネクタ取付け部に近い所で衛星構体へのボンディングを行う等の設計上の配慮がなされている。

#### 2.4 ESD の太陽電池パドルへの影響

太陽電池パドルへの影響としては、その表面積の大半を占めるカバーガラスの帯電に起因する太陽電池セル間の持続放電による地絡故障が考えられる。宇宙環境との相互作用によりカバーガラスが帯電すると、カバーガラスと太陽電池セル回路間で ESD(トリガ放電)が発生し、これにより発生したプラズマを介して太陽電池セル間で放電が発生する。太陽電池セル自身の発電によりエネルギーが供給され続けると、太陽電池セル間の放電は持続的なものとなり、放電による発熱によってサブストレートの絶縁材料が劣化し、太陽電池セル回路の地絡故障が発生する可能性がある。この事象は、1997 年に静止軌道上の TEMPO-2 衛星において発生した電力低下不具合の推定原因として注目され<sup>13)</sup>、以来本問題がクローズアップされてきた。

弊社では、太陽電池セル間放電の発生メカニズム及びその特性を把握するために、太陽電池セル間近傍の電位分布解析(図 2.4-1)や、電子ビーム照射帯放電試験(図 2.4-2)を実施し、図 2.4-3 に示すような放電電流波形と放電時の発光を取得している<sup>14)</sup>。

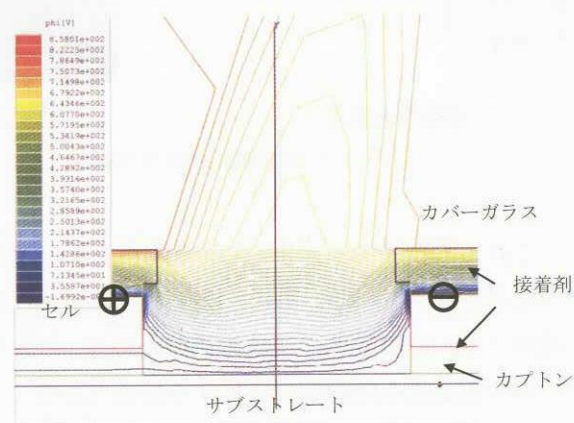


図 2.4-1 太陽電池セル間電位分布解析結果

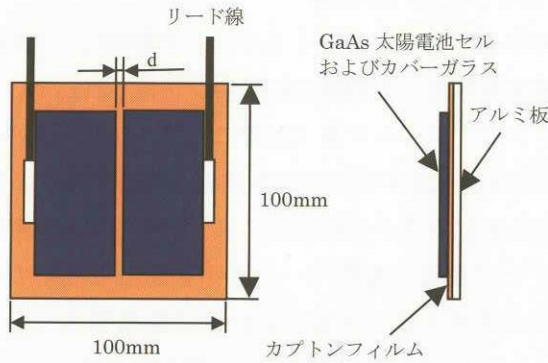


図 2.4-2(a) 帯放電試験供試体(例)

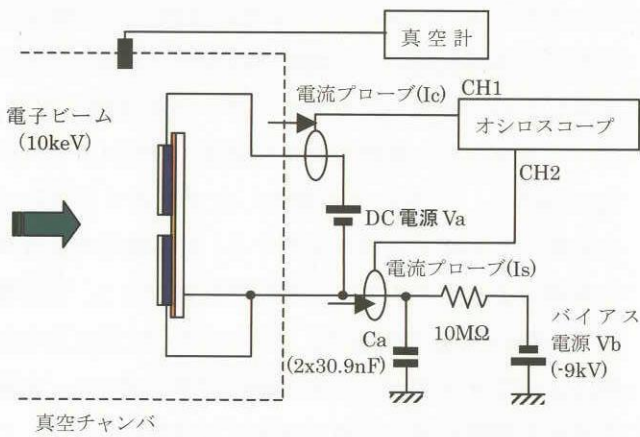
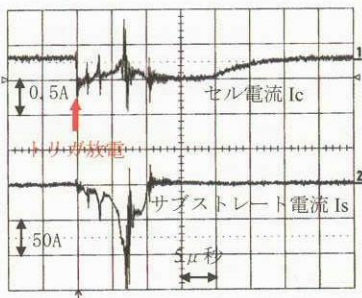
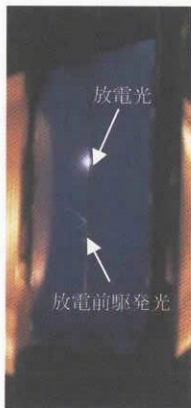


図 2.4-2(b) 帯放電試験系(例)



過渡電流波形



放電光

図 2.4-3 帯放電試験結果(例)

これらの結果に基づき、太陽電池パドルの設計の妥当性を評価している。更に、将来の高電圧バス用太陽電池パドルの設計への反映も見据えつつ、今後も解析や帯放電試験を継続的に実施する計画である。

## 2.5 ESD の電子機器及び RF 源への影響

ESD が電子機器へ妨害を及ぼすメカニズムとしては、直接的なものとして放電の電子機器へのサージ、間接的なものとして放電電磁界のカップリングがあるが、これらの結合は、導電性の筐体を GND 電位に接地することで防止している。

放射電磁界とのカップリング評価として、弊社では、MIL-STD-1541 のアーク源に晒しても機能、性能の劣化がないことを試験により確認している。本規格は、30cm 隔離した点でのアーク放電により劣化しないことを規定しているがより近傍での放電については、言及されていない。

より近傍での放電について、RE および CE の影響がある。典型的な ESD の放射電磁界として、図 2.5-1 に示すような周波数特性が得られている<sup>8), 15)</sup>。特に、この放射電磁界がほぼホワイトノイズに近いことから、RF 源にとってはノイズ源となる可能性がある。また、商用通信衛星で使用される Ku 帯や Ka 帯といった高周波域では、公表されている ESD 放射電磁界データが少ないことも課題である。図 2.5-2 は、ESD 放射電磁界の参考データとして高周波域まで取得した結果である。本結果より、ESD により放射される電磁界が、機器に対し規定される RS 規定に対して十分小さいことを確認しているが、試験系を整備し、より正確なデータを取得・蓄積していく必要があると考えている。

一方、アンテナの給電部に取り付ける熱制御材（アパーチャカバー）については、通信性能及びマルチパクタ放電の防止といった観点から、誘電体の使用が求められる帯電対策と相反する制約がある。実際には解析上放電が予想される場合においても、放電の規模が小さいこと、またノイズがパルス的に検知されるものの恒久的に故障にはつながらない、など総合的に判断し、誘電体を使うケースが多い。

ノイズおよびサージの影響は、機器毎に上記のような試験要求が規定され試験的に製品検証される。一方、RF 源への影響などを実際に評価するためにはシステムレベルでの確認試験が必要であるが、放電源のほか、大規模なシールドルームを必要とし（場合によっては真空環境が要求されるかもしれない）、検証が難しいという課題もある<sup>16)</sup>。

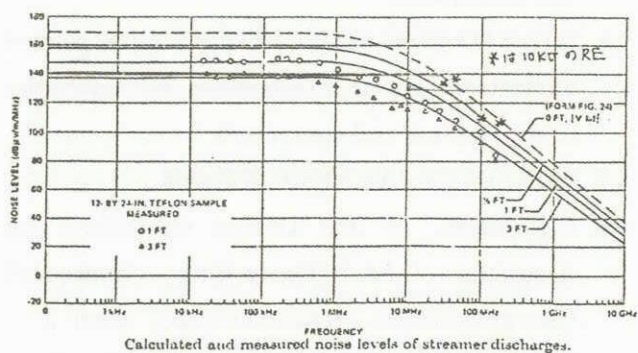


図 2.5-1 ESD 放射電磁界計測結果【文献 15】

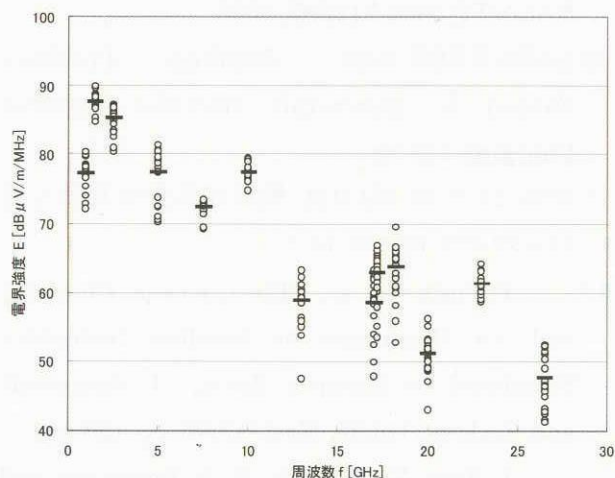


図 2.5-2 ESD 放射電磁界計測結果【弊社実施】

## 2.6 ESD によるその他の影響

### 2.6.1 熱制御材、ミラー等の劣化

ESDにより解放されるエネルギーは数mJ程度と小さいものであるが、放電電流が局所集中しジュール加熱により表面材の昇華、劣化等の影響が起り得る<sup>13)</sup>。特に、太陽電池パドルのカバーガラスの劣化や熱制御材の特性劣化が問題となる。図 2.6-1 は、弊社で実施した ESD 試験において確認された OSR (Optical Solar Reflector) 表面の蒸着層溶融の例である。本試験は、針電極によって ESD を発生させているため局所的に大電流が流れるといった過剰な試験であった。衛星寿命における総放電数の模擬も含め、より軌道上放電に近い形での実験 (電子ビーム照射)、熱制御特性の評価が必要である。



図 2.6-1 OSR 表面の損傷例 (OSR 蒸着層が昇華し下面に塗られていた接着剤が見えている)

### 2.6.2 内部帯電の影響<sup>11,17)</sup>

内部帯電は衛星構体を貫通した放射線帯外帯の約 1MeV 以上の電子等が内部基板間やハーネス被覆等の誘電部に帯電し、その耐圧の弱い箇所 (材質の欠陥、針状突起部位含む) で耐電圧を超え放電して破壊、もしくは生じたパルスが最も耐性の弱い電子部品を破損させるといった事象であるが、メカニズムが複雑であり、明確な設計指針が規定されていない。通常の放射線対策 (DOSE, SEU 対策) として、必要構体厚、筐体厚を求め設計しているが、内部帯電を防ぐためには更にこれらの厚みを増す必要があり、衛星質量・コストに大きく影響してくる。物理現象の究明、リスクの見極めをし、設計・製造に反映していく必要がある。

## 3. おわりに

世界においては、EMC に関する ISO<sup>18)</sup> が制定されるとともに、帯放電対策に関しても ISO 策定の動きがある。また国内においても、2005 年 4 月に筑波で第 9 回衛星帯電技術国際 会議 (9th Spacecraft Charging Technology Conference) を主催 することが決定しており、更には 2004 年度より国産衛星帯電解析ソフトの MUSCAT(Multi-utility Spacecraft Charging Analysis Tool)開発を、九州工業大学殿を中心としたグループによりスタートしている。このような国内外の動向を

真摯に受止め、衛星メーカーとしてもこの方面で積極的に参画して行きたいと考えている。

本稿で述べてきたように、近年、弊社としても帯放電に関わる対策を重視し、特に以下を目標として活動を進めている：

- 地上における帯放電試験条件の設定及び技術評価能力の向上
- 帯電環境を継続的にモニタし、太陽活動を予報、運用へ展開可能な社外組織・体制への積極的参加
- 国内外の研究・技術動向の継続的な調査

しかしながら、未だに物理的に明らかにされていない事象も多く、またシステム全体での想定事象再現には大規模な研究設備を必要とすることから、メーカー単独での研究・評価にはハードルが高いのが事実である。また、軌道上実証・データの取得が必要であることから、産官学の枠を越えた国家ぐるみでの取組みが必須である。

最後に、これまでの研究、ならびに本発表において多大なるご支援とご協力を戴いた奈良工業高等専門学校藤井治久博士に深く謝意を表したい。

#### 参考文献

1. 西本博信・藤井治久・阿部俊雄、人工衛星の帯電放電と帯電防止技術、三菱電機技報、Vol.61 (1987) pp.234-237
2. 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、Vol.51 (2003) pp.109-117
3. 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、Vol.51 (2003) pp.139-145
4. H.Fujii, A.Palov and T.Abe, "Research Activity in Mitsubishi Electric on Spacecraft Charging," Proc. 7<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conf., ESA SP-476(2001); pp.89-94.
5. ECSS-E-20A: Space Engineering Electrical and Electronics
6. MIL-STD-461E: Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment
7. JERG-0-028: JAXA EMC 設計基準
8. C.K.Purvis, *et al*, "Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects," NASA-TP-2361, 1984.
9. D.C.Ferguson, *et al*, "Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Guidelines," NASA-TP-2003-212287, 2003.
10. NASA-HDBK-4002: Avoiding Problems Caused by Spacecraft On-Orbit Internal Charging Effects
11. 昭和 53 年度 NASDA 殿委託業務成果報告書 TK6-79-023, 1978 年 10 月.
12. H.Fujii, *et al*, "Electrostatic Charging and Arc Discharges on Satellite Dielectrics Simulated by Electron Beam," J. Spacecraft and Rockets, Vol.25, No.2 (1988), pp.156-161.
13. I. Katz, V. A. Davis, E. A. Robertson and D. B. Snyder, "ESD Initiated Failures on High Voltage Satellite, Space Environments and Effects," Flight Experiments Workshop, 1998.
14. H.Fujii and H. Koakutsu, "Electron-beam-induced ESD triggering discharge tests of solar arrays for space use," 8th Spacecraft Charging Technology Conference, NASA/CP-2004-213091 (2004)
15. "Interference Characteristics of Streamer Discharges," IEEE Trans. EMC, Vol. EMC-12, No.2, 1970.
16. J.P.Catani, "Electrostatic Discharges & Spacecraft Anomalies," Proc. 7<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conference, Nov. 2001, pp.33-43.
17. 五家建夫、「衛星の帯電障害：この古く新しい問題への挑戦（基調講演）」、第5回宇宙飛翔体研究会報告書、平成14年11月
18. ISO-14302: Space systems – Electromagnetic compatibility requirements



# 表面帯電時における原子状酸素誘起高分子エロージョン

## Atomic Oxygen-induced Erosion of Polymers under Surface Charging

横田久美子、田川雅人 (神戸大学 工学部)  
Kumiko Yokota, Masahito Tagawa (Kobe University)

**Key words:** atomic oxygen, charging, low earth orbit, synergy, erosion, polyimide, polysulfone

**Abstract:** Effect of surface charging on the atomic oxygen-induced erosion of polyimide was investigated. Polyimide sample was spin-coated on the quartz crystal microbalance (QCM), and mass loss of the film was directly measured from the resonant frequency shift of QCM during atomic oxygen exposure. The experiment was carried out using the specially designed QCM, which allowed a sample bias voltage up to 1500 V during resonant frequency measurements. From the experimental results, we confirmed that the erosion rates of polyimide at  $\pm 1500$  V were almost identical to that at grounded. It was, thus, concluded that the polyimide erosion by atomic oxygen is hardly affected by surface charging. Similar conclusion was also obtained with polysulfone. This conclusion was inconsistent with that reported by King et al. Discrepancy of the experimental results would be due to the surface ionization yield of reaction products under surface charging.

### 1. INTRODUCTION

Pyromelliticdianhydride-oxydianiline (PMDA-ODA) polyimide (Kapton-H, DuPont) has been used as a reference material for atomic oxygen fluence measurement both in flight and in ground-based experiments. In order to maintain the accuracy of atomic oxygen fluence measurement in exposure tests, erosion properties of PMDA-ODA polyimide in various synergistic exposure conditions have to be fully understood. We have investigated the effect of ambient air exposure [1], temperature [2], incident angle [3], and ultraviolet exposure [4] on the atomic oxygen-induced erosion rate of PMDA-ODA polyimide. Following results were obtained from a series of experiments shown above; (1) The amount of oxygen adsorbed during atomic oxygen exposure would be higher than that analyzed after ambient air exposure, (2) Due to high impact energy of atomic oxygen, the activation energy of gasification reaction of polyimide is in the order of  $10^{-4}$  eV and temperature dependence of erosion is not appeared below 100 °C, (3) Erosion rate of polyimide follows cosine function with respect to incident angle of atomic oxygen which suggests reaction yield of atomic oxygen is independent of the incident angle, and (4) Simultaneous 172 nm ultraviolet exposure promote erosion of polyimide up to 400 % depending on the relative intensity of ultraviolet. Conclusions of synergistic testing listed above showed that polyimide erosion is influenced by the environmental factors beside atomic oxygen in low Earth orbit.

On the other hand, spacecraft charging has been recognized as a serious problem on electronic systems aboard spacecraft. It sometimes seriously damages spacecraft system due to discharge. However, effect of charging on material erosion has not been studied intensively. The only literature was the effect of electron beam irradiation in the atomic oxygen erosion of polysulfone that was reported by King and Wilson [5]. They found that electron beam irradiation or bias voltages applied to the back plate of polysulfone increased the signal of reactive products; CO and CO<sub>2</sub>. They examined only for polysulfone. If surface charging also influenced the erosion rate of polyimide, surface charging phenomenon during flight or ground-based test needs to be considered to provide an accurate fluence measurement of atomic oxygen.

In this study, we examined the effect of surface charging on the atomic oxygen-induced erosion of polyimide. A quartz crystal microbalance (QCM) technique, which was established to study synergistic effect of atomic oxygen and ultraviolet on polymer erosion [1-4], was used to measure the erosion rate of polyimide under biased or electron beam exposed conditions. Effect of bias potential and electron beam exposure on the atomic oxygen-induced mass loss phenomenon of polyimide witness sample was analyzed and discussed.

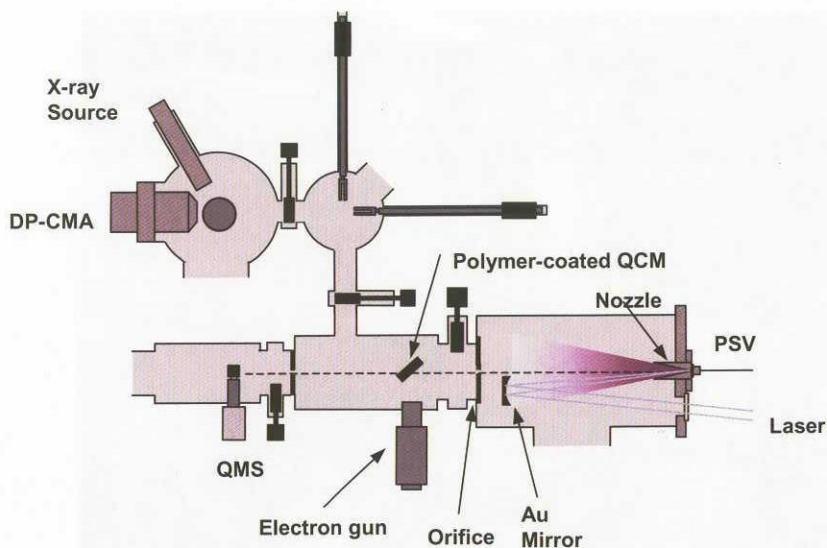


Figure 1. Atomic oxygen beam facility used in this study. Laser detonation atomic oxygen source and high-energy electron gun are equipped.

## 2. EXPERIMENTAL DETAILS

### 2.1 Atomic oxygen beam source

The atomic oxygen source used in this study was a laser detonation atomic oxygen source. This type of source was developed by Physical Sciences Incorporation [6]. Detail of the source used in this study was described elsewhere [7]. The PSI-type atomic oxygen source was attached to the space environment simulation facility at Kobe University (Figure 1). The translational energy of atomic oxygen beam was monitored by the time-of-flight (TOF) measurement system consisting of a quadrupole mass spectrometer (QMS) and a multichannel scalar. Mean translational energy of the atomic oxygen was calculated to be 5.0 eV, which corresponds to the orbital velocity of spacecraft.

The atomic oxygen flux in a beam was measured by an Ag-coated QCM with an accommodation coefficient of 0.62 [8]. The principle of measurement is explained in following section. Since the reaction of atomic oxygen with Ag is a non-linear phenomenon, only the initial reaction, which gave a linear mass gain, was used to calculate atomic oxygen flux [9].

### 2.2 Erosion measurement

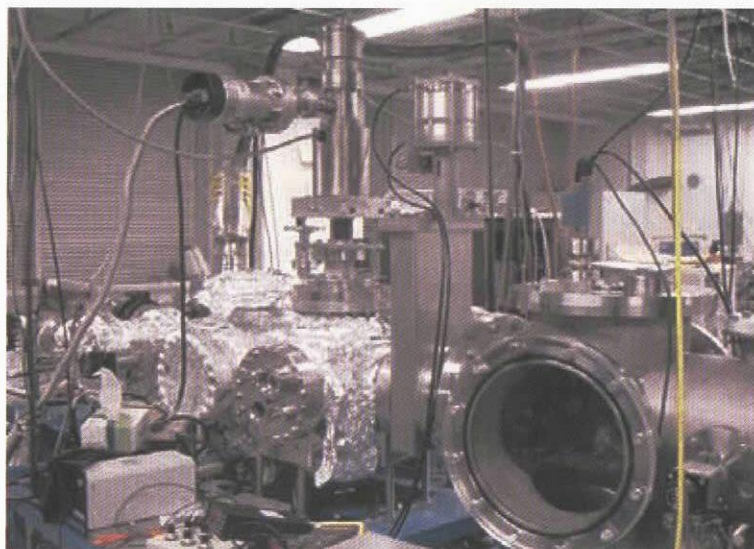
Erosion rate of polyimide film was measured from the resonant frequency of QCM, which was coated by a polyimide film. Resonance frequency of QCM is expressed in the formula;

$$\Delta f = -f_0^2 \Delta W / NA\rho \quad (1)$$

where,  $N$  is the frequency constant,  $A$  is the electrode area,  $\rho$  is the density of quartz, and  $f_0$  is the resonant frequency. Since  $N$ ,  $A$ ,  $\rho$ ,  $f_0$  are known factors, one can calculate the mass change ( $\Delta W$ ) of the sensor crystal from the frequency shift ( $\Delta f$ ) of the QCM. Resonant frequency was measured in every 10 seconds with accuracy of 0.1 Hz. For a 5 MHz AT-cut QCM sensor crystal used in this study, frequency resolution of 0.1 Hz corresponds to mass resolution of 2 ng. The QCM system used in study was modified in order to apply bias voltages to the front surface of a sensor crystal. Since a conventional QCM surface was grounded to avoid ion-sputtering effect during plasma-enhanced chemical vapor deposition (PECVD) processes, an electrically isolated manifold was used to float the QCM from the grounded vacuum chamber. Bias voltage up to 1500 V was superimposed to the driving voltage of QCM sensor crystal (DC 8V) and the QCM holder. However, the computer interface of the QCM driver was maintained to be grounded. This electric isolation was achieved by a specially designed circuit.

Formation of PMDA-ODA polyimide film on a QCM sensor crystal was achieved by the process





*Figure 2.* Photograph of the experimental setup for the e-beam experiment. A high-energy electron gun is installed at the top flange of the reaction chamber. QCM was temporarily attached to the source chamber in order to measure atomic oxygen flux.

below. Precursor of PMDA-ODA polyimide (Semicofine SP-510, Toray) was spin-coated on a QCM sensor crystal and rotated with 12,000 rpm, 10 seconds. Two-stage cure treatment (150 °C, 1 hour followed by 300 °C, 1 hour) in N<sub>2</sub> atmosphere was carried out to create PMDA-ODA structure. The PMDA-ODA film, thus formed, has a thickness of approximately 0.1 μm, and X-ray photoelectron spectrum of the film was similar to that of commercially available polyimide (Kapton-H). Polysulfone film was also spin-coated with a solution involving polysulfone pellet (Mw=63,000) and N, N-dimethylformamide as solvent. The spin-coated solution containing polysulfone was dried in air at 70 °C, 1 hour.

### 3. RESULTS

#### 3.1 Synergistic effect with electron beam

Figure 2 shows the experimental setup for the experiment on the effect of simultaneous electron beam. Electron beam (acceleration voltage: 7 kV, filament current: 2.2 A) irradiated the sample during atomic oxygen exposure. Experimental results on polyimide are shown in Figure 3. Open circle indicates the resonant frequency of polyimide-coated QCM under atomic oxygen exposure alone, open triangle and solid circle are those under simultaneous atomic oxygen and electron beam exposures. Open triangles are the data when sample was grounded, whereas solid circles are for floating cases. The experimental data in Figure 3 are somewhat noisy, however, it is clear that no significant change in the slope of the lines is obvious. The slopes of the lines calculated by a least square fit are listed in Table 1. As listed in Table 1, the slopes of the resonant frequency in three exposure conditions are distributed within an error of 3 %. Since electron beam exposure alone did not affect the mass of the polyimide (Figure 4), it was concluded from a series of experiments that simultaneous electron beam exposure hardly affects the mass loss phenomenon of polyimide due to atomic oxygen-induced erosion. The same experiments were carried out with polysulfone, and similar results were obtained.

#### 3.2 Synergistic effect with bias voltage

Bias voltages from 0 to 1500 V (positive and negative) were applied to polyimide-coated QCM, and the influence on atomic oxygen-induced mass loss phenomenon was examined. Measurements were carried out during the increasing and decreasing phases of bias voltages and the results were averaged. Figure 5 shows the frequency shift of polyimide-coated QCM during atomic oxygen exposures with bias voltages from 0 to 1500 V. Figures 5 (a) and 5 (b) indicate the results for negative and positive bias,

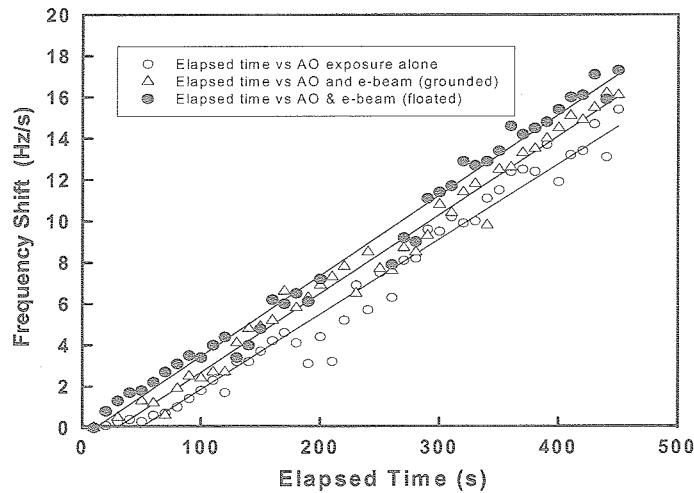


Figure 3. Frequency shift of the polyimide-coated QCM under simultaneous exposure of atomic oxygen and 7 kV electron beam.

respectively. It was clear that no significant effect of bias voltages on atomic oxygen-induced erosion was observed. We have also examined the polysulfone in the same experiment, however significant effect was not observed. From the QCM experiments reported herein, we confirmed that the bias voltage does not affect the reaction yield of atomic oxygen with polyimide. This experimental finding provided a conclusion that effect of charging on polyimide is not necessary to consider when polyimide is used as a witness sample for atomic oxygen fluence monitor.

#### 4. DISCUSSION

The effect of electron beam irradiation and bias voltage on atomic oxygen-induced erosion of polysulfone was reported by King and Wilson [5]. They used a laser detonation atomic oxygen beam, which is the same type of atomic oxygen source used in this study, and detected the reactive products of CO and CO<sub>2</sub> by quadrupole mass spectrometer (QMS) during the experiment. They reported that no significant effect of electron beam irradiation when spin-coated polysulfone sample was grounded, in contrast, significant increase in CO and CO<sub>2</sub> signals were detected when the sample was electrically floated. Since similar effect was observed when sample was simply biased, they concluded that the increases in CO and CO<sub>2</sub> production yields are due to surface charging. Actually they indicated that CO<sub>2</sub> signal increased when bias voltage was applied to the back plate of the film.

Table 1. Slope of the frequency shift of QCM under various exposure conditions of atomic oxygen and electron beam.

Experimental conditions	Slope (Hz/s)
Atomic oxygen exposure alone	$3.7 \times 10^{-2}$
Atomic oxygen plus e-beam (grounded)	$3.8 \times 10^{-2}$
Atomic oxygen plus e-beam (floated)	$3.8 \times 10^{-2}$

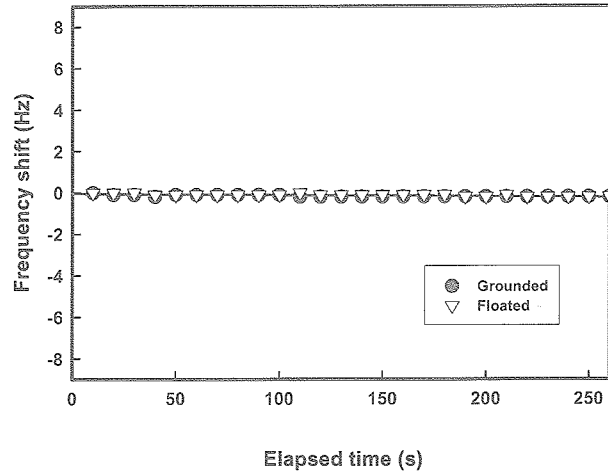


Figure 4. Frequency shift of the polyimide-coated QCM under electron beam exposure. Note that atomic oxygen beam is turned off. No erosion is detected both for grounded and floated samples.

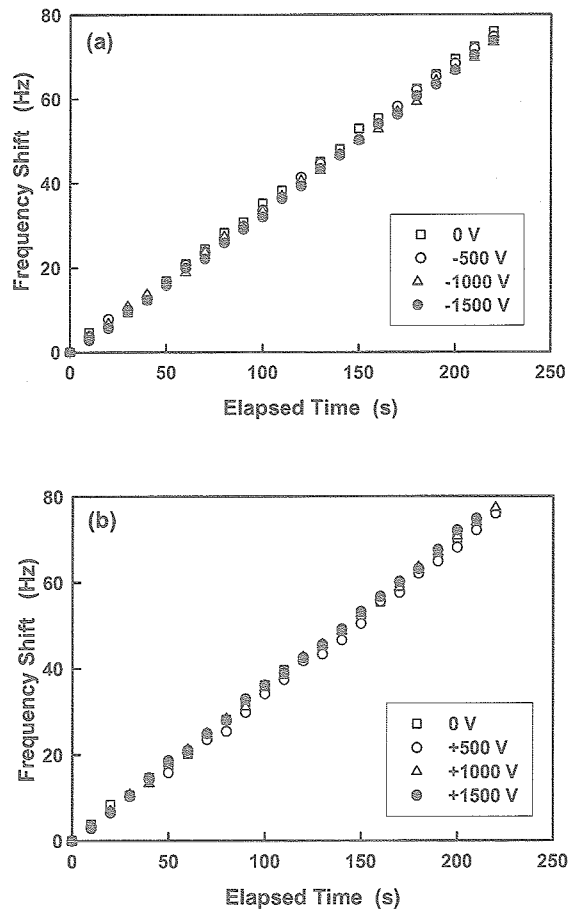


Figure 5. Frequency shift of the polyimide-coated QCM under atomic oxygen beam exposure with bias voltages of 0 to 1500 VDC. (a): Negative bias, and (b): Positive bias. Bias voltage of 0 V means that the sample was grounded.

However, the experimental results obtained in this study were inconsistent with King's report; i.e., mass loss phenomenon was affected neither by electron beam irradiation nor by application of bias voltages up to 1500 V (positive and negative). The origin of this discrepancy would be explained by a surface ionization phenomenon. In the King's experiment, they detected CO and CO<sub>2</sub> ions. These ions are ionized in the electron bombardment ionizer at the QMS. Ionization cross section of molecules in the electron bombardment ionizer has not been evaluated, but usually low (maybe 10<sup>-4</sup> or even lower). On the other hand, ions originally containing in the beam is detected with a probability of almost 1. King's analysis, which CO and CO<sub>2</sub> production yields become greater with bias voltage, is based on the assumption that the amount of ions in the beam is unchanged by the application of bias voltages. One of the mechanisms that explain two inconsistent experimental results simultaneously is the effect of bias voltages to the surface ionization cross section. Namely, if the fraction of ions in the reactive products (CO and CO<sub>2</sub>) becomes greater when bias voltage is applied, the experimental results reported by King and in this study can be explained, simultaneously. This is because the detection probability of ion is much higher than that of molecule with QMS. Measuring of the surface ionization cross section under application of bias voltages will verify the proposed mechanism herein.

## 5. CONCLUSION

Effect of charging on the atomic oxygen-induced erosion of polyimide was investigated. Polyimide sample was spin-coated on the quartz crystal microbalance (QCM), and mass loss of the film was directly measured from the resonant frequency shift of QCM during atomic oxygen exposure. From the experimental results, we confirmed that the erosion rate of polyimide at 1500 V was almost identical to that at grounded. It was, thus, concluded that the polyimide erosion by atomic oxygen is hardly affected by surface charging. It was confirmed that the effect of surface charging does not need to consider in atomic oxygen fluence measurements using Kapton witness sample. Similar conclusion was also obtained with polysulfone. This conclusion for polysulfone was inconsistent with that reported by King et al. The discrepancy would be explained by the change in surface ionization cross section of the reaction products under charging.

## ACKNOWLEDGMENTS

A part of this work was supported by the grant-in-aid of scientific research contract No. 14350511 and 15560686 from the Ministry of Education, Culture, Sports, Science and Technology, Japan; Kawanishi memorial Shinmaywa Education Foundation. The authors are grateful to Mr. S. Seikyū for his help with experiments.

## REFERENCES

- [1] Tagawa, M., Yokota, K., Ohmae, N., and Kinoshita, H., "Effect of ambient air exposure on the atomic oxygen-exposed Kapton films," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.39, No.3 (2002) pp.447-451.
- [2] Yokota K., Tagawa M., Ohmae N., "Temperature dependence in erosion rates of polyimide under hyperthermal atomic oxygen exposures," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.40, No.1 (2003) pp143-144.
- [3] Yokota, K., Tagawa, M., and Ohmae, N., "Impingement angle dependence of erosion rate of polyimide in atomic oxygen exposures," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.39, No.1 (2002) pp.155-156.
- [4] Yokota, K., Ohmae, N. and Tagawa, M., "Effect of relative intensity of 5 eV atomic oxygen and 172 nm vacuum ultraviolet in the synergism of polyimide erosion." *High Performance Polymers*, Vol.16, No.2 (2004) pp.221-234.
- [5] King T., Wilson W., "Synergistic effects of atomic oxygen with electrons," *A Bound Collection of Papers, AIAA Defense and Space Programs Conference and Exhibit*, (1997) pp.11-15.
- [6] Caledonia G. E., Krech R. H., Green D. B., "A high flux source of energetic oxygen atoms for material

degradation studies," AIAA Journal, Vol.25, No.1 (1987) pp.59-63.

- [7] Tagawa, M., Muromoto, M., Hachiue, S., Yokota, K., Ohmae, N., Matsumoto, K., Suzuki, M., "Wear-life of the molybdenum disulfide sputtered film under hyperthermal atomic oxygen bombardment: in-situ wear-life evaluations", Proceedings of the 10th European Space Mechanism and Tribology Conference, ESA SP-524 (2003) pp.311-314.
- [8] Tagawa M., Yokota K., Kinoshita H., Ohmae N., "Application of quartz crystal microbalance for polymer degradation studies regarding atomic oxygen activities in low earth orbit", Proceedings of the 9th International Symposium on Materials in a Space, Noordwijk, The Netherlands, ESA SP-540 (2003) pp.247-252.
- [9] Kinoshita H., Tagawa M., Yokota K., Ohmae N., "Nonlinear phenomenon in the mass loss of polyimide films under hyperthermal atomic oxygen beam exposures ", High Performance Polymers, Vol.13, No.4 (2001) pp.225-234.

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-04-010

---

第1回「宇宙環境シンポジウム」報告書

発行日 2005年3月31日

編集・発行・問い合わせ先

宇宙航空研究開発機構

総合技術研究本部 環境計測グループ

---

©2005 JAXA

無断複写、転載を禁ずる

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 環境計測技術グループ

〒305-8505 茨城県つくば市千現2丁目1-1

宇宙航空研究開発機構 筑波宇宙センター