

# 第7回「宇宙環境シンポジウム」 講演論文集

Proceedings of the 7th Spacecraft Environment Symposium



2010年10月19日～20日  
東京国際フォーラム

宇宙航空研究開発機構  
研究開発本部 宇宙環境グループ

Japan Aerospace Exploration Agency  
Aerospace Research and Development Directorate  
Space Environment Group

**宇宙航空研究開発機構特別資料**

JAXA Special Publication

**第7回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集**

Proceedings of the 7th Spacecraft Environment Symposium

作成元 研究開発本部 宇宙環境グループ

Prepared by  
Space Environment Group  
Aerospace Research and Development Directorate

2011年2月

February 2011

**宇宙航空研究開発機構**

Japan Aerospace Exploration Agency

# 目次

## 10月19日午後

「JAXAにおける宇宙環境計測の現状」 ○小原隆博（JAXA）	1
「国際宇宙ステーション（ISS）日本実験棟「きぼう」における宇宙環境計測ミッション装置（SEDA-AP）」 ○古賀清一（JAXA）、松本 晴久、木本 雄吾、山田 理子、小原 隆博、渡辺 英幸、遠藤 美穂、佐孝 大地、松枝 達夫、山本常夏、村木綏	7
「SEDA-AP 搭載ファイバー型中性子モニタ」 ○村木綏（甲南大学）	13
「SEDA-AP 搭載微小粒子捕獲実験装置及び材料曝露実験装置（MPAC&SEED）による実験概要」 ○木本雄吾（JAXA）	25
「SEDA-AP 搭載電子部品評価装置（EDEE）」 ○山田理子（JAXA）、久保山智司、田村高志、古賀清一、小原隆博	35
「ISS 船内における能動型・宇宙放射線線量計測器 PS-TEPC の開発」 ○寺沢和洋（慶応大学）、道家忠義、身内賢太郎、谷森達、佐々木慎一、俵裕子、齋藤 究、高橋一智、松本晴久、込山立人、布施哲人、内堀幸夫、北村尚	43
「デブリ防護設計標準（WG 3）の活動状況」 ○松本晴久（JAXA）	51
「宇宙ダスト計測技術の研究」 ○北澤幸人（IHI）、松本晴久	61
「熱圏大気における酸素原子分布と運動」 ○渡部重十（北海道大学）、栗原純一、和田智之、山本真行、岩上直幹	71

「ELMOS Constellation —GPS 掩蔽・電子密度・電子温度同時観測衛星群が拓く多分野横断的観測—」

○児玉 哲哉 (JAXA) .....85

「リアルタイム磁気圏シミュレーションデータを用いた静止軌道プラズマ環境および静止衛星表面帯電の予測」

○坂田智 (大阪府立大学)、中村雅夫、品川裕之、藤田茂、田中高史 .....87

「双極子型磁気シールドを用いた宇宙線遮蔽の数値解析」

○成行泰裕, 永野優一(高知高専), 臼井英之(神戸大), 小嶋浩嗣(京大) .....93

## 10月19日午前

「人工小型磁気圏と太陽風の相互作用に関するプラズマ粒子シミュレーション」

○臼井英之 (神戸大学)、森高 外征雄、CREST マルチスケールプラズマ粒子シミュレーションチーム .....95

「地磁気観測ネットワークの現状と今後の展望」

○湯元清文 (九州大学) .....103

「衛星搭載太陽電池パネルの帯電放電試験方法の ISO 国際標準規格(ISO-11221)の成立について」

○趙孟祐 (九州工業大学) .....119

「12<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conference の日本開催について」

○趙孟祐 (九州工業大学) .....129

「帯電解析用材料パラメータ取得状況」

○仁田工美 (JAXA) .....137

「帯電解析ソフトウェアの機能拡張作業報告」

○八田真児 (MUSE)、金正浩、村中崇信、細田聡史、趙孟祐、古賀清一 .....141

「電荷蓄積法による誘電体体積抵抗率計測におけるパラメータ依存性について」

○櫻井和也 (東京都市大学)、渡邊力夫 (東京都市大学)、三宅弘晃 (東京都市大学)、仁田工美 (JAXA) " .....145

## 10月19日午後

- 「低温下における宇宙用太陽電池アレイ上での放電頻度の比較」  
○利光智圭（九州工業大学）、田邊靖典、遠藤泰史、増井博一、豊田和弘、趙孟佑 …151
- 「低温及び室温環境下における太陽電池アレイパネルの放電試験」  
○奥村哲平（JAXA）、利光智圭、原田次郎、萩原洋介、仁田工美、高橋真人、豊田和弘 ……157
- 「ソーラーセイル周辺のプラズマ挙動と帯電特性に関する数値シミュレーション」  
○村中崇信（JAXA）、臼井英之、篠原育 ……169
- 「フッ素系高分子の原子状酸素誘起エロージョンにおける非線形エネルギー依存性」  
○田川雅人（神戸大学）、岸田和博、横田久美子、岡本昭夫 ……179
- 「衛星表面材料の電子ビーム照射による帯電と2次電子放出」  
○藤井治久（奈良工専）、石原侑樹 ……185
- 「宇宙機内部浮遊導体の帯電・放電」  
○藤井治久（奈良工専）、内野芳郁 ……191
- 「Development of secondary electron emission yield measurement facility for space insulating materials」  
○Yu Chen（九州工業大学）、Takanori Kouno, Hirokazu Masui, Minoru Iwata, Kazuhiro Toyoda, Mengu Cho ……197
- 「電子線照射絶縁材料における絶縁破壊特性」  
○谷貝健太（東京都市大学）、土屋諒平、三宅弘晃、田中康寛、高田達雄 ……203
- 「小型沿面放電測定装置を用いた低気圧環境下における沿面放電観測」  
○小宮山 洋平（東京都市大学）、三宅 弘晃、高田 達雄、田中 康寛 ……207

## JAXA における宇宙環境計測の現状

宇宙航空研究開発機構・研究開発本部・宇宙環境グループ

小原 隆博、松本晴久、古賀清一、越石英樹、東尾奈々、古畑智、奥平修

### 1. はじめに

人工衛星や国際宇宙ステーションが活躍する宇宙空間には、危険な宇宙放射線があります。宇宙放射線は、i)太陽から来る太陽放射線、ii)遠い銀河からやってくる銀河宇宙線、そして iii)地球の磁場に補足されたバンアレン帯の放射線粒子の3つに分類されます。

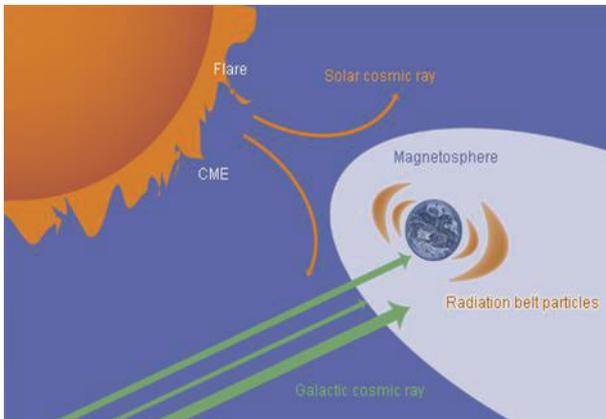


図1 3種類の宇宙放射線が、宇宙空間にはあります。太陽から来る太陽放射線(solar cosmic rays) 銀河宇宙線(cosmic rays) そしてバンアレン帯の放射線粒子(radiation belt particles) です

これら、宇宙放射線は時間変動をしています。短い時間では数分から、長い時間では11年といった、非常に幅の広い時間スケールで変動しています。

銀河宇宙線は、太陽活動周期(11年)によって大きく変動する他、太陽から放出されたガス(CME)の地球への到来によっても、その強度を変えます。太陽放射線は、太陽フレア活動によって増加するとともに、CMEの地球への到来によっても、増加します。また、バンアレン帯の放射線粒子は、磁気嵐(ストーム)やサブストームによって、大きく変化する事がわかって来ました。

このように激しく増加や減少を繰り返す宇宙環境のもとで、宇宙飛行士が危険な放射線の被害に遭わないよう、そして人工衛星が故障を起こさないように、JAXA(宇宙航空研究開発機構)では、宇宙環境モニター装置を用いて、宇宙環境を常に監視しています。現在、以下の7機が稼働しています。

- ・国際宇宙ステーション搭載宇宙環境計測ミッション装置(SEDA-AP): 低高度(図2参照)
- ・ALOS(だいち)搭載宇宙放射線環境計測装置(TEDA/SDOM): 低高度(図3参照)
- ・GOSAT(いぶき)搭載宇宙放射線環境計測装置(TEDA/LPT): 低高度(図4参照)
- ・JASON-2搭載宇宙放射線環境計測装置(TEDA/LPT): 低高度(図5参照)
- ・ETS-8(きく8号)搭載宇宙環境計測装置(TEDA/MAM, POM): 静止軌道(図6参照)
- ・DRTS(こだま)搭載宇宙放射線環境計測装置(TEDA/SDOM): 静止軌道(図7参照)
- ・QZS-1(みちびき)搭載宇宙環境計測装置(TEDA/LPT, MAM, POM): 準天頂軌道(図8参照)

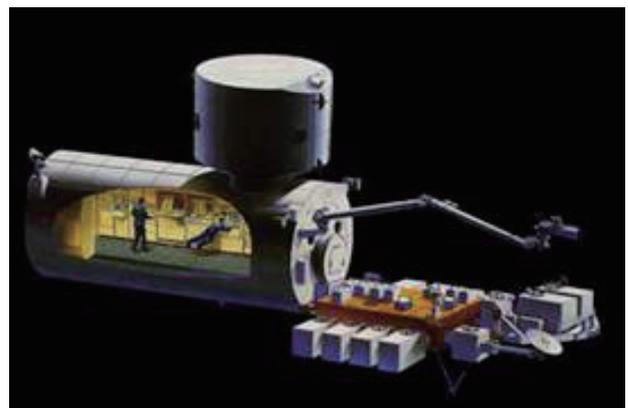


図2 国際宇宙ステーション日本実験棟「きぼう」暴露部に、宇宙環境計測ミッション装置(SEDA-AP)が2009年7月に取り付けられ、観測をはじめました



図3 陸域観測衛星 ALOS (だいち) に宇宙環境計測装置 (TEDA/SDOM) が取り付けられ、2006 年 1 月に観測を開始しました



図4 温暖化観測衛星 GOSAT (いぶき) に宇宙環境計測装置 (TEDA/LPT) が取り付けられ、2009 年 1 月に観測を開始しました

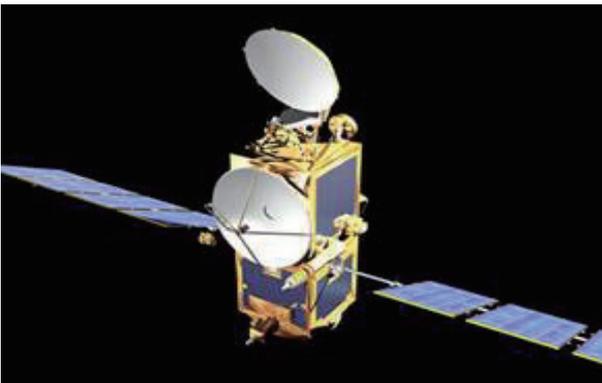


図5 フランスの海洋観測衛星 Jason-2 に宇宙環境計測装置 (TEDA/LPT) が取り付けられ、2008 年 6 月に観測を開始しました



図6 通信実験衛星 ETS-8 (きく8号) に宇宙環境計測装置 (TEDA/MAM, POM) が取り付けられ、2006 年 12 月に観測を開始しました



図7 データ中継衛星 DRTS(こだま) に宇宙放射線環境計測装置 (TEDA/SDOM) が取り付けられ、2002 年 9 月に観測を開始しました



図8 準天頂衛星 QZS-1 (みちびき) に宇宙環境計測装置 (TEDA/LPT, MAM, POM) が取り付けられ、2010 年 9 月に観測を開始しました。

## 2. 宇宙環境データの利用

### 2.1 プロジェクト支援

宇宙放射線の変動を引き起こす大きな原因は太陽です。JAXA の太陽観測衛星「ひのけ」は、24 時間 365 日、太陽の観測を行っています。太陽の表面とコロナの観測は、活発に活動する領域を明確に識別しています。これに、他の国の太陽観測衛星のデータ、地上の望遠鏡の観測データなどを統合することで、危険な太陽表面爆発（太陽フレア）に対する備えが出来ます。

静止軌道にある DRTS や ETS-8 は、太陽からの放射線をいち早く捕まえます。図9には、静止軌道衛星から得られる宇宙環境データを示しています。グラフは、上から、太陽放射線（陽子）、放射線帯粒子（電子）、磁場変動、そして地磁気活動指数（k 指数）です。太陽フレアの影響は、真っ先に陽子（や中性子）に現れます。

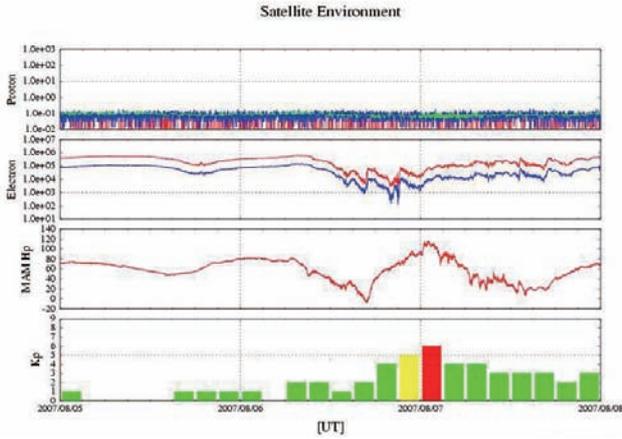


図9 JAXAの静止軌道衛星のデータをリアルタイムで世界に公開しています (<http://sees.tksc.jaxa.jp/>)

太陽からの放射線が地球に到達したと思うと、短い時間に急激に放射線陽子の量は増加して行きます。放射線の津波が押し寄せる兆候は、まず中性子に現れると私たちは考えています。国際宇宙ステーションでは、太陽中性子の実験的観測をはじめています。

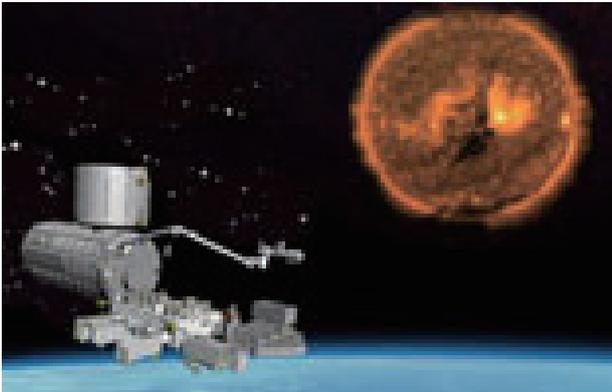


図10 太陽から来る中性子を、国際宇宙ステーション搭載のSEDA-APがリアルタイムで観測します

宇宙環境の突然の変動は、非常な脅威です。宇宙環境の計測情報は、有人宇宙環境ミッション本部の宇宙飛行士健康管理グループに常時送られていますが、緊急時は、携帯電話による通報も行われています。さらに、宇宙環境情報は、JAXAの運用する実利用衛星、および関連する科学衛星にも送られていて、宇宙環境のリアルタイム監視に役だっています。

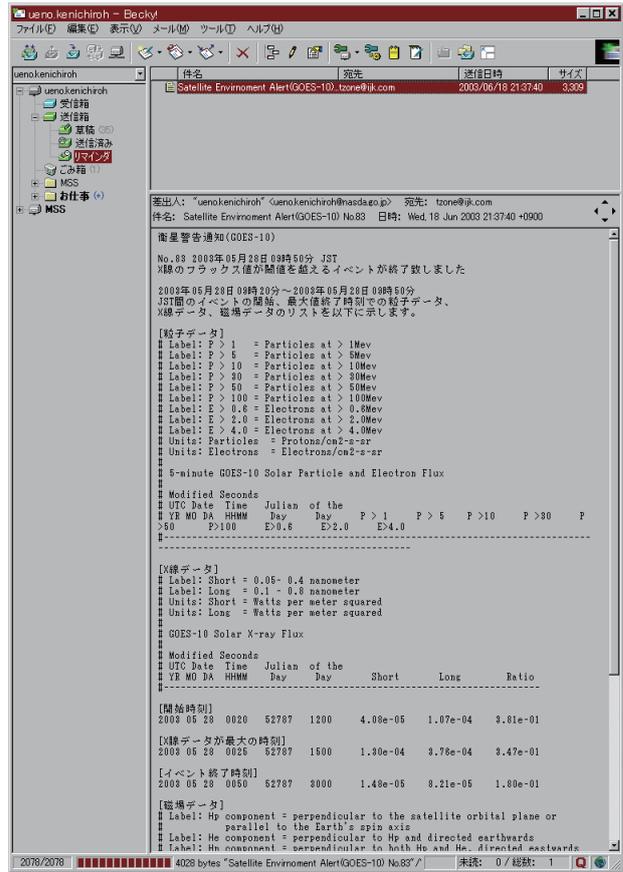


図11 JAXA衛星プロジェクトに緊急時に送られる電子メール(衛星警報通知)の例

## 2.2 放射線帯モデル

2002年に打ち上げられたMDS-1(つばさ)衛星は、近地点500km、遠地点36000kmの遷移軌道をとった数少ない衛星です。1年半に渡りバンアレン帯の観測を行い、世界的にも非常に重要なデータを得ることが出来ました。

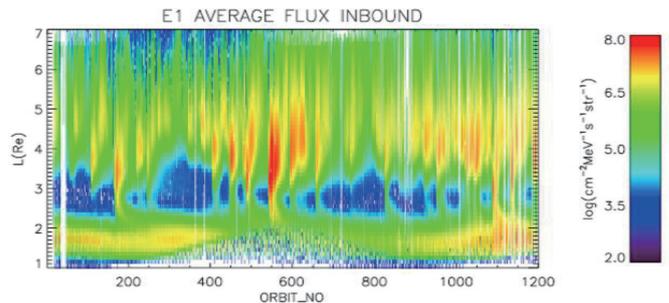


図12 つばさ衛星が観測した、放射線帯電子の空間分布・時間変化の様子

図 1 2 は、縦軸に地球からの距離（L 値）、横軸に衛星の周回数をとっています。衛星の 1 周は、約 10 時間ですので、1 日に 2 周と少し、放射線帯の観測を行いました。

地球に近いところから、放射線の内帯、スロット（空隙の意）そして、放射線外帯という構造です。軌道が少し傾いています（28 度）ので、内帯は、ゆっくりとした変化を示します。注目したいのは、外帯の電子で、非常に激しい時間変化をしています。時々、放射線電子量が大きくなるのは、磁気嵐（ストーム）が起こった事によっています（磁気嵐は、太陽フレアの影響で放出された太陽ガスのエネルギーが地球に押し寄せて来て発生します）。

現在、世界で使われている NASA のモデルを用いて、MDS-1 がどれだけの放射線を計測するか、モデル計算をした結果を図 1 3 にしめています。

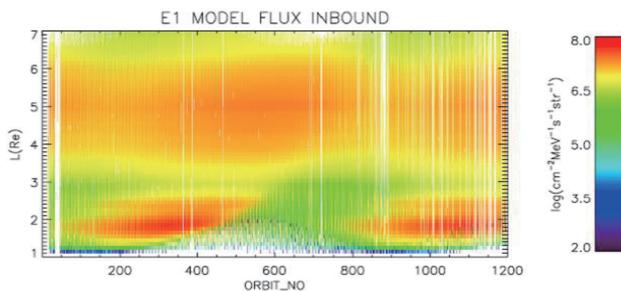


図 1 3 NASA の放射線帯モデルで予測した、MDS-1 軌道での放射線量を示しています。観測と比べて、時間変動が表現されていないことがすぐにわかります

図 1 3 を見るとわかりますが、NASA のモデルは、時間変動が入っていない平均値のみのモデルです。JAXA の私たちのグループでは、観測に基づいて、時間変動するモデルを構築しています。

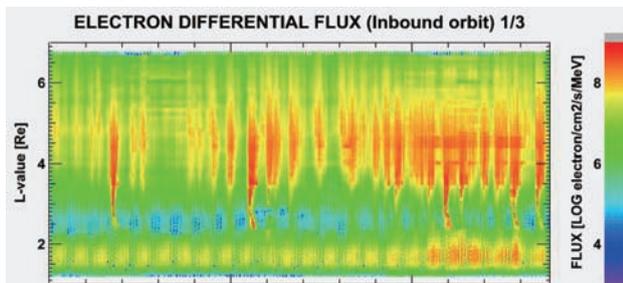


図 1 4 JAXA の放射線帯変動モデル。時間変化が、表現されはじめて来ました

太陽から吹いて来る太陽風と地磁気活動の激しさをパラメータにした実験的なモデルを、JAXA では構築して来ました。この新しいモデルを評価して明らかになったことは、これまでの NASA のモデルは少し放射線量が大きすぎたことです。そして、変動の幅も定量的に分かってきました。こうした知識は、今後の衛星を設計する上で、部品や装置をシールドする技術に生かされます。適量のシールド量を見積もることは、衛星設計の重要な項目です。

### 2.3 南大西洋異常領域（SAA）

低高度衛星の宇宙環境は、さらに複雑な構造になっています。図 1 5 から図 1 7 は、違った高さでの放射線電子の測定結果を世界地図にしたものです。南大西洋上空は、地球磁場が弱い影響で、放射線帯内帯の粒子が降り

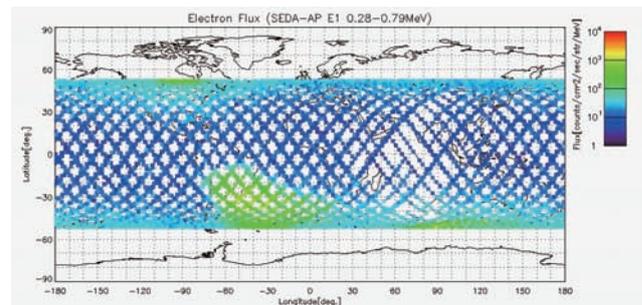


図 1 5 国際宇宙ステーション高度（400km）での放射線電子の計測結果です。南大西洋上空の磁場の弱い領域に、放射線粒子が侵入しています。その他、カナダの上空、オーストラリア上空にも、放射線粒子が観測されています

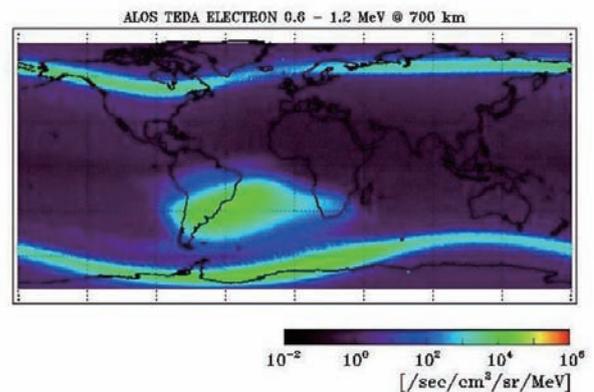


図 1 6 高度 800km を飛ぶ、ALOS（だいち）衛星も、同じような構造を観測しています。南大西洋上空の異常領域は、高度の増加とともに広がっています

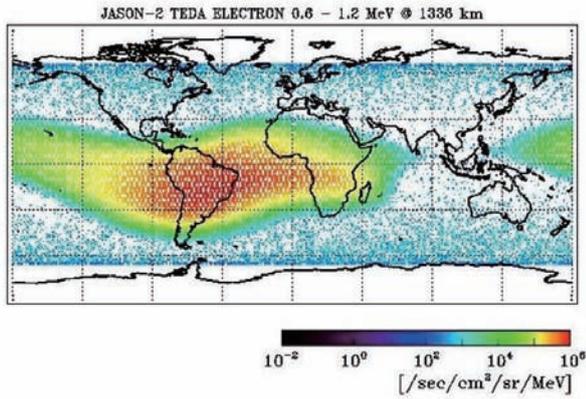


図 17 高度 1336km を飛ぶ、Jason-2 衛星でも、この傾向が確認されています。南大西洋上空の異常放射線領域は、高度の増加とともに、さらに広がっています。

て来ています。ここを横切る人工衛星は、強い放射線の影響で、機器が時々誤動作しています。

## 2.4 高緯度の放射線ベルト

国際宇宙ステーション、Jason-2 衛星とも、軌道傾斜角が小さい（55 度前後）ので、極域の情報が得られません。GOSAT（いぶき）は、軌道傾斜角 98 度であることから、極域の全貌が観測出来ています。図 18 は、GOSAT 衛星が観測した 1MeV 電子の分布です。北半球、南半球に分けてプロットしています。南半球では、南太平洋異常が見えていますが、注目したい構造は、極をぐるりと囲む輪状の構造です。放射線のベルトのように見えます。

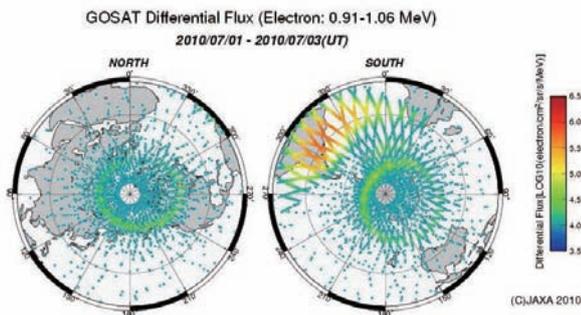


図 18 GOSAT 衛星が観測した 1MeV 電子の分布。北半球、南半球に分けてプロットしています。南半球では、南太平洋異常が見えています。

図 16（ALOS 衛星）でも、このベルトははっきりと見えています。磁力線をトレースすると、このベルト領域は、放射線帯の外帯に

繋がっていました。図 19 に、図 13 と同じフォーマットのプロットを示します。極軌道の低高度衛星でも、放射線外帯変動が十分にモニター出来ることが、GOSAT 衛星にとって判明しました。

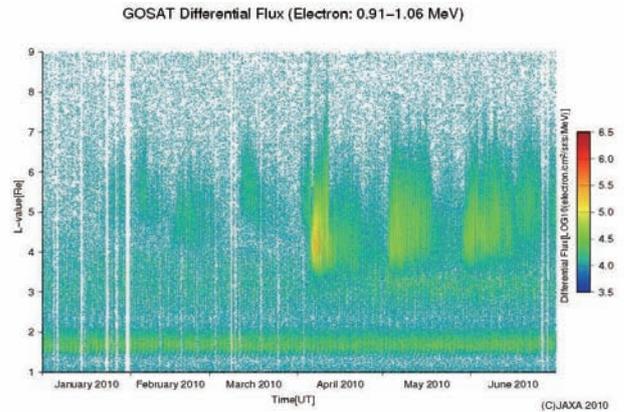


図 19 GOSAT 衛星が観測した 1MeV の放射線電子の空間分布・時間変化の様子。つばさ衛星の赤道付近での観測に比べて 1 桁以上、フラックスは少ないが、外帯領域に同じような変動が観測されています。

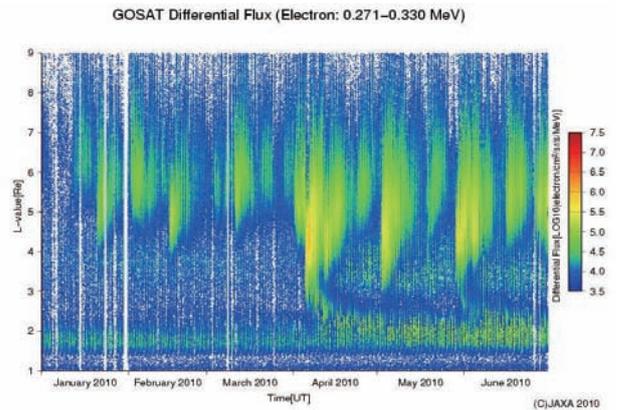


図 20 GOSAT 衛星が観測した 0.3MeV 電子の空間分布・時間変化の様子。図 18 と比較すると、外帯 MeV 電子の成因に関する手がかりが得られると、期待されます。

GOSAT 衛星では、更に低いエネルギーの電子も計測しています。300keV 電子の観測結果を図 19 に示していますが、図 18 の MeV 電子の増加の状況と比較することで、外帯 MeV 電子の成因に関する手がかりが得られると、期待されます。

### 3. むすび

2010年9月に、世界で初めての準天頂軌道にJAXAの衛星が飛びたちました。太陽放射線や地球放射線帯の観測を開始したところですが、静止軌道との共同観測で、放射線粒子の輸送や加速などといった物理的な理解が実現すると、期待しています。

また、本稿では、詳しく述べませんでしたが、オーロラ粒子・オーロラ電流の観測も可能になります。巨大オーロラの発生が原因となって、世界では、多くの衛星が帯電事故を起こしています。JAXA衛星がオーロラの被害を受けないように、オーロラの発生や規模を調査する必要があります。30分程度の時間精度で、オーロラ発生は予測されつつありますが、どの地域に発生するかについては、まだ予測が出来ません。静止軌道の磁場・粒子観測と、準天頂衛星複数機による同時観測は、オーロラの実体について、多くの知見を与えてくれます。準天頂衛星の観測結果に強い期待が持たれています

宇宙環境グループの活動指針を図2-1に掲げます。宇宙環境情報の提供などに代表される「プロジェクト支援」と、宇宙環境モデル

などによる「衛星設計標準」を、2大貢献と考えています。今後、宇宙への民生品の利用が進む状況では、いままで以上に、宇宙環境下での安全・信頼性が強く要求されます。宇宙環境グループは、技術研究開発を担当する各セクションとより強い連携を行い、新しい宇宙利用時代に備えて行きます。

JAXA宇宙環境グループの研究業務のフロー

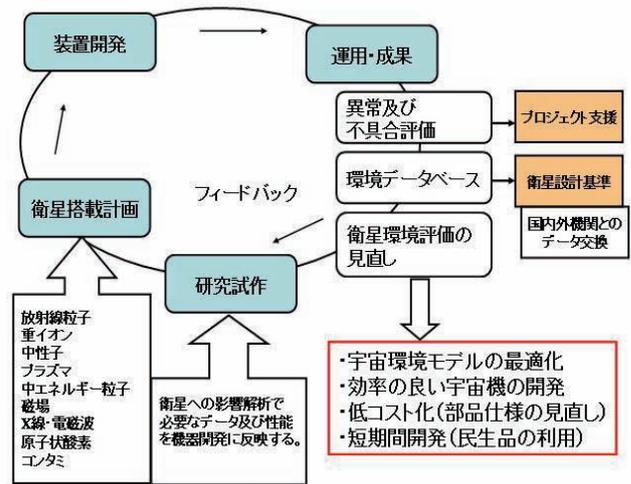


図2-1 宇宙環境グループの業務フローです。「プロジェクト支援」と、「衛星設計標準」が、2大目標です

# 国際宇宙ステーション「きぼう」船外プラットフォーム搭載宇宙環境計測ミッション装置 (SEDA-AP)

古賀清一\* 松本晴久\* 木本雄吾\* 山田理子\* 小原隆博\* 渡辺英幸\*

遠藤美穂\* 佐孝大地\* 松枝達夫\* 山本常夏\*\* 村木綏\*\*、

\*宇宙航空研究開発機構 \*\*甲南大学

## 1. はじめに

宇宙環境計測ミッション装置 (Space Environment Data Acquisition Equipment - Attached Payload: SEDA-AP) は、国際宇宙ステーション (International Space Station:ISS) 近傍の宇宙環境計測を目的とし、きぼう船外プラットフォーム (Exposed Facility: EF) で最初の実験を行うペイロードの1つである[7]。

宇宙飛行士が長期に滞在する ISS 周りの宇宙環境は、銀河宇宙線と放射線帯の高エネルギー宇宙放射線 (1次宇宙線) と、それらが大气および ISS 構造体と相互作用し生じるアルベド中性子および2次 (ローカル) 中性子、太陽から直接飛来する太陽中性子、プラズマ環境、活性度の高い原子状酸素が約8割を占める中性大气などが特徴的な環境である。さらに、宇宙デブリや、天然のメテオロイド等がある。

宇宙環境が及ぼす影響の中で、特に宇宙放射線は、宇宙機に故障や誤動作をもたらすだけでなく、人体に対しても被曝の影響 (特に陽子、アルファ線、重イオン粒子、中性子など生物効果比の高い放射線) を及ぼすので重要である。宇宙空間のプラズマは、宇宙機構造体が大きな電荷量を持つと帯電・放電現象を引き起こし機器の故障の原因となる、原子状酸素は宇宙機表面を切削・劣化させる。宇宙デブリやメテオロイドは、宇宙機の破壊、故障や障害を及ぼすだけでなく、微小デブリでも船外活動中の宇宙飛行士へのリスク要因になる。

上記の宇宙環境を計測し、ISS や宇宙機の安全・安心を担保するため、SEDA-AP には8つの計測装置が搭載されている。その各装置は、名古屋大学・太陽地球環境研究所、理化学研究所、日本原子力研究所 (現在の原子力研究開発機構)・高崎研究所、通信総合研究所 (現在の情報通信研究開発機構) 平磯太陽観測センター、宇宙科学研究所、航空宇宙技術研究所 (現在両者は JAXA に統合)、東北大学の各機関の協力で搭載提案し、共同で開発や試験を実施した。

## 2. 宇宙環境計測ミッション機器

SEDA-AP に搭載されるミッション機器の配置を図1に示す。AOM と MPAC&SEED は、ISS の進行方向 (ラム方向) に向けて配置してある。

①中性子モニタ (NEM)、②高エネルギー軽粒子モニタ (SDOM)、③重イオン観測装置 (HIT)、④プラズマ計測装置 (PLAM)、⑤原子状酸素モニタ (AOM)、⑥電子部品評価装置 (EDEE)、⑦微小粒子捕獲実験装置 (MPAC)、⑧材料曝露実験装置 (SEED)

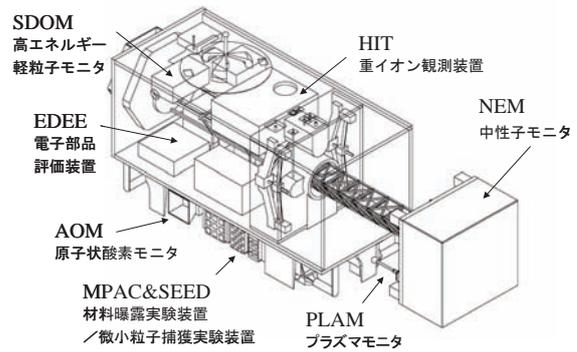


図1 SEDA のミッション機器の配置

## 3. 各ミッション機器の実験内容および装置概要

### 3.1. 中性子モニタ (NEM: Neutron Monitor)

宇宙飛行士が受ける宇宙船被曝の約 15~20% は中性子と言われている。中性子は、電氣的に中性のため体内奥深くに進入し、造血組織、生殖組織等に被曝の影響を及ぼす。

宇宙ステーションでは、宇宙放射線が厚い船壁や大気を叩いて2次的に発生する中性子と太陽から時々直接飛来する太陽中性子とがある。計測器として、前2者を主な対象とする「ボナー球型 (10MeV 以下)」と、後者を主な対象とする「シンチレーションファイバ型 (10-100MeV)」の2種でリアルタイム計測する。

また、船壁の影響を避けるため1m伸展し計測する。陽子等の荷電粒子が多い中で、非荷電粒子の中性子を

弁別して計測することは難易度が高く、過去の計測例は少ない。パッシブ型での中性子計測例はあるが、リアルタイムでの中性子エネルギースペクトル計測は日本独自のものである。

(a) ボナー型中性子モニタ (BBND: Bonner Ball type Neutron Detector)

熱中性子 (0.025eV) に極めて感度が高い  $^3\text{He}$  ガス封入比例計数管の中性子による出力波高分布が、陽子、光子等その他の放射線による出力波高分布と異なることを利用して、中性子のみを弁別計測する。中性子のエネルギースペクトラムは、複数の含水素減速剤 (ポリエチレン) を用い、それらの厚さによる応答関数の違いから計測する。

仕様 計測エネルギー範囲: 0.025eV (熱中性子) ~ 15MeV

最大計測粒子数:  $1 \times 10^4$  count/sec

(b) ファイバー型中性子モニタ (FIB: Fiber Type Neutron Detector)

交互に直交して組み立てられたシンチレーションファイバー (16×16本) の各ロットから反跳陽子の飛跡をマルチアノードフォトマルで計測し、その発光量と飛跡方向から中性子のエネルギーと入射方向を推定する。中性子と陽子の弁別は、最外殻層のシンチレータの発光との反同時計数 (荷電粒子は、最外殻層のシンチレータで発光する) をとることにより行う。中性子と光子の弁別は、飛跡の違い (中性子は1本、光子は2本) により行う。[3]

計測エネルギー範囲:

15~100MeV

最大計測イベント数 50 event/sec

### 3.2. 重イオン観測装置 (HIT: Heavy Ion Telescope) / プラズマ計測装置 (PLAM: Plasma Monitor)

(a) 重イオン観測装置 (HIT)

宇宙機搭載の電子部品の誤動作、永久故障や人体の被曝の原因の1つである重イオン (Li~Fe) の粒子別エネルギー分布を、シリコン半導体検出器で計測する。

2枚の位置検出器 (PSD: Position Sensitive Detector)、及び16枚の半導体検出器に入射した荷電粒子は、入射粒子のエネルギー損失に比例した電位を持つパルスを生成する。HITはこれを利用し、各々の検出器での損失エネルギー、及び検出器内で停止した粒子については全エネルギーを計測する。得られたエネルギーと検出器での損失エネルギーから  $\Delta E \times E$  法により各種重イオンの粒子弁別を行う。

仕様

粒子 ; Li~Fe

Li ; 10~43 MeV/nuc

C ; 16~68 MeV/nuc

O ; 18~81 MeV/nuc

Si ; 25~111 MeV/nuc

Fe ; 34~152 MeV/nuc

(b) プラズマ計測装置 (PLAM)

宇宙機の帯電や放電の原因となる、宇宙空間プラズマの密度と電子温度等をラングミュア・プローブ法で計測する。

仕様 Langmuir probe

High Gain:  $-0.2 \mu\text{A} \sim +2 \mu\text{A}$

Low Gain :  $-0.04\text{mA} \sim +0.4\text{mA}$

Floating probe

High Gain:  $\pm 5\text{V}$

Low Gain :  $\pm 100\text{V}$

### 3.3. 軽粒子モニタ (SDOM: Standard Dose Monitor)

宇宙機器のための宇宙放射線モデルの作成・更新、有人被曝管理支援及び宇宙天気予報の基礎データ等として電子、陽子、 $\alpha$ 粒子のエネルギースペクトルを計測する。

半導体検出器3枚とシンチレータで構成されている。入射粒子のエネルギーは、3枚の半導体検出器及びこれを突き抜けたものは後ろにあるプラスチックシンチレータで計測する。粒子弁別は、各検出器の波高の組み合わせによる  $\Delta E \times E$  法により行う。

粒子	エネルギー範囲	ch
Electron	0.5~21 MeV	7
Proton	1.0~200 MeV	15
Alpha	7.0~200 MeV	6
Heavy Ion	ID only	1

### 3.4. 原子状酸素モニタ (AOM: Atomic Oxygen Monitor)

原子状酸素は、非常に活性度が高い為、熱制御材や塗料を劣化させ、熱制御に影響を与えるため、宇宙環境モデルの基礎データとして計測を行う。カーボンフィルムが原子状酸素によるエロージョンにより、その厚さが薄くなる。この厚さの変化を抵抗値変化として計測する (アクチノメータ方式)。抵抗の変化と原子状酸素のフルエンスのテーブルを事前に用意しておくことにより原子状酸素のフルエンス (積分フラックス) を計測する [4]。

仕様

計測範囲：

$3 \times 10^{17} \sim 3 \times 10^{21}$  atoms/cm<sup>2</sup>

分解能:  $3 \times 10^{17}$  atoms/cm<sup>2</sup>

### 3.5. 電子部品評価装置(EDEE: Electric Device Evaluation Equipment)

JEM(きぼう)で使用される電子部品の中で、システム上重要と考えられるもので且つ放射線の感受性がある電子部品に関して、軌道上におけるシングルイベント現象の発生の有無をモニタする。この計測結果は、JEMシステムに異常があった場合の原因究明に資するとともに、地上評価試験結果等より予測される発生確率との比較を行い、放射線特性の予測方法の向上に資する。シングルイベント現象の発生は、記憶データの一時的な反転及び電源電流の急増をモニタすることにより検出する。

仕様：被測定デバイス（Memory(1MSRAM)、Micro-Processor Unit (V70-MPU)、Power MOSFET)

### 3.6. 微小粒子捕獲実験装置／材料曝露実験装置 (MPAC&SEED: Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device)

(a) 微小粒子捕獲実験装置 (MPAC)

JEMに飛来する、ミクロンサイズからミリサイズのメテオロイド及びスペースデブリ（「コズミックダスト」ともいう）のサイズ、材質、飛来速度、飛来方向、衝突頻度等の分布を調査し、宇宙環境モデルの最新化に資すると共に、有人宇宙システムや、人工衛星に使用する部品、材料の耐ダスト性評価技術等の向上に資する。シリカエアロジェルによる捕獲材を用いて、ダストを捕獲し、捕獲材に残された衝突孔から衝突エネルギー、ダストの飛来方向、組成分析を行う。また、金プレートに残された衝突痕から、衝突頻度・衝突エネルギー等を評価分析する。

(b) 材料曝露実験装置 (SEED)

宇宙用材料の耐宇宙環境性評価の一環として、実宇宙環境曝露による特性変化を調査し、耐宇宙環境性評価技術の向上に資すると共に、実宇宙環境曝露データの蓄積、人工衛星等のプロジェクトへの反映を行う。サンプルホルダを用いて宇宙用材料を宇宙環境に曝露し、回収された材料の特性変化等の評価を行う。SEED搭載試料選定については、有識者による搭載試料選定チームにより、搭載する試料の最終選定を行った。

MPAC&SEED は、軌道交換ユニット(ORU: Orbital Replacement Unit)化を計り、宇宙船外活動 (EVA: Extra-vehicular Activity) にて回収出来る設計としてい

る。

## 4. 先行実験 (プリカーサ実験) 結果

(1) ボナー球型中性子モニタ (BBND)

BBNDは、NASAの依頼により、平成10年にスペースシャトル(STS-89)内において、平成13年3月～12月(約8カ月間)に宇宙ステーション(ISS)米国実験棟内に於いて、BBND(EM)で計測を行い、解析手法の確立など本装置のデータ活用に有用な成果が得られている[1][2]。

(2) 材料曝露及び微小粒子捕獲実験

材料曝露及び微小粒子捕獲実験は、平成13年10月から3式の同一装置をロシアモジュールの外壁に装着し、約10か月、28か月、46ヶ月間曝露してから、それぞれソユーズで回収した。メテオロイドがISSの船壁に高速衝突した時、船壁から2次的に発生するejecta等の発見などの成果が得られている[5][6]。

## 5. SEDA-APの打ち上げと初期評価

SEDA-APは、2009年7月にSTS-127(2J/A)で実験装置を打ち上げ、船外実験プラットフォームへの取付けを行った後、同年8月4日より地上からの遠隔操作により、バス機器(電気系/通信系)や各ミッション機器の機能確認を順番に行った。取得データを解析した結果、バス機器および各ミッション機器が正常に機能していることを確認し、2009年9月17日から8つのミッション機器による宇宙環境計測を本格的に開始した。

## 6. SEDAのミッション機器の初期データ評価

初期機能確認時に解析したデータや、その後約半年間継続して観測した初期データの一部を紹介する。宇宙環境データは、モデル等の作成に必要な長期間の観測データの取得、および太陽フレアの発生等による急激な変動データの計測が主体となる。

初期の半年間は、偶然にも約100-200年ぶりに起きた太陽活動が最小の極小期(黒点数がゼロの状態が長く続くDeep Minimum)の期間であり、そのため大型太陽フレアの陽子イベントが全くなかった。しかし、2010年になり、小型太陽フレアの発生が始まったので、今後の太陽活動極大期にむけての太陽フレア粒子イベント観測が期待できる。一方で、逆にこの期間に増加したのは銀河宇宙線である。磁気圏外にある米国NASAのACE衛星の観測によると、宇宙時代が始まって以来の最大の増加(Feイオンで約19%)が観測された(NASA発表2009年9月29日)。磁気圏内のISS軌道でも、この変化について重点的に長期間の変動をモニ

タする予定である。

### 6.1. 中性子(低エネルギー)データ(ボナー球型 BBND(10MeV以下))

初期機能確認試験中に得られた低エネルギー中性子データ(S1 カウント値)を図2に示す。観測日は2009年10月1日のデータである。

フレアが発生していないため、下記の分布は、放射線帯粒子および銀河宇宙線により生じた中性子を計測している。

今後、これらのS1～S6の6個のカウント値から、エネルギースペクトル、線量等量を算出し、静穏時及び太陽フレア時の中性子スペクトル解析を行う予定である。

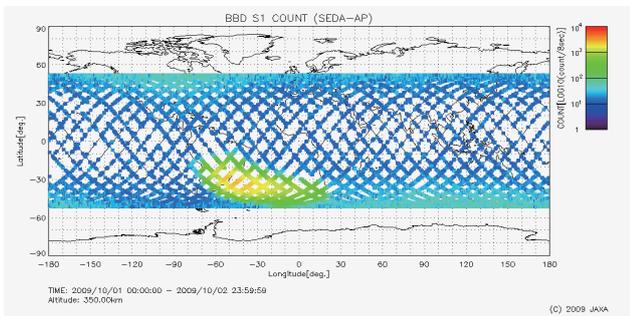


図2 BBNDのS1(最小エネルギー) カウントデータ

### 6.2. 中性子(高エネルギー)データ(ファイバー型 FIB(10MeV-100MeV))

観測データの一部を図3に示す。図3は、最外殻のシンチレーション・ファイバが光った時は計測しないモードで、荷電粒子を排除して、中性子だけ(ガンマ線も含む)を計測するモードでとらえた中性子の飛跡データである。この飛跡の長さ(1マスが10MeV)から、エネルギーを算出することができる。

太陽フレア発生時の中性子データ解析を行い、太陽フレア時の粒子加速機構の解明やISS軌道への中性子の影響について研究を行う予定である。

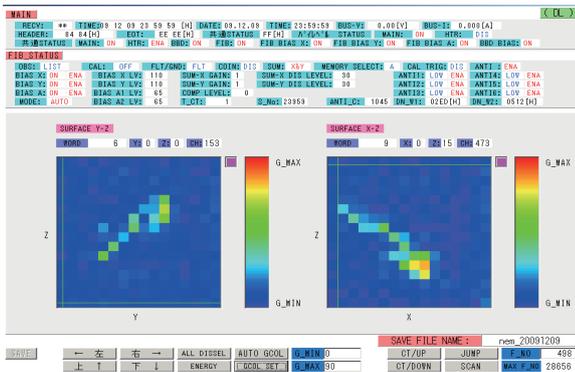


図3 ファイバー型中性子計測装置のデータ

### 6.3. 重イオン観測装置(HIT)

HITで計測した初期データの1部を図4に示す。同一のHITがADEOS(みどり)に搭載され、9か月間の観測結果、異常宇宙線が観測できた。異常宇宙線(ACR: Anomalous Cosmic Ray)は、米国のSampex衛星に次いで世界で2番目の観測であった。今回のISS/SEDAでは、3年以上計測できるので、さらに多くの統計データによる詳細な分布構造の解析が期待でき、ACRの研究に大きな寄与が期待できる。

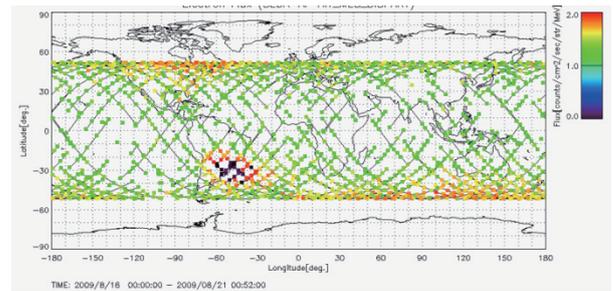


図4 HITで計測した全粒子の空間分布

### 6.4. プラズマ計測装置(PLAM)

PLAMのFloating電位の計測データの一部を図5に示す。このデータは、2009年12月9日の1日間のISS電位で、図のひとつ山が、1周分の約90分に相当する。電位は、ゼロから約-28Vまで周回ごとに電位の変動が計測できている。NASAの電位測定データと比較して、変動幅範囲などは、ほぼ一致していることを確認した。今後は、他の2か所の計測点とのデータ交換をして、人類初の巨大建造物の帯電構造を解明する予定である。

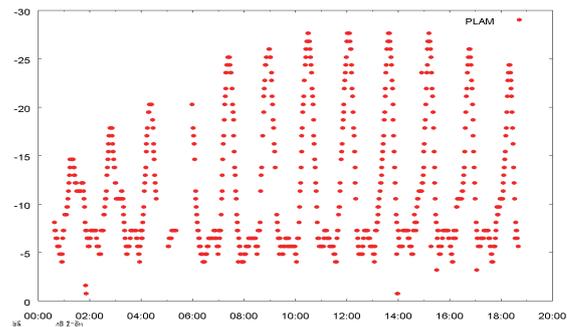


図5 PLAMで計測したJEM曝露部の帯電電位(1日分)

### 6.5. 高エネルギー軽粒子モニタ(SDOM)

SDOMで計測した初期データとして、電子のフラックスをISS軌道上の世界地図上にマップした分布図を図6に示す。得られたデータは、従来の放射線帯モデル(AP8/AE8)と比較し、妥当な分布、フラックスが得られている。

今後、太陽フレア時の計測データ解析により、フレア時に発生した荷電粒子がどの程度ISS軌道まで飛

来するかを明らかにし、宇宙飛行士の有人被爆管理の支援を行う予定である。また、ISS高度(約400km)の放射線データは、計測データが少なく、継続的なデータ蓄積により、放射線帯モデルへの貢献が期待される。

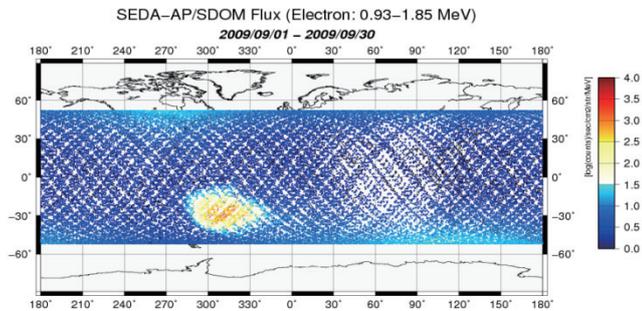


図6 SDOMで計測した電子(0.93-1.85MeV)分布

### 6.6. 原子状酸素モニタ(AOM)の初期データ

図7に詳細校正前の計測データの一例(AOMのフラックス)を示す。現在、詳細校正データを取得中で、終了後、原子状酸素モデルとの比較、長期データ取得による季節変化等を調べる予定である。

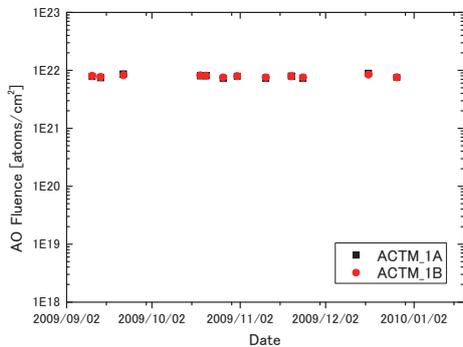


図7 AOMの計測例

### 6.7. 電子部品評価装置(EDEE)の初期データ

シングルイベントの計測結果を以下に示す。計測期間(2009/8/15~2009/10/23)のデータである。以下の略号はSEUは、シングルイベント(Single Event Upset)、SELは、ラッチアップ(Single Event Latchup)、SEBは、バーンアウト(Single Event Burnout)である。

- V70-MPU SEU/SEL: 観測されなかった
- 1M SRAM SEU: 5回のSEU観測/512Kメモリ領域
- 同上 SEL: 観測されなかった
- PowerMOSFET(@175V) SEB: 観測されなかった

### 6.8. 微小粒子捕獲実験装置/材料曝露実験装置(MPAC&SEED)

MPAC&SEEDは、STS-131ミッション期間中にEVAでISS船内へ回収された。同フライトは山崎宇宙飛行士が搭乗したフライトでもある。回収したMPAC&SEEDサンプルは同フライトによって地上へ帰還した。射場での簡易的な点検後、日本への発送を行い、平成22年5月26日につくば宇宙センターに到着した。現在解析準備を行っているところである。

### 7. データ公開状況

宇宙飛行士の被爆管理や、部品等の放射線等による誤動作に直接関係する高エネルギー軽粒子モニタ(SDOM)に関して、SEES(Space Environments & Effects System: <http://sees.tksc.jaxa.jp>)にて、準リアルタイムプロットの公開を開始した。

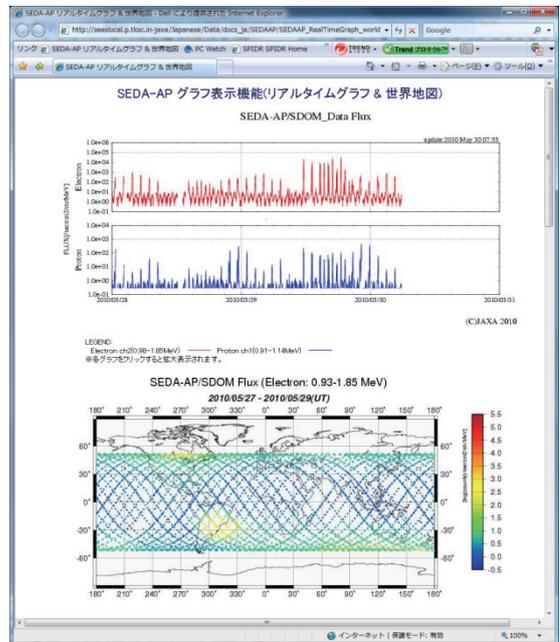


図8 SDOMデータ公開画面

図8は、上2つのグラフが、電子(0.98~1.85MeV)、陽子(0.91~1.14MeV)の準リアルタイムグラフ(3日間)を示している。また、下のグラフは、直前の3日間のデータを世界マップに投影した図を示している。

### 8. まとめ

宇宙環境計測装置(SEDA-AP)は、軌道上での初期チェックアウトの完了を2009年9月17日にJAXA機構内審査会で確認し、定常的な観測体制に入った。今後、日本人宇宙飛行士の長期滞在する宇宙環境、すなわち中性子をはじめとする放射線環境、プラズマ環境ときぼうの静電電位、原子状酸素の環境、微小宇宙ゴミやダストの環境、それらの環境が宇宙用部品・材料

に及ぼす影響を3年間計測し続ける予定である。

また、得られた宇宙環境計測データは、宇宙工学、科学研究の両分野等にわたる広いユーザ等に公開し、JAXAの宇宙環境公開Web(SEES)を通じて利用される予定である。

## 文 献

- [1]Matsumoto, H., T. Goka, K. Koga, S. Iwai, T. Uehara, O. Sato, and S. Takagi, Real-time measurement of low-energy-range neutron spectra on board the space shuttle STS-89 (S/MM-8), Radiation Measurements, 33, 321, 2001.
- [2]Koshiishi, H., H. Matsumoto, A. Chishiki, T. Goka, T. Omodaka, Evaluation of neutron radiation environment inside the International Space Station based on the Bonner Ball Neutron Detector experiments, Radiation Measurements, 42, 1510-1520, 2007.
- [3]Koga, K., T. Goka, H. Matsumoto, Y. Muraki, K. Masuda, and Y. Matsubara, Development of the fiber neutron monitor for the energy range 15-100 MeV on the International Space Station (ISS), Radiation Measurements, 33, 297, 2001.
- [4]Galica, G. E.et.al, "Atomic Oxygen Monitor Based On Carbon Actinometers," Proceedings of the 10th International Symposium on "Materials in a Space Environment" (ISMSE) and 8th International Space Conference on "Protection of Materials and Structures from the Space Environment" (ICPMSE), June 2006 (SP-616, September 2006)
- [5] Kimoto Y., et al,"Space Environment Effects on Materials at Different Positions and Operational Periods of ISS", Proceeding of The 8th International Space Conference on "Protection of Materials and Structures from the Space Environment" (ICPMSE) May 2008
- [6]Proc. of International Symposium on "SM/MPAC&SEED Experiment", Japan,2008, JAXA-SP-08-015E, 2009.
- [7] 五家建夫、「きぼう曝露部搭載宇宙環境計測装置 (SEDA-AP)の開発と初期データ」、平成21年度宇宙環境利用の展望 第4章、JAROS、平成21年度発行

## SEDA-APによる高エネルギー中性子の計測

古賀清一, 五家建夫(PI), 松本晴久, 小原隆博 (JAXA),  
村木 綏, 山本常夏(甲南大学理工)

### 目次

- 1. 歴史的経緯 (1991-2009)
- 2. 宇宙での中性子計測の意義
- 3. 観測装置の紹介 : EM, FMの性能
- 4. データ取得法 : 2009年7月16日にシャトルにより暴露部に設置
- 5. 得られたデータの紹介
- 6. ISS環境の中性子のエネルギー分布
- 7. 太陽中性子の解析

2009年3月20日@日本物理学会

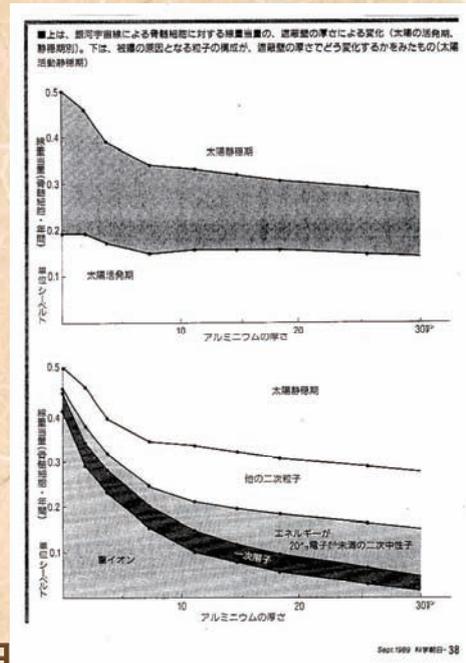
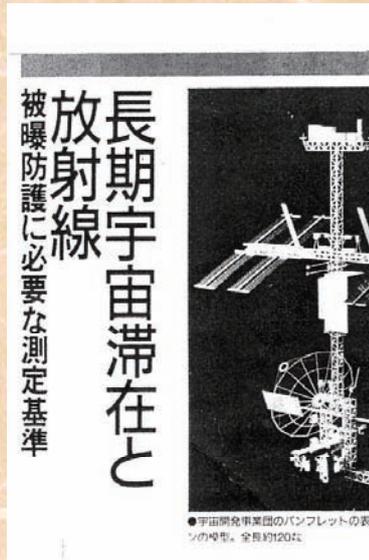
2010年10月19日@第7回宇宙環境シンポ

## 宇宙ステーションの課題に採択されるまでの経緯

- 1991年12月から1992年3月の間、宇宙環境計測装置の外部アドバイザーグループを設置し、JEM運用上必要な環境データ、宇宙実験に必要な環境データについて計測項目の洗い出し、計測の意義と特徴、計測対象の要求計測範囲と精度についてサーベイ研究を行い、20項目の計測項目をユーザ要求としてまとめた。
- 1994年度から産学官の19名によるフロンティア共同研究がスタート。(研究テーマは)
  - ①宇宙環境計測用検出器技術の研究
  - ②宇宙環境計測データ解析、地上試験、宇宙環境のモデル化等に関する技術の研究
  - ③部品・材料に対し宇宙環境が及ぼす影響に関する研究
- 20項目の内から11項目を観測項目として選択した。  
特に日本独自の戦略的研究テーマ(いわゆる目玉ミッション)として中性子の計測テーマが優先順位1位に選考された。  
提案書完成 → 公募採択委員会へ送付
- 1997年4月、「宇宙環境計測」が曝露部初期利用テーマとして公募課題の中から採択された。
- 1997年5～6月、予算とISSとのI/F設計上の制約から、11項目から8項目に絞り込みが行われた。
- 2001年フライトモジュール(FM)の完成。
- 2009年8月宇宙ステーションに搭載された。(通算で18年の時が流れた！)

# 宇宙ステーションにおける中性子計測の意義

- 宇宙ステーションの中性子放射環境の計測と被曝線量の導出 (放射線物理)
- 太陽フレアに伴う 大量放射線到来の事前予知 (宇宙天気予報)
- 太陽フレアに伴う 太陽からの中性子の検出と粒子加速機構の実証的説明 (太陽物理、宇宙線物理)



道家忠義・科学朝日 1989年9月号より

## 100MeV以下の太陽中性子は地球大気で強く減衰する 地上での受信は不可能

- (1) 太陽中性子は質量があるため光速で走れず、エネルギーにより地球への到達時刻が異なる。
- (2) 太陽中性子は飛行中に崩壊するが100MeVでは70%が崩壊するが1GeVになると27%となる。
- (3) 太陽中性子は地球大気で減衰する。100MeV以下では激しくなり地上観測は困難。理由は空気との衝突断面積が急激に低エネルギー側で増大するから。

右の図: 柴田祥一による計算結果  
JGR 99 (1994) 6651p.

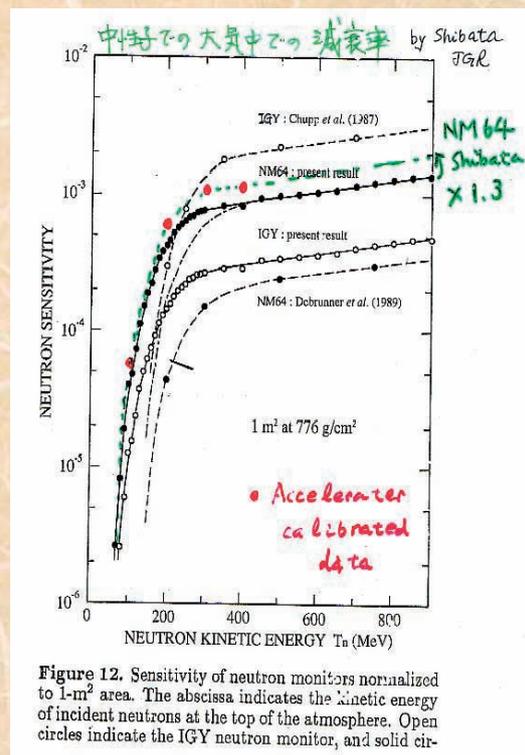
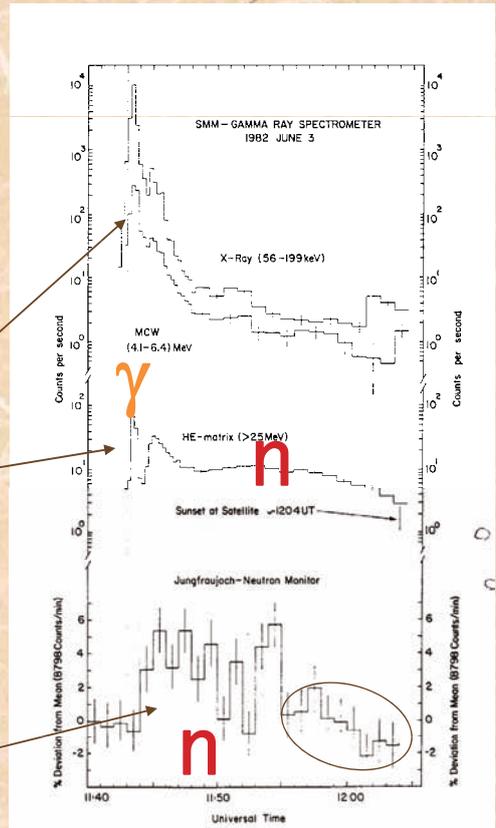


Figure 12. Sensitivity of neutron monitors normalized to 1-m<sup>2</sup> area. The abscissa indicates the kinetic energy of incident neutrons at the top of the atmosphere. Open circles indicate the IGY neutron monitor, and solid circles indicate the NM64 neutron monitor.

# 太陽中性子を宇宙で計測する意義

- 太陽中性子観測例(右図)  
(1982.6.3に観測)
- 連続加速(shock加速)か?
- 瞬間加速(DC加速)か?
- 中性子のエネルギーを計測することが肝要

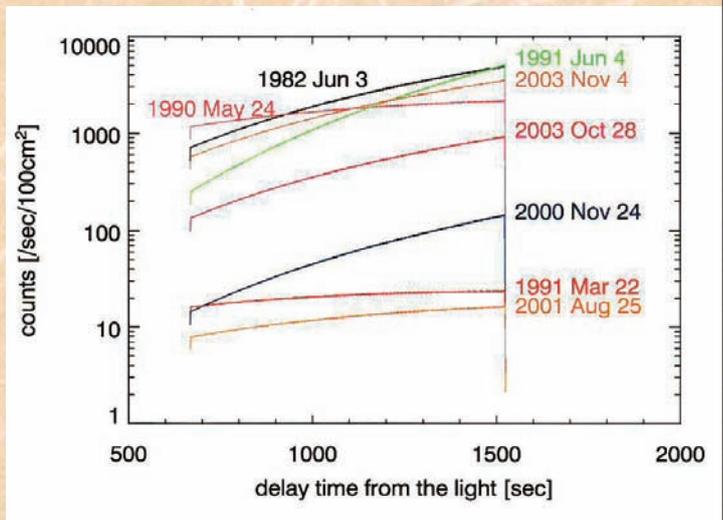
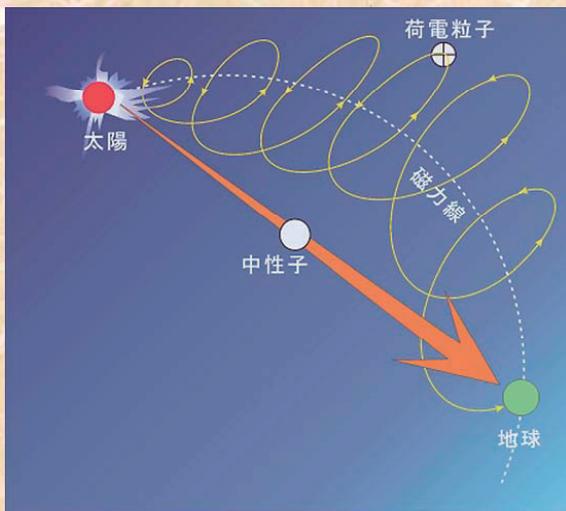


衛星データ

$E_n$	delays
1 GeV	→ 1min
200MeV	→ 6min
100MeV	→ 11min
70MeV	→ 14min

山上データ

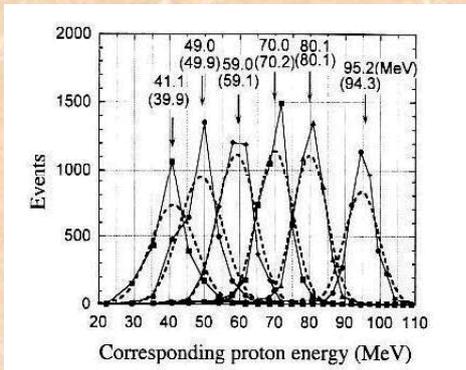
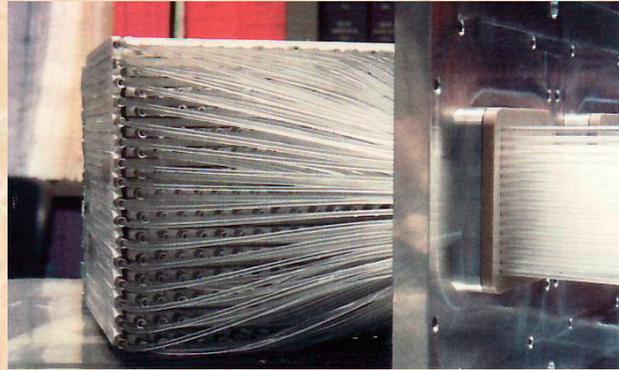
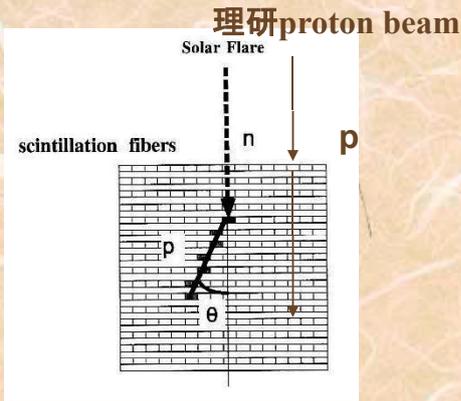
## Expected flux of solar neutrons @ SEDA-AP



estimated by Kyoko Watanabe



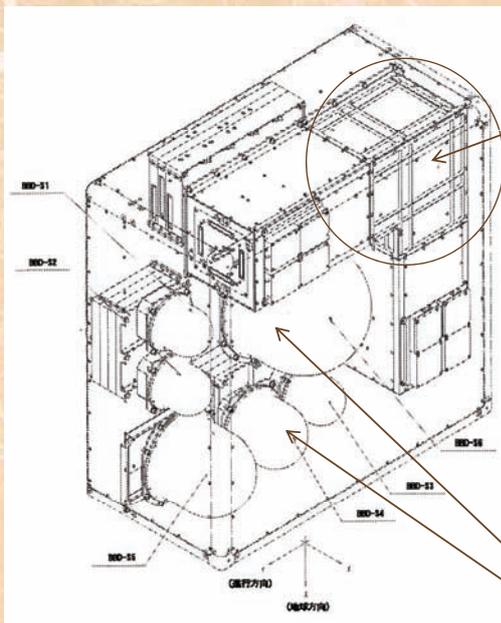
# Engineering Module のエネルギー分解能の計測結果



512本のscintillation fiberからの情報を読み取る。

Energy resolution of protons:  
 $\Delta E/E = (14/\sqrt{E_p/100\text{MeV}} - 10.3)\%$

## 観測装置の外観

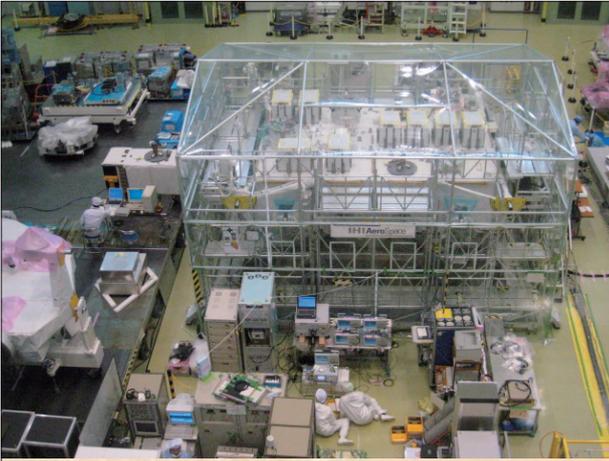


**Fiber型測定器**  
**高エネルギー中性子計測用**  
 (30-100MeV)

6面をanti-counterで覆い荷電粒子を排除

256チャンネルのマルチアノード 光電子増倍管2本からのアナログ信号をデジタル化して記録

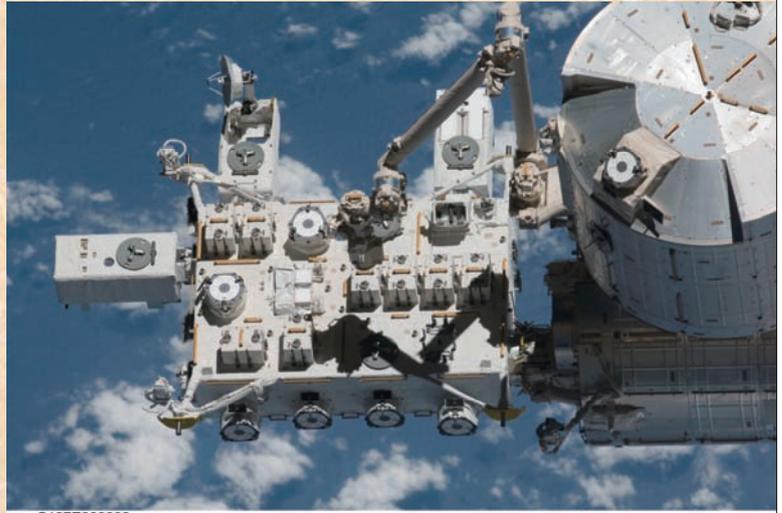
**ボナー球測定器**  
**低エネルギー中性子計測用**  
 (0.25eV-10MeV)



## シャトルによる打ち上げ

2009年  
 7月16日 シャトルで打ち上げ  
 7月25日 暴露部にとりつけ  
 8月7日 機能点検開始  
 8月25日 data取得開始  
 event rate  $\approx$  /sec

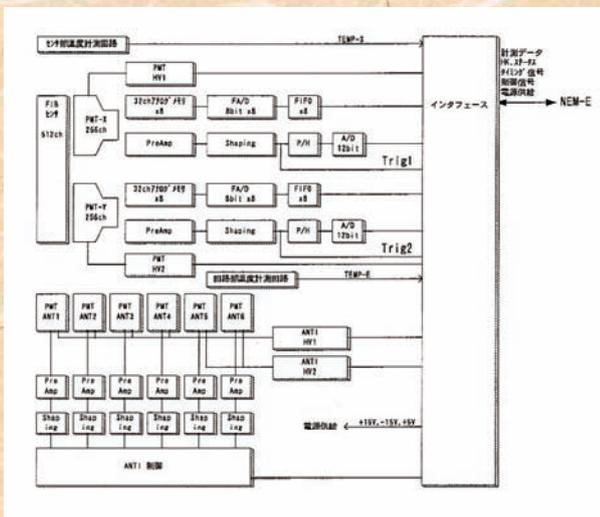
- 上: end to end test  
 筑波宇宙センター  
 (JAXA)での調整  
 2008年秋
- 右: ISSに搭載  
 2009年夏



S127E009998

## Data taking の実際

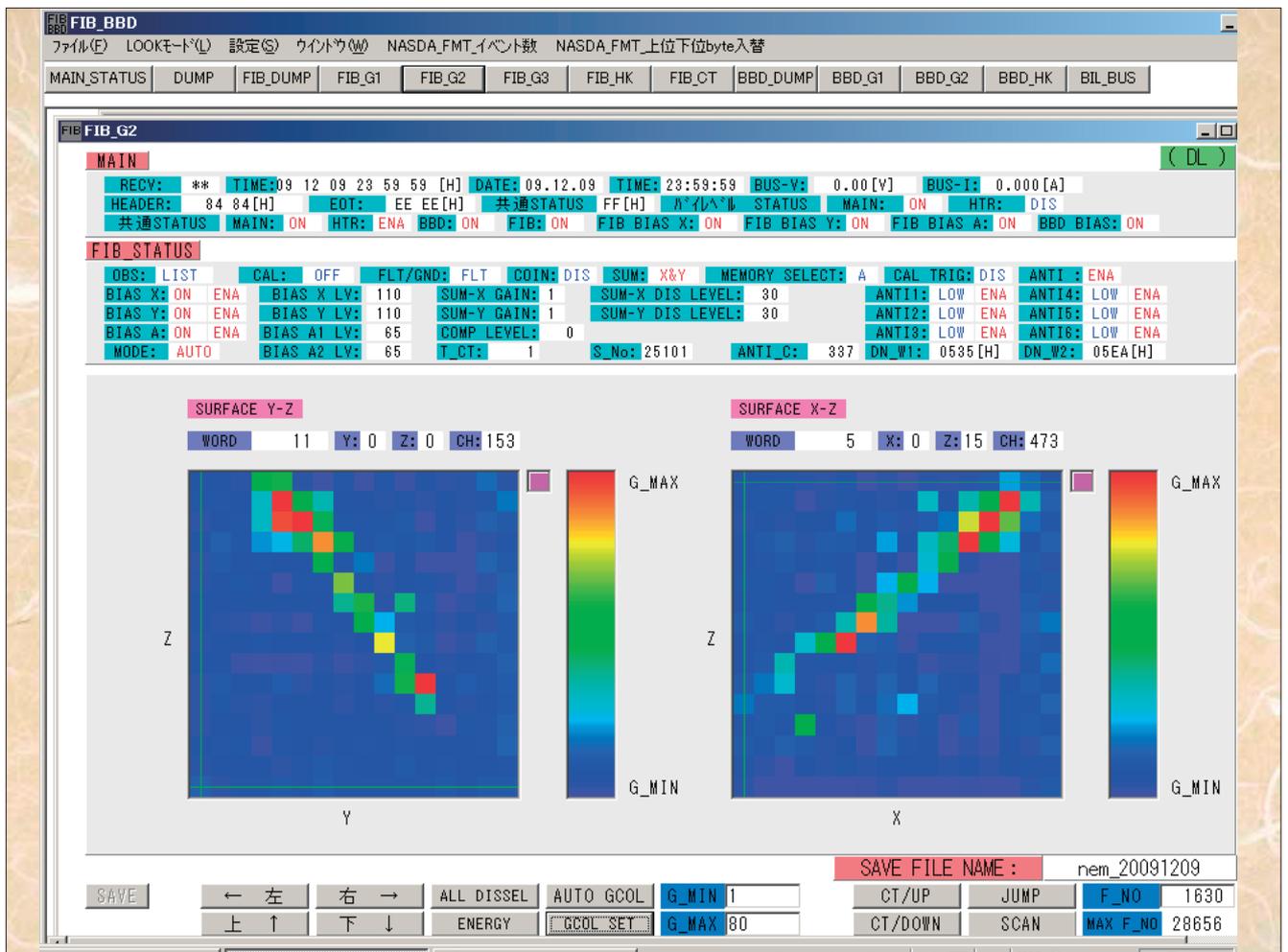
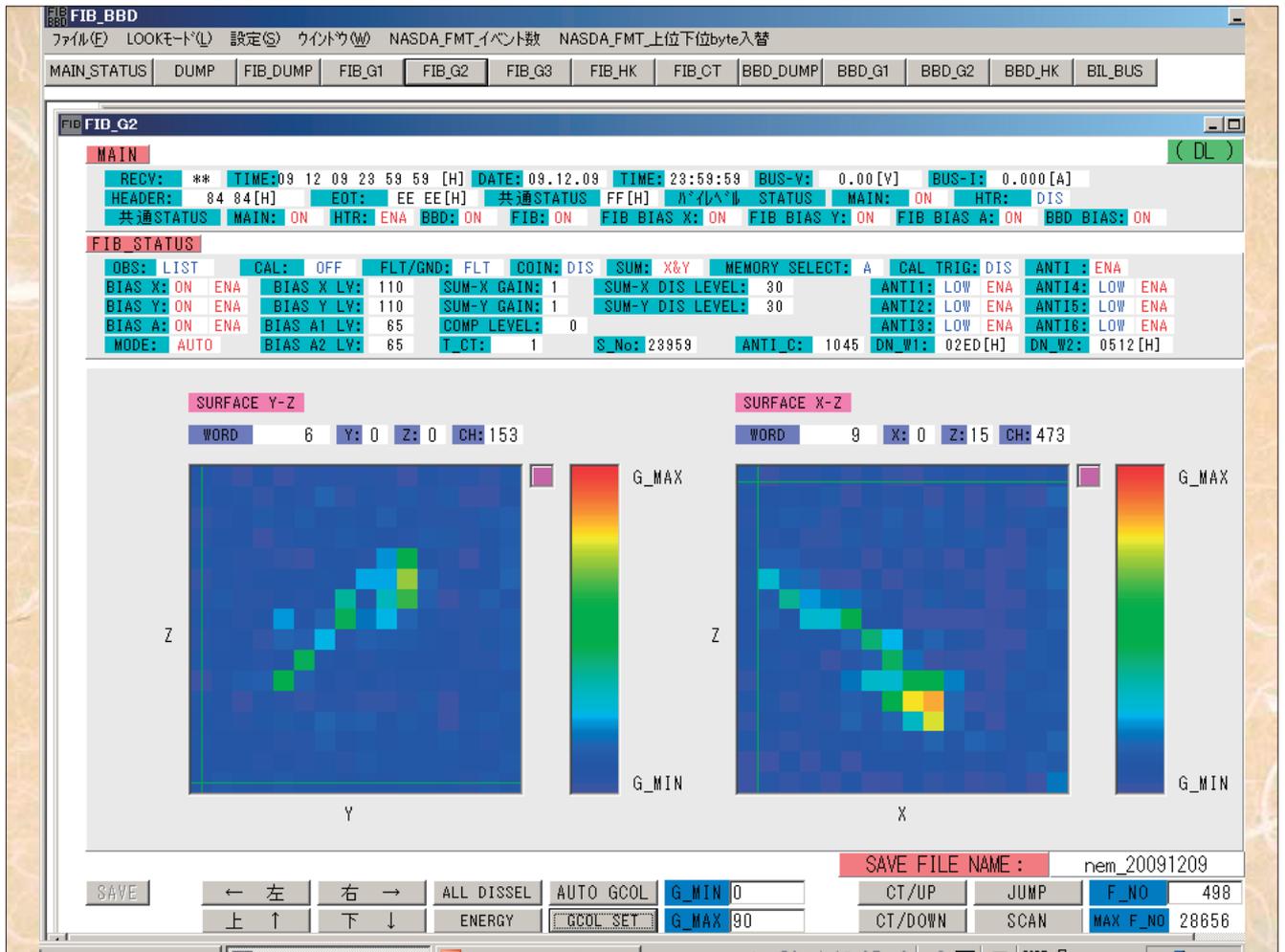
### 読みだし回路ブロック図



event rateが 15 events/sec以下のときは  
 512全チャンネルのアナログ量を記録

event rateが 15 events/sec以上のときは  
 one layerのどこに信号があるかのみを  
 記録する。

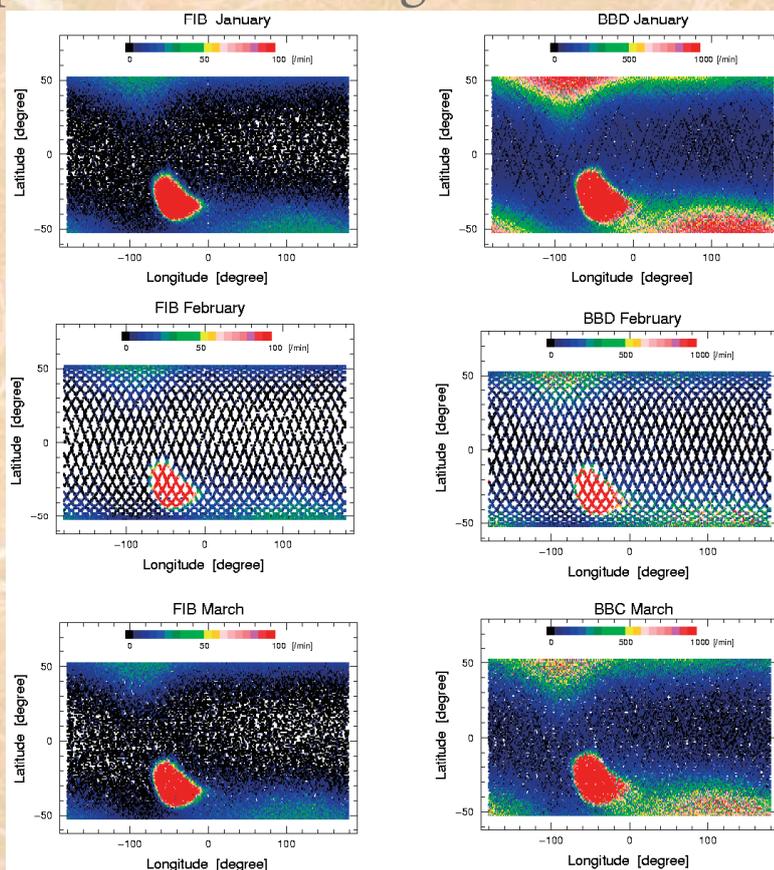
event rateが 64 events/sec以上のときは6  
 フトマル全体のdeposit energyのみを  
 記録する。



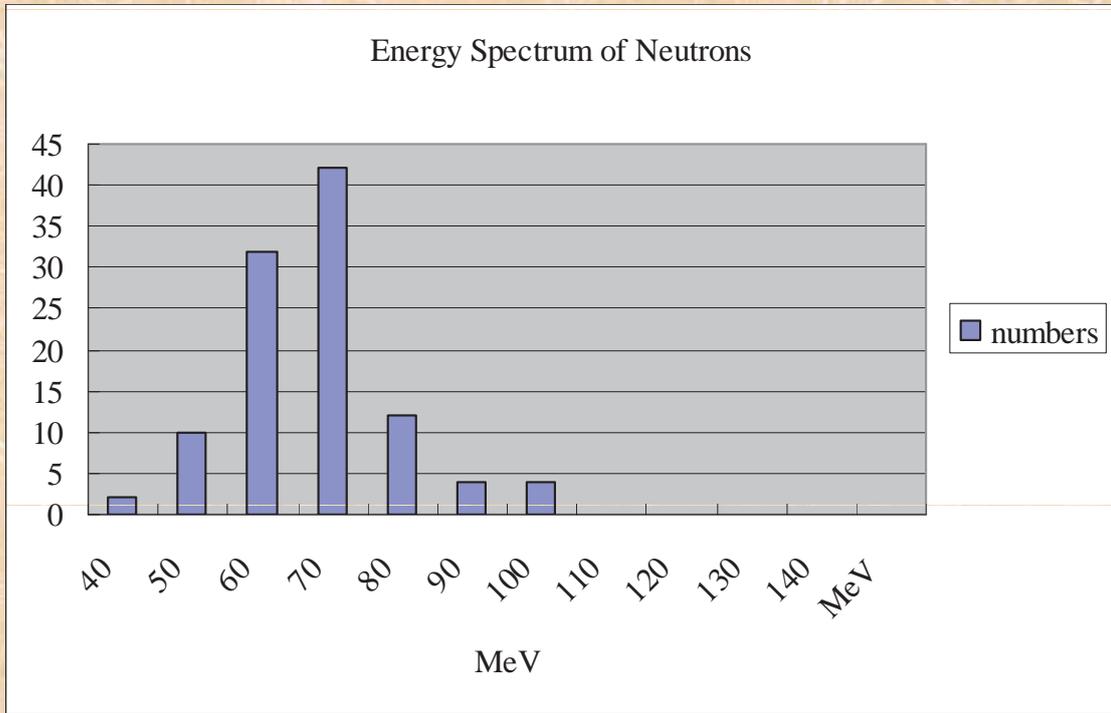
## 解析したこと

- Background中性子のエネルギー分布を測定した。  
主としてそれらは宇宙ステーションの600tの物質に銀河宇宙線が衝突して作りだした2次粒子である。
- また南米上空の異常増加領域の中性子も測定した。
- 2010年2月6-8日に発生したM-class のflareに伴って太陽中性子が生成されたかどうかの検証を行った。

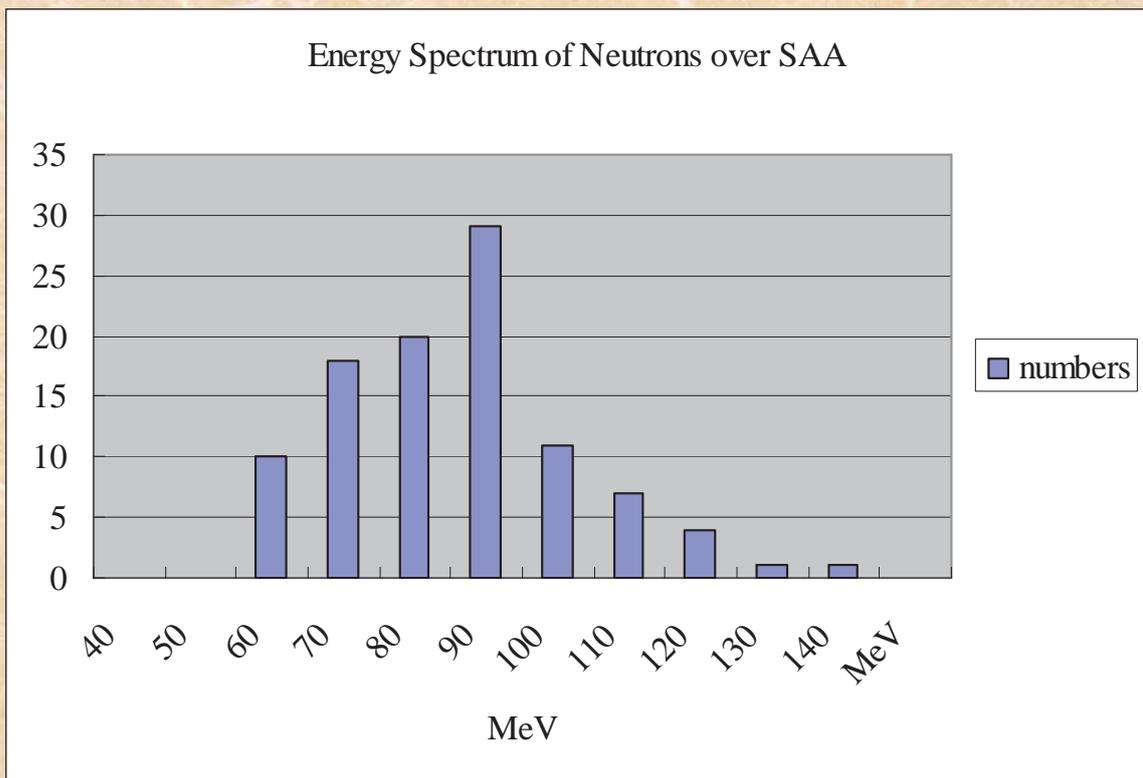
## A sample of the counting rate for three months



Neutron energy spectrum from ISS main body.  
They were induced by GCR ~ 0.047Hz

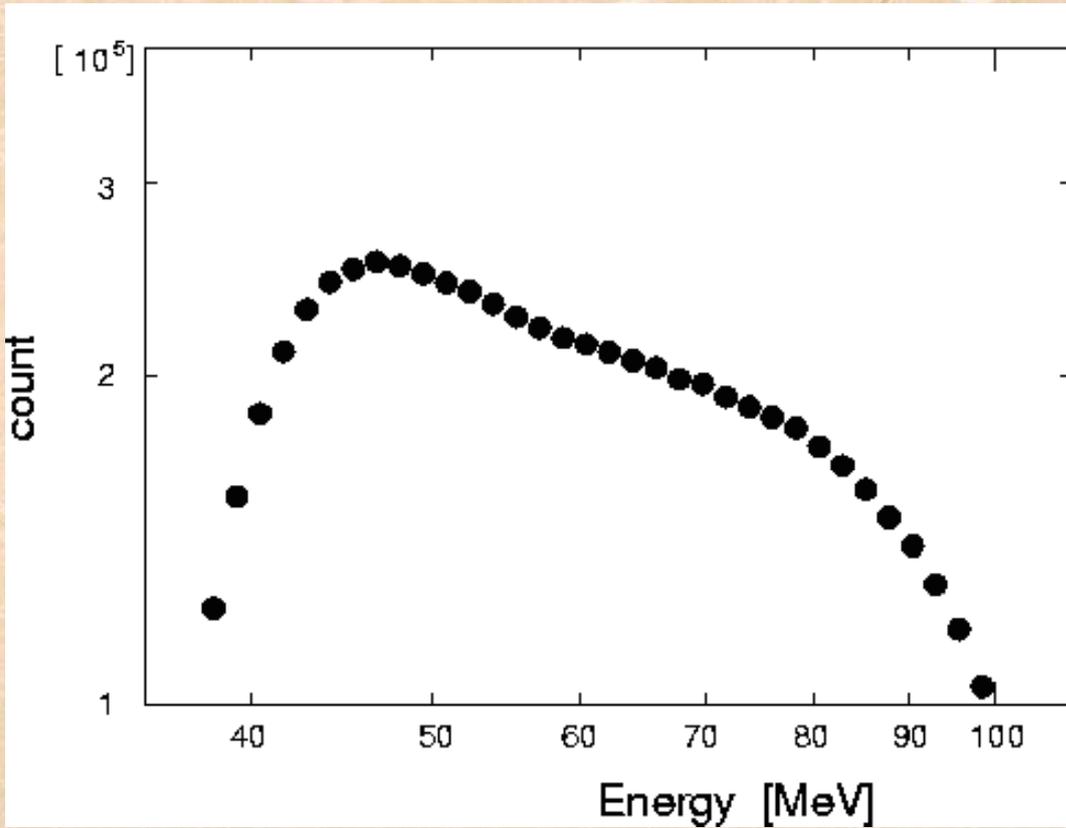


The energy spectrum of neutrons induced over SAA observed by the FIB detector ~1.7Hz

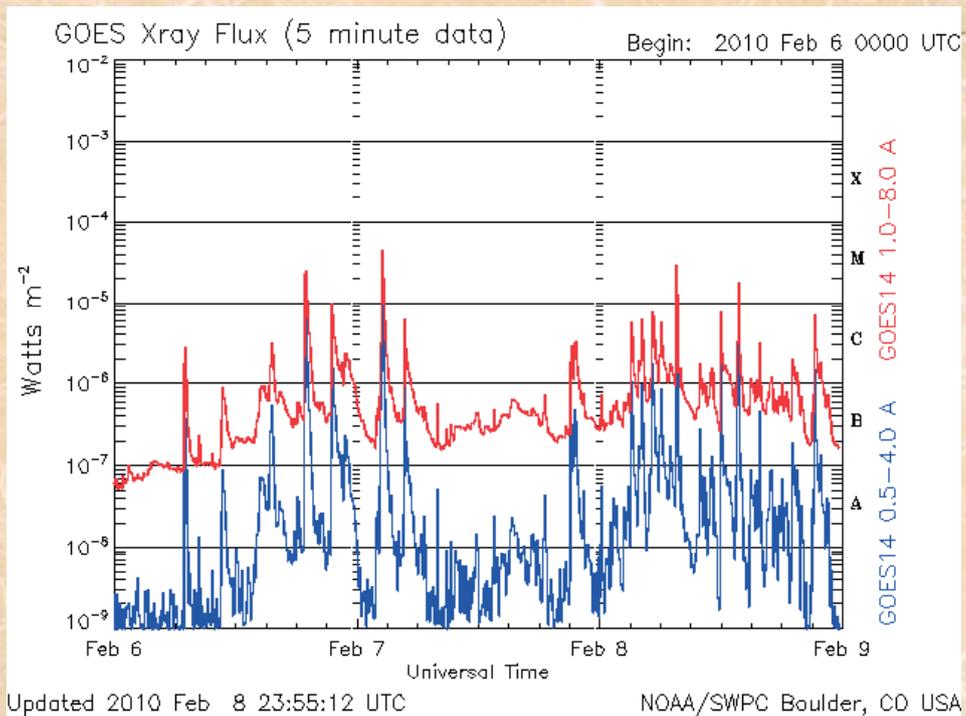


# New FIB results: 2010.1.1 - 7.31

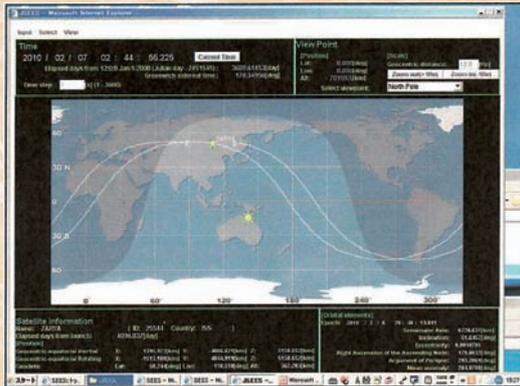
エネルギースペクトル about 700,000 events



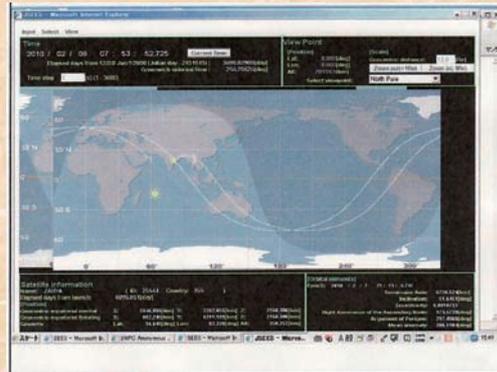
## 太陽中性子の探索 太陽フレア February 6-8<sup>th</sup> of 2010



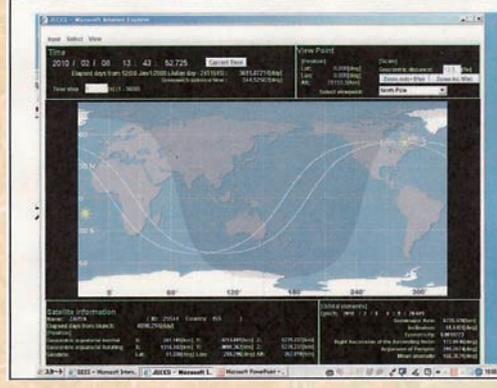
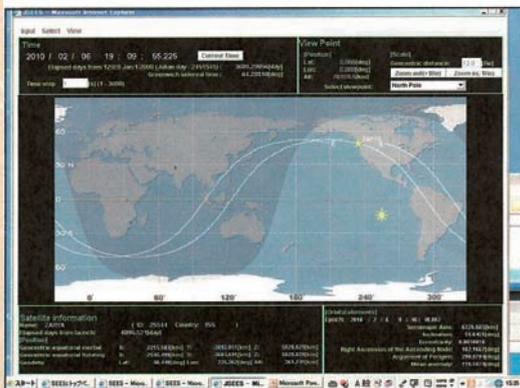
## フレアの際のISSの軌道



Up 2010.2.7 2:44UT  
Down 2010.2.6 16:09UT



Up 2010.2.8 7:53UT  
Down 2010.2.8 13:43UT



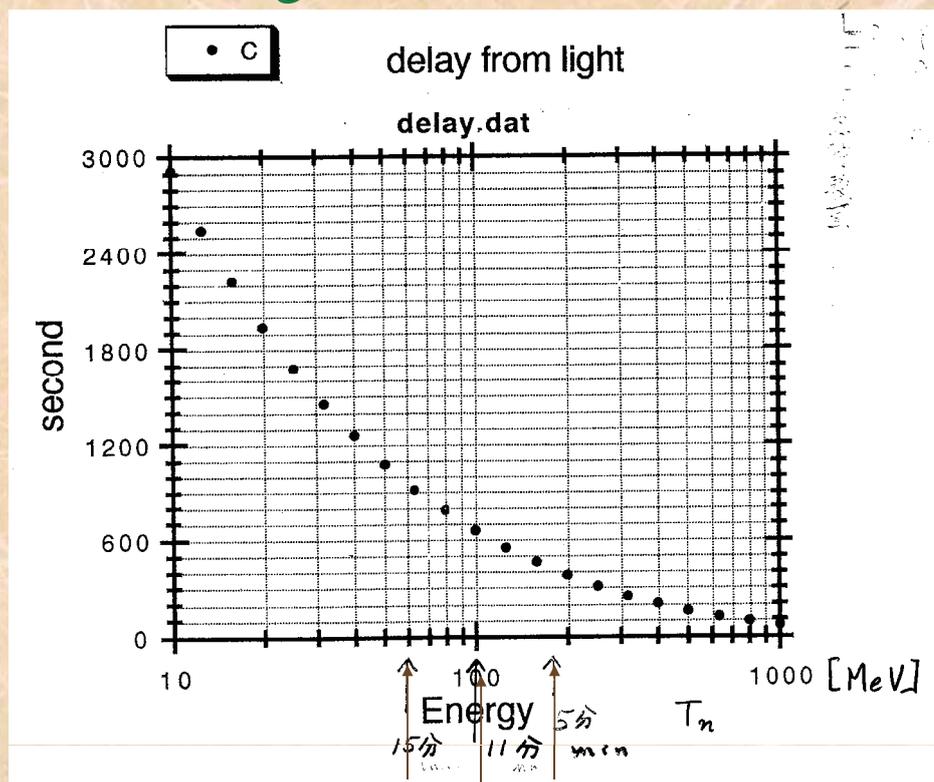
## 解析結果

- 特にこのMクラスのフレアでは太陽中性子を検出できなかった。  
on February 6<sup>th</sup> – 8<sup>th</sup>, 2010.
- We have also measured the background neutrons at ISS from the main body of ISS at normal region and over SAA.

## 今後の展望

- 太陽が静かな間はISS暴露部の中性子線量計測  
方向判別能力を使用し発生点を押さえる。ソフトの改良  
方向別のenergy spectraを出す。CRANDのspectrumの導出  
(cosmic ray albedo neutron decay) 内帯の陽子の成因
- 太陽フレアに同期した太陽中性子スペクトルの導出。  
(まだM5class - X1-10classの大型フレアが無い。)
- フレアのときはX線衛星(NOAA)や太陽衛星「ひので」との同期を取る。
- $\gamma$ 線burstが測れるかの検討中。(SGR)
- on-lineで高E荷電粒子飛来警報の確立。
- 太陽活動の一周期11年は測定するべきである。その準備と提案。

## Neutron flight time from the Sun





# SEDA-AP搭載 微小粒子捕獲実験装置及び材料曝露実験装置 (MPAC&SEED)による実験概要

2010年10月19日  
第7回宇宙環境シンポジウム@東京国際フォーラム

木本雄吾



Page No. 1



## はじめに

1. ミッション概要
2. 開発スケジュール
3. プロジェクト概要
4. 結果速報
5. 結論と今後の予定
6. 謝辞



Page No. 2

 **1. ISS搭載MPAC&SEEDミッション概要** 

**Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device**

 **ロシアサービスモジュール (Service Module )  
MPAC&SEED実験**  
ISS最後方に搭載、汚染等の影響を加味した評価  
実施： 2001～02年 (約10ヶ月)  
          ～04年 (約28ヶ月)  
          ～05年 (約46ヶ月)

 **きぼう 船外実験プラットフォームMPAC&SEED実験**  
ISS最前方に搭載、遮蔽物・汚染の影響が少ない環境での評価  
実施： 2009年7月～2010年4月 (8.5ヶ月)

 Page No. 3

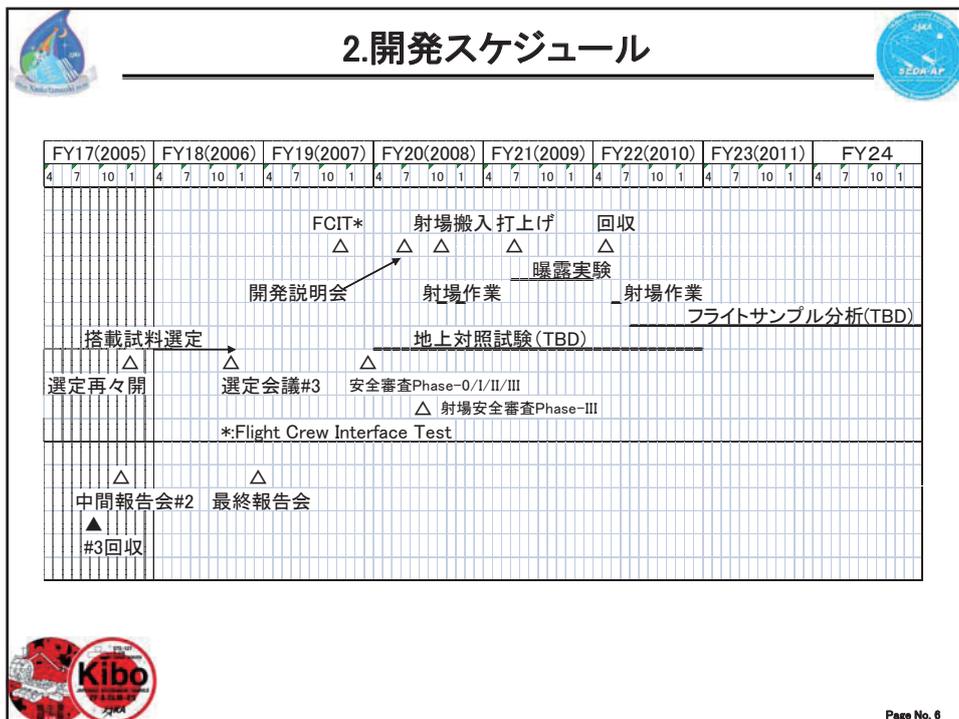
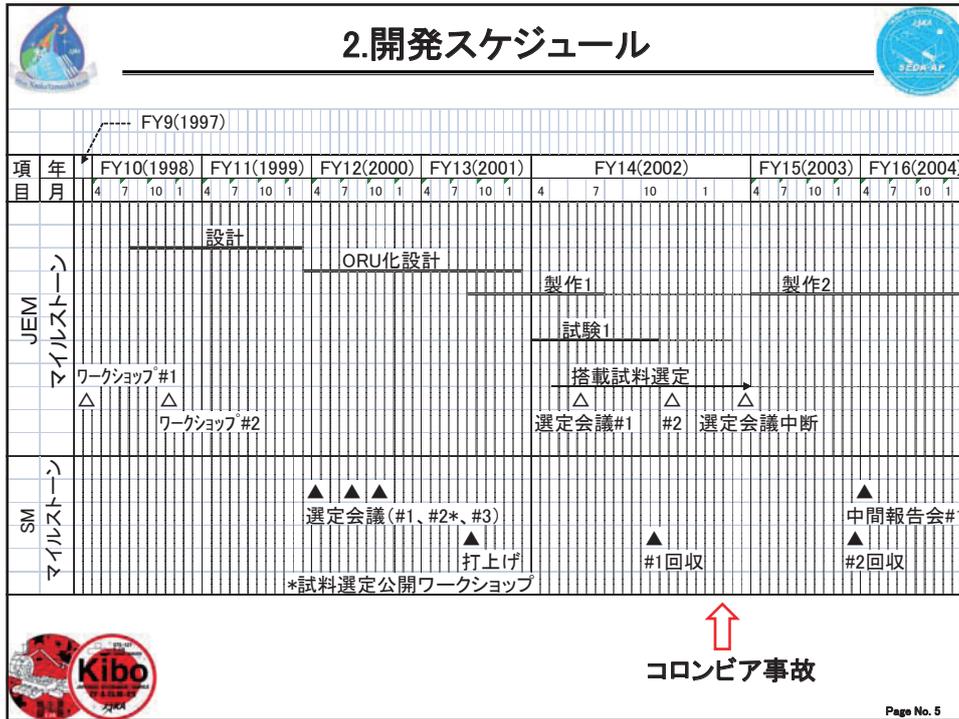
 **1. ISS搭載MPAC&SEEDミッション概要** 

**MPAC&SEED:**  
**Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device**

**微小粒子捕獲実験 (MPAC実験)**  
スペースデブリ、マイクロメテオロイド等の宇宙空間に存在する微小粒子を捕獲し、その起源や存在・分布量を把握

**材料曝露実験 (SEED実験)**  
宇宙機用材料の耐宇宙環境性評価、劣化メカニズム解析  
(原子状酸素、紫外線、宇宙放射線、汚染の影響)

 Page No. 4





## 2.開発スケジュール



- 1997年(H9)年3月:「JEM曝露部初期利用テーマ・実験装置候補」に「宇宙環境計測ミッション」が選定
- 1998年(H10)年2月:「#1きぼう曝露部搭載宇宙環境計測ミッションワークショップ」
- 1998年(H10)年11月:「#2きぼう曝露部搭載宇宙環境計測ミッションワークショップ」  
→JEM/SEED搭載の試料候補提案を募る  
大学3機関, 民間2機関, 国研2機関, 及びNASDAから25種の試料提案があった。

<SM/SEED搭載試料の選定作業>

- 1999年(H11)年10月:「第8回宇宙環境利用委員会」で, SM/SEED搭載試料は, JEM/SEEDで提案された試料候補から選定することを決定
- 2000年(H12)年3月: SM/SEED第1回試料選定会議
- 2000年(H12)年7月: SM/SEED第2回試料選定会議(SM/SEED試料選定公開ワークショップ)
- 2000年(H12)年10月: SM/SEED第3回試料選定会議  
JEM/SEEDで提案された試料候補の内, 試料準備が不可能な1試料を除き, すべての試料をSM/SEEDに搭載することを決定

<JEM/SEED搭載試料の選定作業の再開>

- 2002年(H14)年7月: JEM/SEED第1回試料選定会議
- 2002年(H14)年10月:「宇宙環境利用委員会」にて搭載材料の選定方針了承
- 2002年(H14)年11月: JEM/SEED第2回試料選定会議(公開ワークショップ)
- 2003年(H15)年3月:「宇宙環境利用委員会」で選定作業を一時中断することを報告(コロンビア事故による)

<JEM/SEED搭載試料の選定作業の再々開>

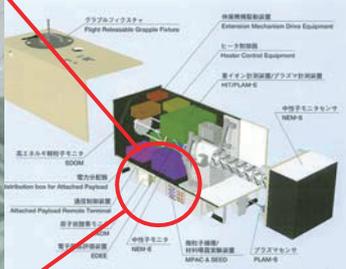
- 2005年(H17)年10月: きぼう利用推進委員会にて選定再開を報告
- 2006年(H18)年12月: JEM/SEED第3回試料選定会議
- 2007年(H19)年3月:「総合技術研究本部会議」にて搭載試料選定結果について報告



Page No. 7

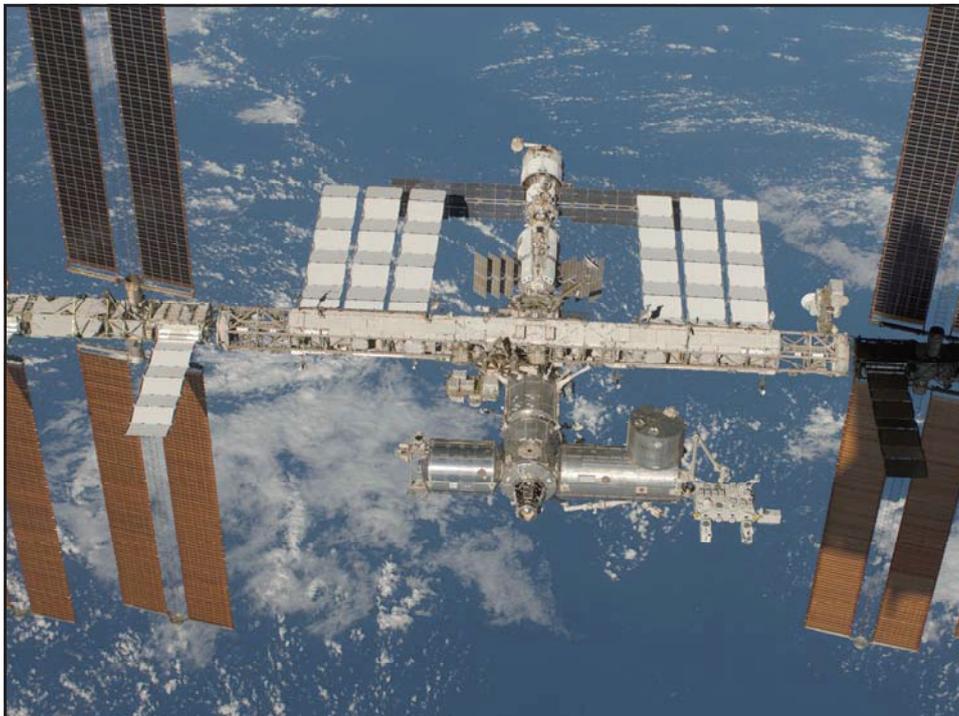


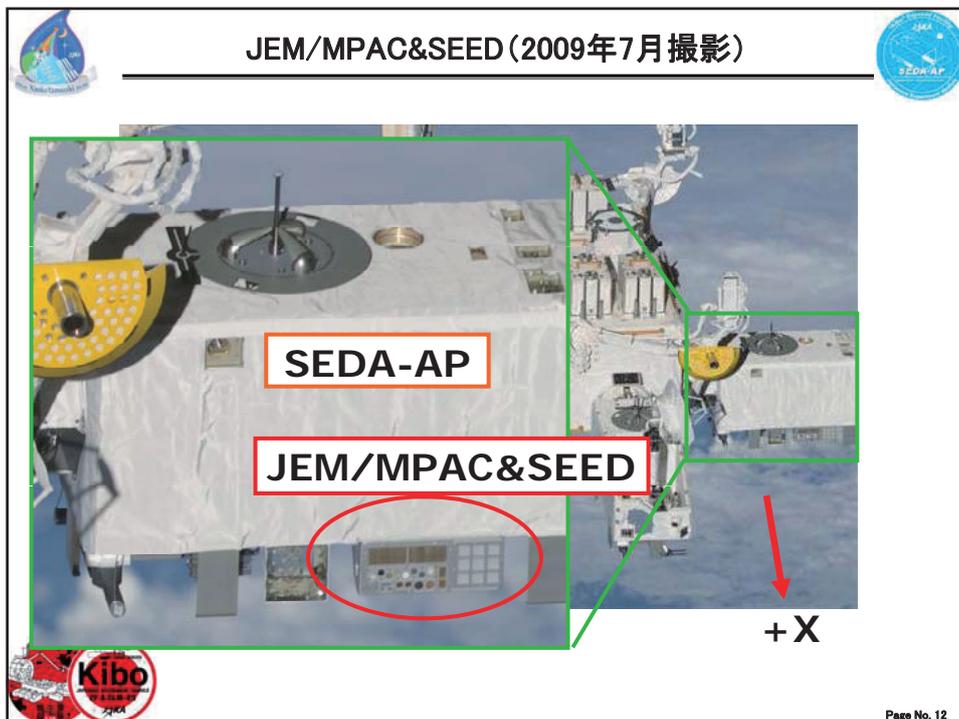
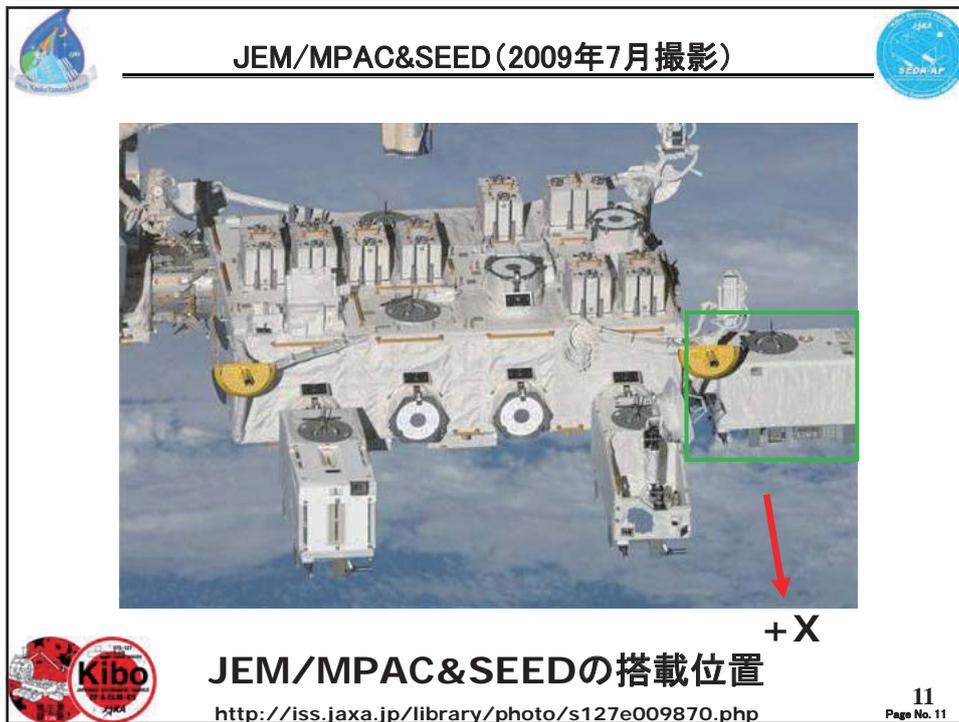
### 3.プロジェクト概要

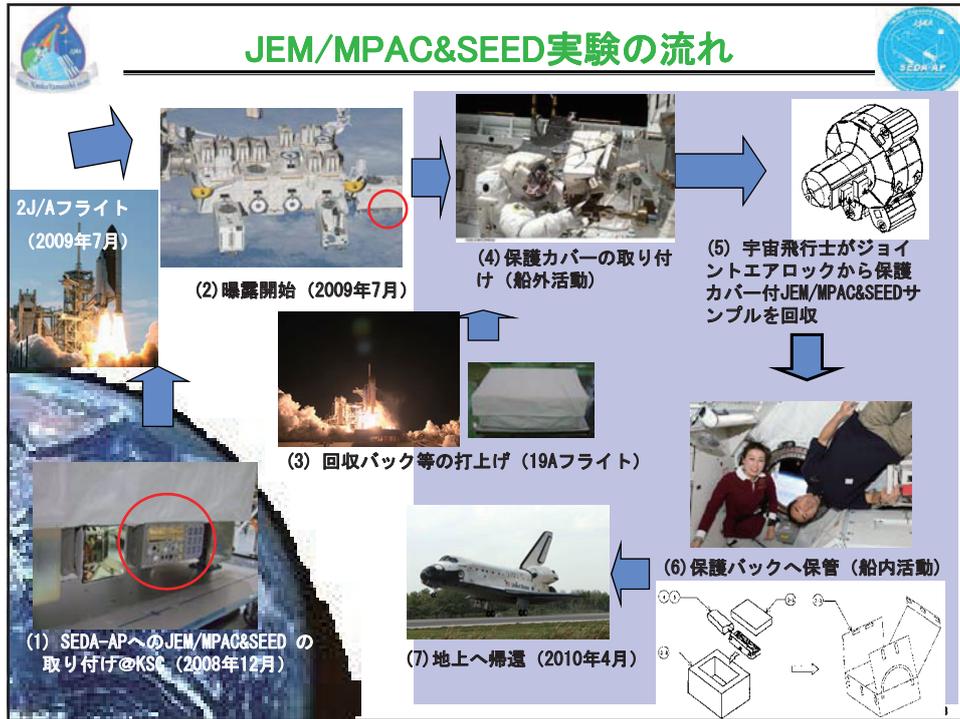


**宇宙環境計測ミッション装置 (SEDA-AP) の下部に取り付け**

Page No. 9







### 地上対照試験

	照射条件
AO[atoms/cm <sup>2</sup> ]	①1.5×10 <sup>21</sup> ②3.0×10 <sup>21</sup> ③6.0×10 <sup>21</sup>
AO[atoms/cm <sup>2</sup> ]→UV[ESD]順次照射	3.0×10 <sup>21</sup> →100
UV[ESD]	①50 ②100 ③150
UV[ESD]→AO[atoms/cm <sup>2</sup> ]順次照射	100→3.0×10 <sup>21</sup>
EB [Gy]E=200KeV	20k

- 照射前後の質量、熱光学特性の測定及び表面観察
- サンプル真空保管実験
- MPACはSM地上対照試験データを使用

Page No. 14



## 5. 結論と今後の予定

- 13年以上にわたるプロジェクトを遂行。
- フルサクセス以上 (SMと比較可能、回収サンプルの高クオリティ) を達成
- 現在、回収サンプルの分析に注力中。結果については随時公表。

Page No. 16



## 6.謝辞

JEM/MPAC & SEEDの製作、射場作業等に長年携わって頂いたIHI及びIHIエアロスペースの関係者に感謝します。また上流のSEDA-APとの調整、ペイロード安全審査、射場安全審査、リソースの調整、射場作業調整、宇宙飛行士運用調整、特に日本がISSでミッションとして初めて行ったEVAに関するNASAとの調整等に関連して、JAXA内外の関係者に感謝します。また地上対照試験、宇宙環境の計算を支援していただいた関係者に感謝します。最後に本プロジェクト推進に携わった多くの関係者に感謝します。



Page No. 17



# SEDA-AP搭載電子部品評価装置 (EDEE)

宇宙航空研究開発機構  
電子部品・デバイス・材料グループ 山田 理子

October 19, 2010

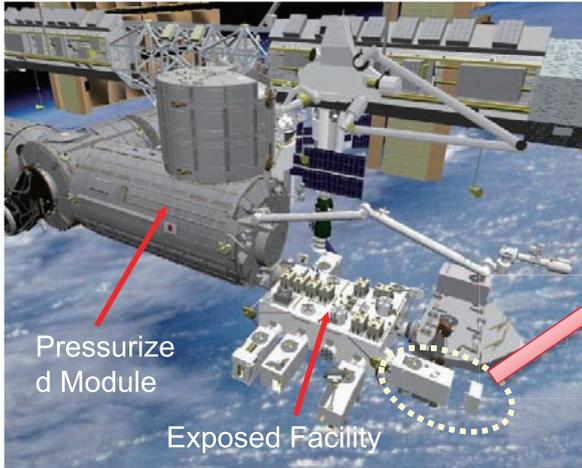
第7回宇宙環境シンポジウム

## Outline

- ▶ 1. 意義目的
- ▶ 2. 装置の概要
- ▶ 3. 軌道上実験結果(速報)
- ▶ 4. まとめ

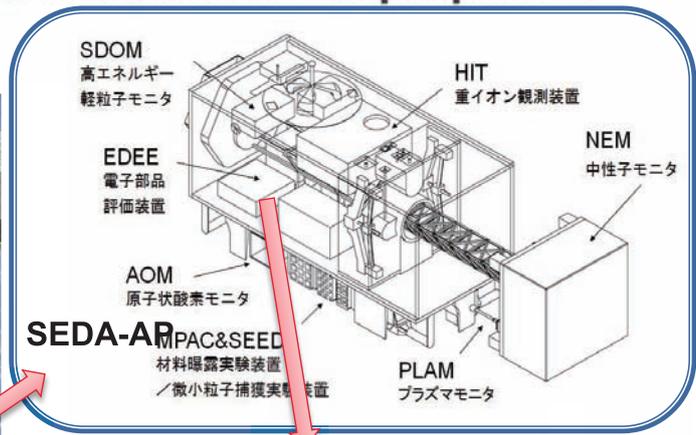


# Electronic Device Evaluation Equipment: EDEE



Pressurized Module

Exposed Facility



電子部品評価装置  
EDEE



2010/10/19

3



## 意義及び目的

- ▶ JEMに使用されている部品の放射線による誤動作の解明
  - JEMシステムで使用される重要電子部品の荷電粒子によるシングルイベント現象 (SEE: Single Event Effect) に係わるデータを取得する
  - 評価を行う電子部品は、JEMシステム上重要と考えられるもの、多数使用されているもので、かつSEEの発生の可能性があることを考慮して選定
  - JEMシステムにトラブルがあった場合の原因究明に資する
- ▶ 電子部品の地上評価等により予測されるSEE発生率との比較を行い、放射線特性の予測方法の向上に資する

2010/10/19

4



# ミッションサクセスクライテリア

ミニマムサクセス	評価部品のシングルイベント現象を評価する為に必要な軌道上のデータ取得が出来ること
フルサクセス	軌道上で評価部品のミッション期間3年間に於ける軌道上のデータ取得が出来ること
エクストラサクセス	万が一JEMシステムにトラブルが発生した場合の原因究明に資するとともに、得られたデータにより地上での放射線試験の精度向上に資する



2010/10/19

5

# 開発スケジュール

	FY9	FY10	FY11	FY12	FY13	FY14	FY15	FY16	FY17	FY18	FY19	FY20	FY21	FY22	FY23	FY24
設計検討	→															
開発		→	△ CDR													
製作				→	△ PSR											
システム作業支援					△ システムへ引渡 組込み/試験					△ SEDA-AP PSR			△ 2J/Aにて打上げ △ 初期CO △ 定常移行確認会			
軌道上運用													△ 定常運用			△ 運用終了予定 (3年間)



2010/10/19

6

# 評価部品

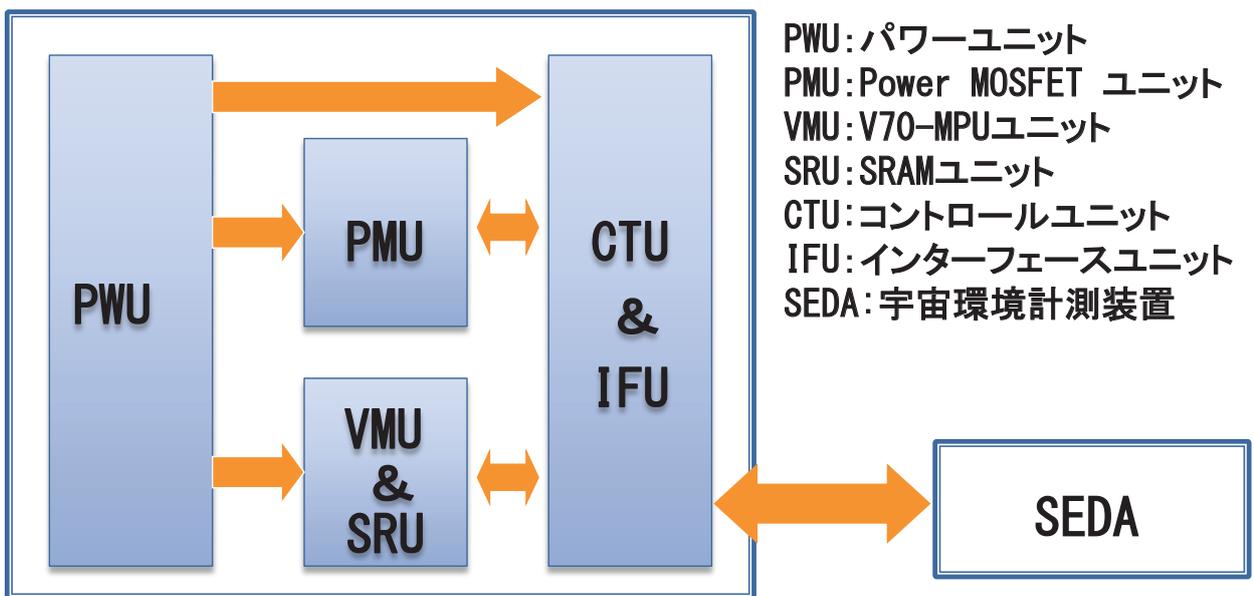
	品名	部品番号	SEEモニタ項目	備考
1	V70-MPU	NASDA 38510/92101xz	SEU(Single Event Upset) SEL(Single Event Latchup)	32ビット MPU
2	1MbitSRAM	NASDA 38510/92701xzd	SEU(Single Event Upset) SEL(Single Event Latchup)	
3	n-channel Power MOSFET	NASDA 2SK2271	SEB(Single Event Burnout)	定格電圧 500V

2010/10/19

7



# EDEE構成



2010/10/19

8



## 評価ボード概要

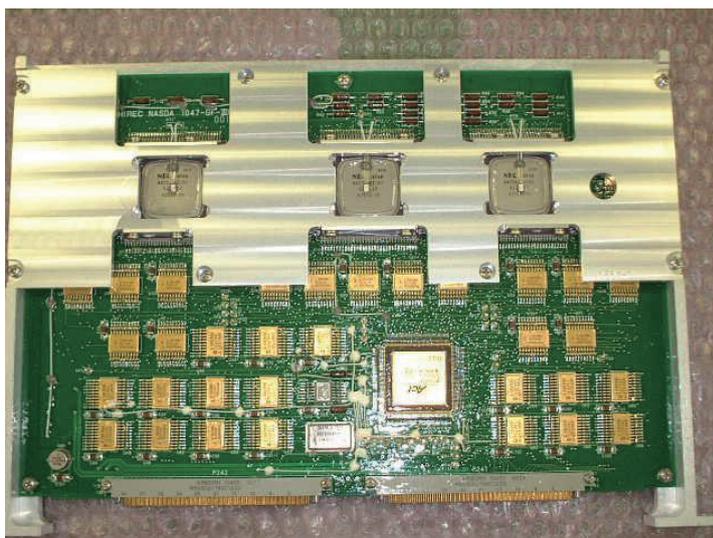
- ▶ VMU/SRU: V70-MPUユニット／1M SRAMユニット
  - プログラムによる演算・判定を行い、エラーの発生によりシングルイベントアップセット (SEU) の発生判定を行う
  - MPUは3個の相互監視による構成としており、SRAMのSEU発生はMPUにより監視する
  - SELモニタ…電源電流が規定値を超えた場合は、そのサンプルをOFFとし、1~2秒放置後再びONする
- ▶ PMU: Power MOSFETユニット
  - シングルイベントバーンアウト (SEB) 発生に伴う電荷量をチャージアンプ方式で電圧変換し、検知する
  - 1000pc以上のチャージが観測された場合にSEBと判定
  - 測定電圧はノミナル175V (定常運用1年毎に見直しを行う)

2010/10/19

9



## EDEE製作



2010/10/19

10



# 打上げ・初期チェックアウト

2009年7月 Launch: STS127 (2JA)

船外実験プラットフォーム(EFU#9)への移設

8月 SEDA-AP立上げ 初期CO

EDEE立上げ 初期CO

- ▶ 全コマンド動作確認
- ▶ HKデータ確認
- ▶ 地上試験データとの比較
- ▶ 機能確認結果

9月 定常移行確認会

定常運用～

2010/10/19

11



# 軌道上運用結果 (～2010/9/30)

- V70-MPU SEU/SEL : Not observed
- 1M SRAM SEU : Observed  
SEL : Not observed
- PowerMOSFET (@175V) SEB : Not observed

## 1M SRAMのSEU発生頻度

軌道上発生予測	観測データ
3.2 [10 <sup>-9</sup> upset/(bit·day)]	1.9 [10 <sup>-9</sup> upset/(bit·day)]

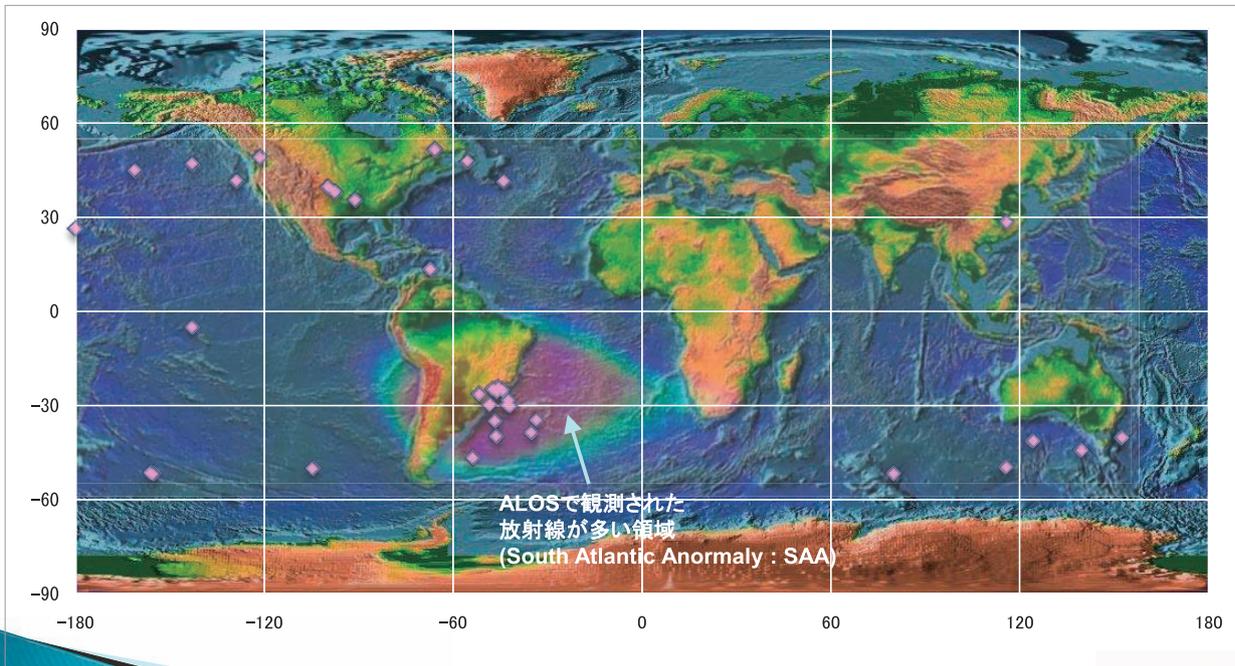
LET<sub>TH</sub>=4.4 [MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)], 飽和反転断面積  $\sigma_s=3.3 \times 10^{-7}$  [cm<sup>2</sup>/bit]

2010/10/19

12



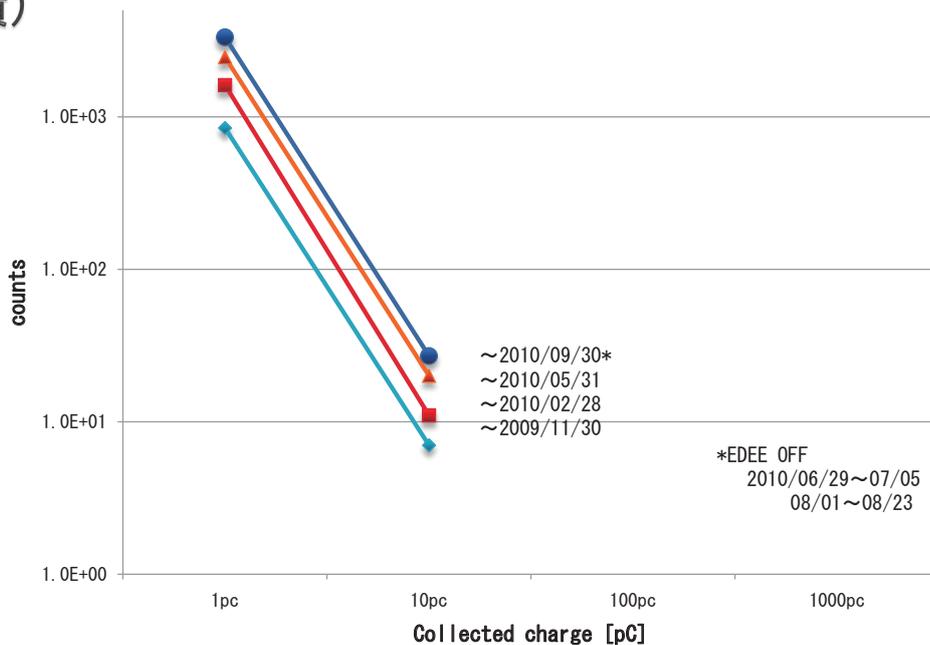
# SRAM SEUs (~2010/9/30)



2010/10/19

13

# PMU: チャージアンプ出力スペクトル (累積)



- ▶ 1年間の定常運用でSEBは観測されなかったため、今後測定電圧(ノミナル175V)の変更(電圧を上げる)を検討する



2010/10/19

14

# ミッションサクセスクライテリア

ミニマムサクセス	評価部品のシングルイベント現象を評価する為に必要な軌道上のデータ取得が出来ること	◎
フルサクセス	軌道上で評価部品のミッション期間3年間における軌道上のデータ取得が出来ること	定常運用1年経過、継続して観測中 (3年間予定)
エクストラサクセス	万が一JEMシステムにトラブルが発生した場合の原因究明に資するとともに、得られたデータにより地上での放射線試験の精度向上に資する	今後さらなるデータ解析をすすめる予定

2010/10/19

15



## まとめ

- ▶ 初期CO (2009年8月)において、全コマンド動作確認、HKデータ確認、地上試験データとの比較を行い、EDEEの機能性能が正常であることを確認した
- ▶ 定常移行確認会 (2009年9月)において、定常運用の準備が全て整い、移行に問題がない事が確認された
- ▶ 定常運用開始後1年間観測した結果、1M SRAMにおいてSEUが観測された(その他のSEEは観測されていない)
- ▶ **評価部品のシングルイベント現象を評価する為に必要なデータが取得出来ることが確認できたことから、ミニマムサクセスを達成した**
- ▶ 今後も観測を継続し、さらなるデータの取得を行う  
(運用期間3年予定)

2010/10/19

16



2010.10.19 宇宙環境シンポジウム@東京国際フォーラム

# ISS船内における能動型・宇宙放射線線量計測器 PS-TEPCの開発

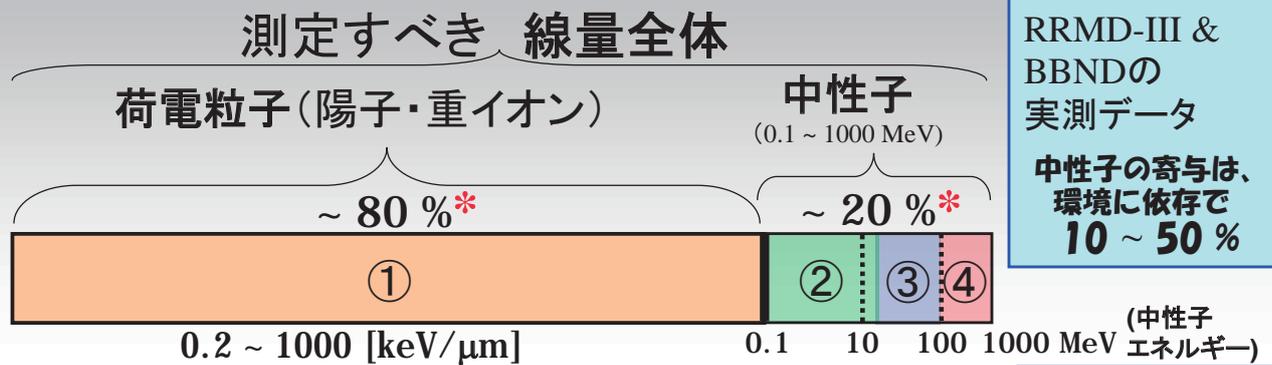
Development of an active space dosimeter PS-TEPC onboard the ISS

PS-TEPC : Position-Sensitive Tissue Equivalent Proportional Chamber

慶應義塾大学・医学部・物理学教室／  
JAXA・宇宙医学生物学研究室  
寺沢 和洋

早大・理工研／JAXA・宇宙環境G 道家忠義  
京大院・理学研究科 身内賢太郎、谷森達  
KEK・放射線科学センター 佐々木慎一、俵裕子、  
齋藤究、高橋一智  
JAXA・宇宙環境G 松本晴久、込山立人、  
JAXA・船内利用ミッションG 布施哲人  
放医研・基盤技術センター 内堀幸夫、北村尚

## 宇宙放射線線量計測の現状



\*STS-89でのRRMD-III & BBNDの実測データ

中性子の寄与は、環境に依存で10 ~ 50%

- ① RRMD-IIIでほぼ網羅(荷電粒子の97~98%)
- ② BBNDで網羅(中性子エネルギーで0.1~15 MeV)
- ③ FIB(SEDAP)で網羅(中性子エネルギーで15~100 MeV) (但し、暴露部)
- ④ どうするか? → 開発中のSFC, PS-TEPC(両方測定)

現状で線量全体の90%近くを網羅

但し、既存の中性子線量計は誤差が大 (factor 2 ~ 1 オーダー?) なので、線量寄与が20%と言っても、その倍以上もあり得る。  
→ 十分な測定精度を持った中性子線量計が必要  
→ 裏を返せば、測定精度がなければ、中性子線量計測は、現状(BBND×(2 ~ 2.5) ⇒ 0.1 ~ 1000 MeV)で十分。

T. Doke et al., Radiat. Meas., 33 (2001) 373-387  
H. Matsumoto et al., Radiat. Meas., 33 (2001) 321-333  
T. Koga et al., Radiat. Meas., 33 (2001) 287-291  
T.W. Armstrong et al., Rad. Meas., 33 (2001) 229-234.

# 宇宙放射線・被曝線量の評価方法

$$D = k \int f(L_\infty) L_\infty dL_\infty$$

$$H = k \int Q(L_\infty) f(L_\infty) L_\infty dL_\infty$$

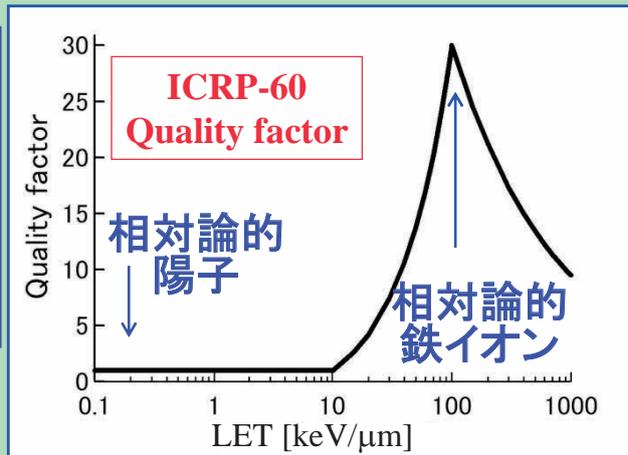
$$H = D \cdot \bar{Q}$$

$L_\infty$  : LET in water  
(Stopping power of water)

$Q(L_\infty)$  : Quality factor (線質係数)  
LETの関数として与えられる

$f(L_\infty)$  : Differential LET distribution

$k$  : 単位換算係数(定数)



$D$  : Absorbed dose (吸収線量)

$H$  : Dose equivalent (線量当量)

$\bar{Q}$  : Effective quality factor (実効線質係数)

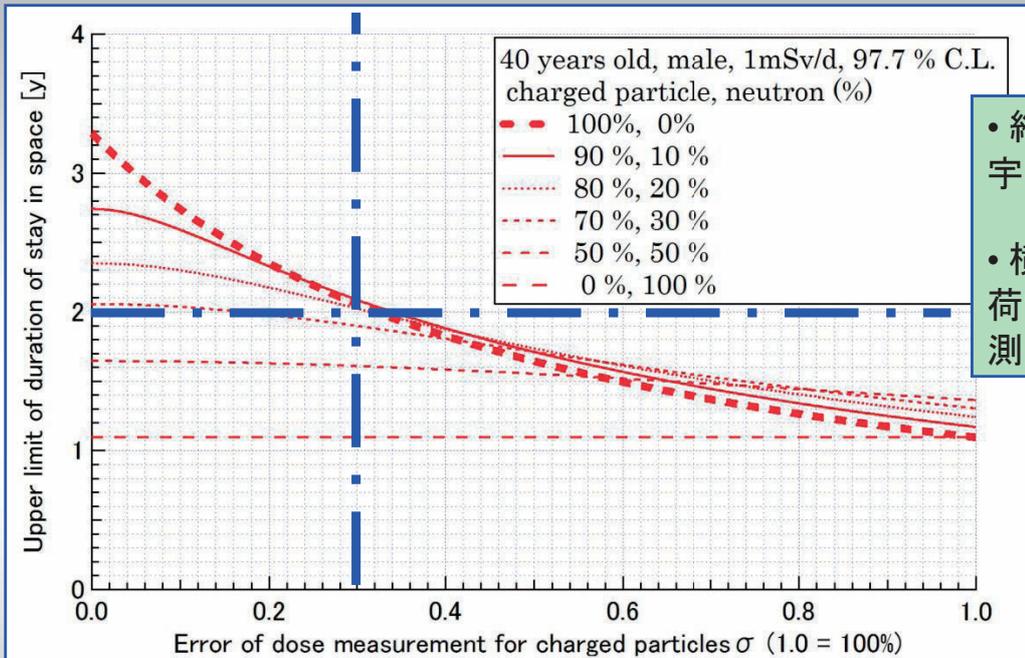
→ **LET分布**の測定が本質的、**線量当量**で評価

LET: Linear Energy Transfer 線エネルギー付与、(cf. 実効線量)

LET = E / R [keV/μm-water]    E: エネルギー R: 飛程

3

## 測定精度と宇宙滞在期間(上限)の関係 (中性子込みで)



• 縦軸:  
宇宙滞在期間

• 横軸:  
荷電粒子に対する  
測定精度

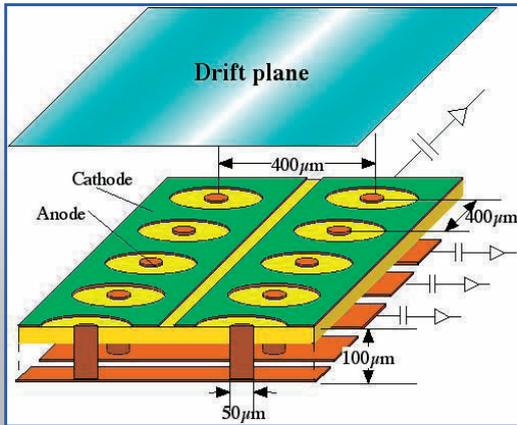
- 40歳男性の生涯被曝限度: 1200 mSv  
→ 1 mSv/d で、全てのエラーがゼロなら、3.3年
- 荷電粒子 + 中性子で 1 mSv/d としている
- 中性子の測定精度を100% (あくまで)としている

- 仮に2年を目標にするとやはり30%以内か?
- NCRP-142等での勧告と同様になる

4

# PS-TEPCについて

- 生体組織等価ガス・物質(中性子に感度)、
- 位置有感性(LET分布の正確な測定)、
- 全方向性(これまでは $4\pi$ でも方向性あり or 立体角限定)  
→  $\mu$ -PICによるGas-TPC (PS-TEPC)
- 比例計数管&ストリップ電極による2次元位置決定
- 電離した移動電子によるZ軸の位置決定  
→ 3次元放射線飛跡検出器として動作



- 400 $\mu$ m ピッチ電極
- 陽極、陰極共に  
256chで、65536 ピクセル
- サイズ : 10 cm  $\times$  10 cm
- ガスゲイン :  $\sim 10^4$  (max.)
- 宇宙線天文学から  
線量計測へ応用

Micro-Pixel Chamber ( $\mu$ -PIC) の構造図

5

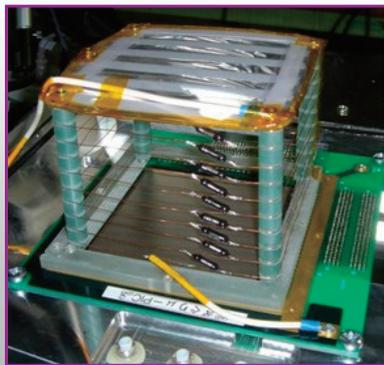
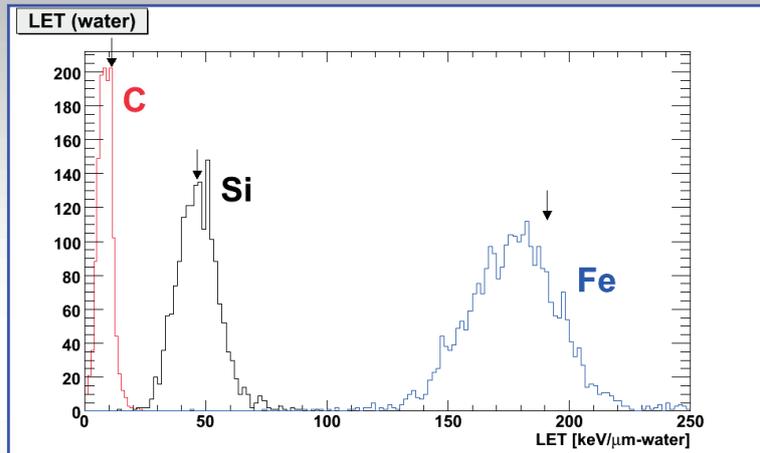
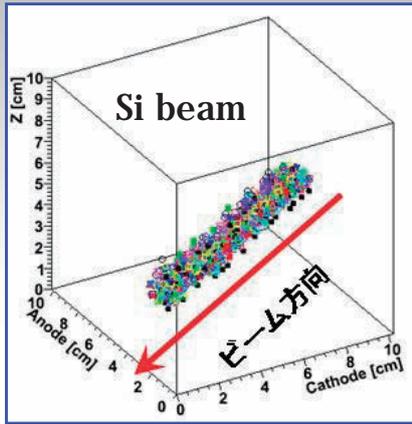
## 宇宙放射線線量計に求められる性能の比較

条件 \ 線量計	TEPC	DOSTEL	RRMD-III	PS-TEPC
LETの十分な精度での測定 (応答関数の $\sigma$ )	$\times$ <sup>1)</sup> 51%	$\bigcirc$ <sup>1)</sup> 17%	$\bigcirc$	$\bigcirc$
リアルタイム計測	$\bigcirc$ <sup>1)</sup>	$\bigcirc$ <sup>1)</sup>	$\bigcirc$	$\bigcirc$
イベント毎の評価	$\Delta$ <sup>1)</sup>	$\Delta$ <sup>1)</sup>	$\bigcirc$	$\bigcirc$
生体等価性	$\bigcirc$	$\times$	$\times$	$\bigcirc$
中性子への感度	$\bigcirc$	$\times$	$\times$	$\bigcirc$
コンパクトなシステム	$\bigcirc$	$\bigcirc$	$\bigcirc$	$\bigcirc$
全方向性( $4\pi$ )	$\bigcirc$	$\times$	$\times$	$\bigcirc$
最小電離粒子の検出	$\Delta$	$\bigcirc$	$\bigcirc$	$\bigcirc$
LET 範囲 [keV/ $\mu$ m]	0.4 ~ 1200	0.1 ~ 120	0.1 ~ 700	0.1 ~ 700

1) リアルタイム性を捨て真のLET分布を得るには、deconvolution が必要

6

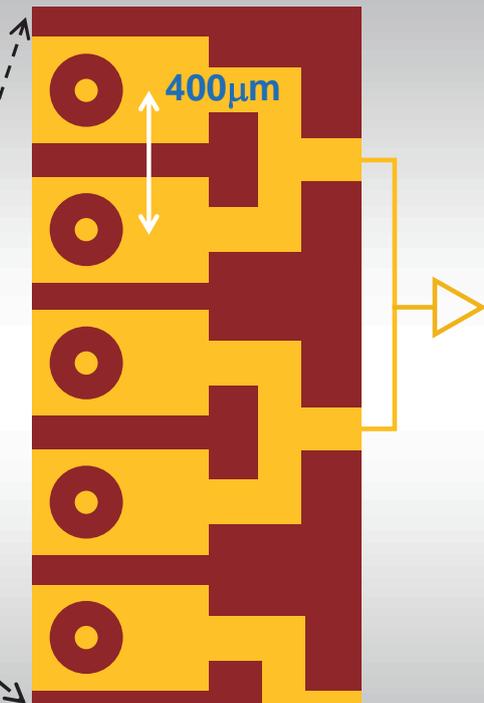
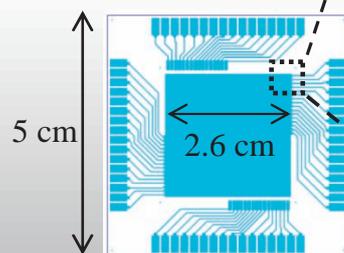
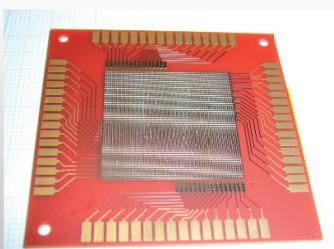
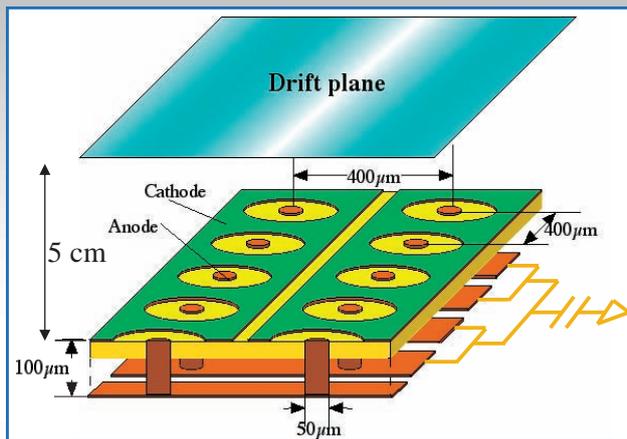
## μ-PICによる重イオン照射テスト（プロトタイプ）



- 有効領域:  $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$
- Ar(90%) + エタン(10%) : 1気圧
- 放医研HIMAC
- He 230 MeV/n, C 400 MeV/n, Si 800 MeV/n, Fe 500 MeV/n
- シンチレーター(ビーム出口)による外部トリガ

7

## 検出器の小型化（3号機）

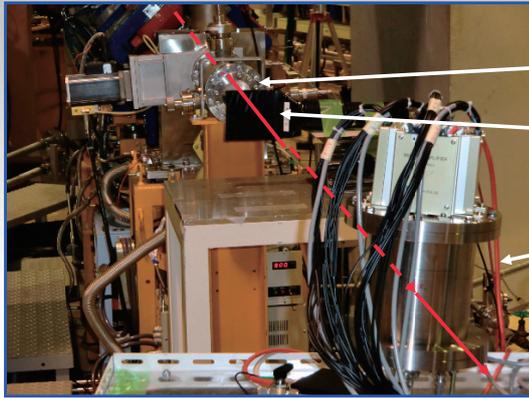


全ストリップのsumから、各ch読み出しへ  
(ストリップ4本で1ch に対応とした)

有効体積:  $2.5 \times 2.5 \times 5 \text{ cm}^3$   
x, y : 各16ch (strip 4 ch sum)

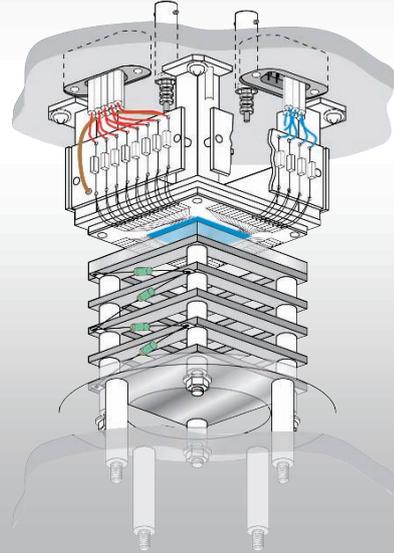
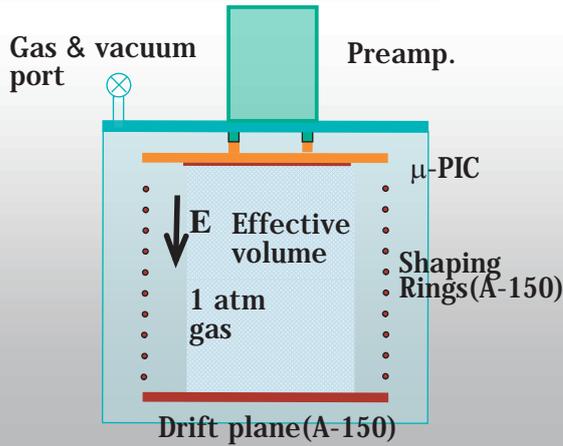
8

## 検出器の配置 @ HIMAC, 放医研



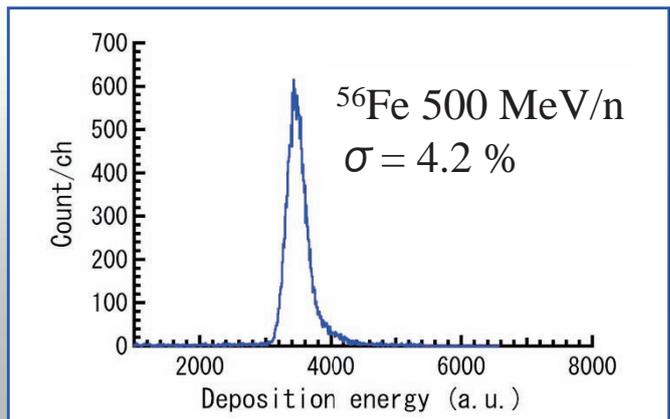
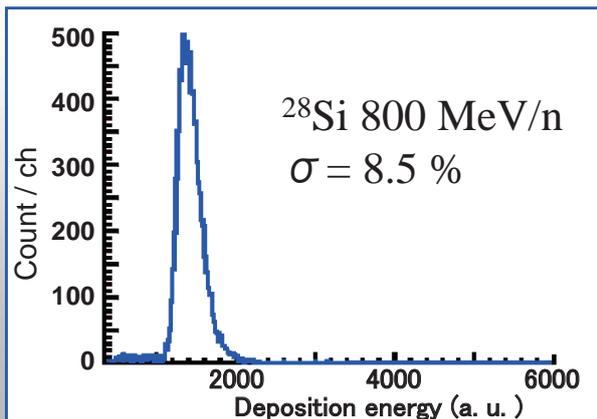
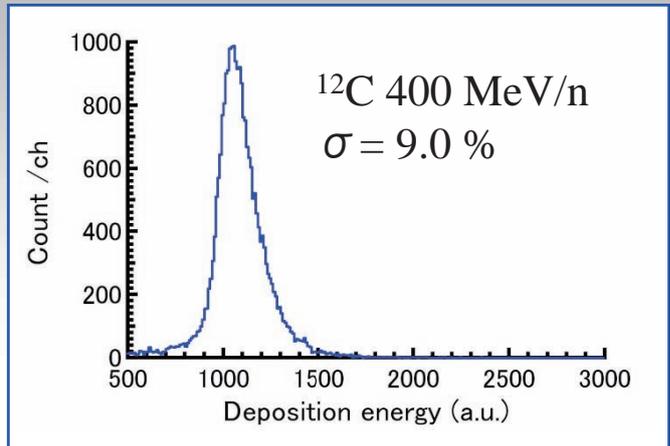
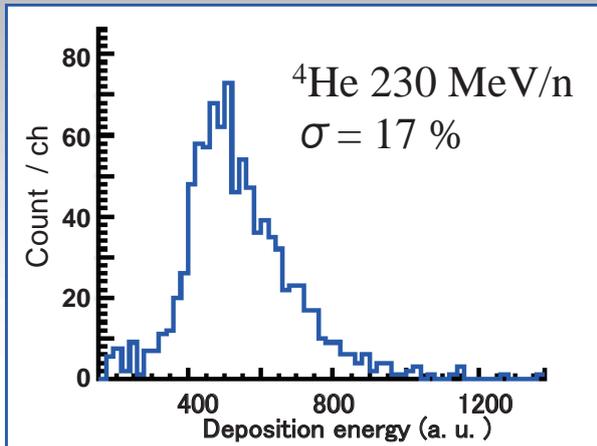
Beam window  
Plastic Scintillator  
Detector

$^4\text{He}$  230 MeV/n  
 $^{12}\text{C}$  400 MeV/n  
 $^{28}\text{Si}$  800 MeV/n  
 $^{56}\text{Fe}$  500 MeV/n



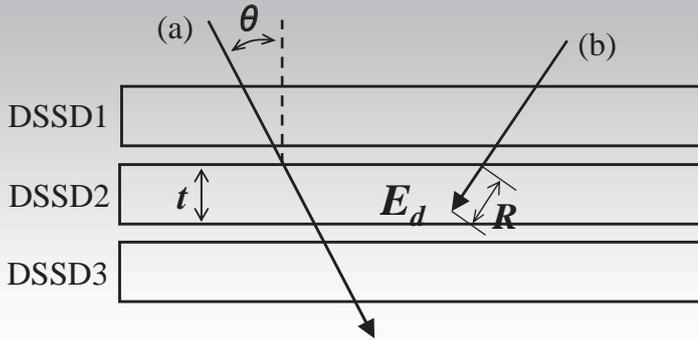
9

## PS-TEPC内でのエネルギー付与分布



10

## RRMD-III によるLET(線量)リアルタイム測定



T. Doke et al., Mutat. Res., 430 (1999) 191-202



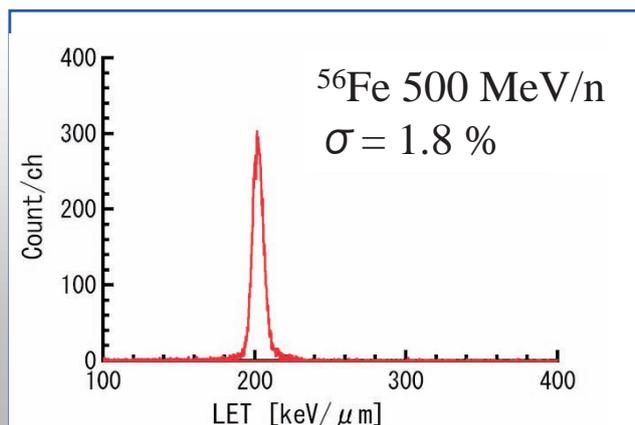
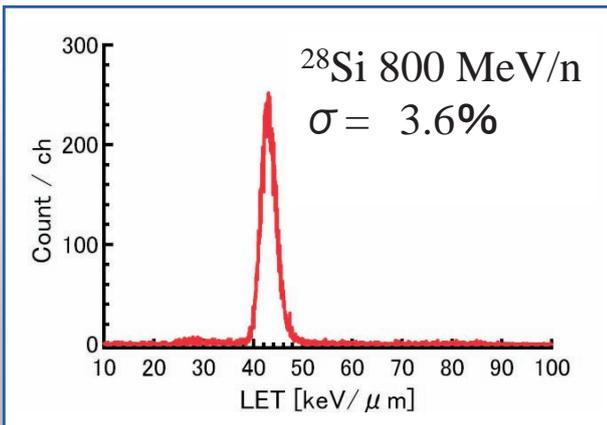
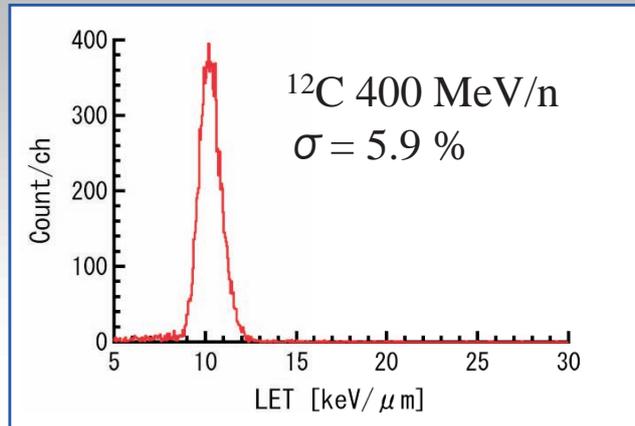
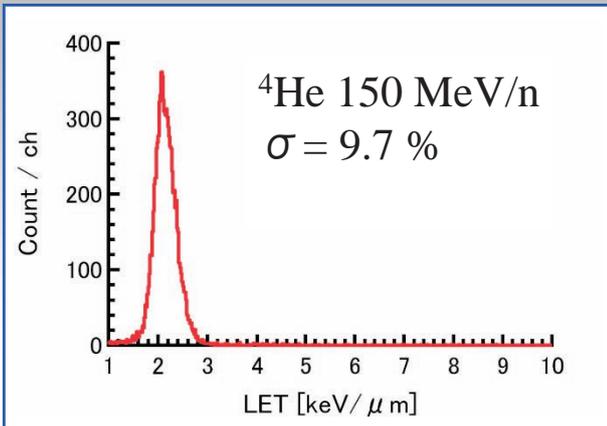
RRMD-III

- (a) 突抜け粒子  
 $LET = E_d / (t / \cos\theta)$
  - (b) 2枚目で止まった粒子  
 $LET = E_d / R$
- $\Delta E \cdot E$  粒子弁別と  
 飛程とエネルギーの関係  
 → R の決定
- $LET_{water} [keV/\mu m]$   
 $= LET_{Si} \times 1.20 / 2.33$

- 粒子毎のLETの評価が可能
- 入射角度
- 検出器内での粒子の通った長さ  
 過去のスペース・シャトル・ミッション STS-84, 89, 91で実測

→ 全体の誤差：10%程度 (各粒子の分解能、校正誤差、位置分解能などを考慮)  
 荷電粒子については【現状で十分な測定精度を達成】

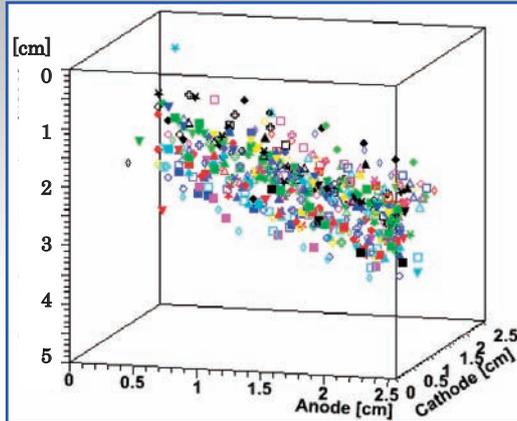
## RRMD-IIIで測定されたLET分布



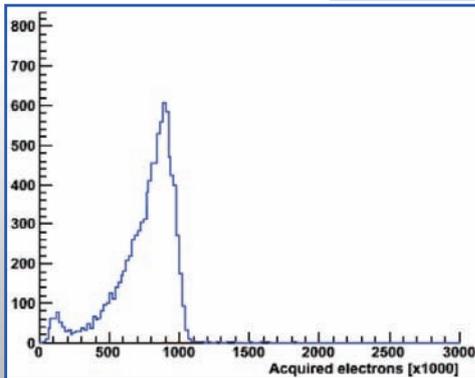
# エネルギー付与分布からLET分布への変換

Preliminary

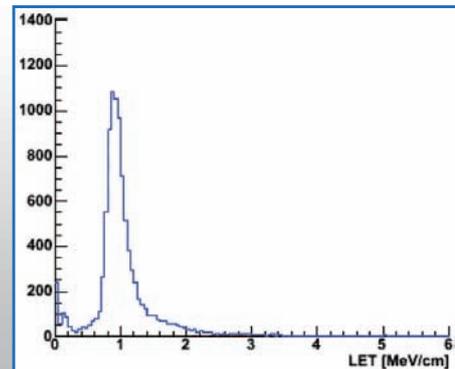
$^{56}\text{Fe}$  500 MeV/n  
 プロパンベースの  
 生体組織透過ガス  
 ・ $\text{C}_3\text{H}_8$ : 55%  
 ・ $\text{CO}_2$ : 39.6%  
 ・ $\text{N}_2$ : 5.4%



観測された  
3次元飛跡



エネルギー付与分布



LET分布

13

## まとめ

- 各ストリップから読み出し可能な4 ch のsum 測定系を製作した。
- He, C, Si, Fe のビームを利用したRRMD-IIIの結果との比較から、PS-TEPCにおいて、~ 30 % 以内の測定精度が達成できる可能性が示唆された。

## 今後・搭載後の将来的な課題

- 他の粒子についても照射試験を実施予定 (proton, Ar など)
- 中性子についても実施する  
 (但し、中性子も荷電粒子についての測定に帰着)
- LET分布 (track length の評価) の最適な求め方
- PS-TEPCとしての動作安定性の実証: ~ 数ヶ月以上  
 (TEPC,  $\mu$ -PICを組み合わせた場合として)

14

# デブリ防護設計標準(WG3)の 活動状況

宇宙環境G  
松本晴久

## アウトライン

- 背景
- WG3の活動
- スペースデブリ防護設計マニュアルの概要
- 今後課題
- まとめ

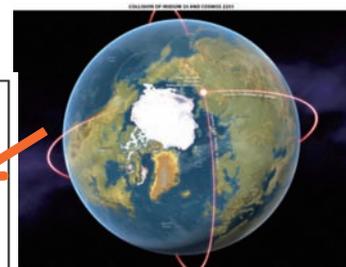
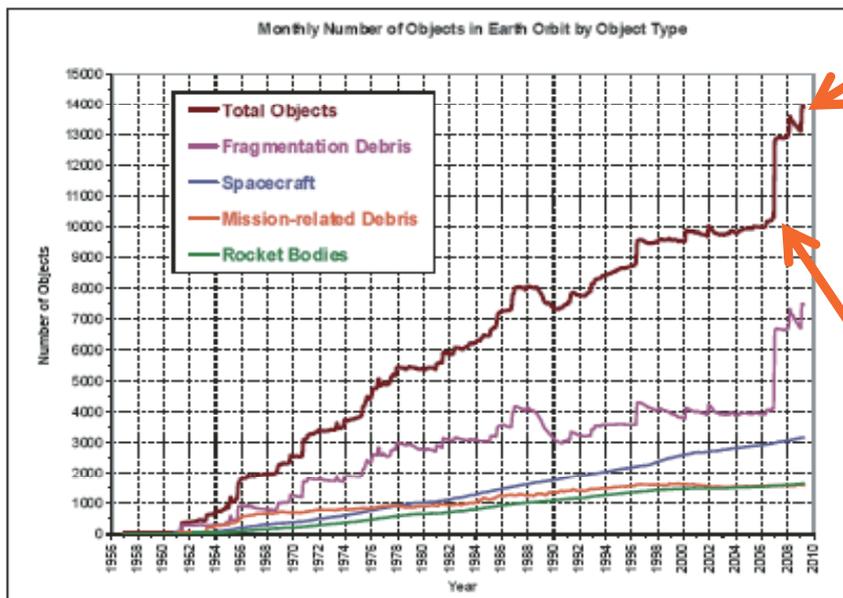
## 背景(1) 衝突試験の例(電力ハーネス)

- 試験サンプル  
タイコレイケム製 55/0112-22-9
- 試験結果
  - 0.15mmかつ速度4.4km/sのプロジェクトイル(ガラス)において、ハーネス被覆を破るクラックはなし。
  - 0.2mmかつ速度3.81km/sのプロジェクトイル(ガラス)にて、ハーネス被覆を破るクラックが発生。ただし、持続放電などの短絡故障には至らず。
  - 0.3mmかつ速度4.01km/sのプロジェクトイル(SUS)にて、被覆を破りかつ心線の切断および**持続放電が発生**。隣接するハーネスに焼損痕を形成する。
  - 0.5mmかつ速度4.4km/sのプロジェクトイル(アルミナ)にて、被覆を破りかつ**芯線の切断およびアルミ基板への短絡に至る**。
- 結論
  - 超高速・高真空領域の0.1mm以下の微小粒子の衝突において、ハーネスの断線や、放電による損傷を受けることはない。但し、微小粒子の条件によっては持続放電が発生し、ハーネスの溶断による開放、もしくはハーネス間の短絡およびサブストレートへの地絡故障に至る。  
**0.3mm以上は注意が必要。**

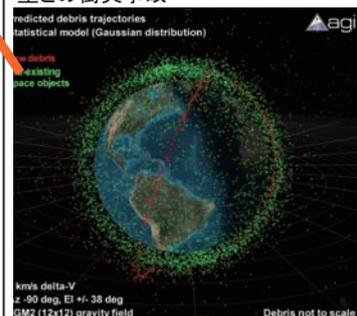


直径0.3mmステンレス、衝突速度4.01km/s

## 背景(2) マニュアル制定中に起きた事故

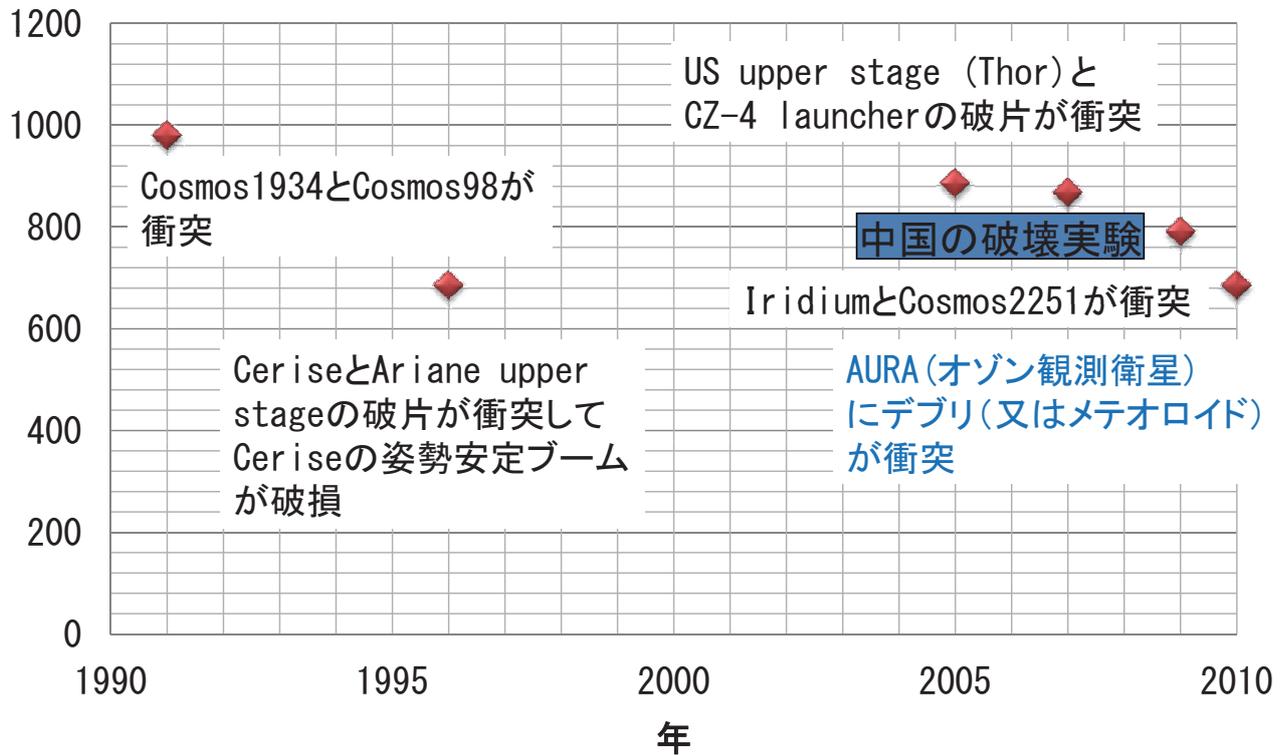


2009. 2. 10 ロシアの軍事通信衛星とイリジウム(Iridium)社の通信衛星との衝突事故



2007. 1. 11 ASAT破壊実験

## 低軌道衛星の衝突事故・破壊実験



## 静止軌道での不具合実例

- ①2006. 3. 29 露静止衛星Express AM11に突然外的圧力が加わり、熱制御システムが減圧、冷却液を噴出。
- ②2006. 7. 9 欧静止衛星Meteosat-8の故障。軌道が突然変化、東西方向の位置制御スラストの1つが破損、更に外壁が破損して一部の部品が宇宙空間に露出した。

# アウトライン

- 背景
- **WG3の活動**
- スペースデブリ防護設計マニュアルの概要
- 今後の課題
- まとめ

## WG3活動内容(1) 衝突試験

- 内容
  - 微小粒子が衝突する確率の高い人工宇宙機の表面コンポーネント及び部材を中心に行ってきている。特にADEOS-IIの電力の異常低下の不具合を鑑み、電源系機器においては外部に電源を付加することで衝突による損傷だけでなく、衝突時に発生するプラズマの影響も評価した。
- 実施した対象物
  - 太陽電池パネル
  - 電力ハーネス(タイコレケム線 55-0112-22-9)
  - 構体系(アルミ/CFRPハニカムサブストレート)
  - 熱制御部(MLI)
  - 防護部(アルミプレート)

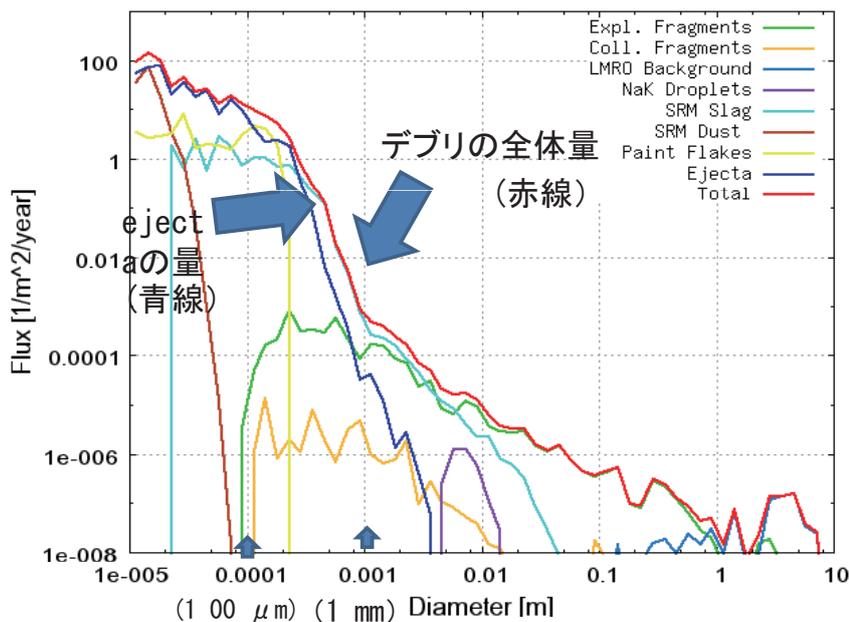
# WG3活動内容(2) 数値解析

- 衝突試験結果の妥当性を立証すると共に設備上の理由で試験によって得られない高速領域を衝突解析ソフトウェア(Hydrocode) AUTODYN @V6.1を用いて解析している。
- 解析結果の一例
  - ハーネスへの衝突解析の結果と持続放電が生じた衝突試験ケースの結果が良く一致した。従って、解析した下記2ケースであるプロジェクトイルサイズΦ0.1mmでは持続放電に到る可能性は低いことが分かった。

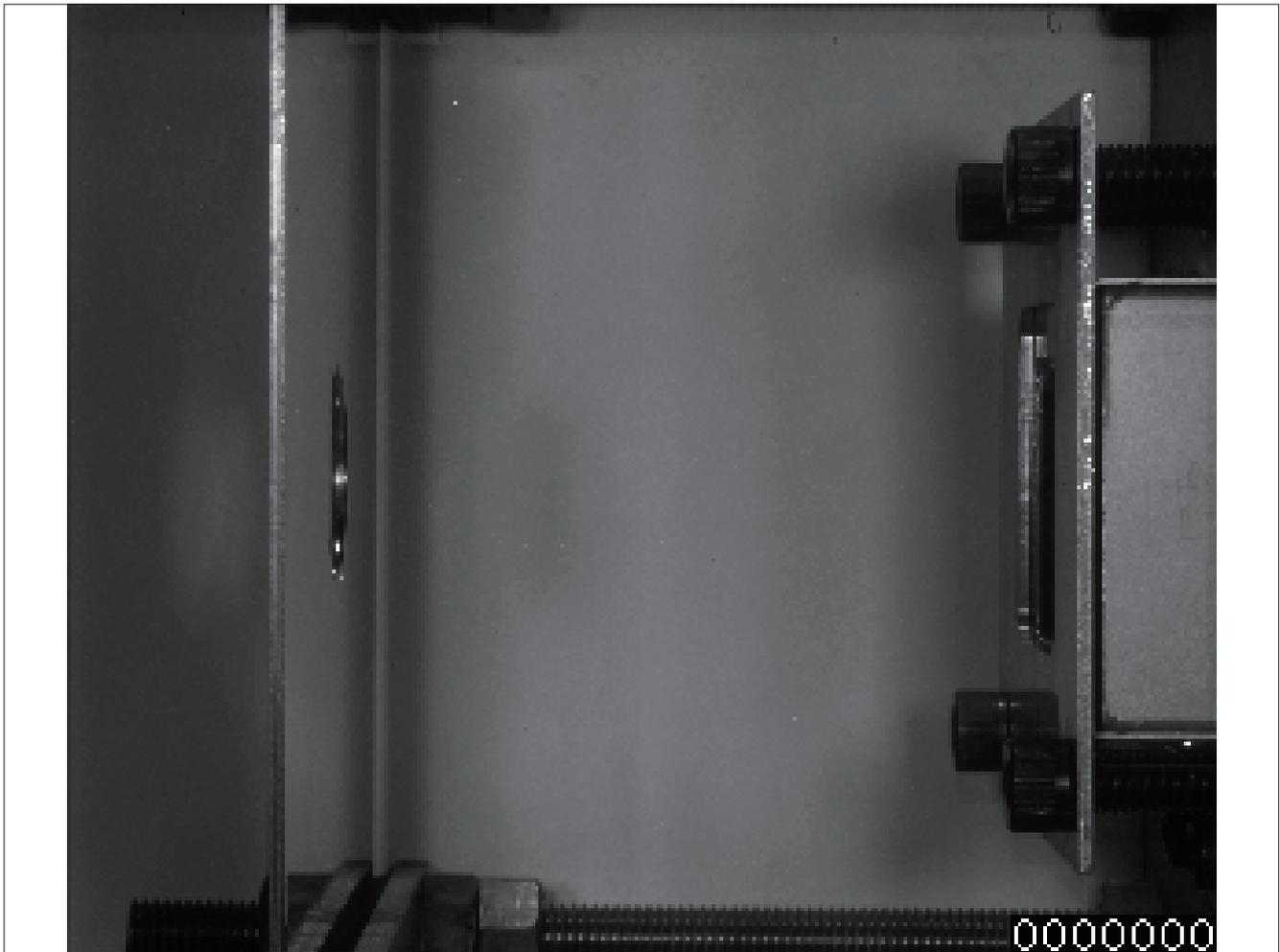
No.	解析内容	プロジェクトイル	衝突速度	初期運動エネルギー
1	三次元 電力ハーネスへの衝突解析	アルミナΦ0.1mm	15km/s	0.21J(1本目露出)
2		石 Φ0.1mm	20km/s	0.27J(1本目露出)

## デブリの全体量に占めるEJECTAの割合

- EJECTAは大きさ数mm以下の主要要因 -



ESAの解析によるデブリの発生要因推定 (横軸:デブリの直径、縦軸:衝突頻度)



## アウトライン

- 背景
- WG3の活動
- [スペースデブリ防護設計マニュアルの概要](#)
- 今後の課題

# 作成文書の体系とマニュアル構成

- 基準文書体系

第3階層

JERG-2-144 スペースデブリ防護設計標準

第4階層

JERG-2-144-HB スペースデブリ防護設計マニュアル

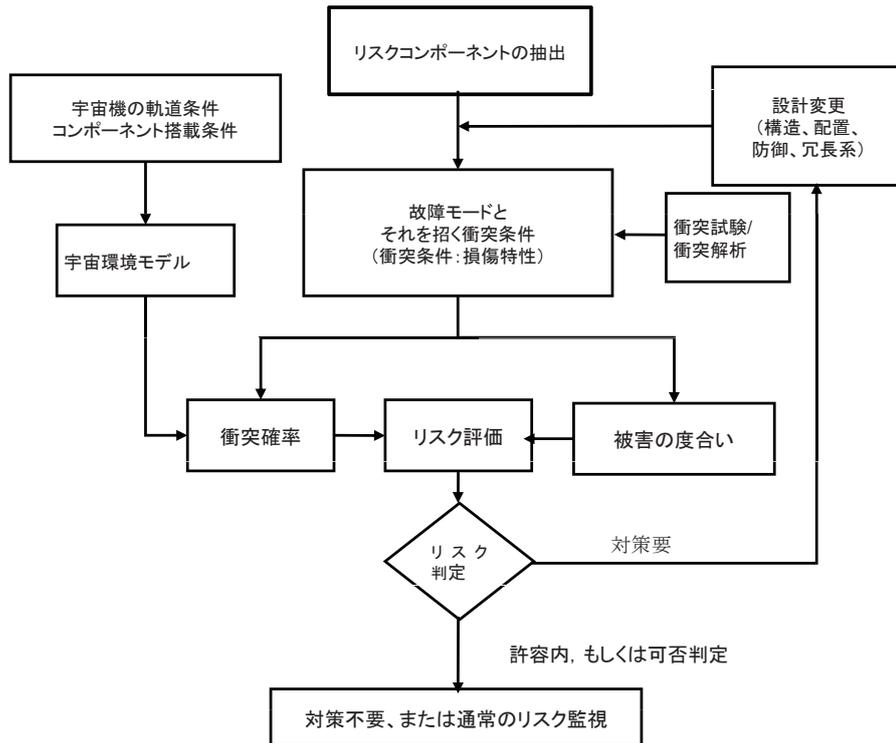
- マニュアル構成

- 一般要求事項
- MMOD耐衝突設計における留意事項
- リスクアセスメントの流れと概要
- 各コンポーネント/サブシステムのリスクアセスメント
- デブリ環境モデル
- 高速度衝突試験
- 高速度衝突解析(数値解析)
- 付録 I ~ VII

## 耐デブリ設計の留意事項

- デブリの(MMOD)環境の把握
  - 防護に関するアプローチは、総合的に考えることが重要。
  - MMODのフラックス、衝突速度、衝突角度分布を評価すること。
- 危険領域の特定
  - 円軌道を周回するほとんどの3軸制御宇宙機の場合、宇宙進行方向(RAM方向)に面している表面が、これに当たり、最もデブリとの衝突頻度が高く、衝突速度も速い。このため、クリティカル機器は、ラム面は避け、機器内部に配置したり、反ラム面、地球方向面、ラム面に対して他の機器の影部分に配置するなどの検討を行う。
- クリティカル機器の特定
  - FMECAを行うことにより、ミッションにクリティカルな機器や影響しやすい機器を特定する。

# リスクアセスメントの流れ



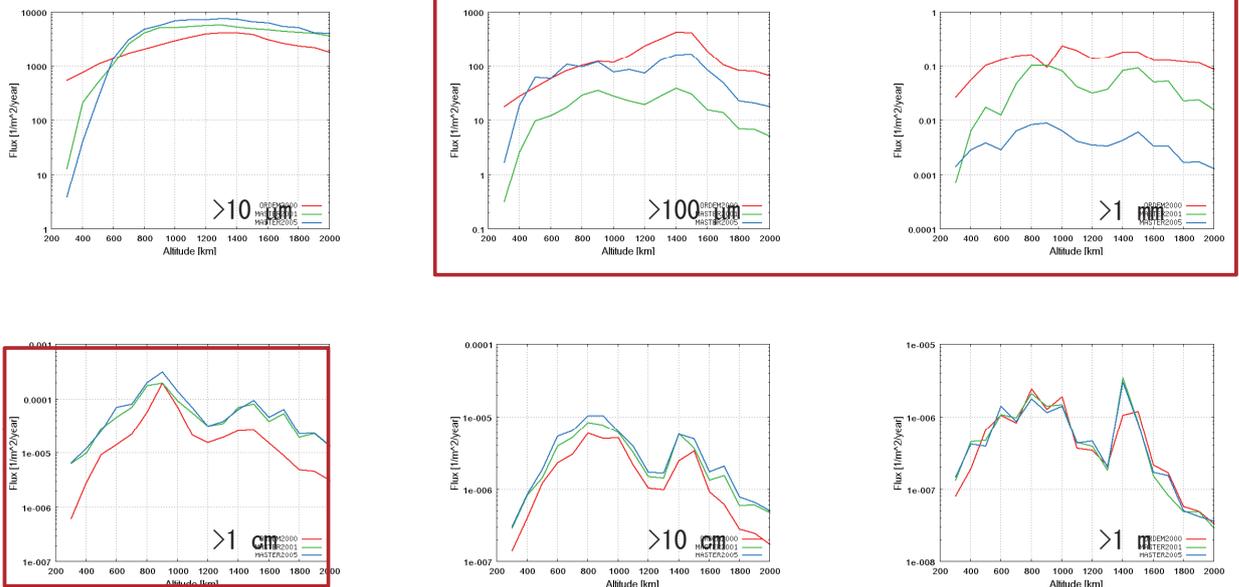
15

# アウトライン

- 背景
- WG3の活動
- マニュアルの概要
- 課題
- まとめ

# 課題1：環境モデル

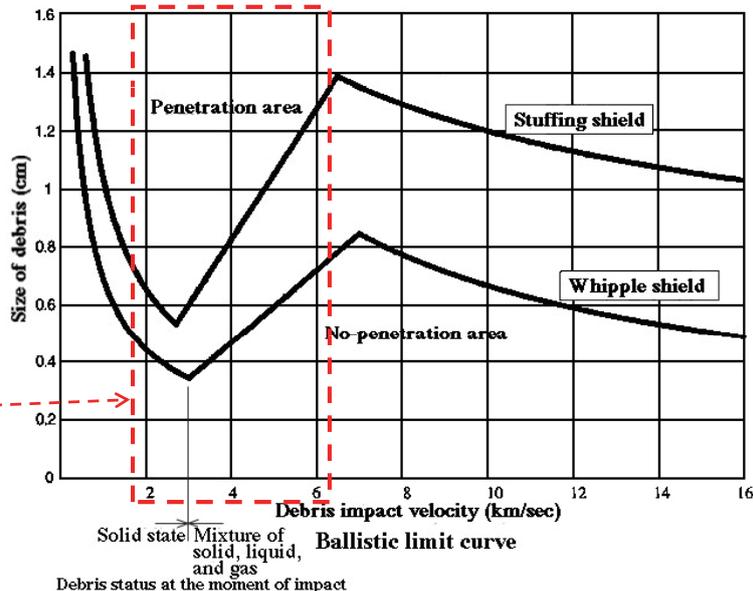
- 代表的なモデルとしては、MASTER、ODEM2000及びSPDAMが存在する。但し、衛星設計で問題となる100 μm～>1cmにおいてモデル間の差が大きい。設計に使用する場合、各モデルの最悪条件を用いることを推奨する。



# 課題2：損傷の数式化

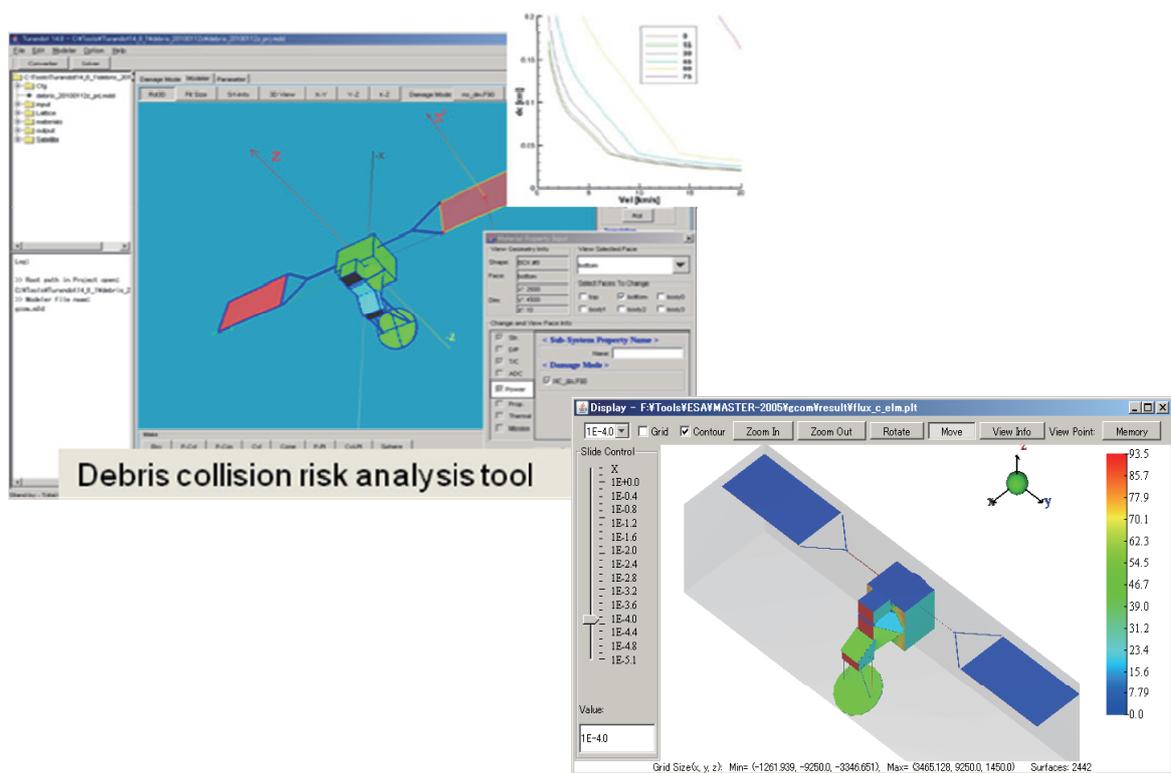
衝突試験には、速度の制約が存在する。数値解析に速度の制約はないため、試験での整合性が確認されたならば、数値解析により弾道限界の曲線を得て数式化する。

試験で確認  
できる  
領域



Penetration occurs above the penetration curve, and no penetration occurs below the penetration curve. The curves indicate that the stuffing shield protects better.

## 課題3： 評価ツールの充実



## まとめ

- WG3の成果としてスペースデブリ防護設計マニュアルを完成した。
- 本マニュアルに基づきリスクの把握をすることが重要である。
- モデルの精度、被害確定精度が不十分であるため、当面は衛星システムと個別対応していく。

# 宇宙ダスト計測技術の研究

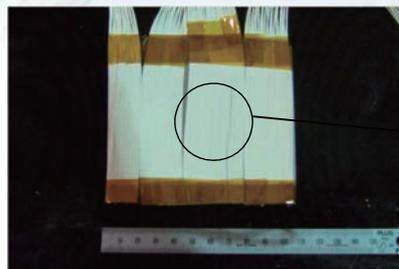
松本晴久(JAXA)  
○北澤幸人(IHI, JAXA)

1

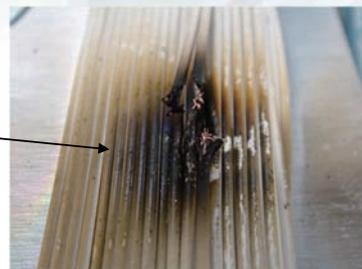
## Background (1/4)

Examples of hypervelocity impact experiments on electric power harness of satellites

Power supply	Projectile material	Projectile diameter (μm)	Impact velocity (km/s)	Result
60V/2A	Al	600	3.97	sustained disruptive discharges
100V/3A	Glass	500	4.35	sustained disruptive discharges
100V/3A	stainless	300	4.01	sustained disruptive discharges



Before impact



After impact

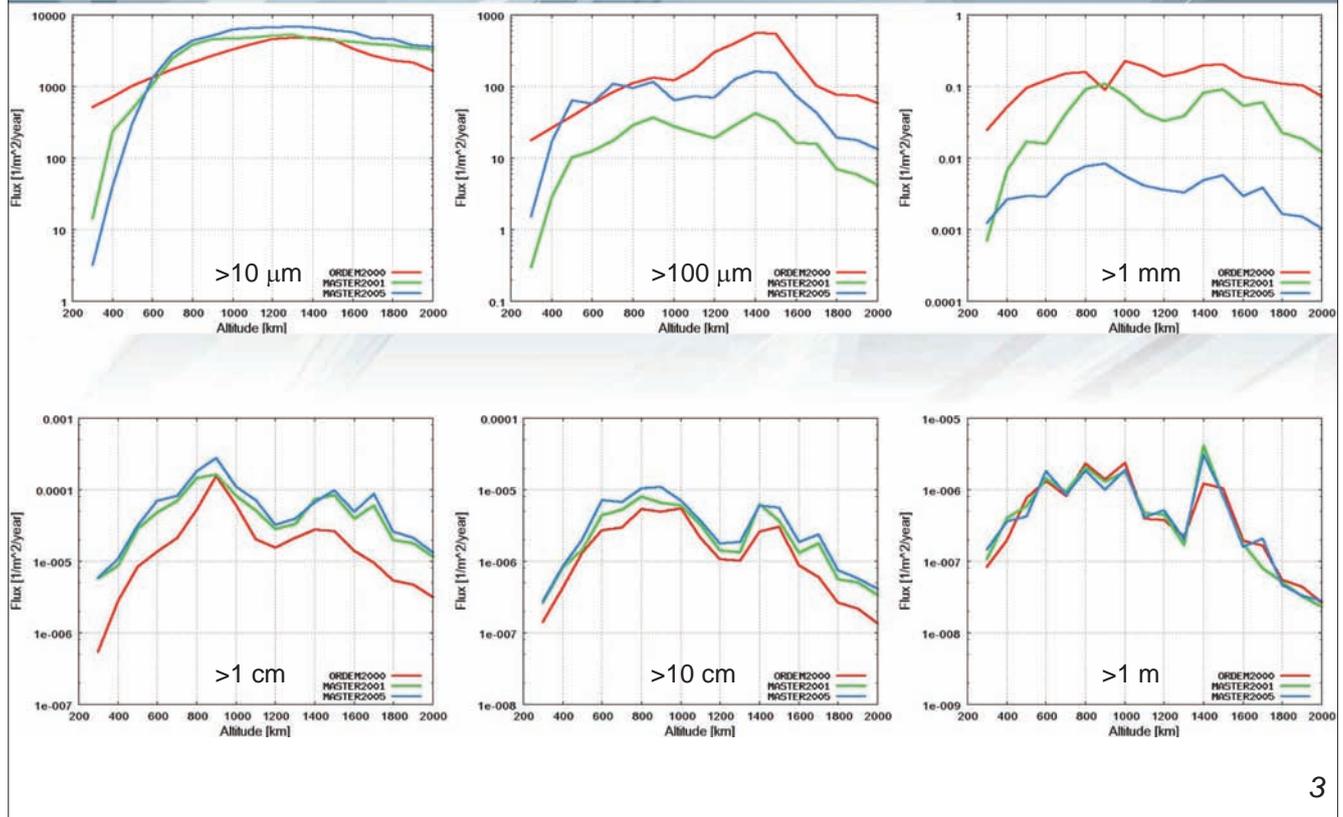
### Reference

JERG-2-144-HB001 'JAXA Space Debris Protection Design Manual Appendix 2 '  
(published by JAXA, 2008)

2

# Background (2/4)

## Model description ~ Inclination 100 degrees ~



3

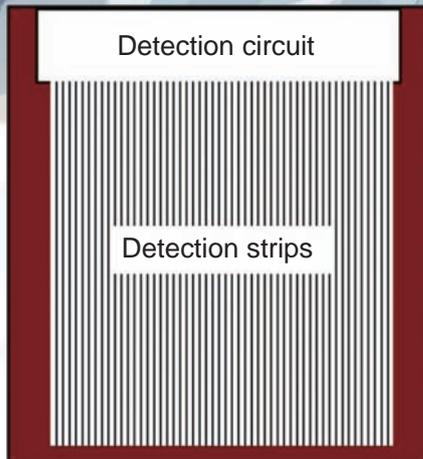
# Background (4/4)

Technical issues regarding dust particles (meteoroids & space debris) of approx. **100 micrometers to several millimeters** in size

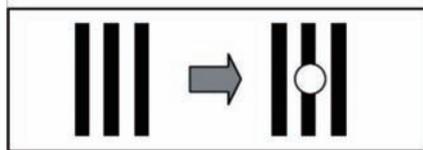
1. Depending on the size, impact may damage the wire harness and other equipment
2. Space debris flux (number) for the size range not well known

4

# Detection principle for new type of active dust sensor (QPS dust sensor)\*



(a) Detector Strips on thin film



(b) Strips severed by debris particle

**Fig.1 Detector concept**

**Objective: To measure the dust flux for dust ranging in size from 100 micrometers to several millimeters.**

QPS dust sensor\*\* : a thin layer (film) of nonconductive material on which multiple thin, conductive strips with a fine pitch are formed.

A dust particle impact is detected when one or more strips are severed by an impact (perforation) hole.

\* QPS: Institute for Q-shu Pioneers of Space, Inc.

\*\* Patent pending

## Study results for FY2008/09

- 1) Prototype models successfully manufactured.  
Strip line width: 50  $\mu\text{m}$ ; Pitch: 100  $\mu\text{m}$ ; Material: Aluminum  
Film thickness: 12.5 & 25  $\mu\text{m}$ ; Material: Polyimide (PI)
- 2) Hypervelocity impact experiments conducted on the prototypes  
Breakup signals detected.

Technical issues remaining from FY2008/09 study:

- Problems concerning design and manufacturing
- Parametric survey not performed.

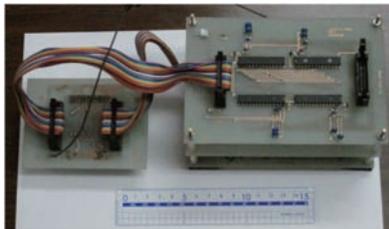
## Objectives for FY2009/10 study

- Improve of stability of sensor performance
- Evaluate sensor performance by hypervelocity impact experiments

# Sensor prototype (FY2008/09)



Sensor film ( 10 cm x10 cm)



Detection circuit unit

- **Stability during sensor performance evaluation**
  - ➡ Loss of film's terminal area progressed with time
- **Yield rates for sensor's conductive strips**
  - ➡ Up to 50 %
- **Uncertainty regarding data (severed signal) discernment**
  - ➡ Caused by use of analog circuit
- **Mass of data acquisition circuit**
  - ➡ Total mass: 470 g (without wire-harness)

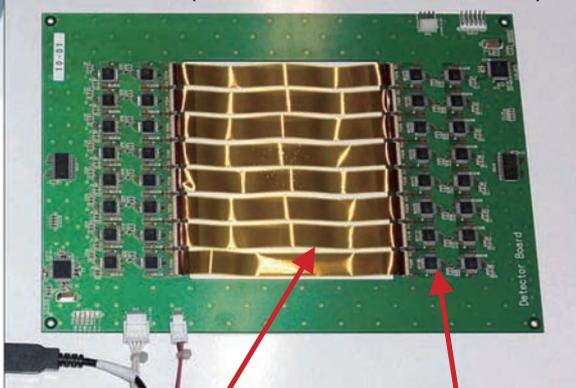
## Summary of improvements for FY2009/10

- Small, fine-pitch connectors are used for terminal area
- The film was divided in accordance with the width of the connector.
- Cu coating adopted for strip line material
- Digital circuit using MUX adopted for data acquisition circuit

7

# Improved prototype sensor (FY2009/10)

Sensor unit (sensor area:10cm × 10cm)



Sensor films

Detection Circuit units

Total mass: 160g

**Sensor material: Cu-coated polyimide film (t=25 μm)**

## Stability during sensor performance evaluation

- ➡ No loss of terminal area.

## Yield rates for sensor's conductive strips

- ➡ 100 %

## Data (severed signal) discernment

- ➡ Signal discernment certainly possible.

## The mass of the data acquisition circuit

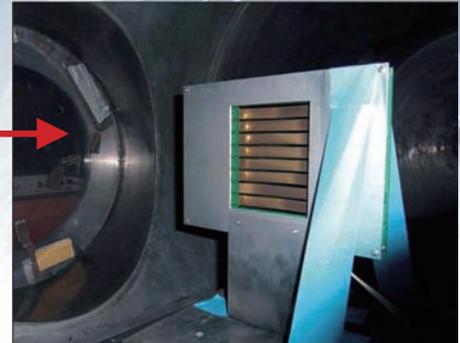
- ➡ Total mass of sensor unit: 160 g  
cf. FY2008/09 model: 470 g  
(without wire-harness)

8

# Hypervelocity impact experiments on sensor (February 2010)



**Two-stage light gas gun (ISAS/JAXA)**



**Prototype dust sensor**

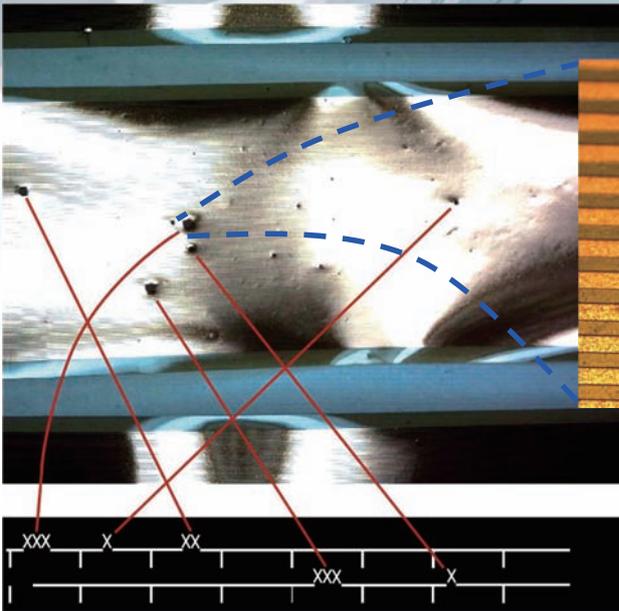
Vacuum level: <5 Pa

Temperature: Room temperature

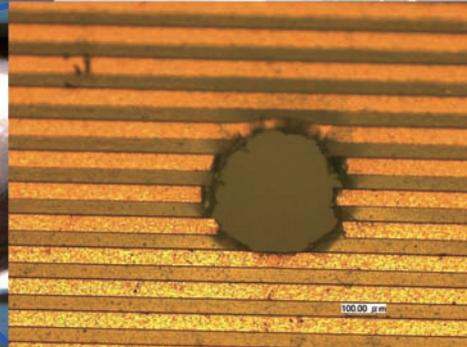
## Experimental conditions

<b>Environmental conditions</b>	Vacuum level (Pa)	<5
	Temperature	Room temperature
<b>Impact conditions</b>	Projectile material	SUS304, Glass
	Projectile diameter (μm)	50 – 516
	Impact velocity (km/s)	1.9 – 7.0
	Impact angle (° )	90 (vertical to sensor surface)

## Example correspondence between signal and perforation hole



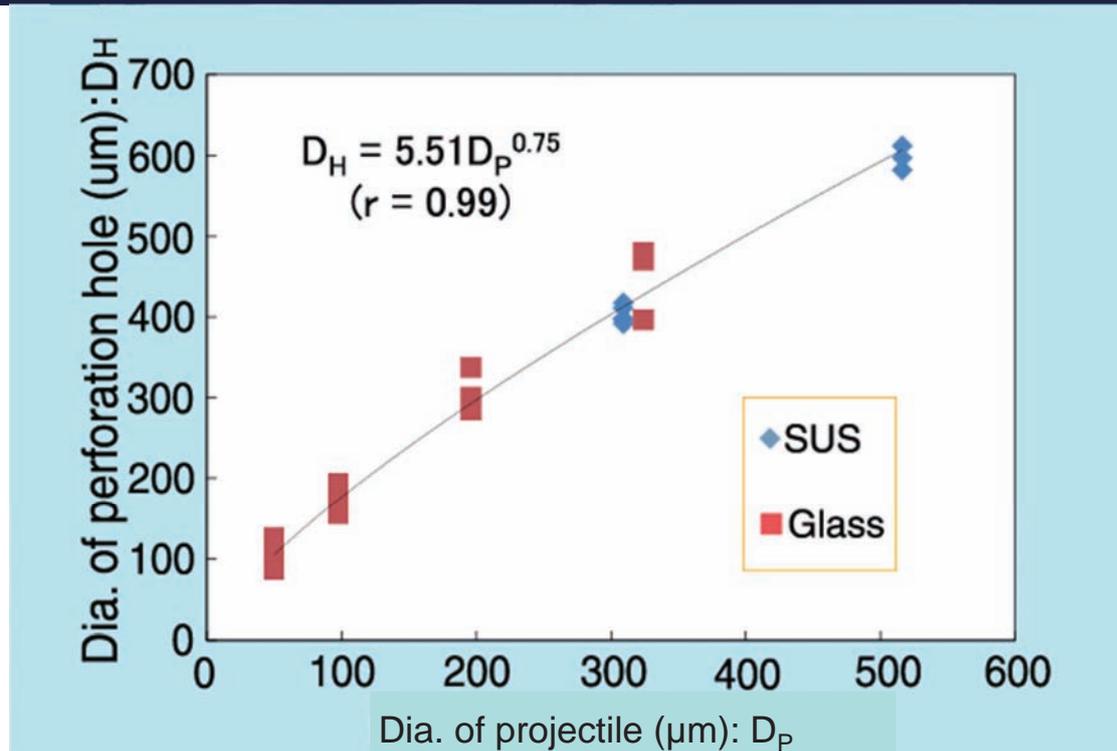
Signals of perforation holes



Example perforation hole on sensor surface

Projectile: SUS 309 μm  
Impact velocity: 4.65 km/s

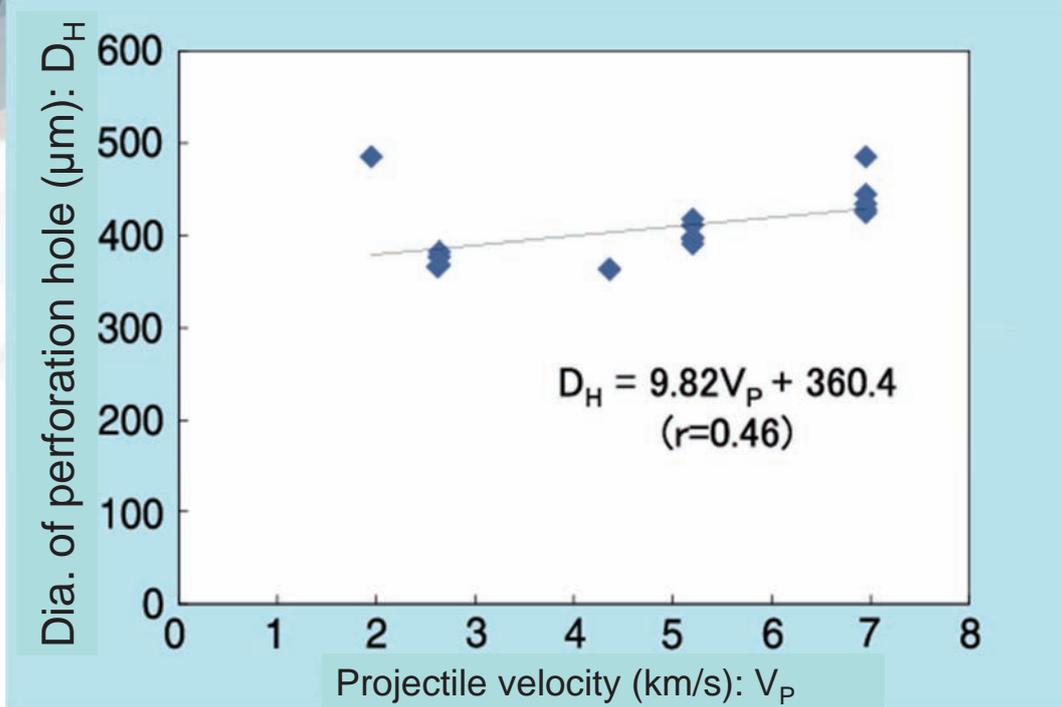
## Experimental results - Projectile dia. vs. Perforation dia. -



SUS and glass projectiles travelling at 5.2–5.3 km/s

# Experimental results

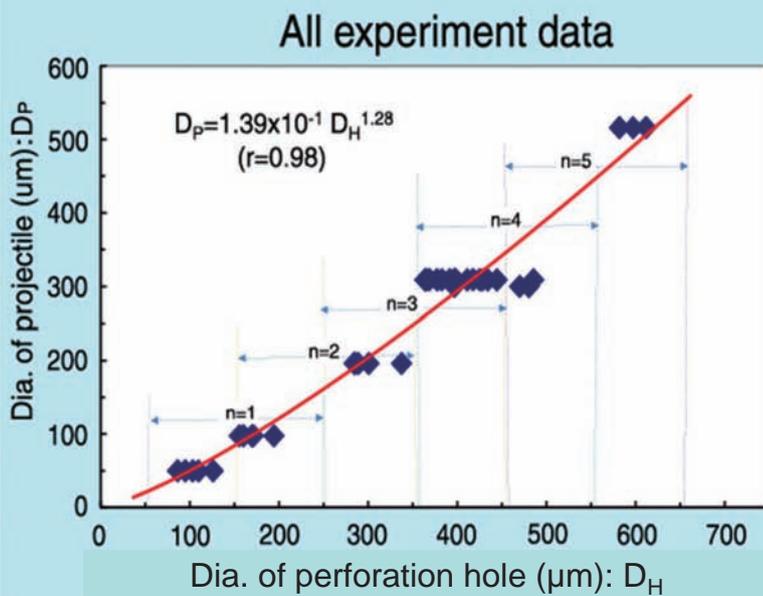
## - Projectile velocity. vs. Perforation dia. -



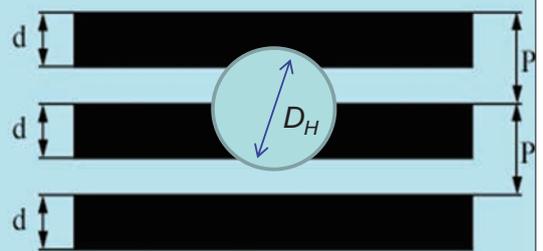
SUS projectiles with diameter of 309  $\mu\text{m}$

# Experimental results

## - All data -



Dia. of perforation hole vs. Dia. of projectile  
( $n$ : number of severed conductive strips)

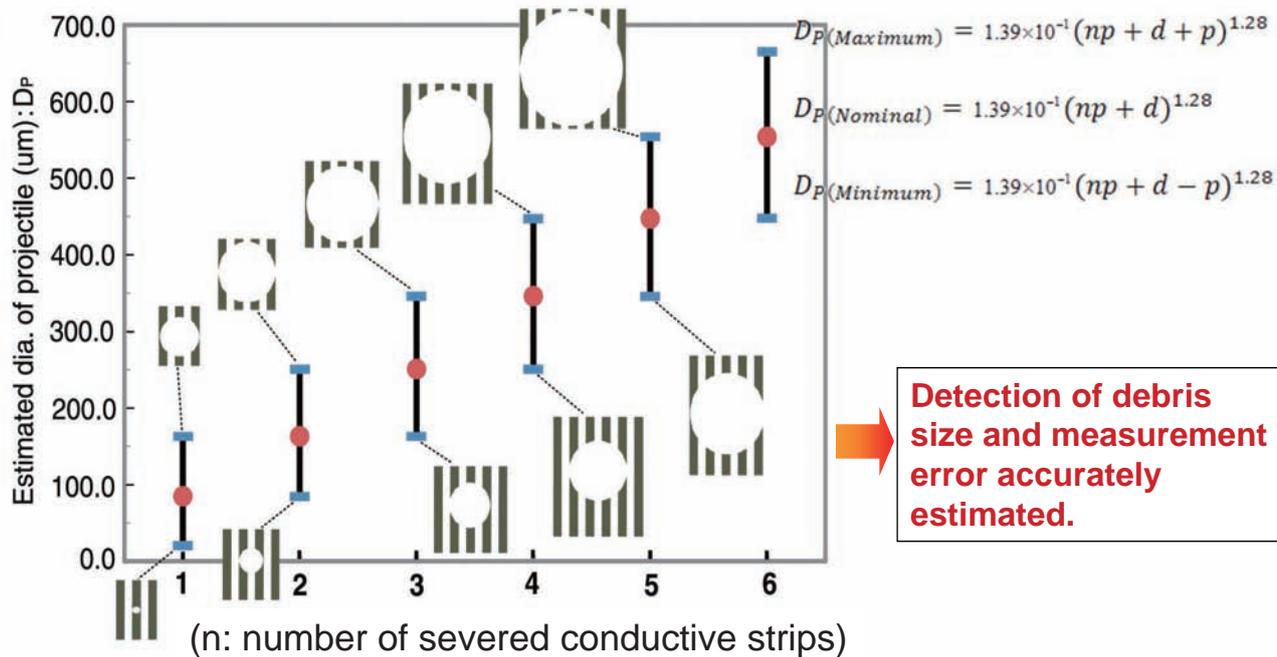


$$D_{H(\text{Maximum})} = np + d + p$$

$$D_{H(\text{Minimum})} = np + d - p$$

$D_H$ : dia. of perforation hole  
 $n$ : number of severed strips  
 $d$ : width of conductive strips  
 $p$ : pitch of conductive strips

## Experimental results - All data -



15

## Study plan for FY2010/11

### 1. Design & manufacture a BBM model

- 1 unit are: 35 cm x 35 cm
- Space proven manufacture methods and parts

### 2. Environment tests on a BBM model

- Thermal-strain tests

### 3. Conduct hypervelocity impact experiments on sensor

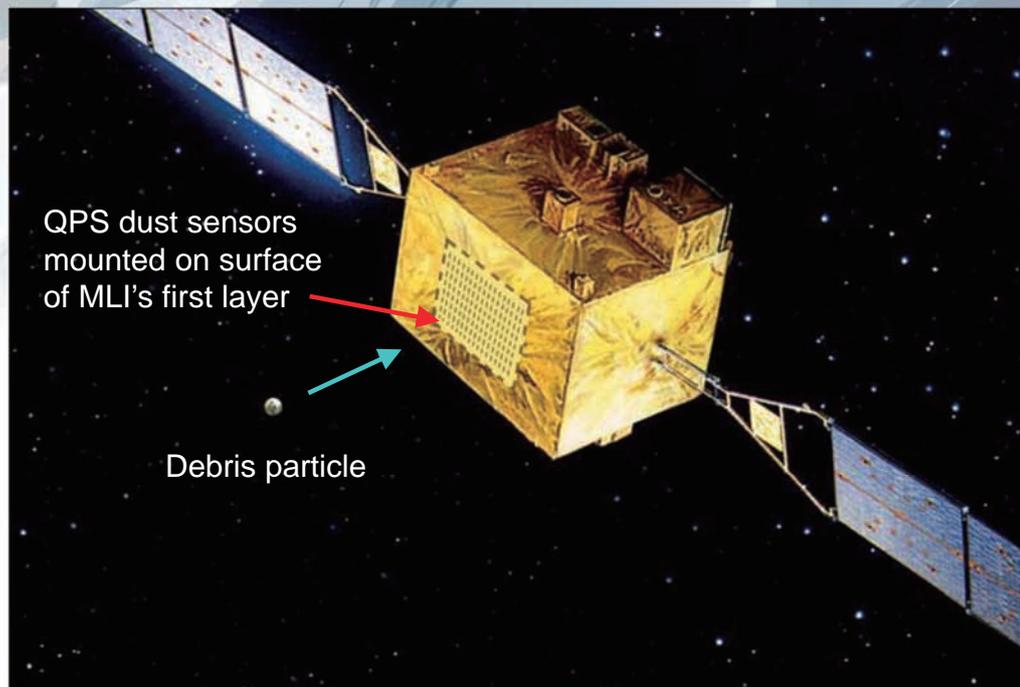
- Oblique impacts

### 4. Mission planning (case study)

- Effective measurements using small satellites

16

## Example application on satellite



17

## Summary

### 1 Improved prototype model of QPS dust sensor successfully manufactured.

- Stability during sensor performance evaluation: Stable
- Yield rates for sensor's conductive strips: 100%
- Data (severed signal) discernment: Certainly possible
- Total mass of sensor unit: 160 g (Sensing area: 10cm x10cm)  
cf. FY2008/09 model: 470 g without wire-harness

### 2 QPS dust sensor performance evaluated by hypervelocity impact experiments

- Projectile diameter estimated from number of signals from severed strips .

18

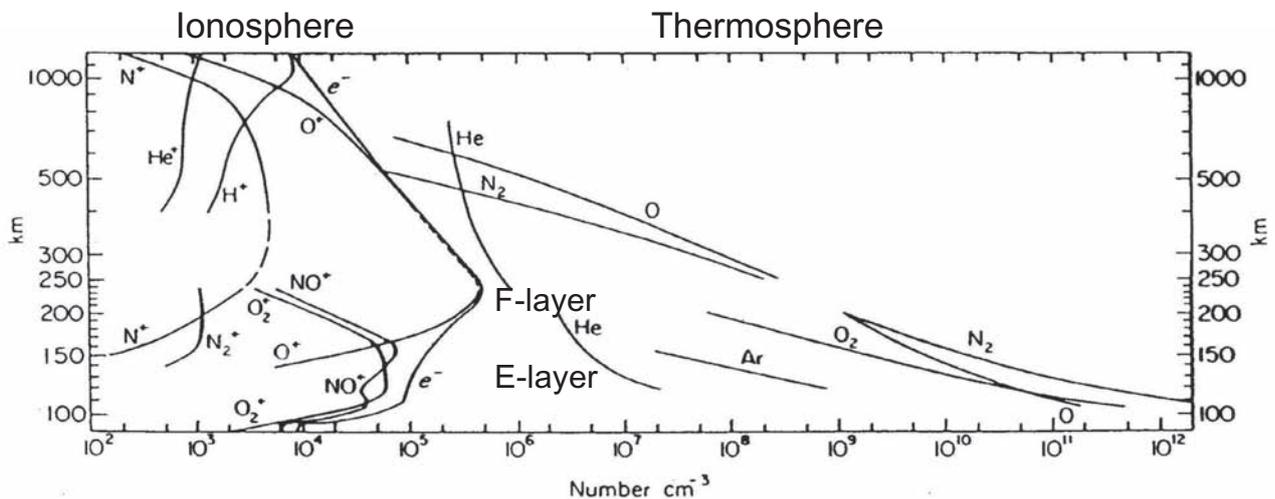
# 熱圏大気における酸素原子分布と運動

渡部重十, 栗原純一(北海道大学)

和田智之(理化学研究所)

山本真行(高知工科大学)

岩上直幹(東京大学)



**Fig. 1.2.** International Quiet Solar Year (IQSY) daytime atmospheric composition, based on mass spectrometer measurements above White Sands, New Mexico (32°N, 106°W). The helium distribution is from a nighttime measurement. Distributions above 250 km are from the Elektron II satellite results of Istomin (1966) and Explorer XVII results of Reber and Nicolet (1965). [C. Y. Johnson, U.S. Naval Research Laboratory, Washington, D.C. Reprinted from Johnson (1969) by permission of the MIT Press, Cambridge, Massachusetts. Copyright 1969 by MIT.]

Although the ionization rate is  $<10^{-4}$  in the low latitude thermosphere, the dynamics of the neutral atmosphere is strongly controlled by the plasma.

# Global Change of Ionosphere

## Global Warming / Global Cooling

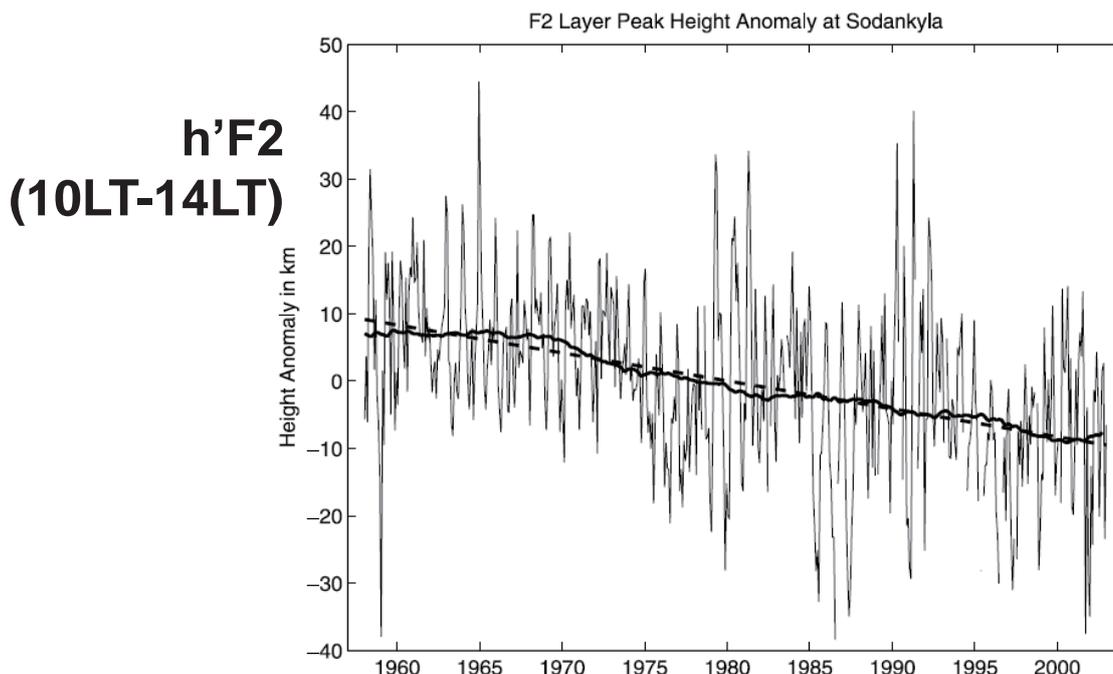
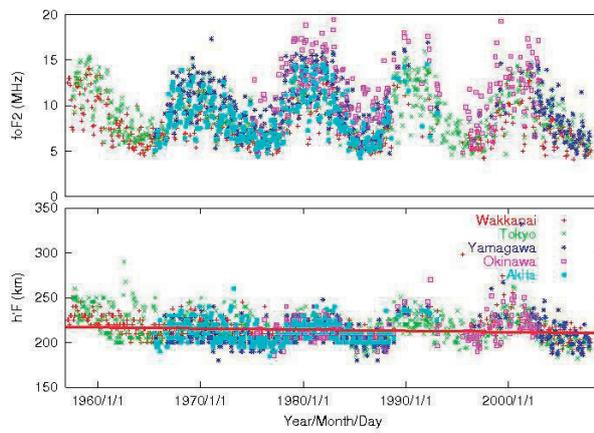


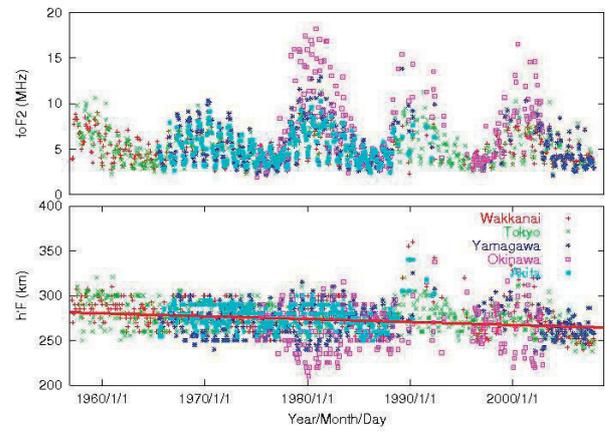
Fig. 1. The plot shows the monthly median hmF2 anomaly (10LT-14LT) at Sodankylä (68°N, 27°E), 1958–2003 (thin line), with the 11-year running mean (thick line) and the linear least-square fit (dashed line). The trend is  $-0.41 \pm 0.04$  km/yr.

Ulich and Turunen, 1997

# Ionosphere over Japan for 60 years



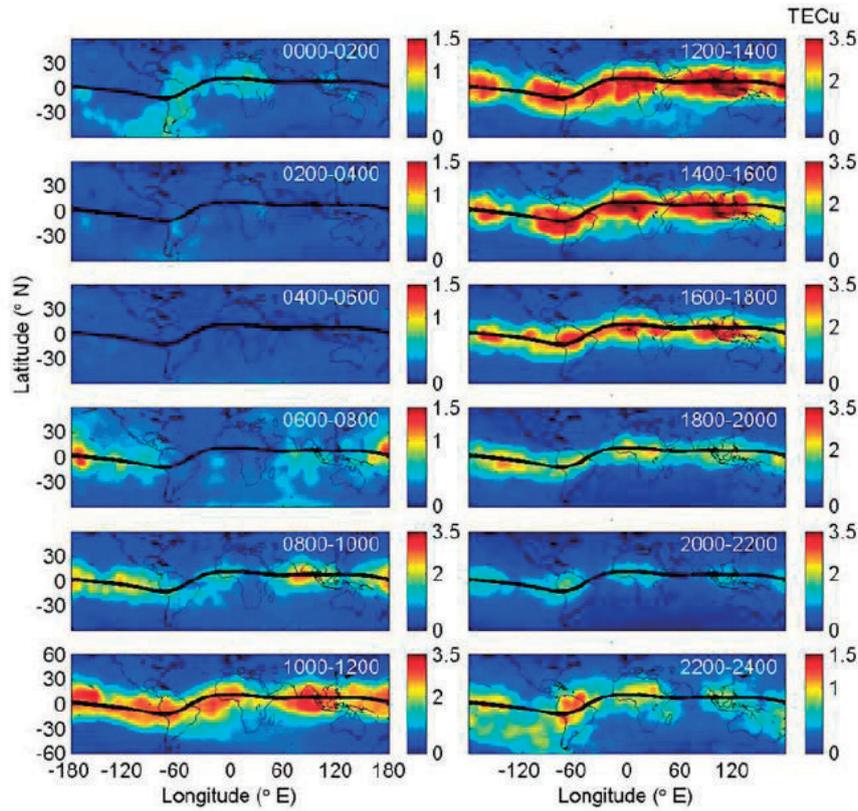
Day (10LT-15LT)



Night (22LT-3LT)

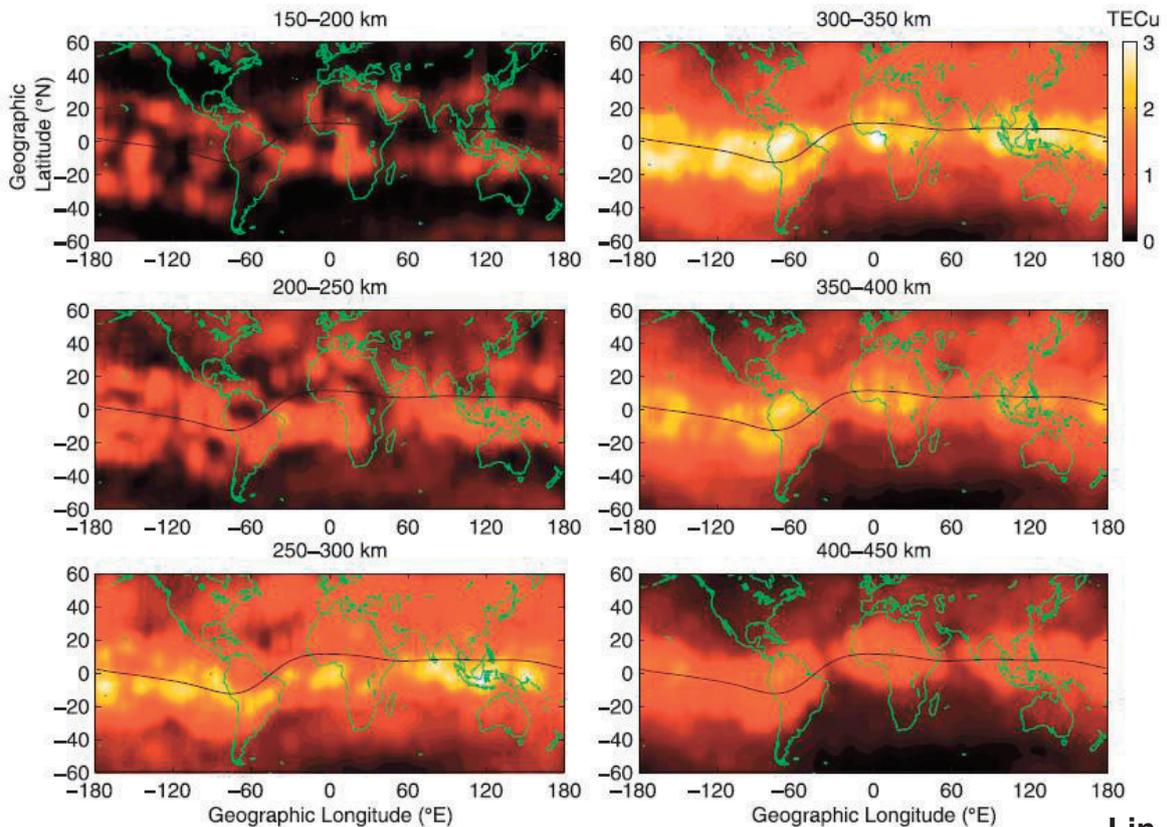
10~20kmの電離層高度減少 ⇒ ~100kの熱圏大気温度減少

# Longitudinal Structure of Ionosphere



Lin, 2007

Figure 1. Temporal variations of the four-peaked longitudinal structure of integrated total electron content between 400 and 450 km in 2-h segments. It is noted that the color contour levels are varying in different subplots in order to clearly show the four-peaked structure. 1TECu =  $10^{12}$  electrons/cm<sup>2</sup>.



Lin, 2007

Figure 3. Integrated electron content at every 50 km altitude interval from 150 km to 450 km altitude observed by the FORMOSAT-3/COSMIC during 2000–2200 local time period during around September Equinox, 2006.

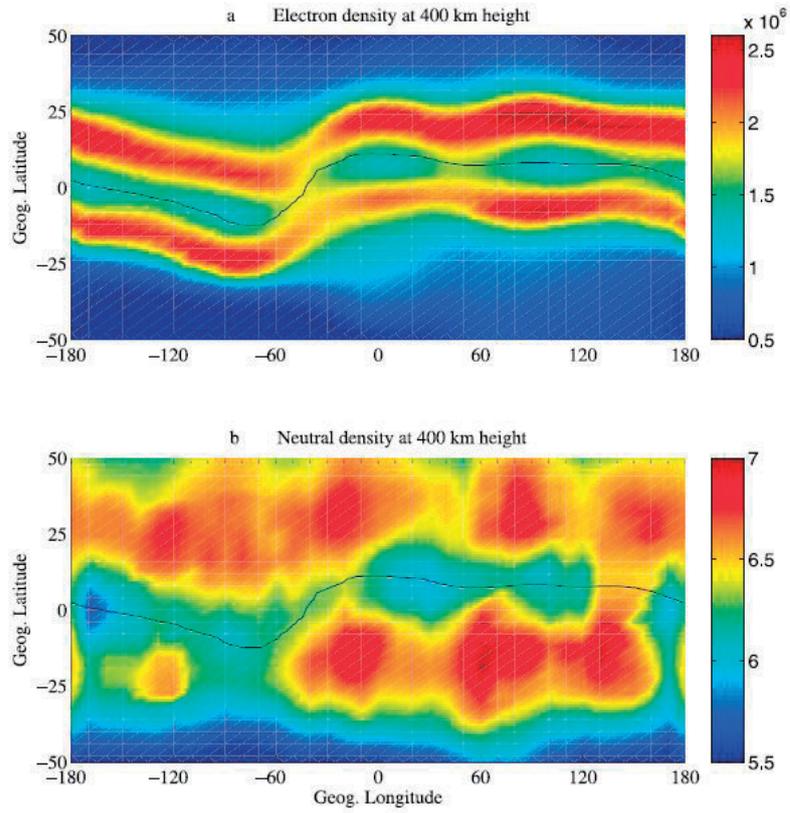
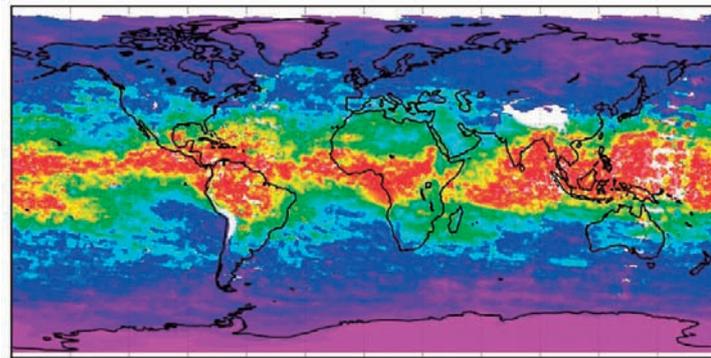


Figure 1. Distribution of the (a) electron density in unit of  $\text{cm}^{-3}$  and (b) neutral density in unit of  $10^{-12}$  kg during 14–18 LT in the geographic coordinates near equinoxes in 2002.

Liu et al., 2009

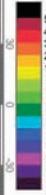
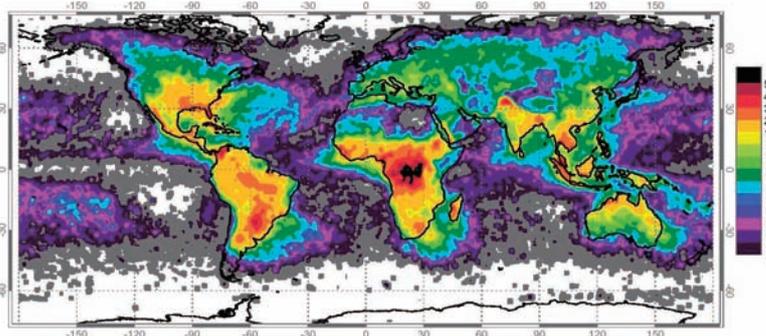
SCIAMACHY Water Vapour: Monthly Mean October 2003



$\text{H}_2\text{O}$  Vertical Column Amount ( $\text{g}/\text{cm}^2$ )



Global Lightning Frequency (Flashes/ $\text{km}^2$ /year)

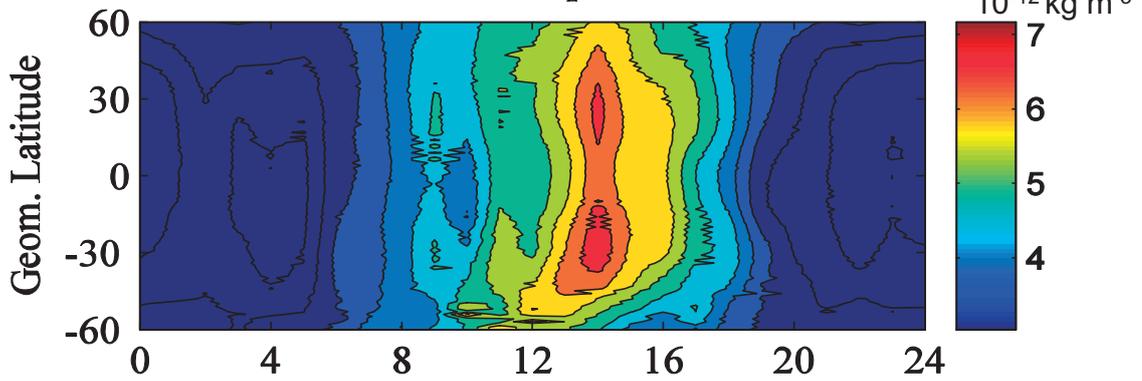


# Ionosphere-Thermosphere Coupling

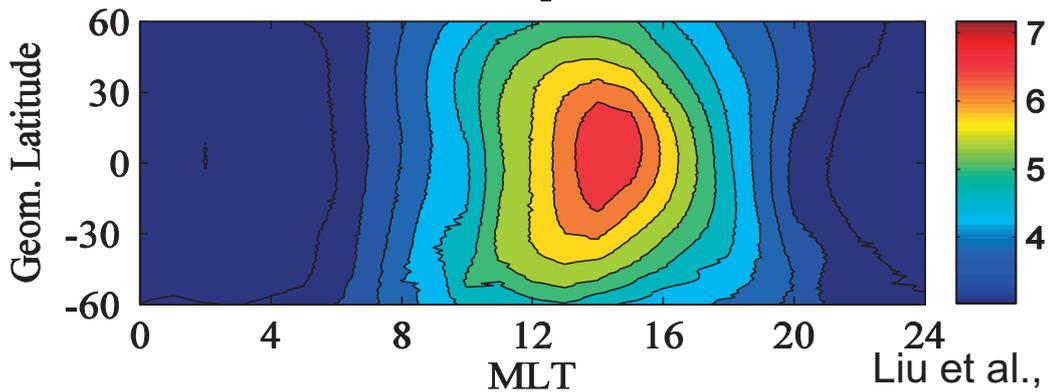
Neutral Density Anomaly

CHAMP Kp=0...2

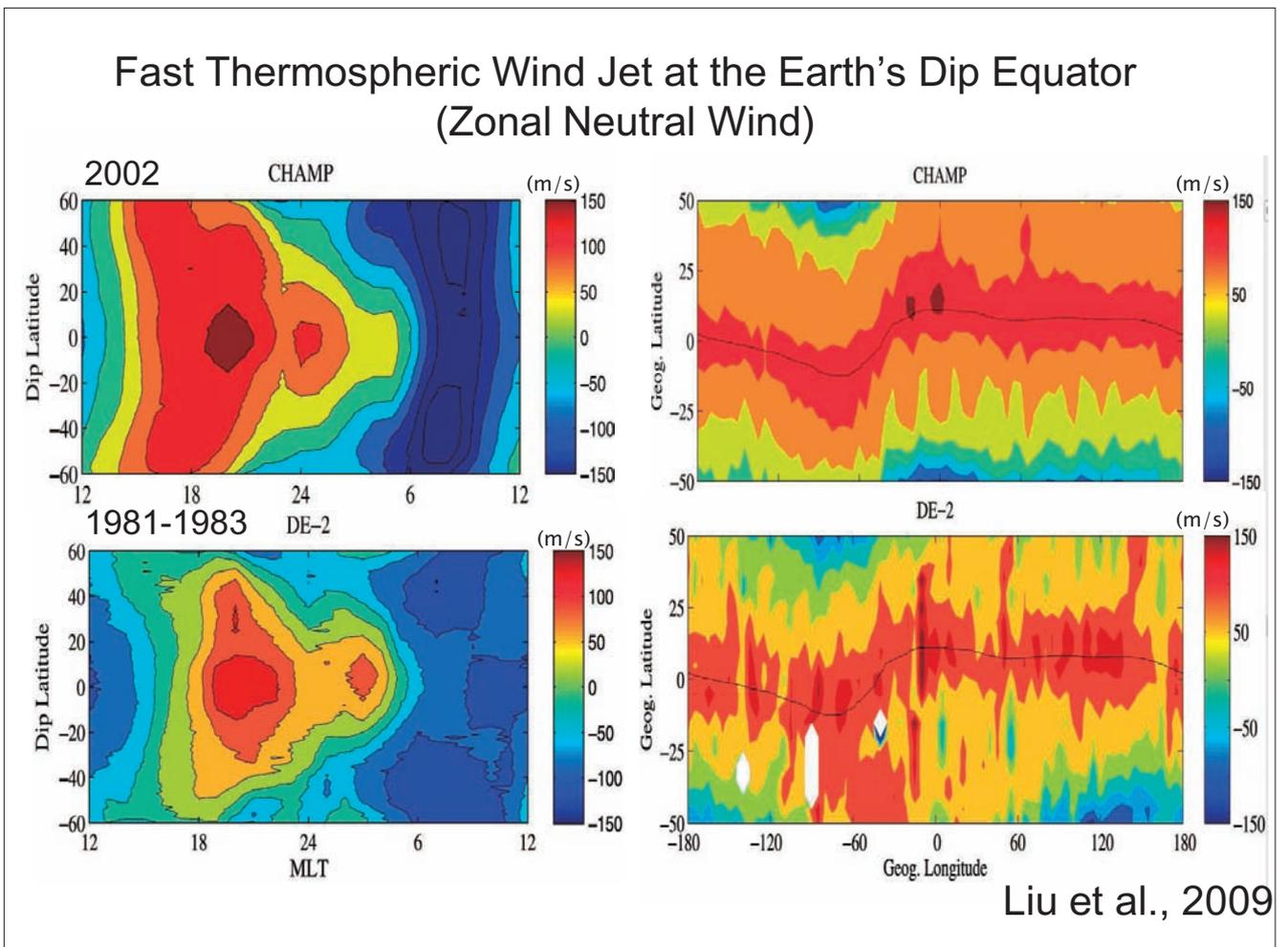
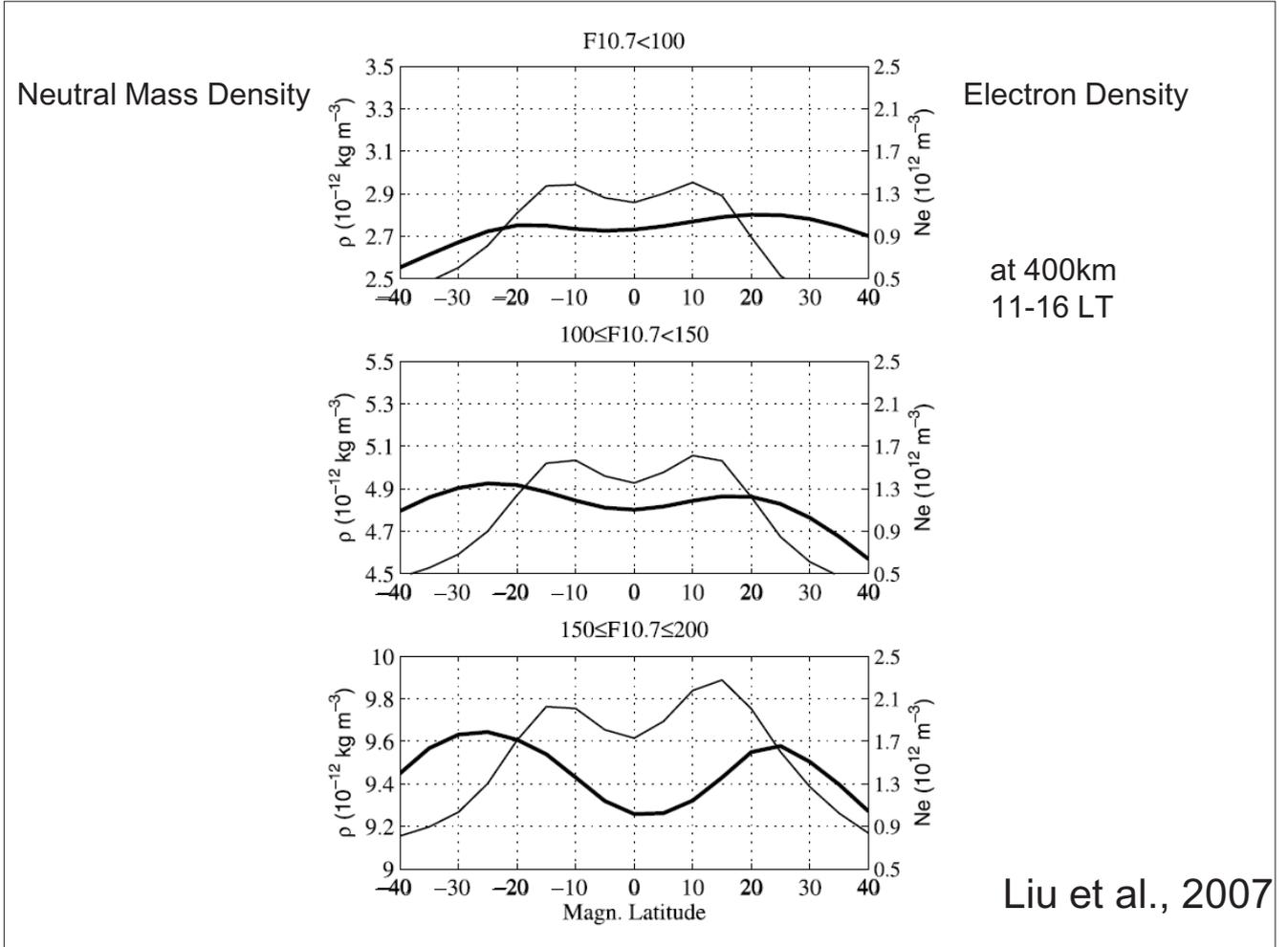
at 400km



MSIS Kp=0...2

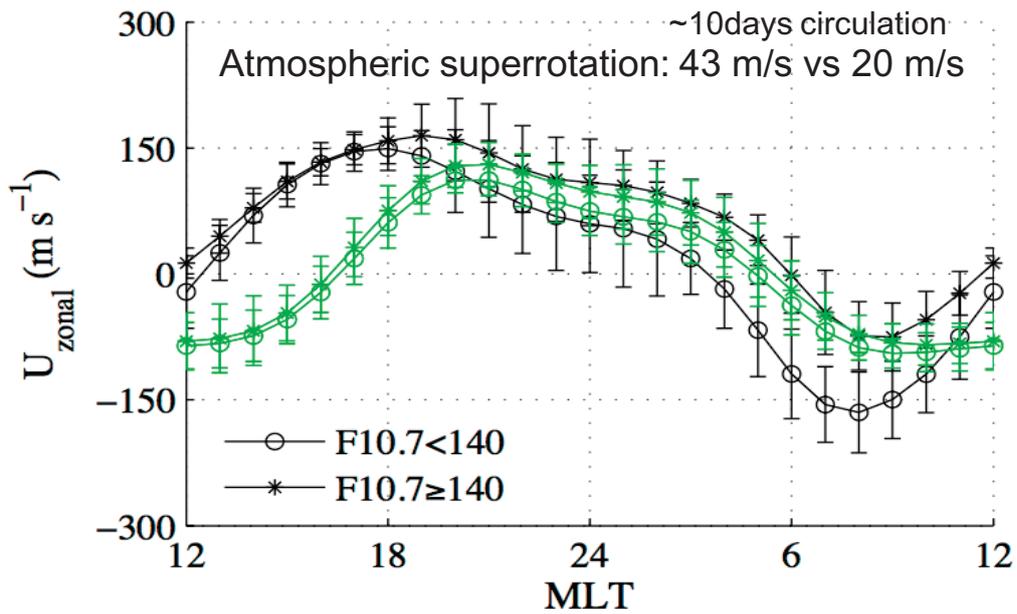


Liu et al., 2007



# Super-rotation of Atmosphere and Plasma

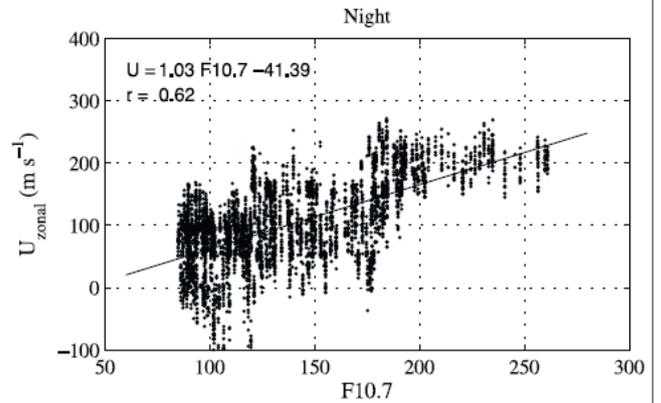
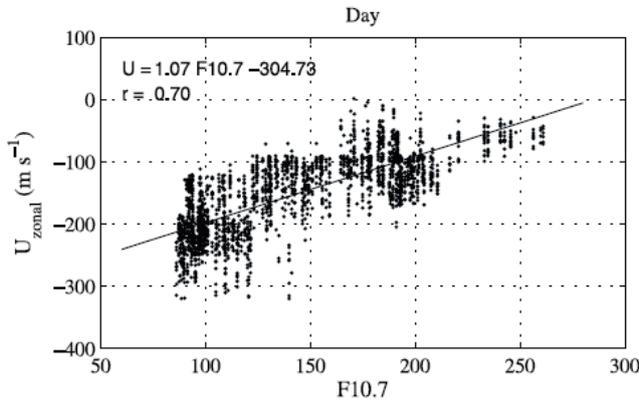
## Wind Diurnal Variation: CHAMP vs HWM



Average zonal wind between 10 S ~ 10 N. Green line: HWM; Black lines: CHAMP. Good agreement at high solar flux levels on the night side, but a 3-4 hours phase shift between two sets.

Liu et al., 2006

## Atmospheric Super-rotation at 400 km altitude



	Summer	Equinox	Winter	Average
F10.7 < 140	11	22	34	22
F10.7 > 140	40	72	76	63

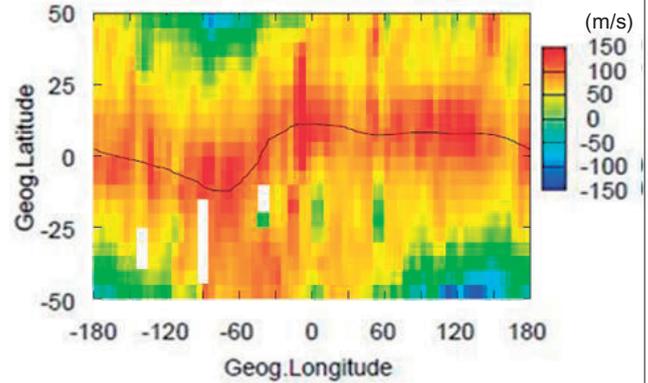
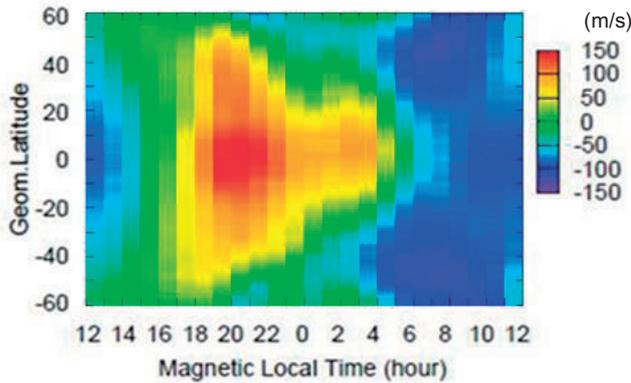
(m/s)

fastest in winter at high solar flux level

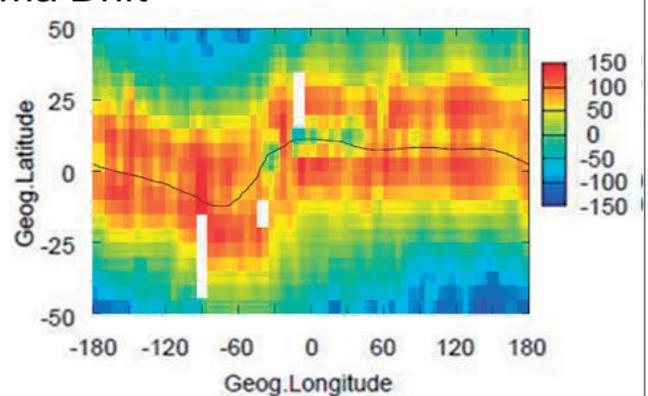
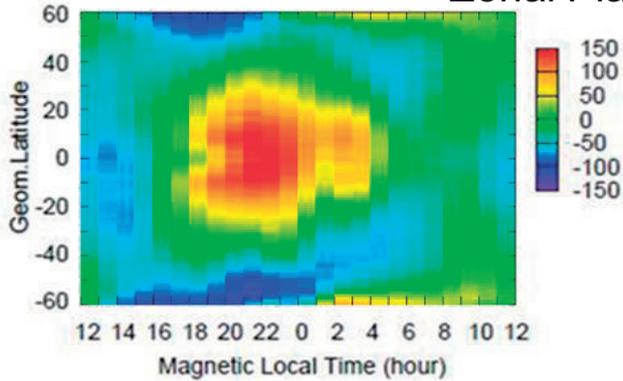
Liu et al., 2006

DE2

### Zonal Neutral Wind



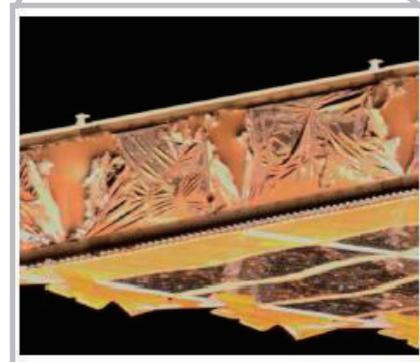
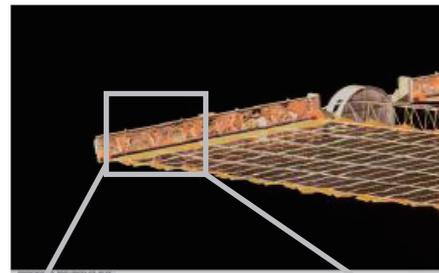
### Zonal Plasma Drift



# Measurement of Atomic Oxygen

## 酸素原子観測の重要性

- ・ 高度200～400km:  
宇宙ステーションや  
低軌道衛星(LEO)の  
深刻な表面劣化
- ・ 高度100～200km:  
酸素原子の生成・消滅が  
あらゆる大気化学反応に影響



(Banks et al., 2002)

# 酸素原子の主な観測法

- ・ 質量分析計: 高速だが大型
- ・ 水晶質量センサ(QCM): 小型だが低寿命
- ・ 共鳴散乱法: 高速だが不正確



e-POP/NMS

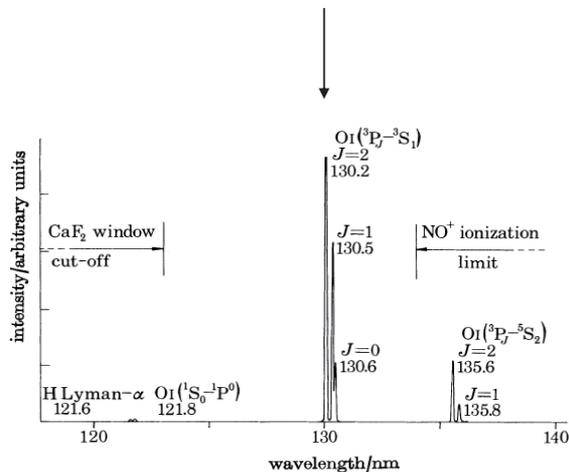


QCM

→ 高速で正確な観測手法と小型な観測装置が求められている

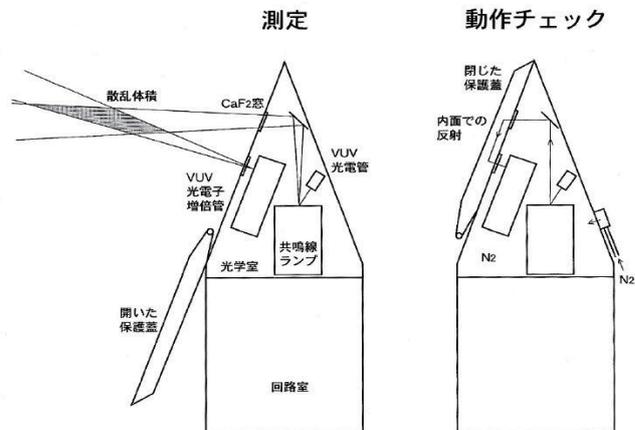
## 観測ロケット用 酸素原子共鳴散乱法

酸素原子共鳴(三重)線



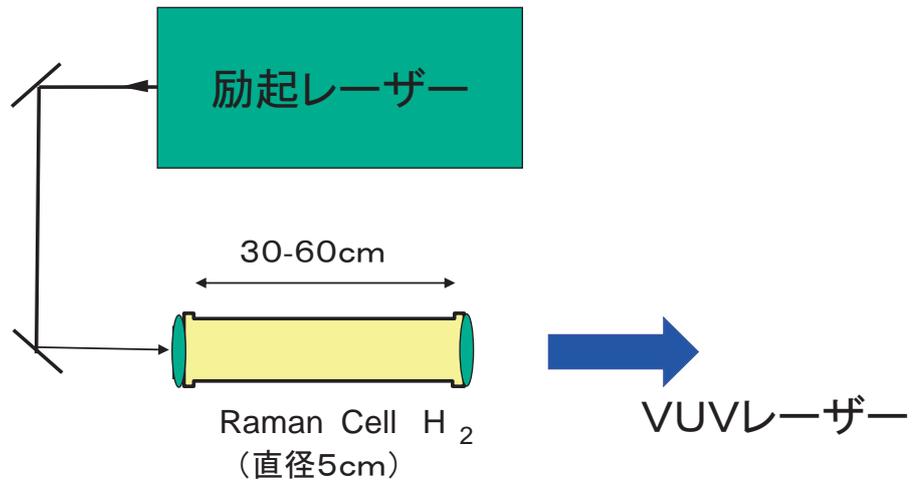
(Dickinson et al., 1980)

観測ロケットS-310-29号機  
搭載測定器



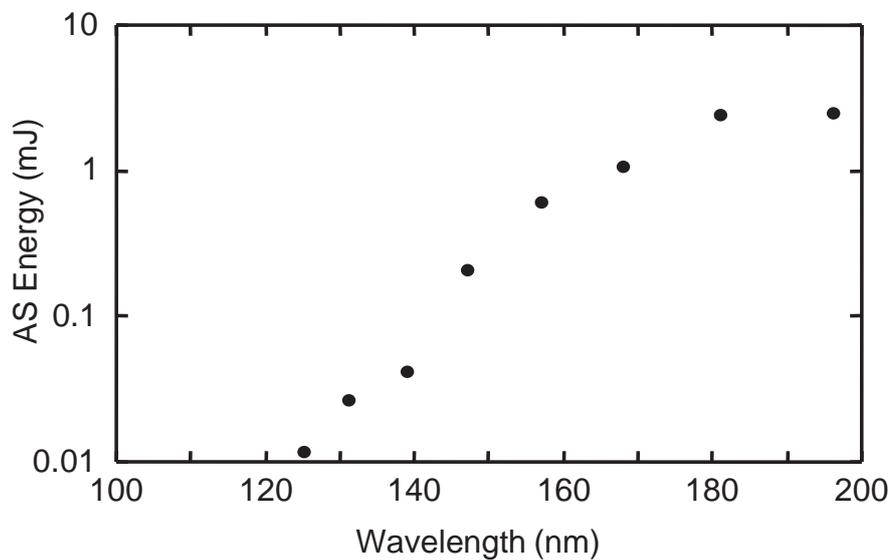
(岩上他, 2001)

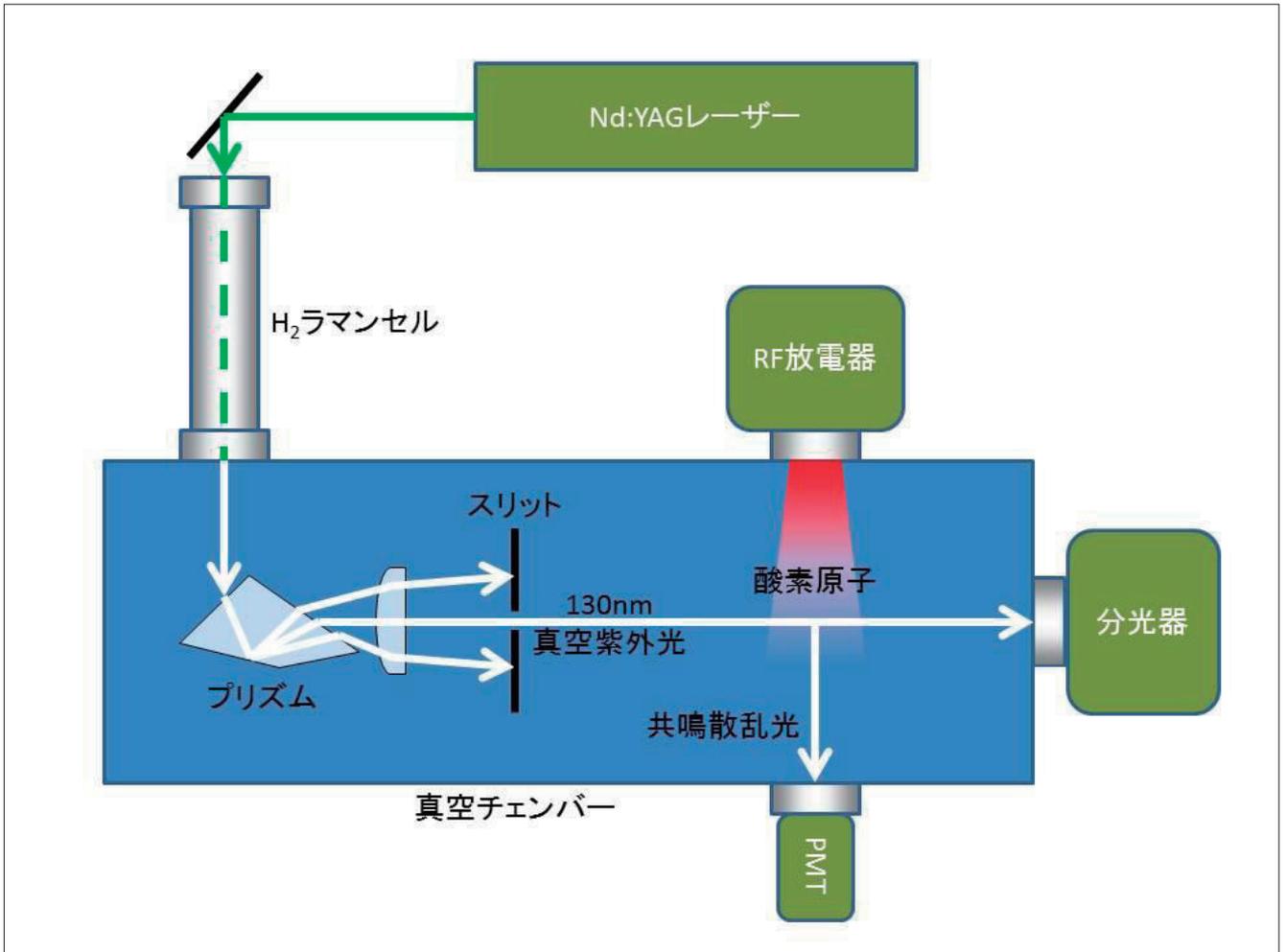
## 宇宙実験でのレーザーシステム



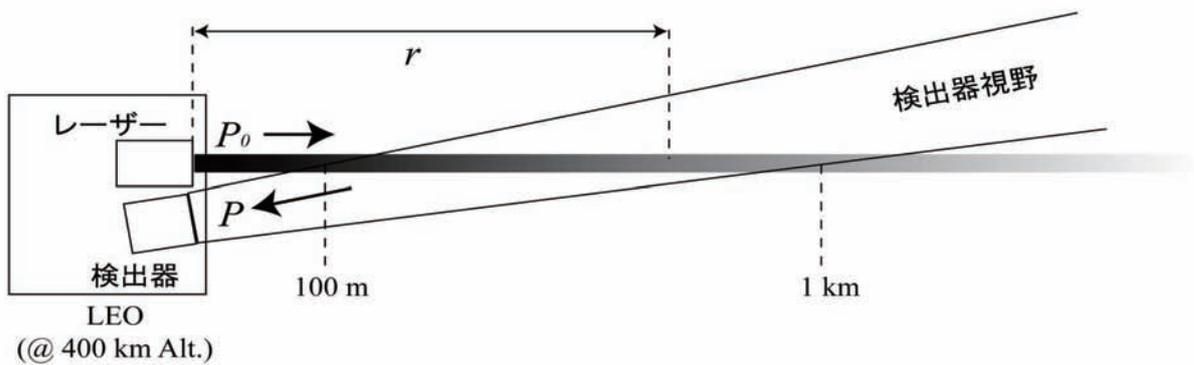
小型のセルを挿入するだけで、真空紫外線が発生する。  
励起レーザーが重要

## 真空紫外反ストークス光出力例





## 衛星搭載用 酸素原子密度測定器



後方散乱強度Pについてのライダー方程式

$$P = P_0 n A \eta \sigma \int \frac{T^2}{r^2} dr$$

n: 酸素原子密度    A: 受光面積    η: 検出器効率    σ: 散乱断面積  
T: 透過率

# 真空紫外レーザーの応用の利点

- 強い光強度によるS/N比の向上
- 高い指向性による観測領域の延伸
- 波長幅・波長可変によるドップラーシフトの低減
- パルス・レーザーによる昼夜観測

# ELMOS Constellation

## —GPS 掩蔽・電子温度・電子密度同時観測衛星群が拓く多分野横断的観測—

児玉 哲哉（宇宙航空研究開発機構）

The ELMOS Small Satellite Constellation

Tetsuya Kodama (JAXA)

Key Words: ELMOS Constellation, GPS Occultation, Lithosphere-Atmosphere-Ionosphere Coupling

### Abstract

The ELMOS satellite constellation is composed by one small satellite and 4-5 microsattellites. The ELMOS main satellite is a typical aeronomy satellite, however, GPS occultation receiver, impedance probe and electron temperature probe are equipped for all the satellites. Its mission objectives are improvement of weather forecast accuracy, scientific research from the ionosphere to the lithosphere and engineering applications of space environment monitor and space weather.

### 1. はじめに

2006年に宇宙理学委員会に提案した地球電磁環境モニター衛星：ELMOSは単一衛星の提案であったが、JAXAが実施中のアジア太平洋地域のための衛星計画：STAR計画に対し、2009年にGPS掩蔽・電子密度・電子温度同時観測を実施するマイクロ衛星：SeismoSTARを提案し、STAR計画室の初期検討結果として50kg級衛星でフィージビリティを確認した。同年11月に開催された国際標準電離層ワークショップでSeismoSTAR構想を発表し、国際標準電離層タスクグループよりサポート・レターを獲得した<sup>1)</sup>。

そこでELMOS衛星群は小型科学衛星バスの主衛星と4~5機の子衛星で構成され、全ての衛星にGPS掩蔽受信機・電子密度・電子温度プローブを搭載する予定である（図1）。

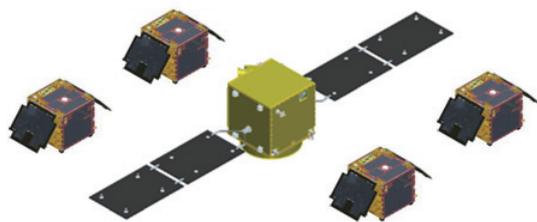


図1 ELMOS衛星群の構成例

平成16年9月9日、第39回総合科学技術会議で決定された「我が国における宇宙開発利用の基本戦略」においても、気候変動メカニズムの解明と予測、気候変動影響の検知と予測、災害の予知・予測など実社会に役立つデータを科学的知見を活用して引き出し、その提供を推進することが明記されており、ELMOS衛星群はその一つの解答となり得るものである。

### 2. 目的

ELMOS衛星群の目的は、(1)実利用：高精度かつシンプルでキャリブレーションフリーの観測手法であるGPS掩蔽観測技術の確立及び気象予測精度の向上、(2)科学研究：電離圏・中間圏・大気圏・地圏及び海洋の多分野横断的研究、(3)工学利用：宇宙環境・宇宙天気分野への貢献である。

GPS掩蔽観測データは、全球モデルの予報を大幅に改善することが実証されており、気象庁はGPS掩蔽観測結果を気象庁全球数値予報に同化する開発を進めている<sup>2,3)</sup>。ELMOS衛星群が提供する本データは、気象予測精度改善への利用が期待されるとともに、シンプルでキャリブレーション・フリーのGPS掩蔽観測により、低コストで長期間にわたって安定的に地球環境のモニタリングを実現する<sup>4)</sup>。

特にGPS掩蔽と電子密度・温度の同時観測は、電子密度の正確な鉛直分布を知る上で必要不可欠であり、大気圏情報と電離圏情報を分離する観点でも同時測定は必須である。そして、我が国のユニークな電子密度・電子温度プローブよってもたらされる高精度の電離圏情報は、国際標準電離層モデルへの貢献が期待されており、地圏—大気圏—電離圏結合の研究に大きな進展をもたらすものと考えている<sup>5,6)</sup>。

また工学的には、低軌道の宇宙環境を継続的にモニターすることにより、宇宙環境モデルを適時アップデートし、将来の衛星設計に反映させるとともに、宇宙天気予報への利用が期待できる。

表1にELMOS主衛星ミッション機器一覧（案）を示す。子衛星にはGPS掩蔽受信機、電子密度プローブ及び電子温度プローブが搭載される。

表 1 ELMOS 主衛星ミッション機器一覧 (案)

GPS receiver	大気圏・電離圏の掩蔽観測
Impedance probe	電子密度測定
Temperature probe	電子温度測定
VLF receiver	VLF 帯電磁波測定
Electric Probes	三成分電場測定
CCD camera	大気光・雷等の光学観測
Particle detector	エネルギー粒子測定
Topside sounder	電離圏トップサイド測定
Mass analyzer	イオン・中性大気分析
Plasma drift meter	プラズマドリフト方向測定
Magnetometer	三成分磁場測定
TEDA	技術データ取得装置

\* 子衛星は GPS 受信機・電子温度・電子密度プローブを搭載

小型科学衛星バスによる地球観測ミッションの実施は、低コストで打上げ機会を増やすという点で、小型地球観測衛星のみならず、小型科学衛星シリーズ及びロケット全分野における信頼性向上と、量産効果によるコストの低減、そして研究開発衛星から現業衛星へ繋げるといふ「よい循環」が期待できる。そしてもう一つの意義は、衛星開発のハードルが下がることで、これまで実施しにくかった革新的・先鋭的ミッションを実施できる可能性が高まるということである。

平成 22 年 5 月 25 日に開催された宇宙開発戦略本部会合（第 4 回）で審議された「宇宙分野における重点施策について」においても(1)小型衛星・小型ロケットによる新たな市場の開拓、(2)衛星・センサーのシリーズ化の推進、(3)リアルタイムの地球観測衛星網の構築等が謳われており、本提案はこれら施策に貢献することが可能である。

### 3. ELMOS の目指すもの

世界初の GPS 掩蔽・電子密度・電子温度同時観測衛星群による電離圏・中間圏・大気圏・地圏及び海洋にわたる領域の気象利用から大気圏・電離圏科学研究及び宇宙天気・宇宙環境の工学的利用を可能とする多分野横断的観測を実現する。

特に GPS 掩蔽観測がもたらす気象予報精度改善という実利用分野への貢献が約束された課題解決力の高い衛星提案であるばかりか、電離圏科学、超高層物理、大気科学、大気電気学、地震電磁気学及び海洋学等における多分野横断的・学際的研究の進展が期待でき、宇宙環境・通信・測位等の工学的利用価値も高い。

戦略的には低価格の小型衛星を主衛星にすることにより宇宙実証機会の増加、地球観測ミッションの継続性確保、超小型衛星の打上げ機会提供及び H-IIA ロケット打上げ機会の増加により、信頼性の向上と低コスト化を両立させつつ、我が国の宇宙産業の裾野の拡大と強化を実現することが可能となる。(Start Small, Finish Big)

そして我が国は世界的にも地震・火山活動が活発であり、地震予知は国として世界に率先して取り組むべき重要な責務といえる<sup>7)</sup>。その前にはまず、地震前電離圏変動が信頼できる前駆現象として立証されなければならない。必要なデータは、電離圏から大気圏までの領域の科学研究・工学的利用にとって大きな価値を有している。観測に必要な機器は、いずれも我が国の宇宙科学衛星で実績のある高精度・シンプルかつ安価な装置であり、その整備は技術的にも経済的にも十分可能である。

我が国の地球観測の基幹観測システムとして整備するに相応しい能力と発展性を有し、地震前電離圏擾乱の立証という地球科学の新たな知見を拓くため、オール JAXA・オール Japan 体制により、我が国の宇宙開発の未来を拓く小型衛星群:ELMOS コンステレーションの早期実現を目指す。

### 参考文献

- 1) The IRI Task group, Letter of Support for SeismoSTAR, Nov. 29, 2009.
- 2) 津田他：精密衛星測位による地球環境監視技術の開発、平成 14-16 年科学技術振興調整費 先導的研究等の推進
- 3) 小澤他：GPS 掩蔽観測の気象庁全球数値予報モデルへの同化の試み、地球惑星科学関連学会 2004 年合同大会講演集
- 4) 日本学術会議地球電磁気学研究連絡委員会：21 世紀の地球電磁気学、平成 17 年 5 月 19 日
- 5) Liu, J. Y., et al., Seismoionospheric GPS total electron content anomalies observed before the 12 May 2008  $M_w$ 7.9 Wenchuan earthquake, *J. Geophys. Res.*, 114, A04320, doi:10.1029/2008JA013698
- 6) Oyama, K.-I., Y. Kakinami, J.-Y. Liu, M. Kamogawa, and T. Kodama, Reduction of electron temperature in low-latitude ionosphere at 600 km before and after large earthquakes, *J. Geophys. Res.*, 113, A11317, doi:10.1029/2008JA013367
- 7) 上田：地震予知研究の歴史と現状、学士会会報 No.865, 2007

## リアルタイム磁気圏シミュレーションデータを用いた 静止軌道プラズマ環境および静止衛星表面帯電の予測

坂田 智、中村 雅夫 (大阪府立大学)、品川 裕之 (情報通信研究機構)、  
藤田 茂 (気象大学校)、田中 高史 (九州大学)

### 概要

情報通信研究機構 (NICT) によって行われているリアルタイム磁気圏シミュレーションの結果と静止衛星の観測値との比較・解析を行った。その結果から得られた静止軌道プラズマ環境および静止衛星表面帯電の予測手法を紹介し、シミュレーションの予測精度の検証について述べる。

### リアルタイム磁気圏シミュレーション

2003 年より、NICT によってリアルタイムな磁気圏シミュレーションが行われている [Den, et al., 2006]。図 1 にそのシステムの概要を示す。ACE (Advanced Composition Explorer) 衛星は、地球から太陽方向に約 150 万 km 離れた太陽と地球の重力が釣り合うラグランジュ第 1 点にあり、太陽風の観測データを地球に送っている。ACE 衛星によって観測された太陽風の磁場、速度、温度、密度を入力パラメータとして、スーパーコンピューター NEC SX-8R の 1 ノードを占有して磁気圏シミュレーションが行われている。太陽風は平均約 400km/s の速度を持っているため、ACE 衛星通過後、約 1 時間で地球磁気圏に到達する。したがって、シミュレーション結果は約 1 時間後の磁気圏の状態を計算していると考えられる。

磁気圏シミュレーションの計算には、3次元の電磁流体 (Magneto-hydrodynamics: MHD) 計算手法が用いられている [Tanaka, et al., 1994]。この計算手法は、イオンと電子からなるプラズマを 1 流体と近似して解く方法で、実質的に、プラズマの質量の大部分を担っているイオンの流体的運動を計算していることになる。しかし、プラズマを流体近似したことにより、プラズマの粒子的性質を取り扱えず、粒子効果による加熱・加速や、内部磁気圏の強磁場領域におけるドリフト運動などが正しく取り扱えない。また、衛星表面帯電には電子が重要なパラメータとなっているが、MHD 計算では実質的にイオンの流体運動を取り扱っているという問題がある。

### 静止軌道プラズマ環境と静止衛星表面帯電

太陽風が乱れると、磁気圏尾部のプラズマシートから高温 (数~数十 keV) のプラズマが静止軌道夜側に注入される突発的な現象 (サブストーム・プラズマ・インジェクションと呼ばれる) が発生することがある。その際、静止軌道夜側に高温の電子が増加するが、衛星表面の電位は電子温度に依存するため、衛星表面は周囲の宇宙空間に対してマイナス数 kV の電位を持つことがある。表面が帯電すると放電を起こすことがあり、その結果衛星

障害が発生する危険性がある。

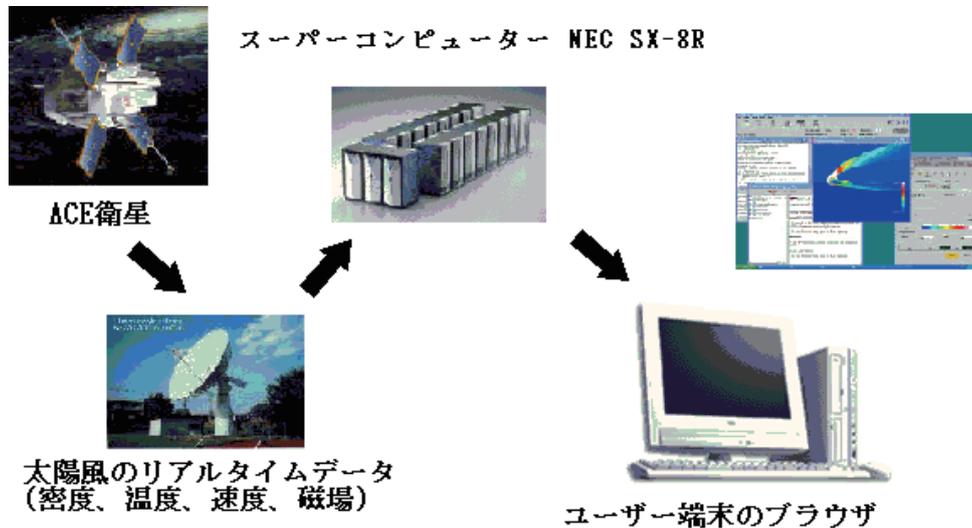


図 1：情報通信研究機構のリアルタイム磁気圏シミュレーションシステムの概要  
(公開 URL: <http://www2.nict.go.jp/y/y223/simulation/realtime/home.html>)

### シミュレーションと観測の比較

シミュレーション結果と観測結果とを比較するため、Los Alamos National Laboratory (LANL) の静止衛星に搭載された Magnetospheric Plasma Analyzer (MPA) の Key Parameter として公開されている、イオン密度 ( $0.13\text{-}45\text{keV/e}$ ) と電子密度 ( $0.03\text{-}45\text{keV/q}$ ) とそれぞれの温度 (磁場に平行成分と垂直成分の平均値) を 5 分平均した値を用いた。ただし、磁気圏サブストームによるプラズマ・インジェクションに着目しているため、シミュレーション結果のうち静止軌道真夜中位置での値と、磁気地方時 (MLT) 21~3 時の夜側での観測値とを用いて比較した。その結果、イオンの観測とシミュレーション結果は定量的に合致していなかった[中村, et al., 2006, 2008]。次に、電子の観測とシミュレーションとを比較した結果について述べる。図 2 に、2006 年 2 月 15 日のシミュレーション結果と電子の観測結果とを示す。図の圧力に着目すると、シミュレーションの圧力が上昇した約 1 時間後に、観測された電子圧力も上昇しており、シミュレーション結果と観測結果が比較的良く合っていることがわかる。この原因としては、電子はプラズマ・インジェクションの際、磁気圏尾部から流体的な断熱過程による圧力上昇を受けることから、電磁流体計算から得られる圧力上昇と定量的に良く合致したことが考えられる。しかし、密度と温度については定量的な合致は見られず、シミュレーションで得られる密度は、ほとんどの場合観測よりかなり大きな値となっている。そのため、密度を観測頻度が高い  $0.5 \text{ 個/cm}^3$  と仮定して、圧力から再計算して求めた温度と観測で得られた電子温度を比較した。その結果、再計算したシミュレーションの温度は、観測される電子温度の上限値を推定してい

ると考えられることが分かった。また、推定した電子温度の上限値から、衛星のモデル計算等を用いると、乖離電圧と衛星電位の予想最悪値を求めることができる [中村, et al., 2009]。

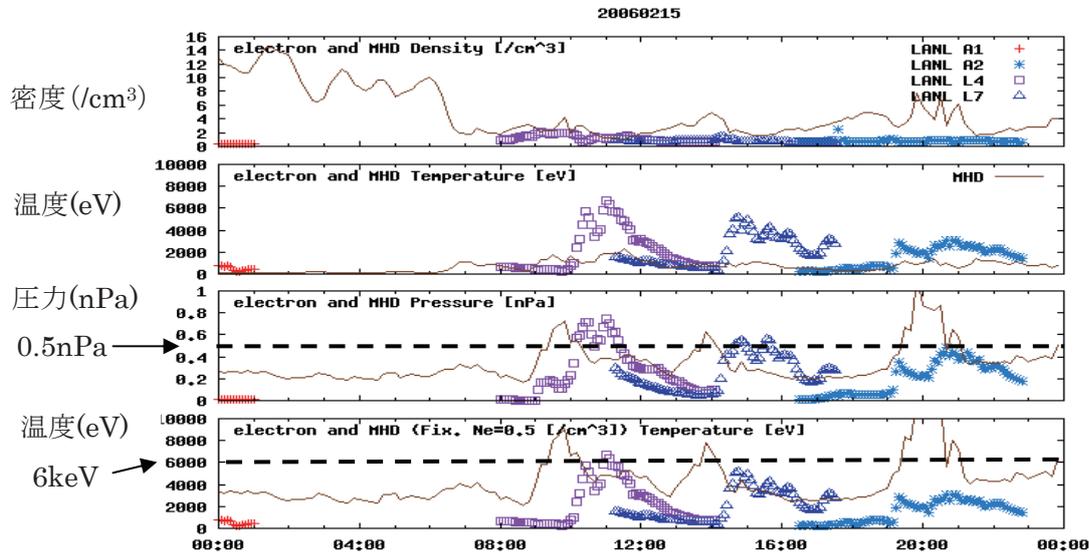


図2：2006年2月15日に4機のLANL静止衛星（A1,A2,L4,L7）が観測した夜側（MLT：21～3時）の、上から電子密度、電子温度、電子圧力の5分平均値に、シミュレーション結果の静止軌道真夜中位置で得られた密度、温度、圧力を重ねて示した。一番下のグラフは、密度を0.5個/cm<sup>3</sup>と仮定してシミュレーション結果の圧力から再計算した温度。シミュレーション結果は、観測に比べ太陽風の到達時間（約1時間）だけ前にずれている。

### シミュレーションの予測精度の検証

2006年1月～4月において、シミュレーション結果が35分～2時間後に観測される電子圧力と電子温度をどの程度予測できているのかを調べた。この時間幅は、太陽風の速度が700km/sの場合、約35分後に太陽風が磁気圏に到達することと、シミュレーションに対する実際の磁気圏の反応が最大で約2時間遅れる場合までを想定して設定した。また、シミュレーションの圧力が0.5nPaのとき、シミュレーションから予想される電子温度の最悪値は約6keVとなる（図2の一番下のグラフ）。静止軌道夜側の電子温度が6keV以上のときに、障害が発生する危険な衛星帯電が生じると考え、0.5nPaと6keVを予測精度の検証を行う際の判断基準とした。つまり、シミュレーションの圧力が0.5nPa以上か以下かによって、危険な衛星帯電の可能性を判断した。

そこで、以下の4つの条件の下で、その条件を満たすシミュレーションのデータ数を計算し、シミュレーションの予測精度を検証した。①ある時刻のシミュレーションの圧力が0.5nPa以上で、かつその35分～2時間後に電子圧力も0.5nPa以上となる場合 ②ある時刻のシミュレーションの圧力が0.5nPa以上で、かつその35分～2時間後に電子温度が

6keV 以上となる場合 ③ある時刻のシミュレーションの圧力が 0.5nPa 以下であるが、その 35 分～2 時間後に電子圧力が 0.5nPa 以上となる場合 ④ある時刻のシミュレーションの圧力が 0.5nPa 以下であるが、その 35 分～2 時間後に電子温度が 6keV 以上となる場合 この計算で得られた結果を表 1 に示す。

表 1：ある時刻のシミュレーションの圧力が 0.5nPa 以上または以下の場合に、その 35 分～2 時間後に観測された 0.5nPa 以上の電子圧力と 6keV 以上の電子温度のデータ数とその割合

	電子圧力 $\geq$ 0.5nPa	電子温度 $\geq$ 6keV
シミュレーションの 圧力 $\geq$ 0.5nPa (全体の約 14%) (データ数 17677)	① 割合：約 24.4% (全体の約 3.5%) (データ数 4315)	② 割合：約 4.47% (全体の約 0.6%) (データ数 791)
シミュレーションの 圧力 $\leq$ 0.5nPa (全体の約 86%) (データ数 105493)	③ 割合：約 3.81% (全体の約 3.3%) (データ数 4016)	④ 割合：約 0.3% (全体の約 0.3%) (データ数 316)

### まとめ

予測が正しかった場合、つまり、シミュレーションの圧力が 0.5nPa 以上でかつその 35 分～2 時間後に電子の圧力も 0.5nPa 以上であった割合は全体の約 3.5%であり、シミュレーションの圧力が 0.5nPa 以下でかつその 35 分～2 時間後に電子の圧力も 0.5nPa 以下であった割合は全体の約 83%であった。従って、これらの割合を足し合わせた約 86%がシミュレーションの予測精度となる。また、電子圧力の上昇 (0.5nPa 以上) のみの予測精度は約 24%であり、そのうち、電子温度上昇 (6keV 以上) の予測精度は約 4.5%であった。

### 今後の課題

さらに予測精度の検証を進める上で、以下の 2つの課題に取り組む必要がある。1つ目は、MLT21～3 時の観測値を比較対象としたことである。電子は静止軌道夜側から朝側にドリフトするため、例えば MLT23～5 時頃までの観測値を比較対象とすることで、より適切にシミュレーションの予測精度の検証を行うことができると考えられる。2つ目は、比較した期間が 4 ヶ月と短期間なことである。より長期間のデータを用いた比較を行うことで、太陽活動や季節変化を考慮した解析が可能になる。

### 参考文献

- ・Den, M. et al.; “Real-Time Earth’s Magnetosphere Simulator with 3-Dimensional MHD

Code”, *Space Weather*, 4, S06004, doi:10.1029/2004SW000100, 2006

・ Tanaka, T.; “Finite Volume TVD Scheme on an unstructured Grid System for Three-Dimensional MHD Simulations of Inhomogeneous Systems Including Strong Background Potential Fields”, *J. Geophys. Res.*, 111, 381, 1994.

・ 中村 雅夫、他、「磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道プラズマ環境予報」、第3回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集、JAXA-SP-06-035、2006

・ 中村 雅夫、他、「磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道衛環境予測：観測との統計解析」、第5回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集、JAXA-SP-08-018、2008

・ 中村 雅夫、他、「リアルタイム磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道衛星表面帯電予測」、第6回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集、JAXA-SP-09-006、2009

# 双極子型磁気シールドを用いた宇宙線遮蔽の数値解析

永野 優一, 成行 泰裕<sup>1)</sup>, 臼井 英之<sup>2)</sup>, 小嶋 浩嗣<sup>3)</sup>

高知工業高等専門学校 電気工学科

<sup>1)</sup> 高知工業高等専門学校 電気情報工学科

<sup>2)</sup> 神戸大学 システム情報学研究科

<sup>3)</sup> 京都大学 生存圏研究所

October 19, 2010

## 1. はじめに

宇宙空間は高エネルギーの電子や陽子で構成されたプラズマに満たされている。これらのプラズマの中でも高エネルギーの粒子は宇宙線と呼ばれ、そのエネルギーは最高で  $10^8\text{eV}$  以上に達することが知られている [1]。地球に住む我々は、地球の固有磁場と大気によって、有害な宇宙線から守られてきた [2]。しかし 20 世紀中盤以降、人類は地球外・地球磁気圏外へと活動の場を広げ、それに伴い宇宙線の脅威に直接さらされるようになった。具体的には、航空機に乗る乗務員の被曝や半導体素子のソフトウェアがあげられる。さらに現在の宇宙ステーションなどを中心とした有人の宇宙活動は地球の磁気シールド（磁気圏）の奥深くで行われているが、将来計画されている月・火星における長期の有人ミッションにおいては、宇宙線からの人体保護は深刻な問題になり得る。

宇宙線から衛星・人体を守る方法としては、古くからいくつかの手法が提案されてきた [2, 3] が、余り多くの進展はなかった。しかし近年、月・火星への有人飛行が現実的なこととして議論し始められたことで、注目を集めるようになった。宇宙線から人体を守る方法（シールド）は「受動的手法 (passive shielding)」と「能動的手法 (active shielding)」の二つに分けられる [3]。「受動的手法」とは、地球大気のように厚い壁や水などを居住空間の周りに敷き詰め宇宙線から守る方法である。この手法は原理は簡単であるが、重量がかさばるという大きな欠点があり、打ち上げも含めたミッションとしては現実的ではない<sup>1</sup>。「能動的手法」は電場を使ったものと磁場を使ったものの二通りに分けられるが、電場を使ったものはイオンを跳ね返すと電子が寄って来てしまいシールドの性能低下、損傷等が生じるため現実的ではない。磁場を使用したシールド (磁気シールド) [4] は、原理としては地球磁気圏と同様にローレンツ力によって荷電粒子の侵入を防ぐ方法であり、近年実験やシミュレーションの研究が相次いで発表された [5, 6, 7]。地球の固有磁場などの双極子磁場中には荷電粒子が侵入できないドーナツ状の領域 (Stormer 領域) が形成されることが知られており、その理論に基づいて磁気シールドの可能性が議論されていた [8]。しかし近年 Shepherd ら [5] は、現実に想定されるコイルでは、コイル半径が十分小さい場合で無い限り Stormer 領域が形成されず、さらに Stormer 領域が形成された場合でも超相対論的な高エネルギー宇宙線のシールドのためには  $10^8\text{[A]}$  以上の

非常に強い電流を用いる必要があることを数値計算により示した。このような強い電流は実現性に加え、強磁場による人体への悪影響も懸念される。さらに最近になり、Shepherd ら [7] から表面に電流が流れるドーナツ状衛星を想定すると、衛星内部は比較的弱磁場で、磁気シールドが展開できることが示されたが、電流量などの問題は解決されていない。一方で、2008 年に行われた実験 [6] では、宇宙船を模した物質を磁化し超音速プラズマ流の中に配置して実験が行われ、双極子磁場がプラズマ流の中で作る小さな「穴」であっても磁気シールドとしては十分有用であることが示唆された。しかし、実験に使用されるモデルやパラメータは小さなもので、現実的なパラメータとの対応は明らかではない。また数値計算も行われているが、低エネルギー宇宙線の観点からしか議論されておらず、高エネルギー宇宙線についての議論はなされていない。

現在の状況を鑑みるに、全ての宇宙線の侵入を防ぐ磁気シールドを展開するには多くの問題があるが、他の手法の中では磁気シールドが最も現実的であるのも事実である。また、磁気シールドの研究においても、磁場によって宇宙線の侵入がどの程度低減されるかを定量的に示した報告は無く、多角的な視点からのアプローチに欠けているのも事実である。そこで本研究では、月や火星などの地球磁気圏外への有人飛行時における「有効な」磁気シールドの多角的視点からの検討のための基礎的知見を得ることを目的とし、双極子型の磁気シールドによって高エネルギー宇宙線の侵入がどのように遮蔽・低減されるかの詳細な数値解析を行う。

## 2. テスト粒子計算の概要

数値解析を行うにあたって、本研究では磁気双極子磁場を与え、荷電粒子の運動方程式を 4 次の Runge-Kutta 法を用いて数値解析を行った [9]。

### 2.1 宇宙線の運動方程式

電磁場中における宇宙線の運動方程式は、速度  $\vec{v}$ 、電場  $\vec{E}$ 、磁場  $\vec{B}$ 、質量  $m$ 、電荷  $q$  とすると、

$$\frac{d\vec{v}}{dt} = \frac{q}{m\gamma} (\vec{E} + \vec{v} \times \vec{B}) \quad (1)$$

である。ただし

$$\gamma = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \quad (2)$$

<sup>1</sup>ただし、水などを地球外で安定供給できれば話は変わってくる。

ここでは、 $\vec{E} = (0, 0, 0)$  として双極子磁場からの宇宙線粒子の運動への影響を議論する。

## 2.2 磁気双極子

本研究では磁場を使用した磁気シールドの実験の数値解析を行うために、円形コイルが発生させる磁場を式(3)の磁気双極子磁場で表す。

$$B = \frac{Q_m}{4\pi} \frac{\vec{r}_1}{|\vec{r}_1|^3} - \frac{Q_m}{4\pi} \frac{\vec{r}_2}{|\vec{r}_2|^3} \quad (3)$$

ここで、 $Q_m$  は磁気双極子の磁荷、 $\vec{r}$  は磁荷から宇宙線までの相対的な位置ベクトルを表している。式(3)は磁気双極子の距離が十分短い場合は非常にいい近似である[10]。

## 3. 磁気シールドの数値解析

本研究では磁気シールドの性能を調べるために、磁気双極子の磁荷と宇宙線の初期速度を変化させた時のシールド内に突入する宇宙線の変化について、数値計算を用いた解析を行った。

### 3.1 条件

- 正負の磁荷の位置はそれぞれ  $(0, 0.001, 0), (0, -0.001, 0)$  とする
- 宇宙線は磁極から距離  $x = 1000.0, -1.0 \leq y \leq 1.0, -1.0 \leq z \leq 1.0$  の  $yz$  平面に 250000 個を 0.004 間隔で配置する
- 初期速度  $\vec{v} = (1000.0, 0, 0), (10000.0, 0, 0), (20000.0, 0, 0)$  の 3 パターンとする
- 磁荷  $Q_m$  は  $1.0 \times 10^4$  から  $5.0 \times 10^5$  まで変化させる
- 衛星サイズを半径 0.01 の球程度とし、 $r < 0.1$  のとき磁気シールドを突破されたと判定する
- 時間は 0 から 12 まで時間刻み  $\Delta t = 0.000001$  で変化する

### 3.2 規格化

Table 1規格化

	実際的大小	規格化後の大きさ
長さ	100[km]	1000
速さ	10,000[km/s]	1000
時間	0.01[s]	1
磁場	1.004[ $\mu$ T]	1

今回は、表1のように各値を規格化し数値解析を行った。保存量を計算し誤差判定を行い、その誤差は  $10^{-6}$  以下になるように数値解析を行った。

## 4. 解析の結果

### 4.1 磁荷の変化に対する突入粒子数の変化

$V_0 = 10^3$  の場合は磁荷の増加によって突入粒子数も増加し、ピークを越えると減少している [11]。現段階では  $V_0 = 10^4$  のときは磁荷の増加によって突入粒子数はほとんど変化しておらず、 $V_0 = 2 \times 10^4$  では単調減少となっていることが確認できた (Fig.1)。

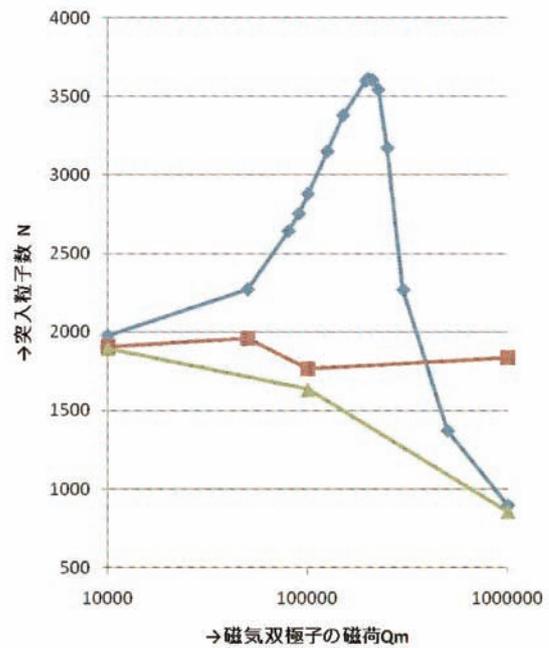


Fig. 1 磁荷の変化に対する宇宙線の突入数。青色の◆、赤色の■、緑色の▲はそれぞれ  $V_0 = 10^3$ ,  $V_0 = 10^4$ ,  $V_0 = 2 \times 10^4$  に対応している。

## 5. 今後の展望

今後は、相対論的な宇宙線の侵入経路を詳しく解析する必要がある。また、複数衛星による編隊飛行や居住空間の形状の検討などの検討を今後進める必要がある。

- [1] 桜井隆, 小島正宜, 小杉健朗, 柴田一成 [著]: 太陽, 日本評論社, 2009
- [2] Shielding Space Explorers from Cosmic Rays, Space Weather, Vol.3, 2005
- [3] Townsend, L.W, Aerospace Conference, IEEE, 724-730, 2005
- [4] Levy, R. H., Afbsd-tn-61-7, Avco-Everett Research Lab. Research Report 106, 1961
- [5] Shepherd, S. G., and B. T. Kress, SPACE WEATHER, VOL. 5, NO. 4, S04001, doi:10.1029/2006SW000273, 2007
- [6] Bamford R et.at, Plasma Phys, Control Fusion 50, 124025, 2008
- [7] Shepherd, S. G., and J. P. G. Shepherd, JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, VOL. 46, doi:10.2514/1.37727, 2009
- [8] Cocks, J. C., S. A. Watkins, F. H. Cocks, and C. Sussingham, J. Br. Interplanet. Soc., 50, 479 484. 1997
- [9] E・クライツィグ [著] 田村義保 [訳]: 数値解析, 培風館, 1988
- [10] 砂川重信 [著]: 電磁気学, 培風館, 1988
- [11] 佐藤拓馬:有人宇宙飛行へ向けた磁気シールドの数値解析, 高知高専卒論,2010

# 人工小型磁気圏と太陽風の相互作用に関する プラズマ粒子シミュレーション

白井 英之、森高 外征雄

(神戸大学大学院システム情報学研究科)、

CRESTマルチスケールプラズマ粒子シミュレーションチーム

JST/CREST



## 背景

### 宇宙環境

その場観測、地上観測

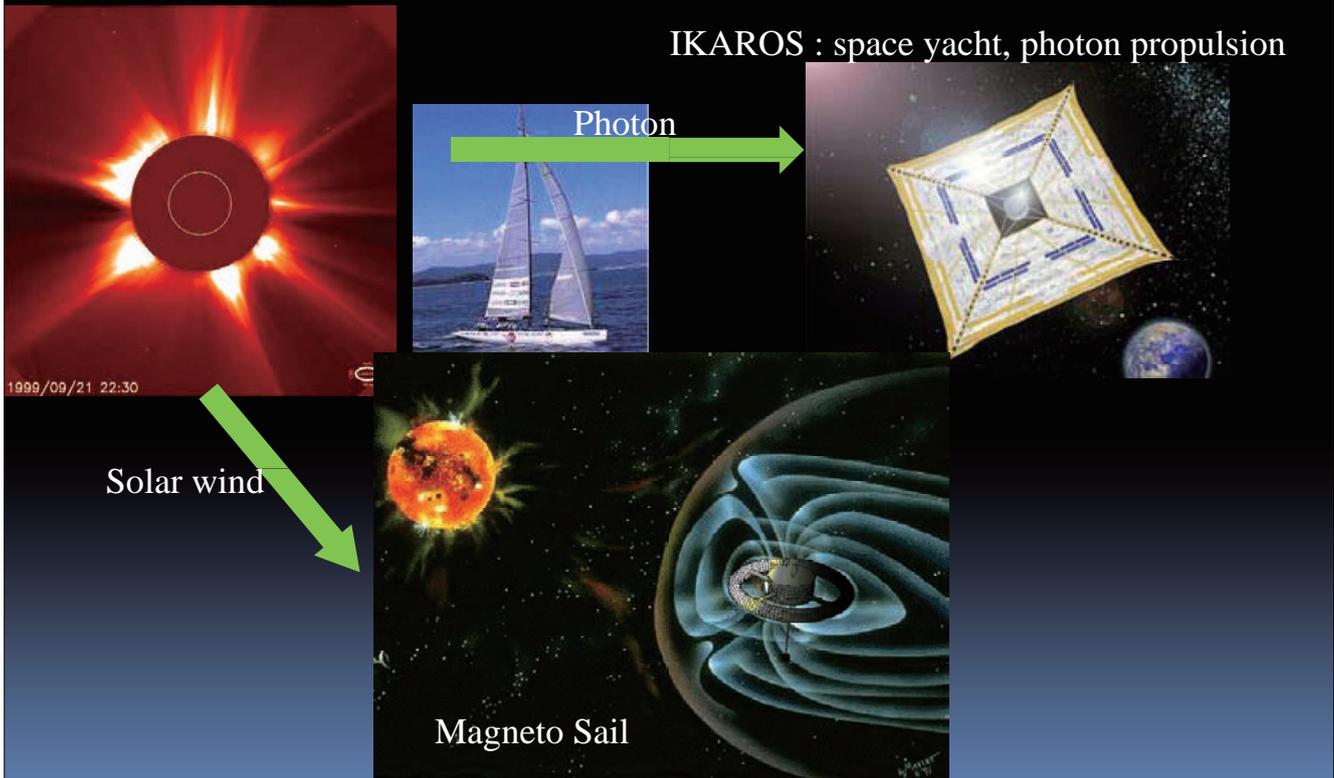
飛翔体、宇宙飛行士への影響

**積極的に利用する。**

例えば、太陽エネルギーを惑星間航行システムに利用しようとする試み

# 太陽エネルギーを利用した航行システム

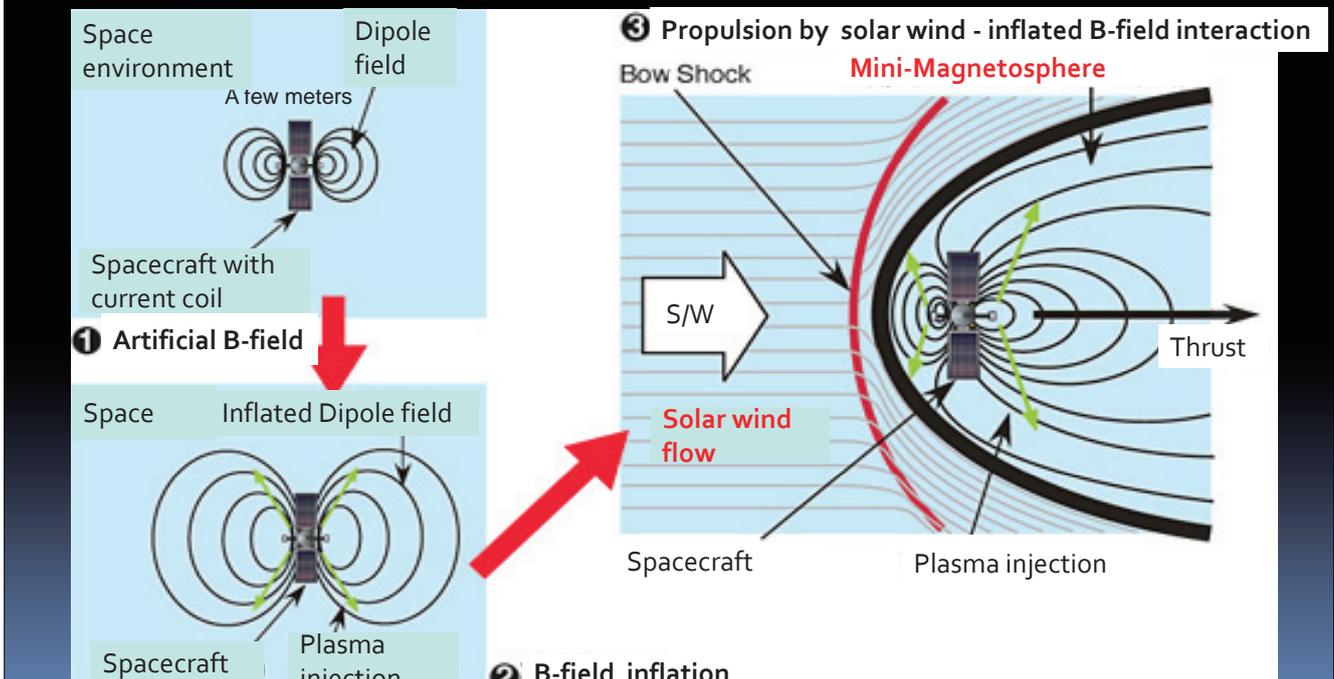
The next generation space propulsion system for interplanetary cruise



IKAROS : space yacht, photon propulsion

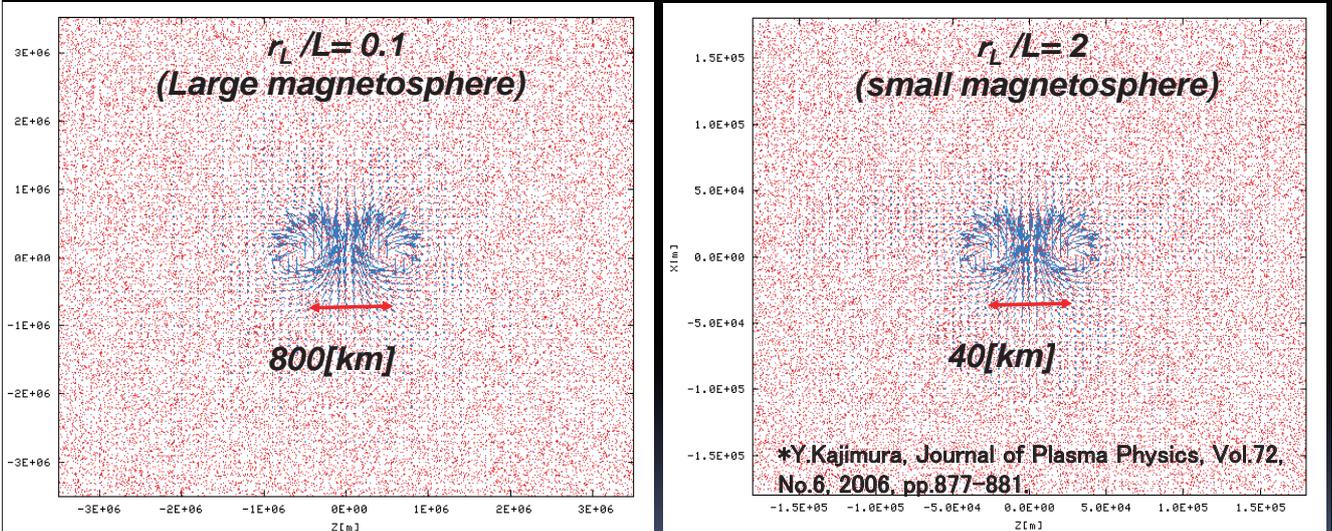
## Magneto Plasma Sail (MPS)

- Magneto sail by Zubrin (1991)
- M2P2 (Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion) by Winglee (2000)
- JAXA started the evaluation of the Magneto Plasma Sail (MPS)



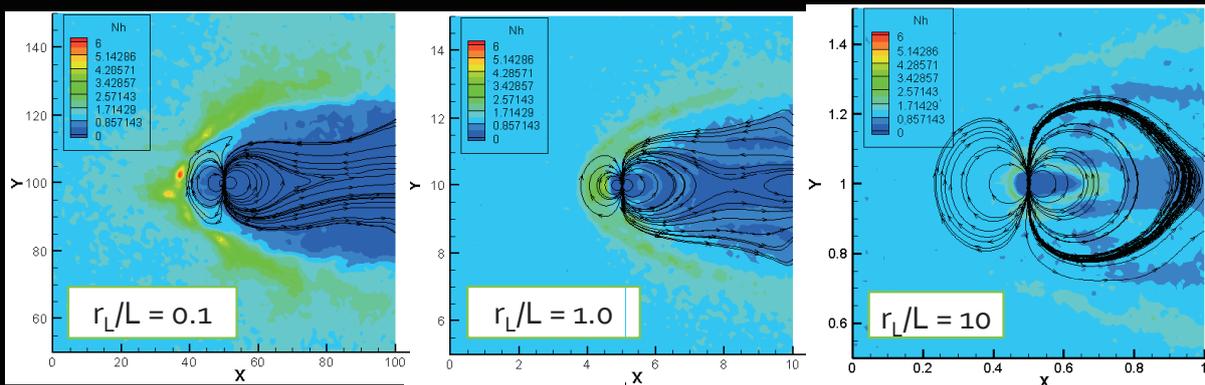
# プラズマ流と小規模ダイポールの相互作用

- ハイブリッド粒子モデル (電子は流体、イオンは粒子)
- $r_L$ : イオンラーマ半径 (ダイポール磁気圧とプラズマ流動圧がつりあう場所)  
*Case 1:  $L=800\text{km}$*   
*Case 2:  $L=40\text{km}$*



当然ながら、case 2では、イオンラーマ半径が相対的に大きいので、相互作用は小さい。(小型磁気圏の形成)

## $r_L/L = 0.1 - 10$ における磁場形状(IMF無し) (JAXA 松本)



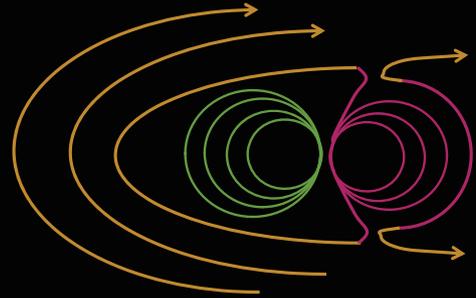
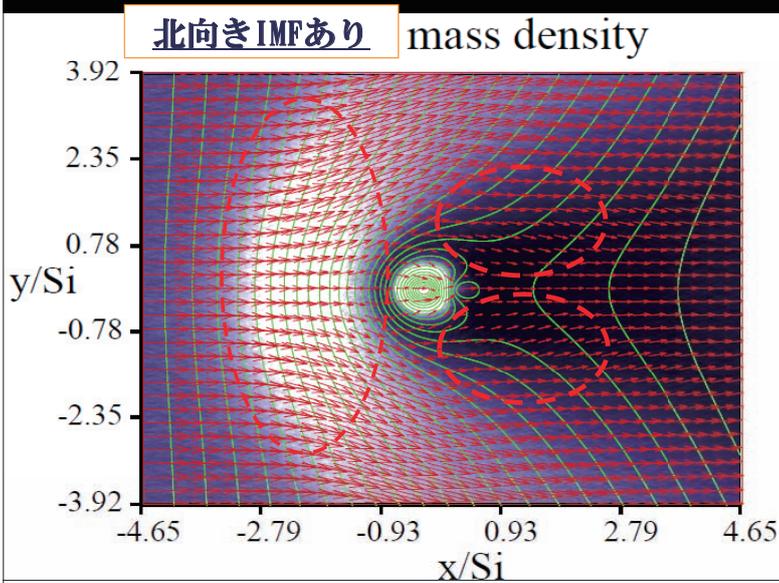
磁場強度を変化。もちろん、磁気圏は小さくなる。



ただ、よく見ると、イオンラーマ半径は十分大きいのに、前面に境界層的構造は見える。

電子 (イオンよりは磁化されている) が関与?

## 惑星間磁場(IMF)との相互作用 (2次元モデル)



IMFを考慮した場合、  
磁気リコネクションにより  
磁気圏内部に  
磁場が蓄積され、  
急峻な電流構造が形成。

バウショックライクな構造も前面に形成  
人工磁気圏がイオン慣性長以下の場合、これらの  
現象がオリジナル磁気圏の構造に大きく影響。

## 惑星間磁場(IMF)との相互作用 (2次元モデル)

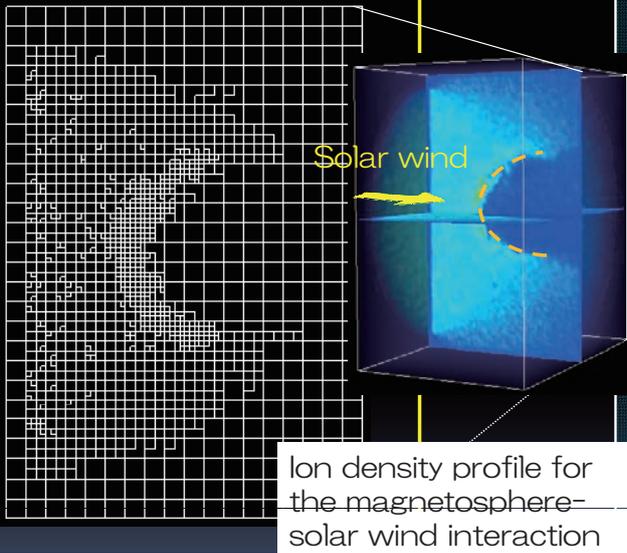
**3次元ではどうなる？  
電流構造はどう変化する？  
推力への影響は？**



**3Dマルチスケール  
シミュレーションで  
詳細解析 (現在進行中)**

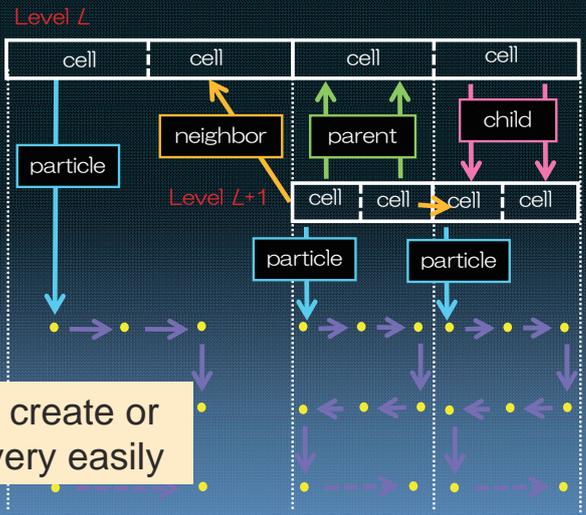
# Application of AMR to PIC

## Example of AMR grid system



## FTT (Fully Threaded Tree) data structure

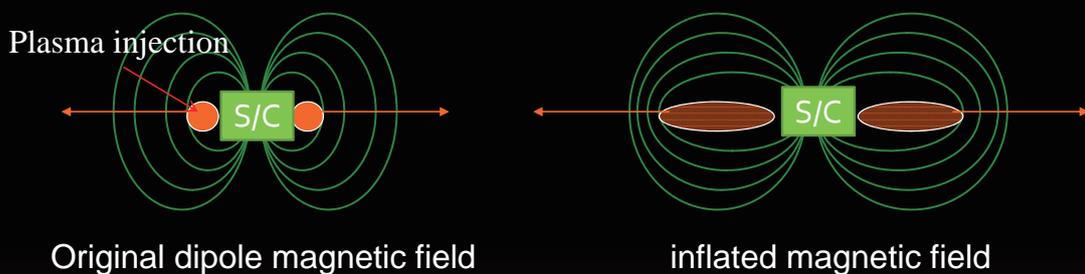
- Hierarchical system of grids is maintained by pointers.
- Each cell is treated as an independent unit organized in a refinement tree structure rather than conventional element of arrays.



FTT structure using pointers enables us to create or destroy the hierarchical structure of grids very easily

## 小型ダイポール磁場を拡大(1)

- プラズマと磁場の関係を逆に利用して磁場構造を拡大したい。
  - 衛星からプラズマ放出してダイポール磁場を外側に引っ張る。
  - 雪かき効果的に、磁場密度 (B) の高い領域が外側にできるのでは？
- “magnetic cavity” near the injection point.



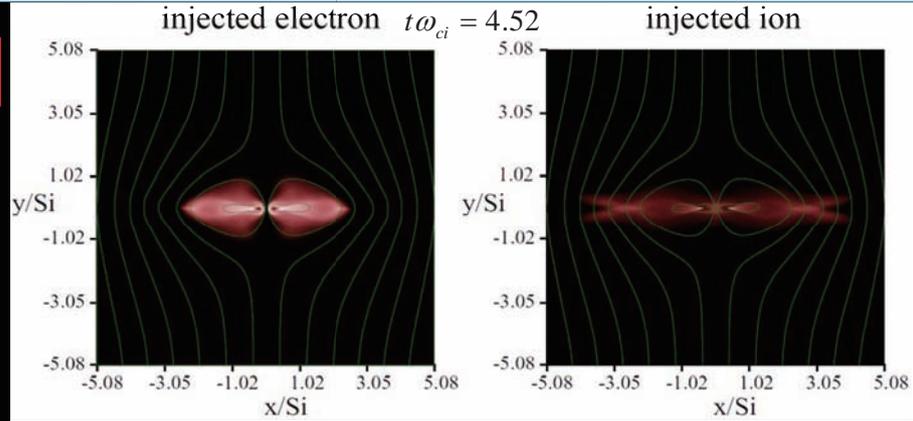
イオンと電子、同時に放出する。  
 重イオンはラーマ半径大。一方、電子は磁化。  
 電子、イオンとも粒子として扱う全粒子シミュレーションを実行。

# 小型ダイポール磁場を拡大(2)

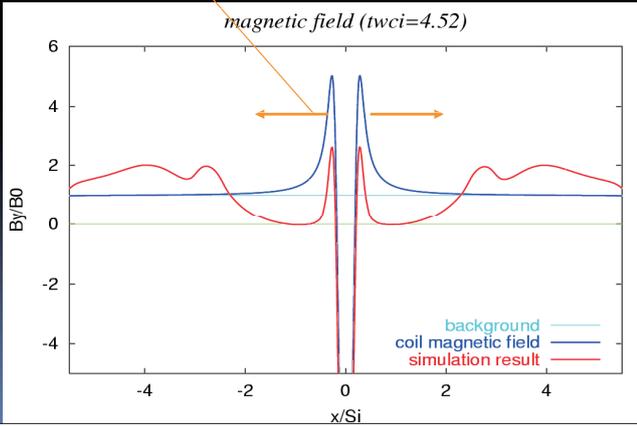
$$\rho_{inject} / L_{\nabla B} = 5.02$$

injected plasma density  
(color contour)  
magnetic field line  
(green lines)

plasma injection



Si : ion inertia length in background plasmas

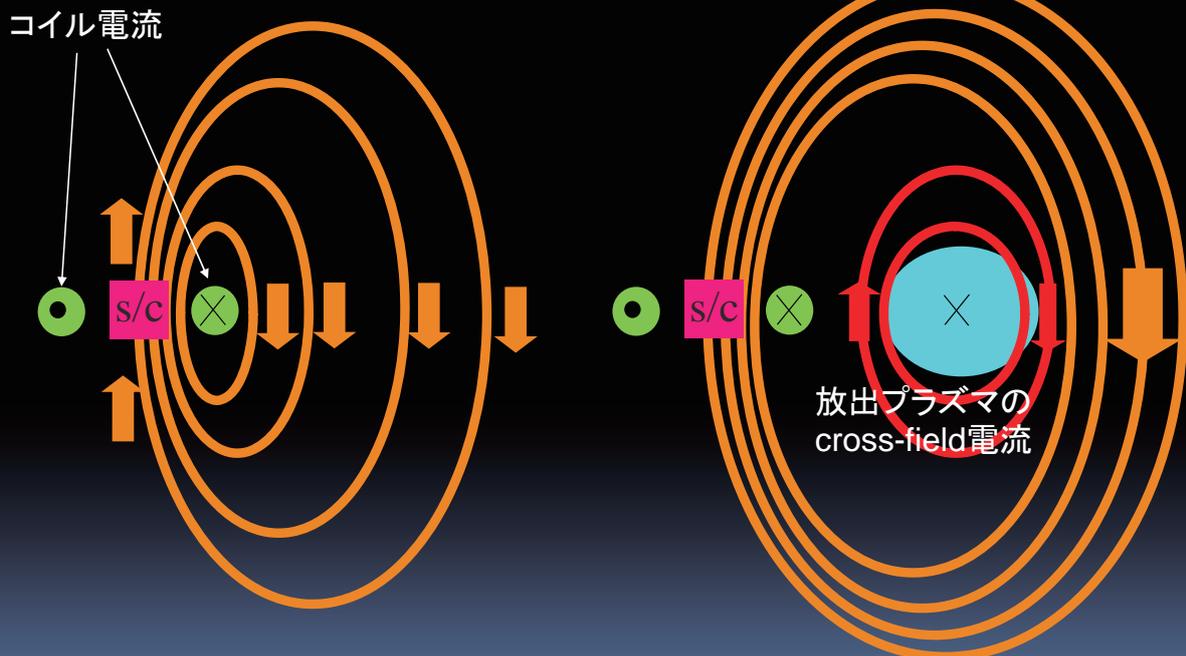


- 磁場（背景+ダイポール）の空間構造は大きく変化。
- 衛星近傍では磁場がほとんどゼロ
- 電子密度の端より外側で、Bの盛り上がり。

## 磁場分布の変化

プラズマ噴射前

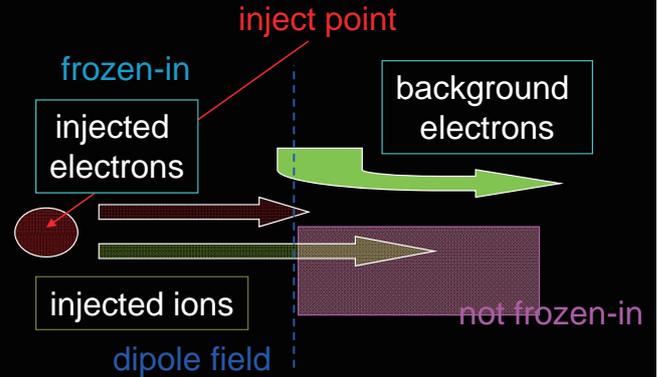
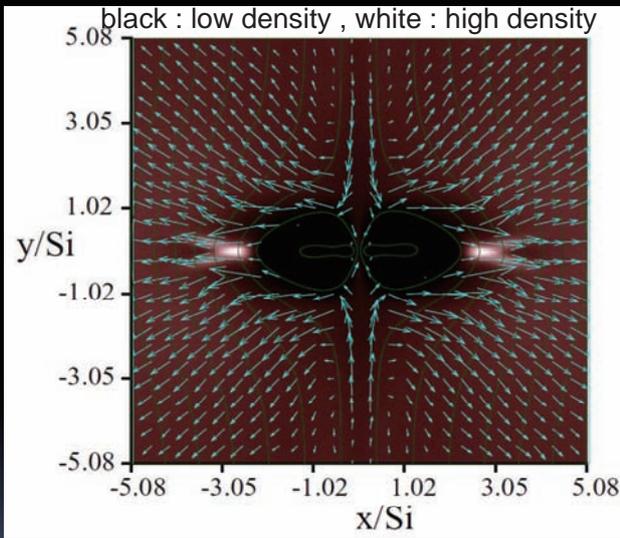
プラズマ噴射後



噴射プラズマによるcross-field 電流により、衛星近傍磁場構造が変形

## 背景電子の役割

background electron flow (blue arrow)  
and density (color contour)



- 背景電子は極域からダイポール領域に流れ込んできて
- ダイポール場の表面を流れ、
- 放出電子が中和できないイオン領域に集まる。

背景電子は、オリジナルのダイポール場を拡大するのには貢献していない。単に、背景磁場を押しやっているだけ。

## まとめ

- 宇宙環境利用として、太陽風を磁場帆で受けて推力を得る磁気セイル
- 人工小型ダイポール磁場と太陽風の相互作用の理解が必要
- イオンスケール（慣性長） $>$  ダイポール磁場スケール $>$  電子スケール という関係
- プラズマの運動論的効果を考慮した粒子シミュレーション解析が有効
- 電子ダイナミクスが小型磁気圏形成や磁場拡大に影響（定量的な解析は現在進行中）
- 月面磁気異常と太陽風の相互作用：MHD近似では無理。
- 水星磁気圏への応用

**SUN**

# 地磁気観測ネットワークの現状と今後の展望

Kyushu University  
SERC  
Space Environment Research Center

湯元 清文<sup>1</sup>, and MAGDAS/CPMN グループ  
<sup>1</sup>九州大学宇宙環境研究センター

- はじめに
- 地磁気観測ネットワークの現状
  - ULTIMA コンソーシアム
  - MAGDAS/CPMN Project
- MAGDASの成果
- 今後の展望

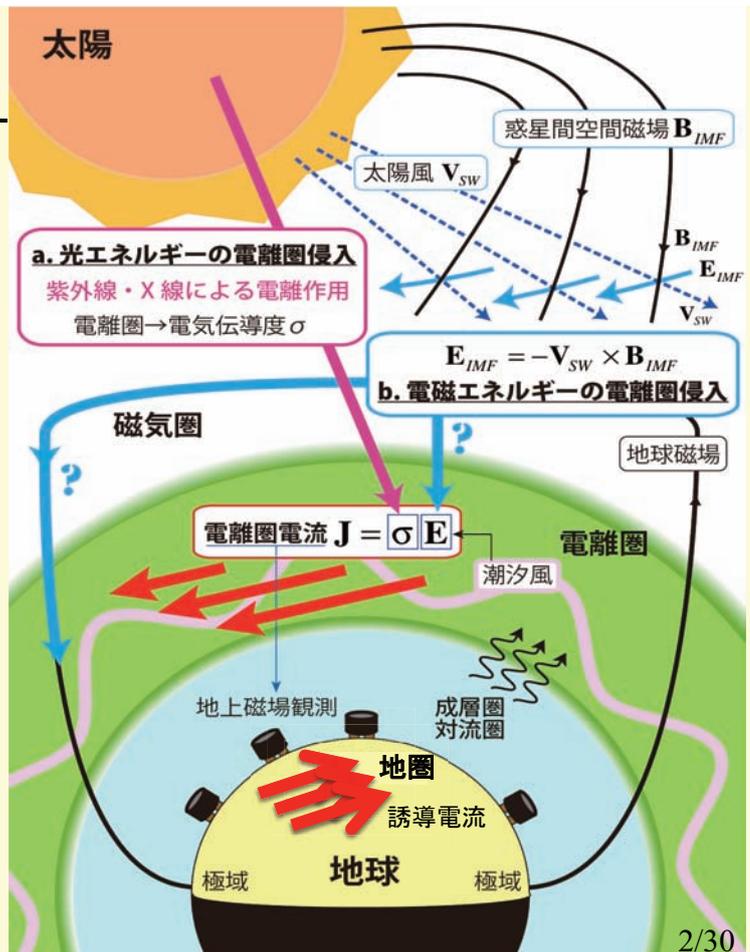
Geospace

Figure courtesy of Space Physics and Aeronomy Section Slide Set, American Geophy 1/30

## 1. 日地(太陽地球系) 科学の創成

: 太陽圏から地圏までの結合過程の解明

- i) 太陽光エネルギー  
~10<sup>12</sup> MW
- ii) 太陽風電磁エネルギー  
10<sup>4</sup>–10<sup>7</sup> MW
- iii) 太陽光エネルギー  
の宇宙線遮蔽(雲)効果



# 2.1-1 Annual ULTIMA General Meeting

at San Francisco on Dec. 13, 2009

- **ULTIMA Meetings**
  - (1) at UCLA on Nov. 17, 2006
  - (2) at Kyoto on Oct. 24, 2007
  - (3) at Tsukuba on Nov.14, 2008
- **Bylaws signed by members**
  - Membership
  - Collaboration
  - Annual meetings
  - Communications



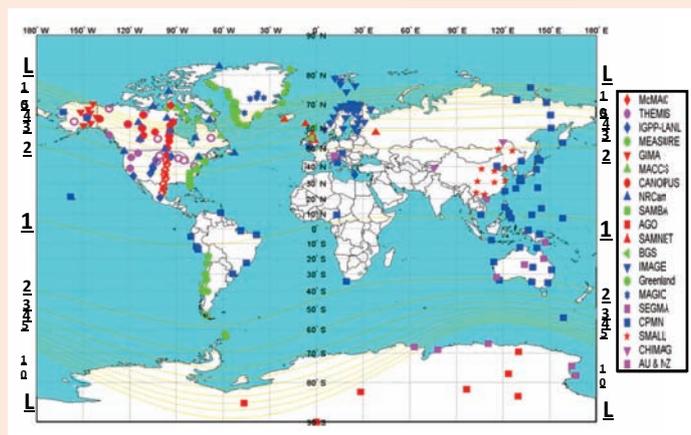
(Counterclockwise from the front left: Kiyoo Yumoto, Brian Fraser, Peter Chi, Mark Moldwin, David Milling, Ian Mann, Vassilis Angelopoulos, Chris Russell; Not pictured: Ray Walker, Eftyhia Zesta)

3/30

## 2.1-2 Purpose of ULTIMA (Ultra Large Terrestrial Magnetometer Array)



- (1) ULTIMA is an international consortium that aims at promoting collaborative research through the use of ground-based magnetic field observatories.
- (2) ULTIMA is composed of individual magnetometer arrays in different countries/regions.
- (3) It provides a platform for each of them to easily and efficiently collaborate with other arrays in order to expand observation coverage.
- (4) It also helps identify the importance and need of individual arrays to continue operation or establish new stations in their host countries.



4/30

## 2.1-3. Present ULTIMA Members

Kiyohumi Yumoto (Chair)	MAGDAS/CPMN	
Chris Russell	IGPP/LANL, THEMIS ground mag.	
Brian Fraser	Australian Magnetometer Network	
Ian Mann	CARISMA	
Eftyhia Zesta	SAMBA	
Mark Moldwin	MEASURE	
Vassilis Angelopoulos	THEMIS ground mag.	
Mark Engebretson	MACCS and AGO	
Massimo Vellante	SEGMA	
Peter Chi (Secretary)	McMAC, Falcon	

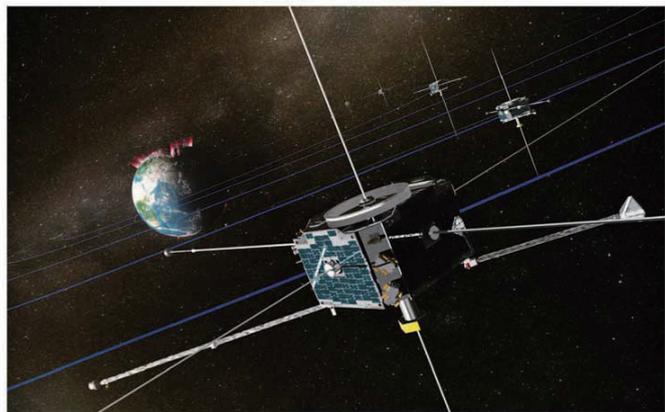
- More members in the ground magnetometer community are being invited.

5/30

## 2.1-4 Connection to Science Satellite Projects

- **Joint observations by satellites and ground magnetometers** have been one widely used methodology to investigate a wider region of the geospace environment.

National Aeronautics and Space Administration



THEMIS—Time History of Events and Macroscale Interactions During Substorms  
www.nasa.gov (courtesy of NASA/THEMIS)

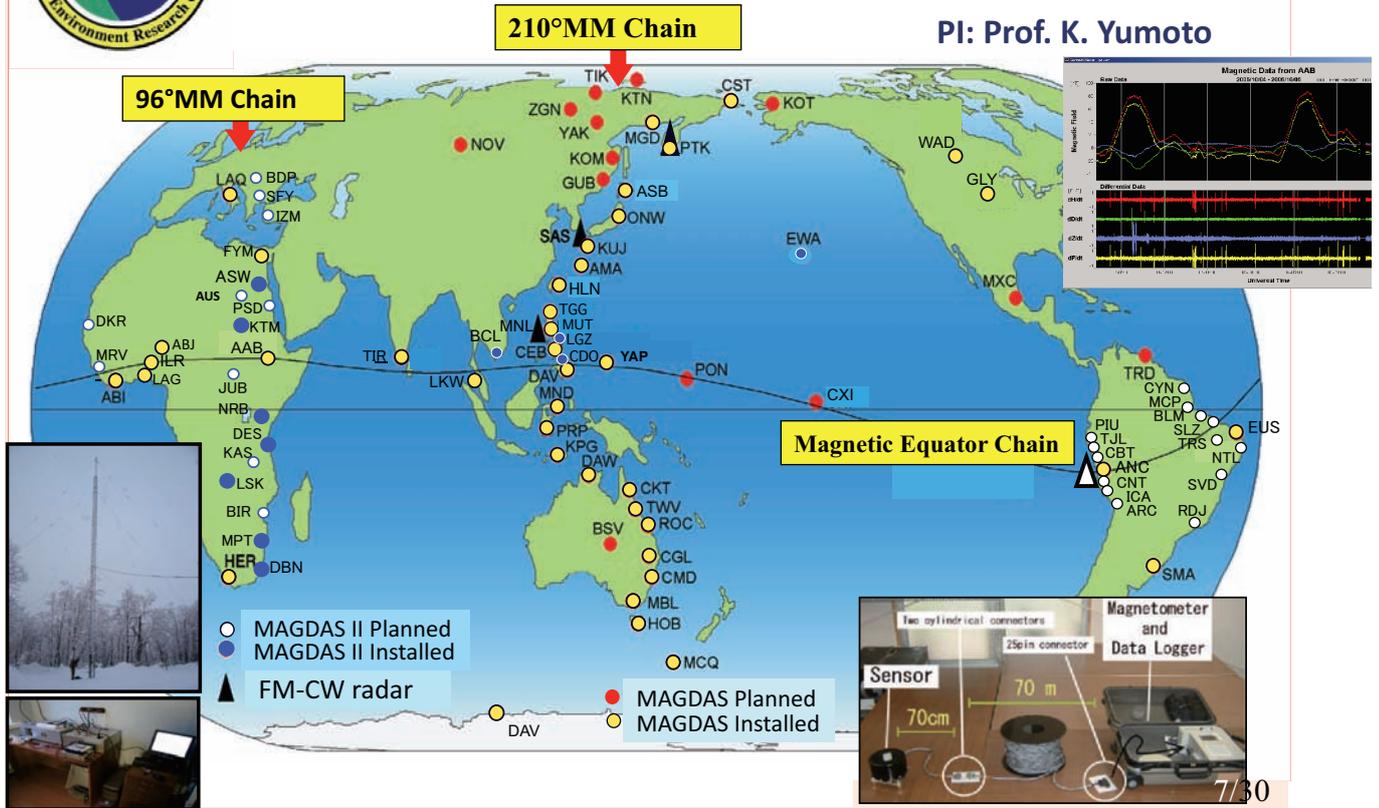


6/30



## 2.2 MAGDAS (MAGnetic Data Acquisition System) Network at SERC, Kyushu Univ.

PI: Prof. K. Yumoto



### 2.2-2 MAGDAS Installation 2008, Lagos, Nigeria



Sensor Hut Construction



Fluxgate Sensor



Solar Cell

Launching Ceremony



## 2.2-3 MAGDAS data come to SERC in real time

Space Environment Research Center  
Kyushu University



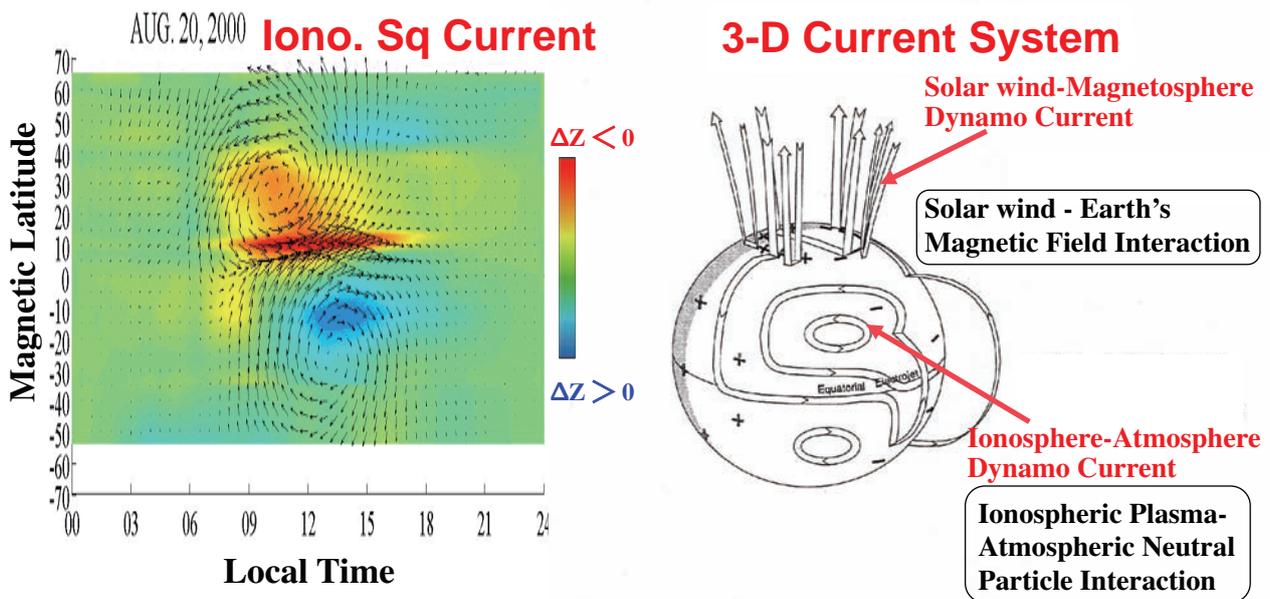
[<http://www.serc.kyushu-u.ac.jp/>]

Data Management,  
Database Construction and  
Data Analysis

9/30

### 3.1 Imaging of MAGDAS Data (1)

for Understanding of Solar wind-Magnetosphere-Ionosphere-  
Atmosphere Coupling system and its environment change



(left) Global equivalent ionospheric current pattern obtained from the ordinary MAGDAS/CPMN data.

(right) Three-dimensional current system in geospace.

10/30

### 3.2 MAGDAS/CPMN Data

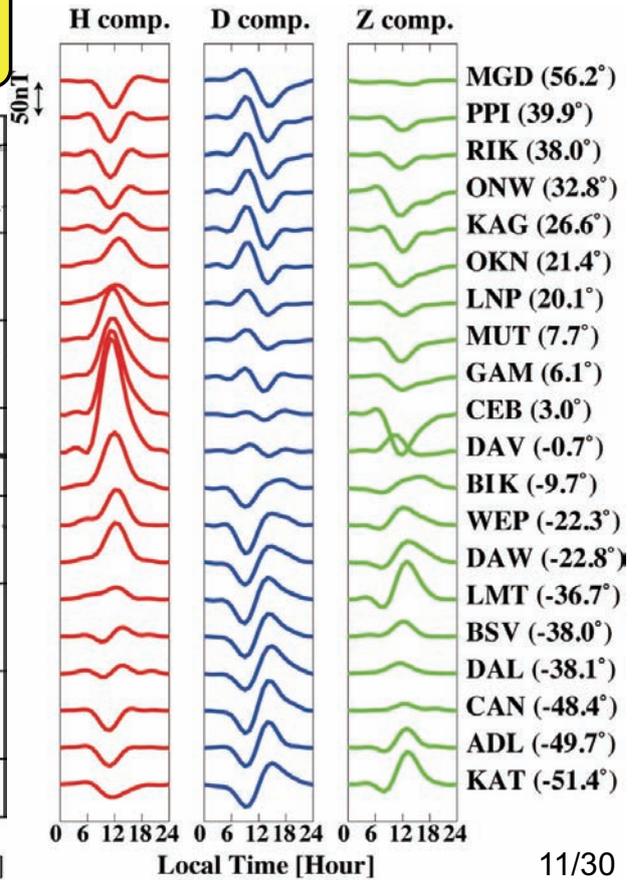
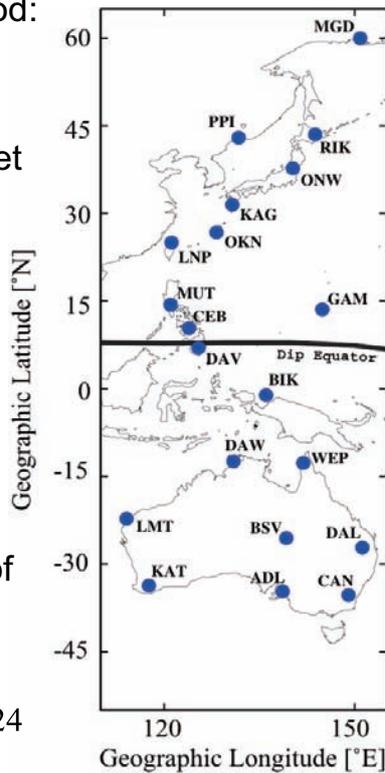
• Analysis Period:  
1996 - 2007

• Magnetic Quiet Days:  
Kp≤2+

• 20 Stations:  
(Yumoto et al., 2001)

• Hourly Value of Horizontal Sq Amplitude:

$$\sum_{i=1}^{24} \sqrt{H_i^2 + D_i^2} / 24$$



11/30

### 3.3 Empirical Sq Model by fitting Least-Squares Method

1. Solar Activity (SA)

$$F(SA) = a_1 + a_2 SA$$

2. Day of Year (DOY)

$$G(DOY) = b_1 + \sum_{i=1}^3 (b_{2i} \cos 2\pi \cdot DOY + b_{2i+1} \sin 2\pi \cdot DOY)$$

3. Local Time (LT)

$$H(LT) = c_1 + \sum_{i=1}^4 (c_{2i} \cos \frac{\pi i \cdot LT}{12} + c_{2i+1} \sin \frac{\pi i \cdot LT}{12})$$

4. Lunar Age (LA)

$$I(LA) = d_1 + \sum_{i=1}^2 (d_{2i} \cos \frac{\pi i \cdot LA}{12} + d_{2i+1} \sin \frac{\pi i \cdot LA}{12})$$

$S = \sum (d_j - X_j(t_j))^2$ , where  $X(t_j) = F \cdot G \cdot H \cdot I$   
 $d_j$ : observed values,  $X_j(t_j)$ : empirical model

(See Kakinami et al., Ann. Geophys., 2009)

12/30

## 3.4 Solar Activity (F10.7) and Lunar Age

### ◆ Solar Activity : F10.7 index ◆ Lunar Age

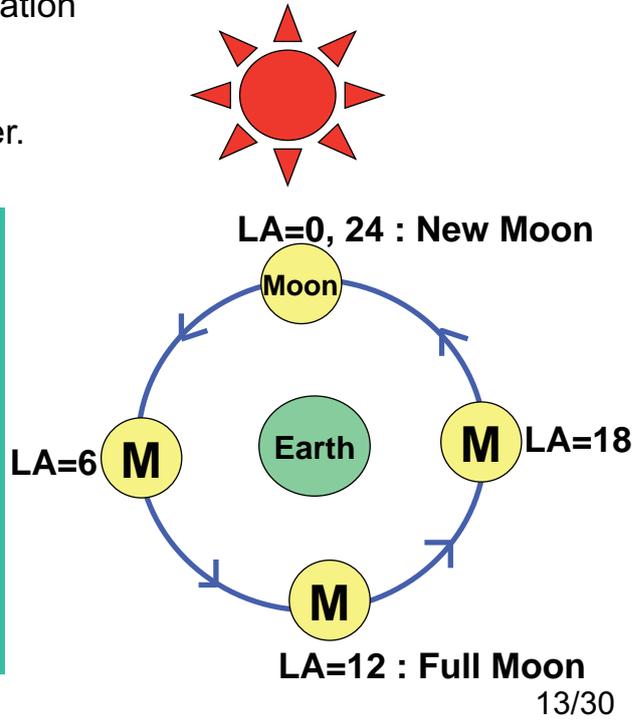
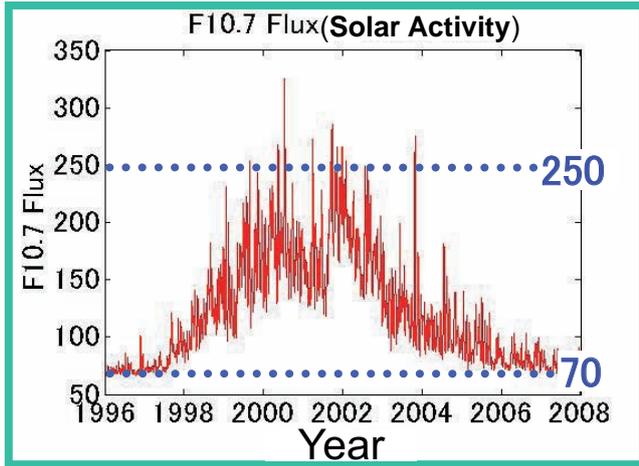
Solar Radiation : related with UV ionization

Wave Length : 10.7cm (2.8GHz).

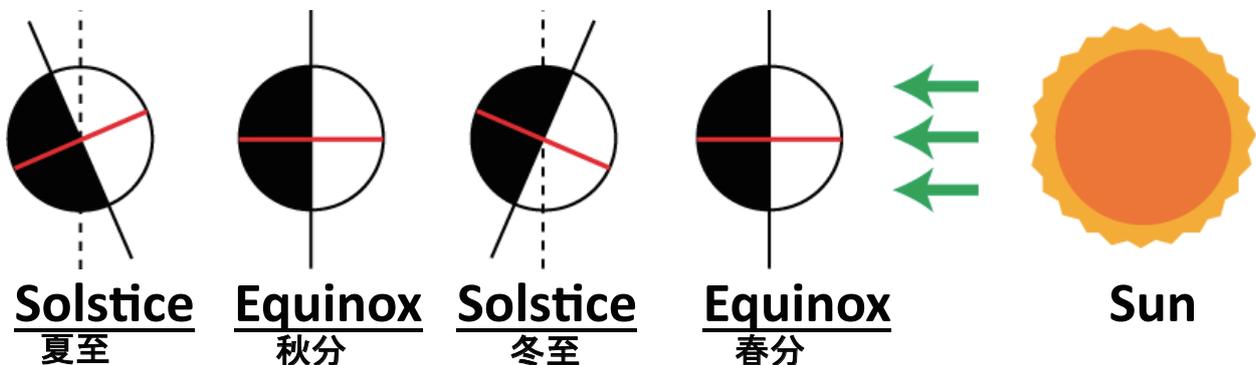
Daily values observed from 1947.

Good correlation with Sunspot Number.

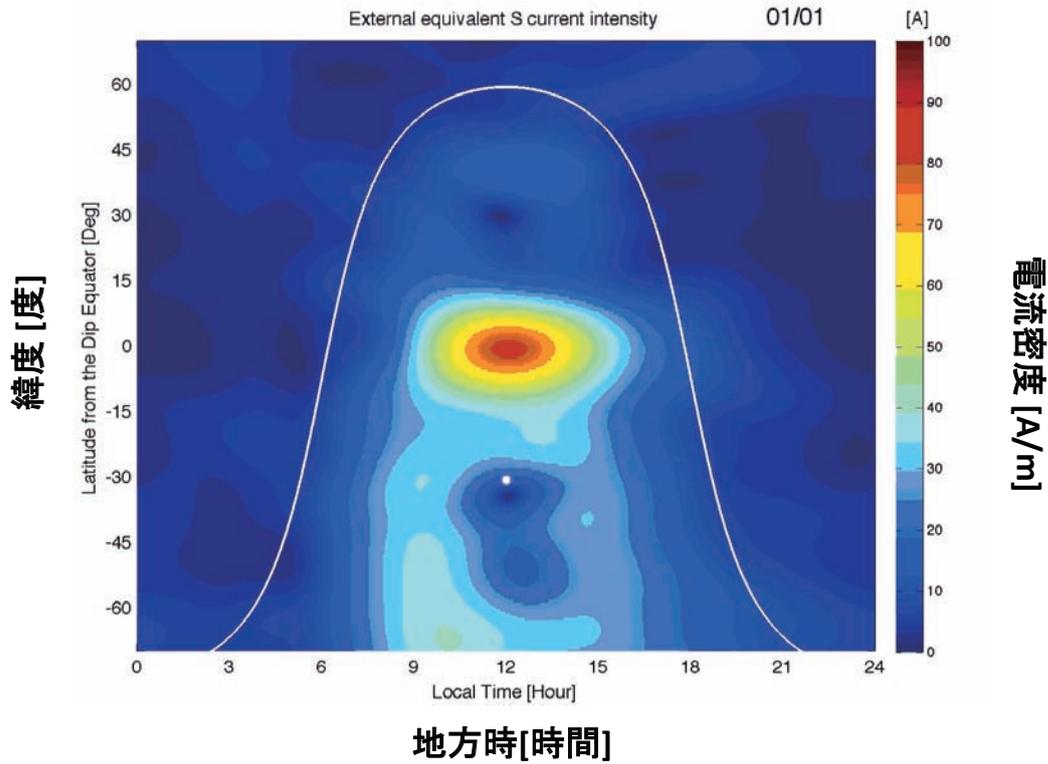
Unit:  $10^{-22} W / m^2 Hz$



## 3.5 Dependence of Ionospheric Currents on Season

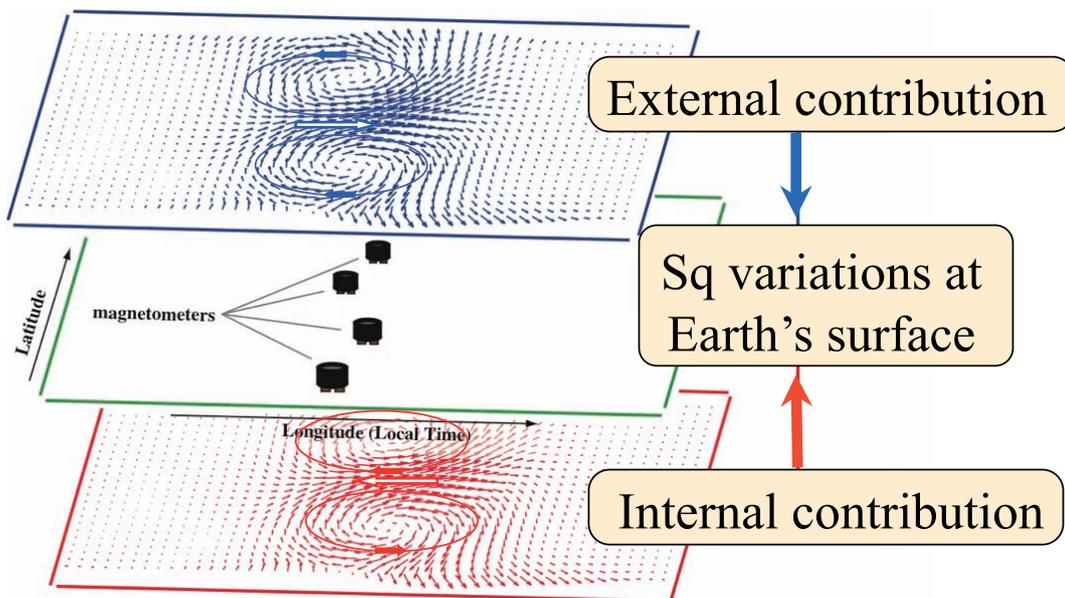


### 3.6 Dependence of Ionospheric Current Density on Season



15/30

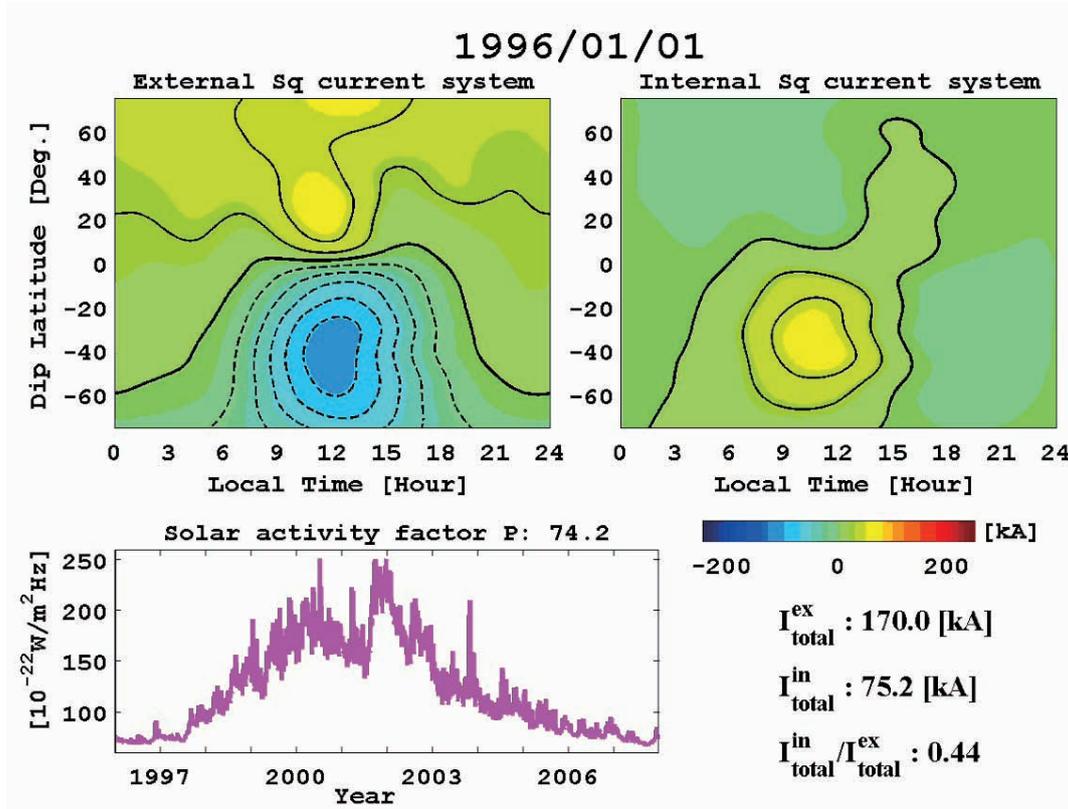
### 3.7 Spherical Harmonic Analysis of Sq Variation



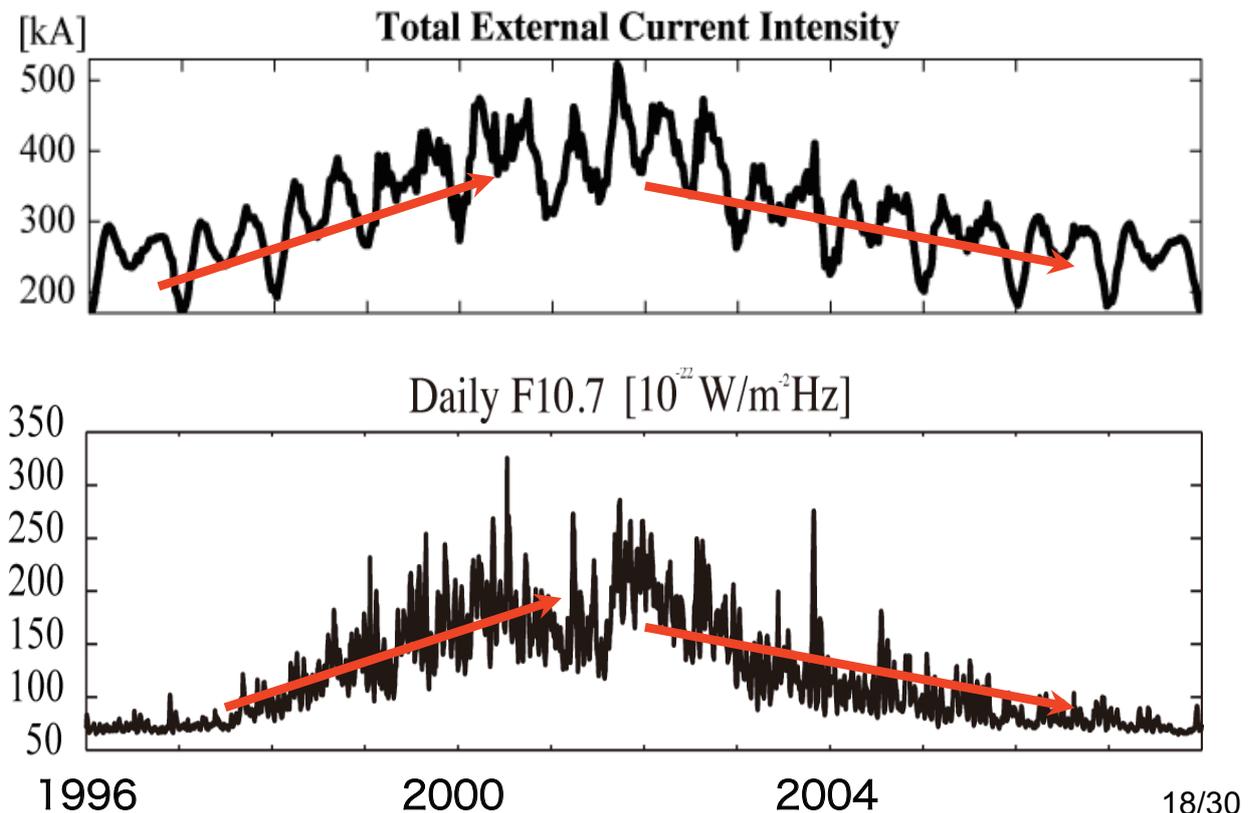
$M=6$   
 $N= m+17$  (see Cambel, 1990)

16/30

### 3.8 Sq Currents in the Ionosphere and Lithosphere as a Function of Solar Cycle Activity (F10.7)



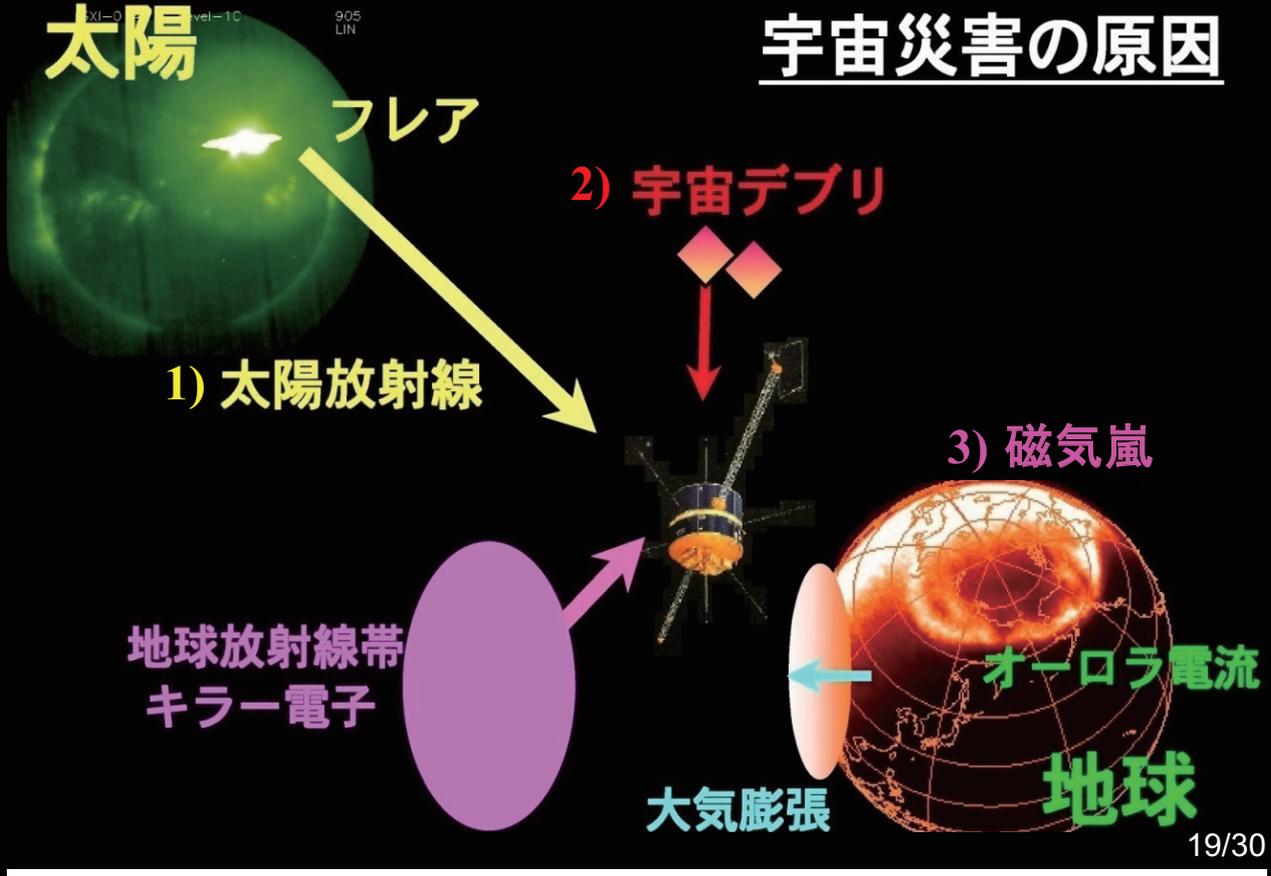
### 3.9 Solar Cycle Variation of Sq Current Intensity



# 4. 今後の展望

【社会背景】

## 宇宙災害の原因



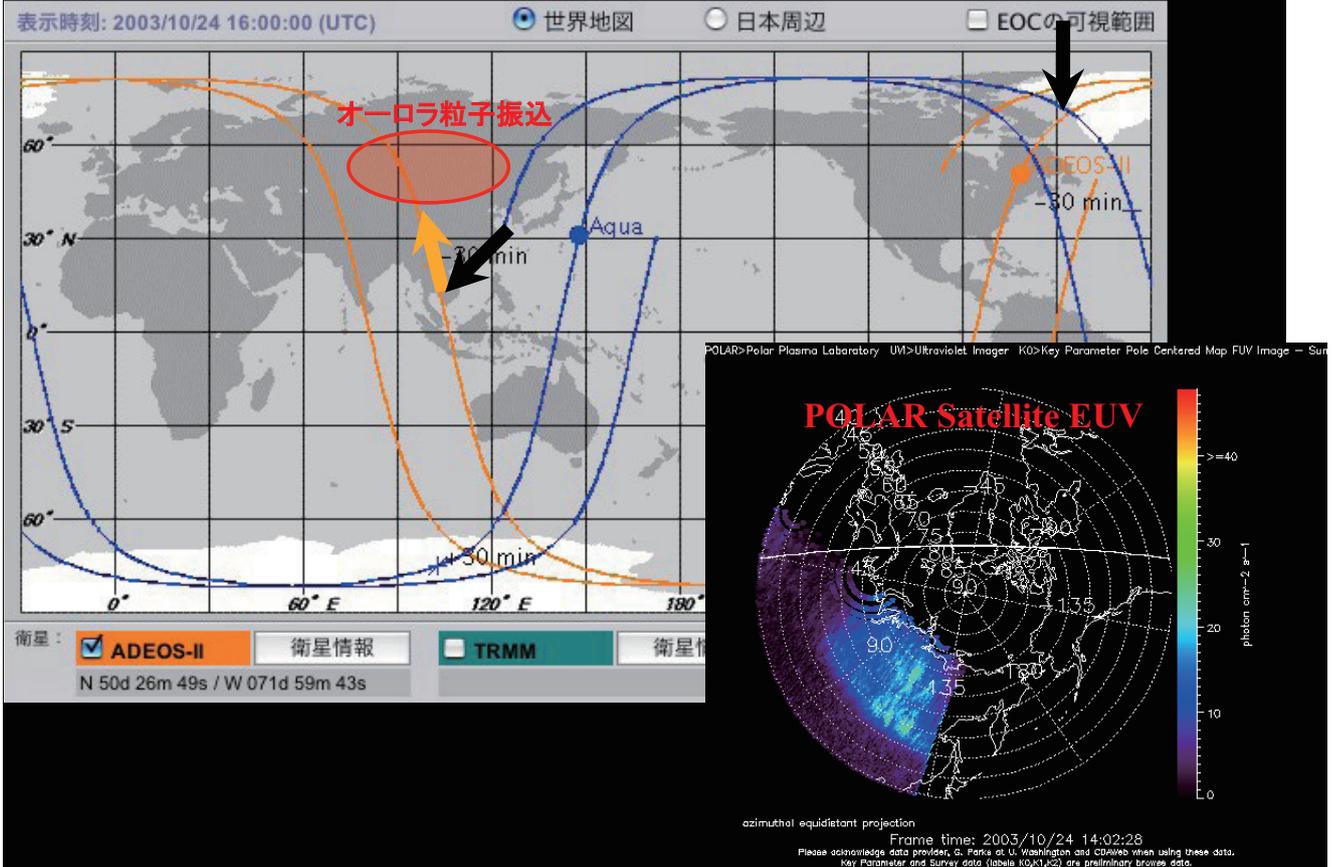
19/30

### 4.1-2 SC-性孤立擾乱 (SSD)による衛星破壊

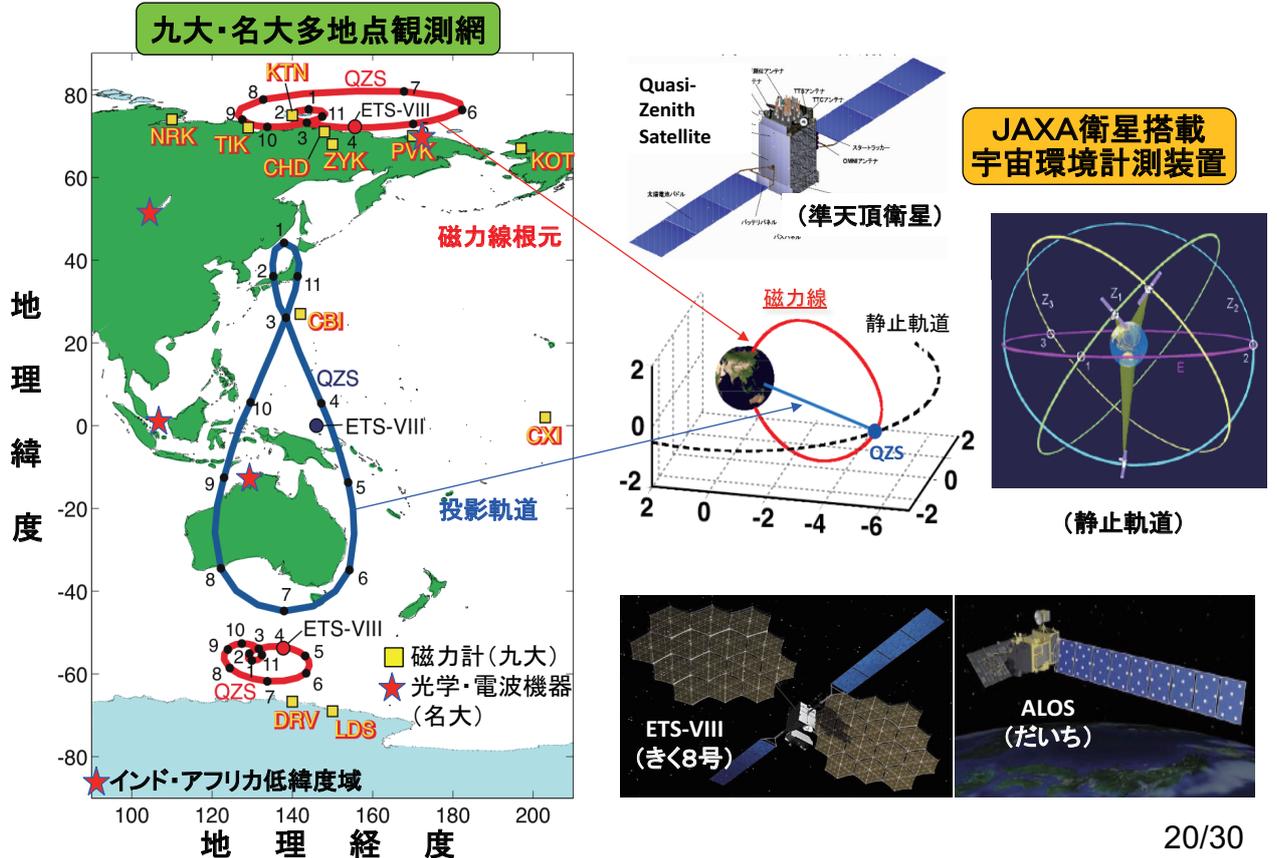
The screenshot shows a news article from Asahi.com. The headline reads: 「みどり2号」からの信号途絶える 環境観測技術衛星 (Signal from 'Midori 2' cuts out, environmental observation satellite). The article text states: 宇宙航空研究開発機構は25日、昨年12月に打ち上げた環境観測技術衛星「みどり2号」からの信号が途絶えたと発表した。太陽電池パドルなど電源系にトラブルが起きた可能性が高いという。数日中に復旧できなければ、太陽電池パドルの破断で機能が停止した先代の「みどり」に続く運用失敗になる。

2003年10月23日のSSDによる「みどり2号」破壊

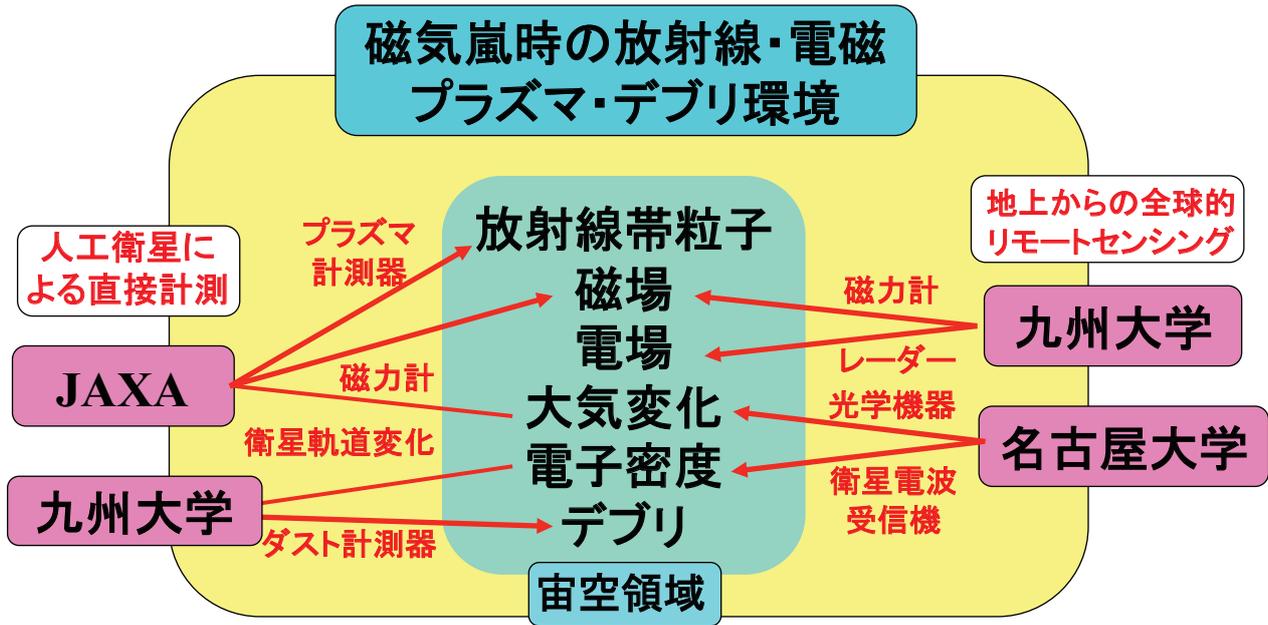
# 4.1-3 SSDと「みどり2号」衛星軌道



## 4.2 地上観測群JAXA衛星による磁気嵐宇宙環境の連携観測



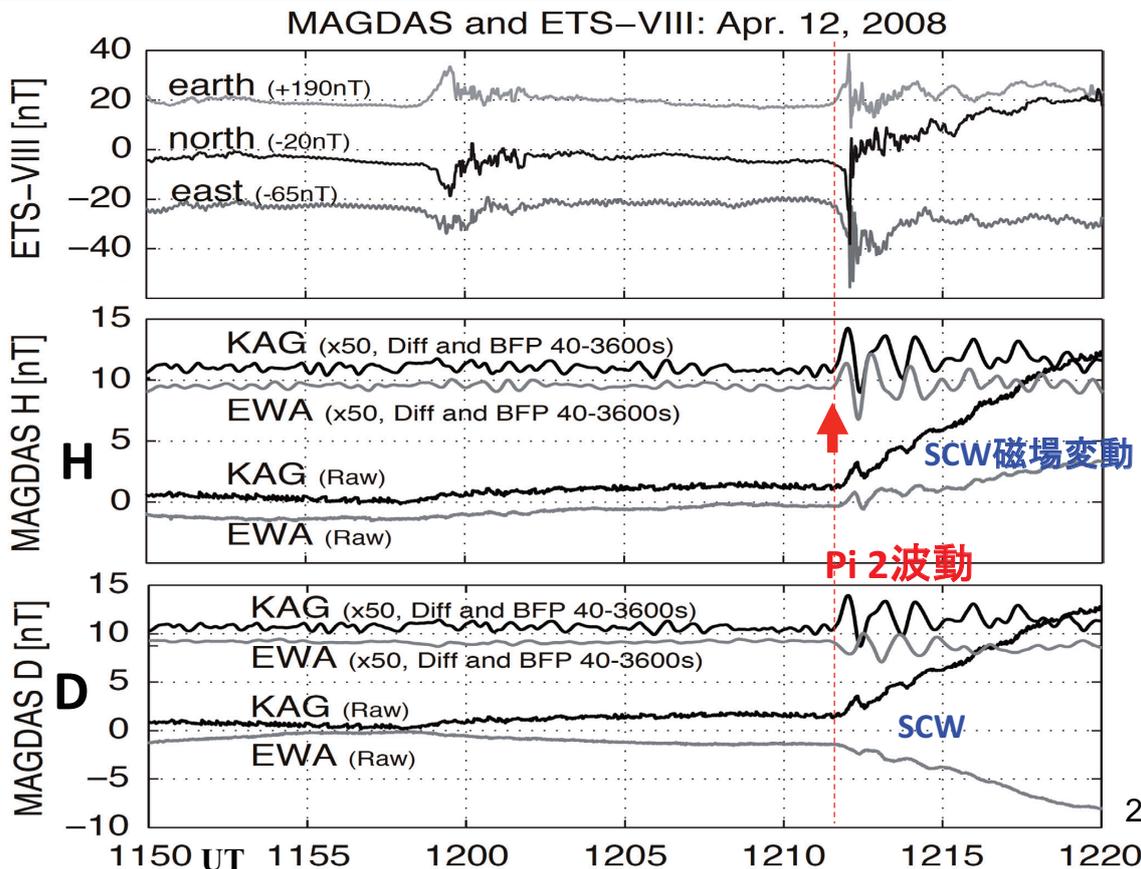
## 4.2-2 各機関の観測研究の役割分担と連携



磁気嵐時の宇宙環境を理解するためには、人工衛星による直接観測と地上多地点観測によるリモートセンシングの連携は不可欠

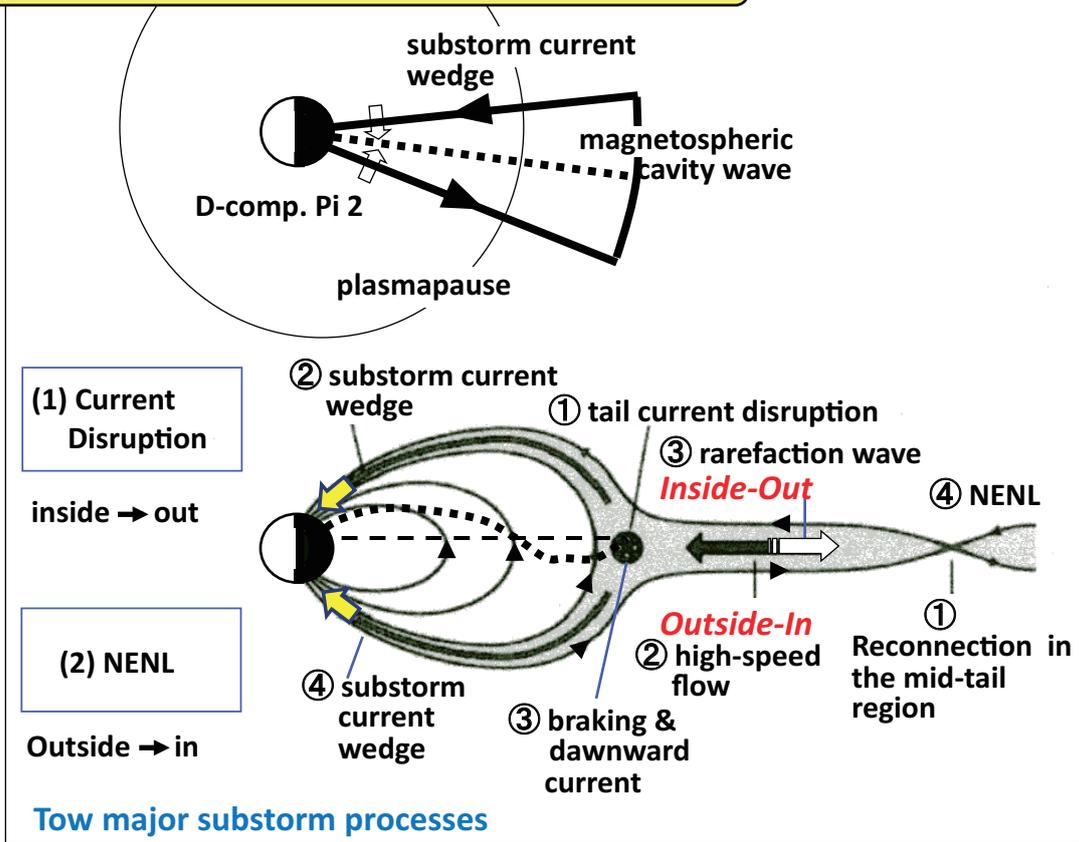
21/30

## 4.2-3 磁気圏嵐時の地上衛星同時観測



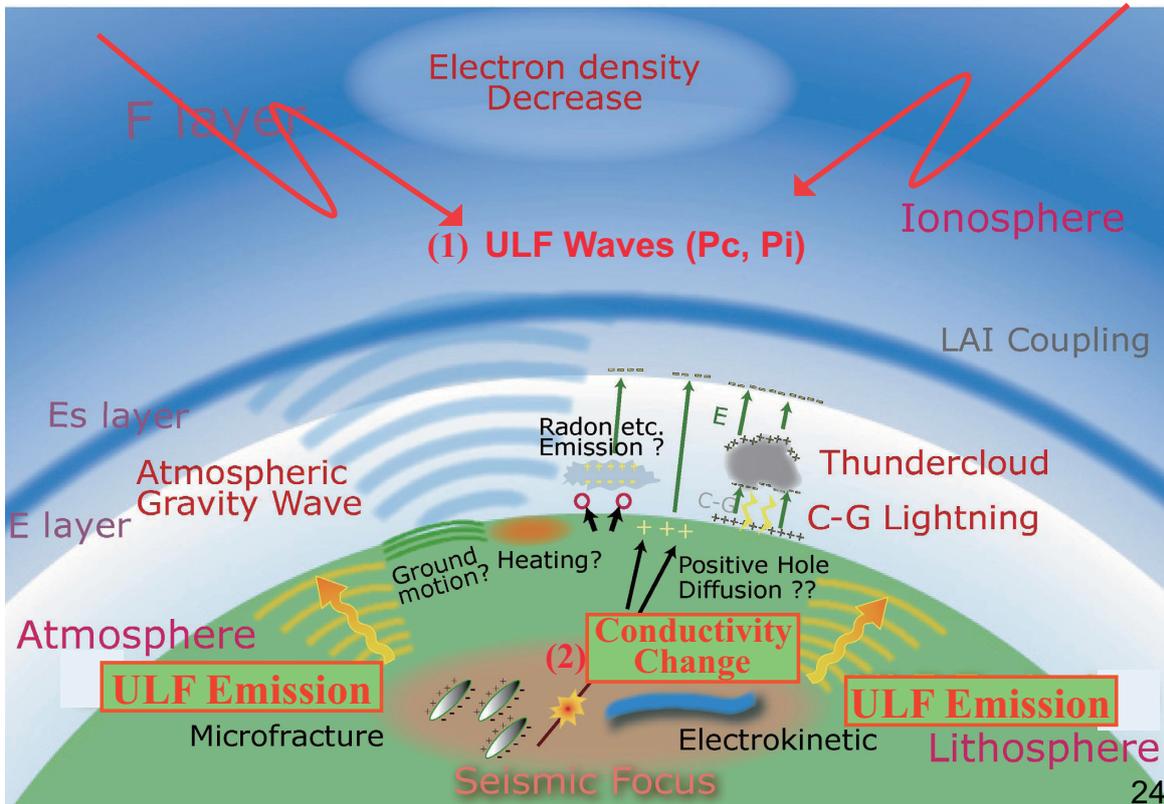
22/30

## 4.2-4 Main Source of Pi 2s

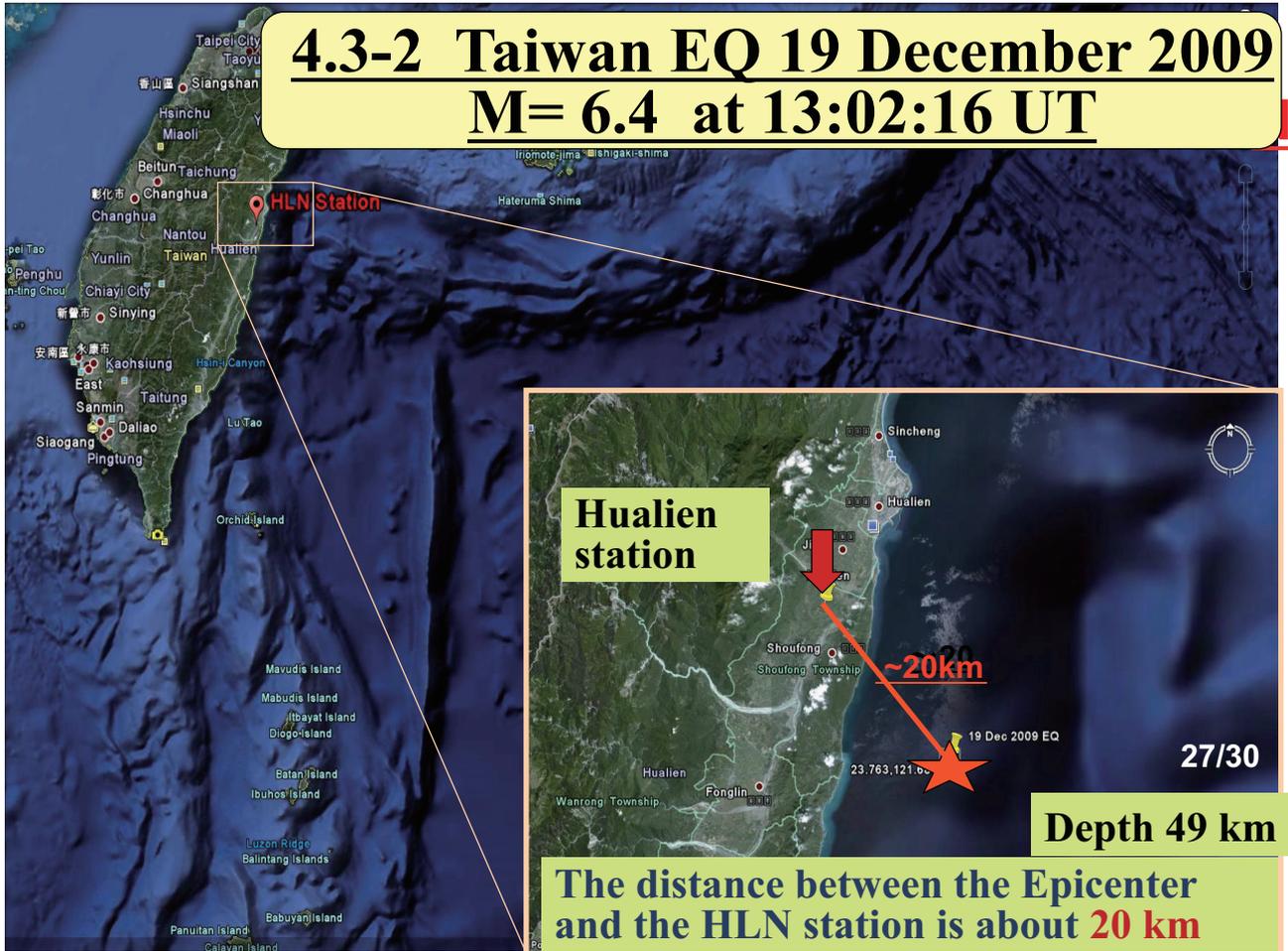


23/30

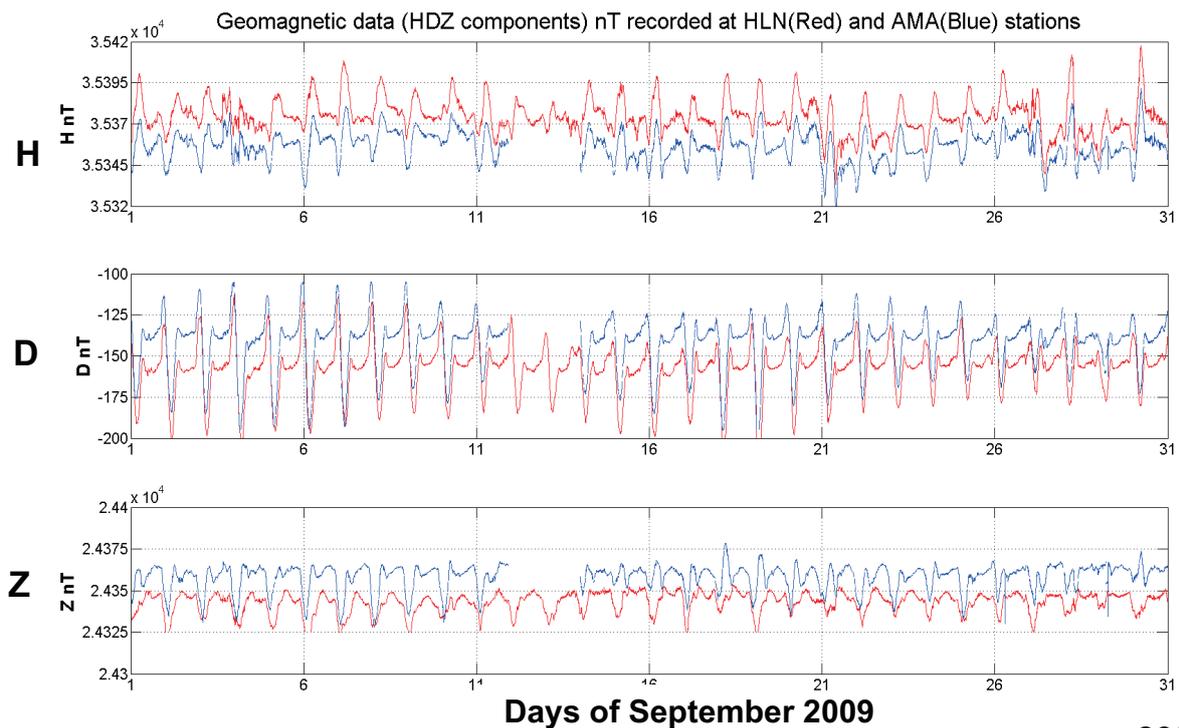
## 4.3 Magnetic Anomaly Associated with Great EQs in Litho-Space (P-I-A-L sphere)



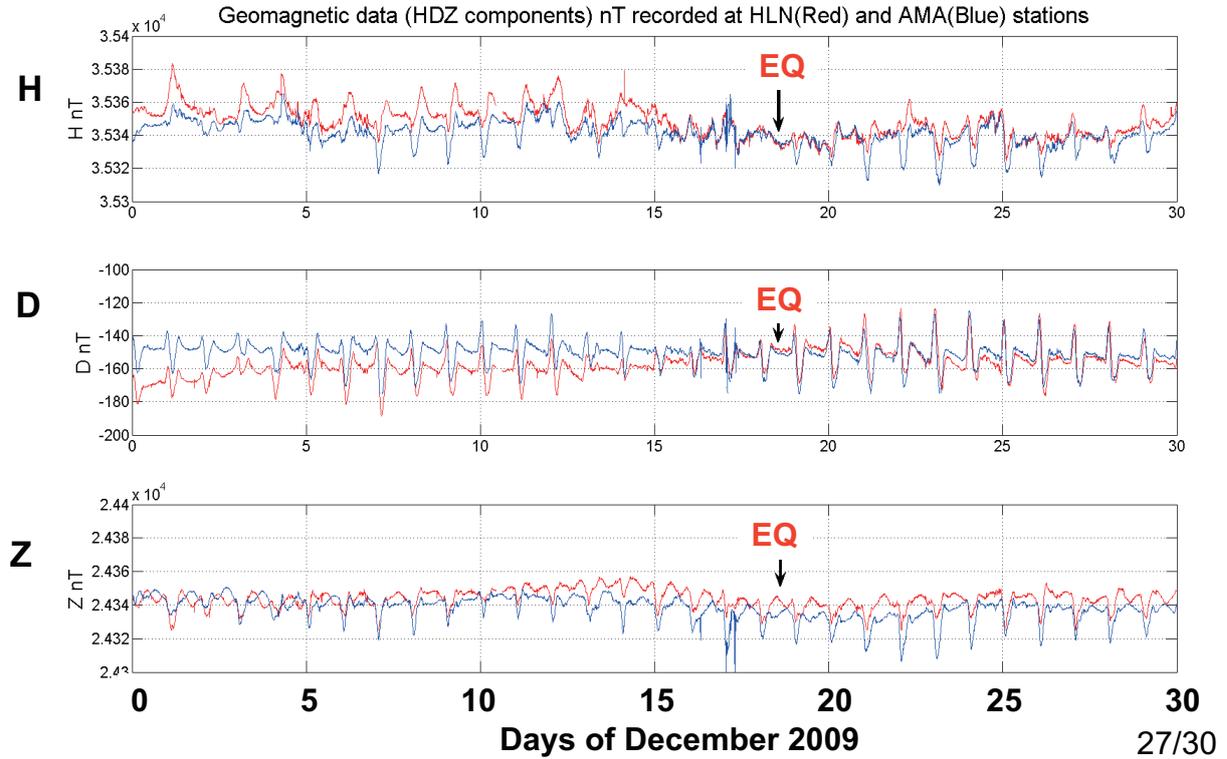
24/30



### 4.3-3 Geomagnetic Data (HDZ) at **HLN** (~20km) and **AMA** (~900km) Stations during **September 2009**



### 4.3-3.2 Geomagnetic Data (HDZ) at **HLN (~22km)** and **AMA (~900km)** Stations during **December 2009**

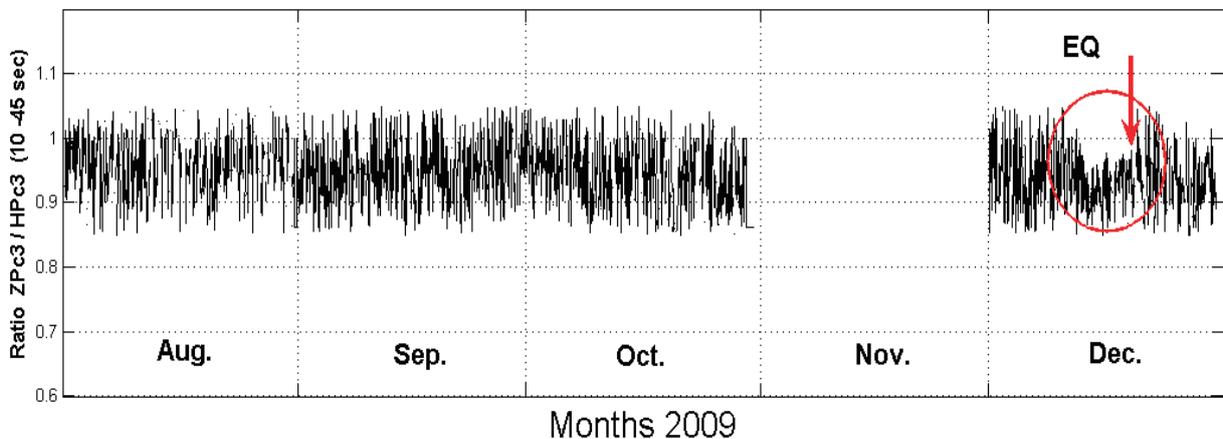


### 4.3-4 Hourly Averaged Values of Pc3 Polarization Ratio (Z/H) at HLN

(Aug.- Dec . 2009)

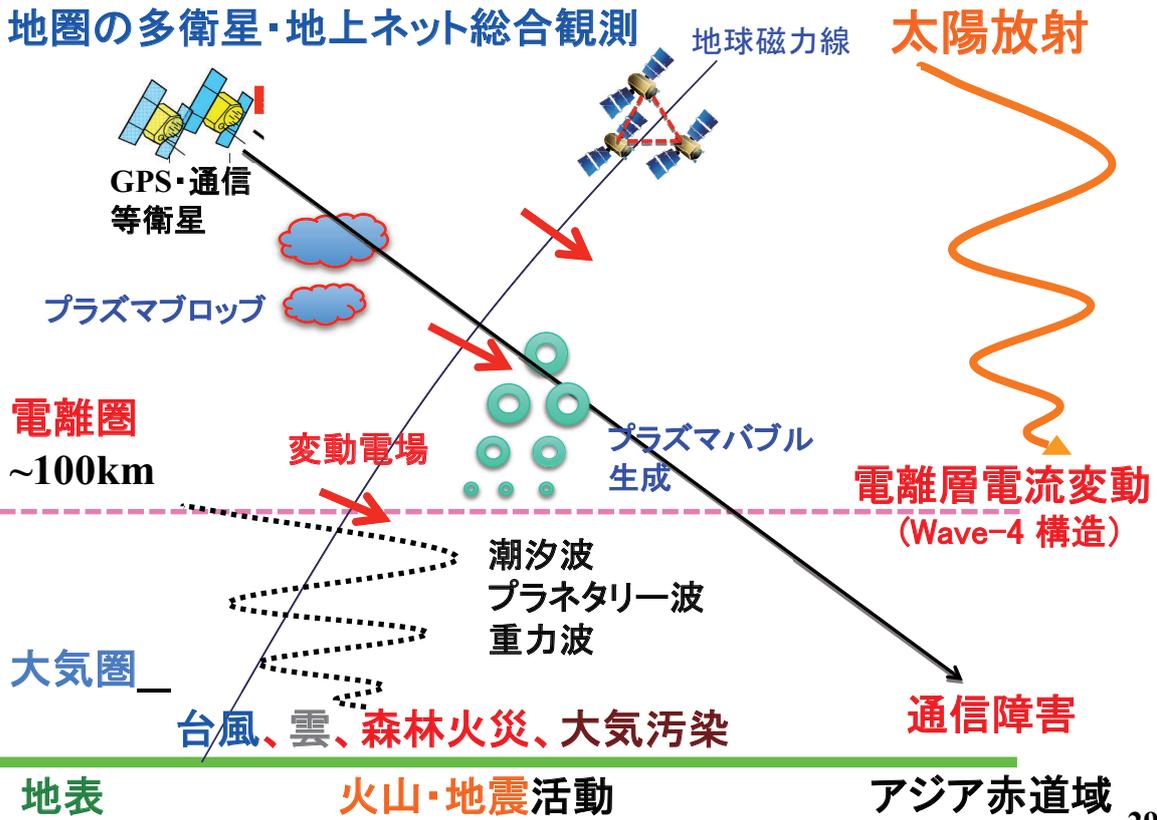
Takla et al.(2010)

The polarization ratio Z/H for Pc3 (10 - 45 sec) at HLN

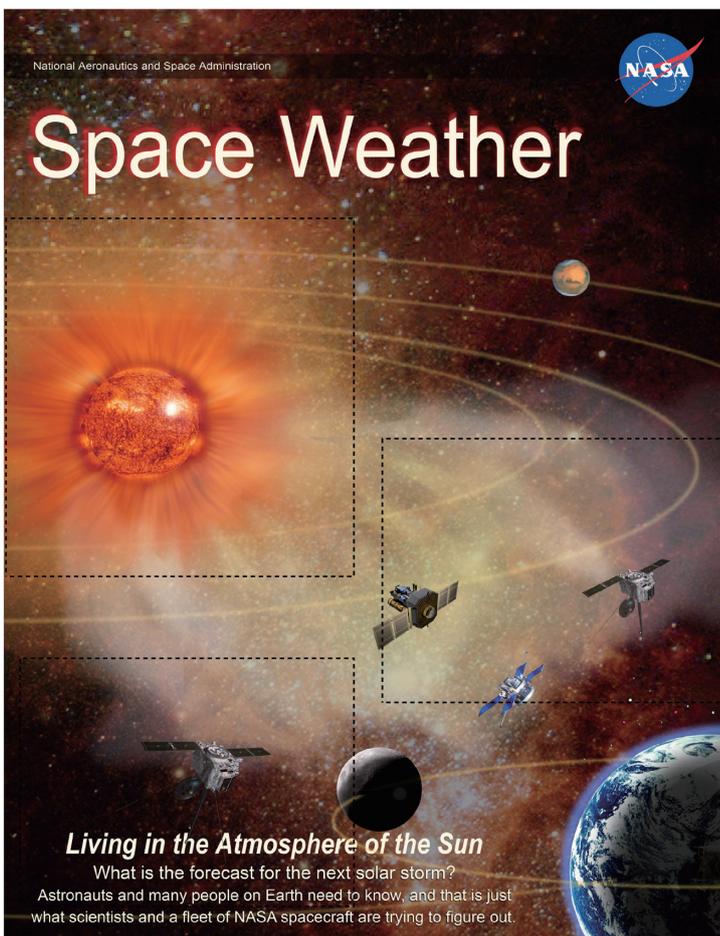


## 4.4 太陽面-電離圏-大気圏-地圏結合の観測的研究

### 日地圏の多衛星・地上ネット総合観測



29/30



## 4.5 まとめ

1) 太陽環境と地球環境と一体化した地上衛星観測研究

→ 日地科学への展開

“Living in the Atmosphere of the Sun” →  
「太陽大気と生きる」

2) 全球局所統合型観測

- ・研究の南北問題の解決
- ・人的ネットワーク形成

30/30

衛星搭載太陽電池パネルの帯電放電試験方法の ISO 国際標準規格(ISO-11221)の成立について

趙孟佑（九州工業大学）、今泉充（宇宙航空研究開発機構）

## 1. はじめに

90年代末以降、商用衛星の大型化に伴い高電圧化した太陽電池パネルで放電事故が頻発し始め、衛星機能の全損という最悪の事態に至る衛星も後を断たなかった。太陽電池パネルの帯電・放電への耐性を評価するための試験を打ち上げ前に徹底的に実施することが求められるようになったが、衛星機器の国際調達が進む状況の中で、試験方法の国際標準化が望まれていた。特に2000年代前半には太陽電池パネルの不具合が保険金支払い金額事由の半分を占める状況になっており、保険会社等からの要求が強く寄せられるようになっていた。

衛星帯電の専門家の間では、各国での試験方法に違いがあることが2001年頃には認識されていたが、国際標準化に向けた動きは遅々としたものであった。経済産業省の支援の元で、2005年から日本が主導権をもって国際標準化を押し進めることで標準化の流れが加速され、2010年5月の最終投票によって ISO-11221” Space Systems - Space Solar Panels - Spacecraft Charging Induced Electrostatic Discharge Test Methods”が成立することとなった。本稿では、今回の ISO 規格の成立に至る経緯と国際標準化の意義について簡単に報告する。

## 2. 航空宇宙分野における ISO 標準

ISO 一般については様々な書籍が出版されており、日々身近に接しておられる読者も多数おられるので、本稿では割愛する。航空宇宙分野での ISO については、過去に文献[1]や[2]で紹介されている。また、航空宇宙関連国際規格の国内取りまとめを行なう航空宇宙工業会を出発点として、そこからより深い情報を得ることが可能である[3]。

ISO 規格における航空宇宙分野は TC(Technical Committee)20 が担当し、その中が更にいくつかの SC(Sub-Committee)に分けられるが、宇宙分野は SC13(Space

data and information transfer systems)と SC14(Space systems and operations)が相当する。SC14 は更に設計・試験・材料・環境等々で6つの WG(Working Group)に分けられ、設計を審議する WG1 は日本が議長国を務めている。今回の規格は TC20/SC14/WG1 で審議された。2010年5月の時点で投票権をもつのは日本、アメリカ、カナダ、ブラジル、中国、イスラエル、ロシア、ウクライナ、イタリア、イギリス、フランス、ドイツ、インド、韓国の14カ国である。

ISO 規格として成立するためにはいくつかのステージを経る必要があるが、まず ISO に登録されるための New Work Item Proposal (NWIP)で標準化に相応しいプロジェクトであるかどうかについて投票がある。通常、NWIP は問題なく承認され、承認後は正式に ISO 事務局にプロジェクトが登録される。(実際の事務作業は SC14 の事務局であるアメリカ航空宇宙学会(AIAA)が実施する。)登録に際しては、プロジェクトリーダーが決められ、今回の規格では趙と今泉の2名があたった。規格案は NWI から Working Draft(WD) 、 Committee Draft(CD)と名前を変えながら進化していくが、CD の終了時点で投票国の2/3以上の賛成がないとその後のステージに進めない。CD を通過すると Draft International Standard (DIS)となるが、最後に参加国の2/3以上の賛成を経て International Standard (IS)として成立することになる。このように主として CD から DIS, DIS から IS への移行という2回の関門が存在する。

## 3. 太陽電池パネルの静電気放電

宇宙空間は、電気を帯びたプラズマで満たされている。衛星の表面は、プラズマからの電子やイオンに常に晒され、正や負の電荷をプラズマとの間でやりとりする。衛星の表面は様々な材料で覆われているが、太陽電池パネルには放射線防護用のガラス

が貼られており、電気絶縁体であるガラスの上にたまった電荷はなかなか抜けない。衛星が磁気圏嵐やオーロラ等の高エネルギーの電子に出会った時は、衛星のあらゆる所で大きな電圧が発生し、数 100V 程度の電圧が発生した途端に、静電気放電が発生する。放電は、衛星表面に露出した金属と絶縁体の境目で発生するが、太陽電池パネルにはそのような箇所が無数にあり、最も放電が発生しやすい部位である。静電気放電のエネルギーにより、大型の衛星では非常に大きな放電電流が流れ、太陽電池回路の短絡等につながって、最悪の場合は衛星一つが丸ごと失われる大事故につながる。これらの事象については、文献[4]や[5]により詳細な解説がある。

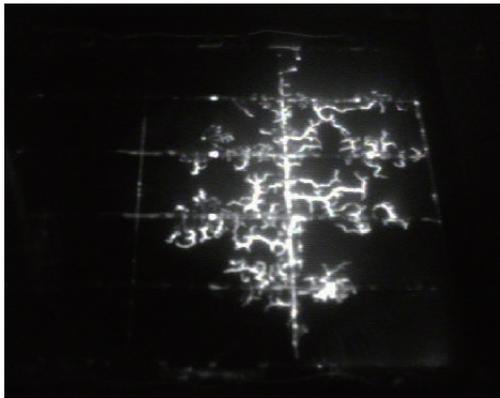


図1 実験室で観測される太陽電池パネル上の静電気放電の様子

#### 4. 標準化に向けた準備作業

太陽電池パネルの帯電・放電による不具合が広く知られるようになったのは、1997年にSS/L社の静止軌道衛星Tempo2が衛星電力の15%を一瞬で喪失した事故が発端である。当時、海外の大型静止衛星を中心に、バス電圧が従来の50Vから100Vへと移行し始めており、パネル表面が帯電したことによって発生した小さな静電気放電（一次放電）が引き金となってアーク放電（二次アーク）が発生し、太陽電池アレイ回路の短絡に至ったという事故報告（文献[6],[7]）は大きな衝撃となった。その後、設計の見直しと試験が各国で早急に実施され、日本でもMUSES-C(はやぶさ)とETS8(きく8

号)の帯電・放電試験が九州工大で実施された。2001年4月にオランダのNoordwijkで開催された7th SCTC(Spacecraft Charging Technology Conference)において、日米欧からの帯電放電試験についての研究発表が初めて出そろったが、3地域毎に試験方法が異なることが目の当りになった。相違点は主として(1)二次アークの種火となる一次放電に外部試験回路から与えるエネルギー量、(2)供試体表面を帯電させるのに低エネルギー・高密度プラズマを使うべきか、高エネルギー電子ビームを使用すべきか、という2点であったが、会場外でも論争が続いていた。

2002年夏の3ヶ月間、趙が欧州の帯電・放電試験の拠点であるONERA(フランス国立宇宙研究所)に滞在し、衛星帯電に関する共同研究と欧州内の研究動向の調査を行なった。その過程で域外に衛星を輸出することの多い欧州企業では試験方法を国際標準化したいという強い要望があることを知ることができた。九工大とONERAの間では、標準化に向けた基礎研究を行なっていくことで合意し、まずは相互に研究者を派遣し、共同実験を行なうことになった。2003年10月にアメリカのHuntsvilleで開催された8th SCTCでは、趙が議長を務める形で円卓会議を行なった。その場において、試験方法の標準化をするのであれば、ISOを通じて行なうべきであるとの認識でほぼ一致し、九工大にて標準化活動のとりまとめを行なうメールサーバーを設置することとなった。また、この会議期間中の10月23日には、ADEOS2(みどり2号)が太陽電池パドルブーム部での放電により全損する事故が発生した。幸か不幸か、このADEOS2の事故は日本の衛星帯電研究が発展する大きな契機となった。

2004年から2005年にかけて、九工大・シャープ・ONERA・CNES・アルカテルの日欧5者によって、標準化に向けた共同実験を実施することとなった。一次放電が発生すると、放電プラズマが太陽電池パネル上を沿面放電となって進展し、太陽電池カバーガラスが帯電によって蓄えた静電エネルギーを吸収しながら成長していく。地上

試験において、一次放電にどれくらいのエネルギーを供給すべきかについて答えを見いだすために、シャープが提供した大型太陽電池パネル2枚を使い、パネル上の沿面放電の進展を調べることを目的としていた。



図2 9th SCTCの様子

2005年4月に日本の筑波で開催された9th SCTCは日本が国際標準化で主導権を握る上で決定的な役割を果たした。第8回に続いて9th SCTCでも標準化のための円卓会議を行なったが、SC14/TC20/WG1の議長である三菱電機の永島氏の講演で国際標準化の意義を参加者全員に理解してもらうと共に、決議案を採択して会議を終えた。決議案は、10th SCTC迄にISOの原案を作成するために会議に集まった衛星帯電の専門家が最大限の努力と協力を行い、3年以内のISO標準化を目指すというものであった。

## 5. 標準化作業

2005年夏にNEDOから公募された国際標準創成分野での国際共同研究(NEDO Grant)に対して、九工大・JAXA・シャープ・NEC東芝スペース・三菱電機・CNES・ONERA・Alcatel・Astrium(後に参加)・OAI・NASAの11者で応募した「衛星搭載

太陽電池アレイの帯電・放電試験法のISO標準化プロジェクト」(代表:趙)が採択された。採択は先に述べた準備活動が評価されたためであるが、NEDOからの3年間に亘る資金援助を受けて、標準化作業は大きく進展することとなった。

NEDO Grantにおいては、国際ラウンドロビン試験、相互訪問とワークショップの開催、ISO原案の作成の3項目を実施した。ラウンドロビン試験とは、同じ供試体を使って各国で同じ試験を行なうことを言い、今回のような国際標準化作業ではよく実施される。資金的にはラウンドロビン試験に6割を費やし、残りを旅費と会議費に使用した。

NEDO Grantでは以下の項目について研究が実施された。

- 1) 一次放電の大きさ
  - 2) 繰り返しの一次放電による太陽電池電気性能出力の低下
  - 3) 試験環境の影響
  - 4) 太陽電池アレイ回路を模擬するための外部試験回路
  - 5) 軌道上での一次放電の回数の見積もり
- 研究結果はワークショップや学会等でNEDO Grantのメンバーのみならず、コミュニティ全体で共有することとし、データは可能な限り公開していくことを原則とした。



図3 第一回WS時の九工大でのデモ実験の集合写真

2006年11月から2009年10月までの4年間に5回のワークショップ(WS)を実施し、少ない時で22名、多い時で42名が参加し

た。参加者は実際に試験実施機関・衛星メーカー・宇宙機関等からの衛星帯電の専門家で構成された。北九州では第1回と第5回のWSを実施したが、その際に参加者全員を九工大の試験設備に招待し、2または3日間のデモ実験を行なった。実際に目の前で試験をしてデータを取得し、それらを参加者で吟味することで、研究者コミュニティとしての一体感を作ると共に、ラウンドロビン試験結果の報告と合わせ、WSでの規格原案に関する議論を少しでも円滑にすることに多に役立った。九工大のデモ試験以外にも、NEDO グラントの研究者チーム約10名が ONERA と NASA グレン研究センターを訪問し、当地でのラウンドロビン試験に立ち合った。WSでは、長い時には丸々2日間かけて規格原案を審議していったが、各地域の試験思想の違いや、過去に実施された認定試験との矛盾を回避したいとの衛星メーカーの思惑等もあって、時に平行線を辿ることもあった。そのような時にあっても、ISO 標準化を実施するという大目標に立って、妥協点を見いだしていった。第4回のWS(東京)では、会場隣の温泉に参加者全員で休憩に行き頭を冷やすことも行なった。

ISO 事務局との調整は、航空宇宙工業会の SC14 国際規格検討委員会を通じて実施された。2006年11月の第1回WSの議論に基づいてWD第2版が作成され、それを元に2007年5月にNWIP投票が行なわれ、10カ国の賛成によりISOに正式に登録された。その後WDは第5版まで改訂され、2007年10月のSC14/WG1会議にてCDへの昇格が承認された。第4回WS(2008年1月)を経てCD第2版が作成され、2008年5月のSC14総会にてCDの投票実施が決定された。この時点までは非常に順調に推移していると思われたが、6ヶ月のCD投票期間中に、フランスが反対しているらしく欧州の他の国も同調しかねないとの情報が寄せられた。ISOは一国一票であるが、欧州のフランス・イタリア・ドイツ・イギリスの4カ国が全て反対すれば規格を否決できる(当時の投票国数は11)ため、その影響は極めて大きい。欧州内の反対の理由は

試験思想の違いに起因していたが、必死の説得作業の結果、賛成7、反対1(フランス)、棄権1(イタリア)、無投票2でCDからDISへの昇格が承認された。本来であればDIS移行後に速やかにISへの投票を実施する計画であったが、CDの投票結果を受けて、再度調整する必要が生じた。個別に海外の主要人物と面談して根回しを行なった上で第5回WSを2009年10月に開催し、直後にDIS第2版を最終投票に付与した。第5回WSではCD投票で賛成したドイツがいきなり反対を表明したりしたが、SC14/WG1での働きかけもあって、最終投票の結果は賛成10、棄権3(ドイツ、カナダ、インド)、無投票1(イタリア)であった。メンバー国の3分の2以上の賛成が得られたので、規定によりISへの昇格が承認された。結局NWI登録(2007年5月)からIS投票終了(2010年5月)まで3年、規格の最終成立まで3年半かかったことになる。最近に登録から3年で規格を成立させることをISO事務局が要求しているものの、未だ多くの規格が3年以上の時間を費やしており、ISO全体でも非常に早いペースで規格成立がなったものと自負している。

## 6. 規格の中身

ISO-11221は表1に目次を示すようにページ総数42で9章の本文と10編の付録から構成されている。主立ったところを抜粋して紹介する。

Scopeであるが、”This standard provides qualification and characterization test methods to simulate plasma interactions and electrostatic discharges on solar array panels in space. This standard covers solar array panels made of crystalline silicon, gallium arsenide (GaAs) or multi-junction solar cells. This standard addresses only surface discharges on solar panels.”として、この規格が従来使用されている結晶シリコン、GaAs、化合物系多重接合太陽電池による太陽電池パネルを対象とし、表面帯電のみを取り扱うことを定義している。

Terms and Definitionsは、WSにもて放

電形態の呼称について長時間の議論を費やしたが、図4のように Primary discharge (一次放電), Non-sustained discharge (NSA、非持続放電), Temporary sustained discharge (TSA、過渡的持続放電), Permanent sustained arc (PSA、恒久的持続放電)と呼び、後者の3つを一次放電プラズマに太陽電池アレイの光発生電流が流れ込む二次アークとしている。

表 1: ISO-11221 目次

- Foreword
- Introduction
  - 1 Scope
  - 2 Terms and Definitions
  - 3 Symbols (and abbreviated terms)
  - 4 Tailoring
  - 5 Test Items
  - 6 Preliminary Tests for ESD Inception
- Statistics
  - 6.1 Purpose
  - 6.2 Test facility
  - 6.3 Test coupon
  - 6.4 External circuit
  - 6.5 Test procedures
  - 6.6 Estimation of number of ESD events in orbit
- 7 Qualification Test for Secondary Arc
  - 7.1 Purpose
  - 7.2 Triggering method and test facility
  - 7.3 External circuit
  - 7.4 CIC gap test coupon and procedures
  - 7.5 Panel test coupon and procedures
  - 7.6 Success criteria
- 8 Characterization Tests for Robustness to ESD and Plasma Interaction
  - 8.1 Power degradation
  - 8.2 Secondary arc
  - 8.3 Power leakage to plasma
- 9 Test Report Guidelines
- Annex A (informative) Plasma Interaction and Electrostatic Discharge Effects on Solar Array
- Annex B (informative) Secondary Arc Qualification Processes
- Annex C (normative) Chamber Size for a Test Using LEO-like Plasma

- Annex D (informative) ESD Events Analysis
- Annex E (informative) Spacecraft Charging Analysis
- Annex F (informative) Derivation of Surface Flashover Current
- Annex G (normative) External Circuit of Secondary Arc Phenomena
- Annex H (informative) Solar Cell I-V Characteristics Measurement
- Annex I (informative) Solar Array Back Surface Test
- Annex J (informative) Secondary Arc Statistics
- Bibliography

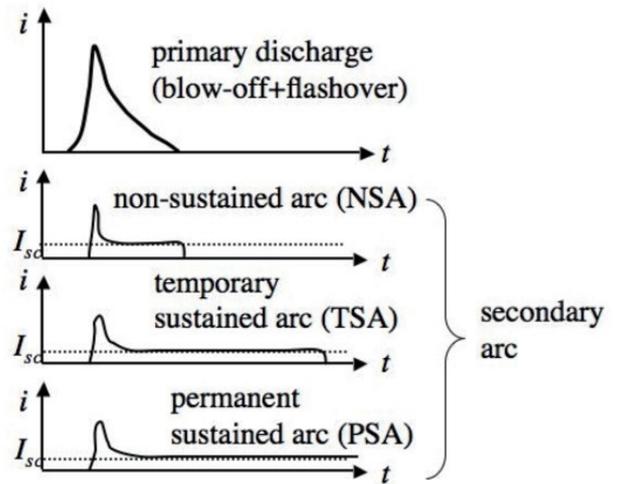


図 4 放電の呼称

Test Item は、最も議論が噴出したところで、世界各地の試験思想が対立したところであった。具体的には、二次アークが発生するか否かを検証するための試験において、欧州が提唱する供試体中の二次アークの放電が発生しやすい箇所に一次放電が集中しておきるように供試体自身に手を加える最悪状態の試験 (Gap 試験)、米国と日本が提唱する太陽電池パネル表面のあらゆる要素をできる限り含んだ供試体の表面全体を一様に帯電させて一次放電の発生箇所については何のコントロールも施さない”Test as you fly”の試験 (クーポンパネル試験) のどちらを実施すべきかで対立した。結論としては、まず Gap 試験を実施し、必要であればクーポンパネル試験を実施する

ということで合意を得た。

Test Facility については、“If it can be confirmed that the probability of a transition from a primary discharge to a secondary arc does not depend upon the method of primary discharge inception, any method can be used to cause primary discharges, irrespective of the anticipated charging situation in orbit.”とし、2001年の7thSCTC 以来の懸案であった、一次放電を起こさせるための帯電方法は二次放電発生の確率が同じである限り、どの方法を用いてもよいとした。但し、

“The test shall take place under vacuum in a test chamber with a pressure

that guarantees the physical state of a collisionless plasma if a low energy plasma is used, or lower than  $3 \times 10^{-3} \text{Pa}$  if other triggering methods such as an energetic electron beam, UV ray, laser pulse, etc., are used. “として、低軌道プラズマに近い低エネルギー・高密度プラズマを使う時には無衝突プラズマ状態を保証し、高エネルギー電子ビーム等を使用する際には  $3 \times 10^{-3} \text{Pa}$  以下の高真空を保つこととした。

External circuit については、図5のような概略図と日米欧での試験回路を例として掲載し、試験回路設置時に考慮すべき注意点を付録のGにて詳細に説明している。

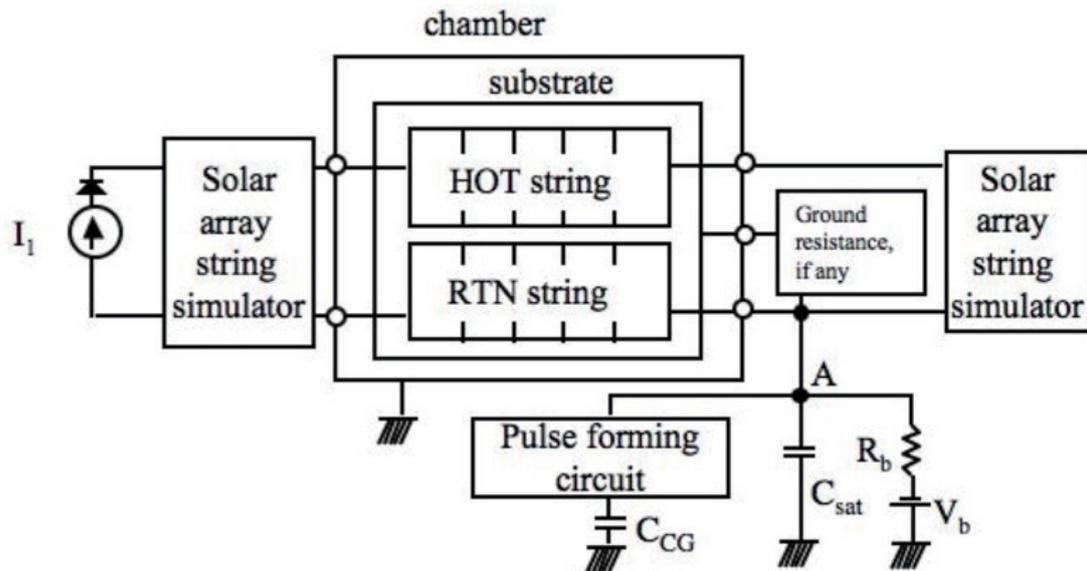


図5 二次アーク試験における外部回路の構成

また、図5のCCG（太陽電池パネルのカバーガラスの静電容量を模擬したコンデンサ）から供給されるエネルギーについては、パルス成形波形をコンデンサの前に設置し、軌道上で予想される Flashover 電流を供給することとされた。Flashover 放電電流波形は軌道上で計測されたことがなく、現状では地上実験結果を元に決めるしかない。”The current waveform supplied by the external circuit shall be

representative of the surface flashover current in orbit. The present state of knowledge about the propagation distance is two meter confirmed by a laboratory test using a 4mx1m coupon panel. The present best estimate of the propagation speed of surface flashover is 10km/s for a GEO solar array under inverted potential gradient. “という記述にて沿面放電プラズマの進展距離と速度を与え、図6に示すような仮定で電流波形を

計算するようとしている。この 2m という数字は JAXA と九工大の共同実験の結果 (文献[8]) を元としている。この伝搬範囲

の面積が 2001 年以來の懸案事項である外部コンデンサ CCG の容量を決めることになる。

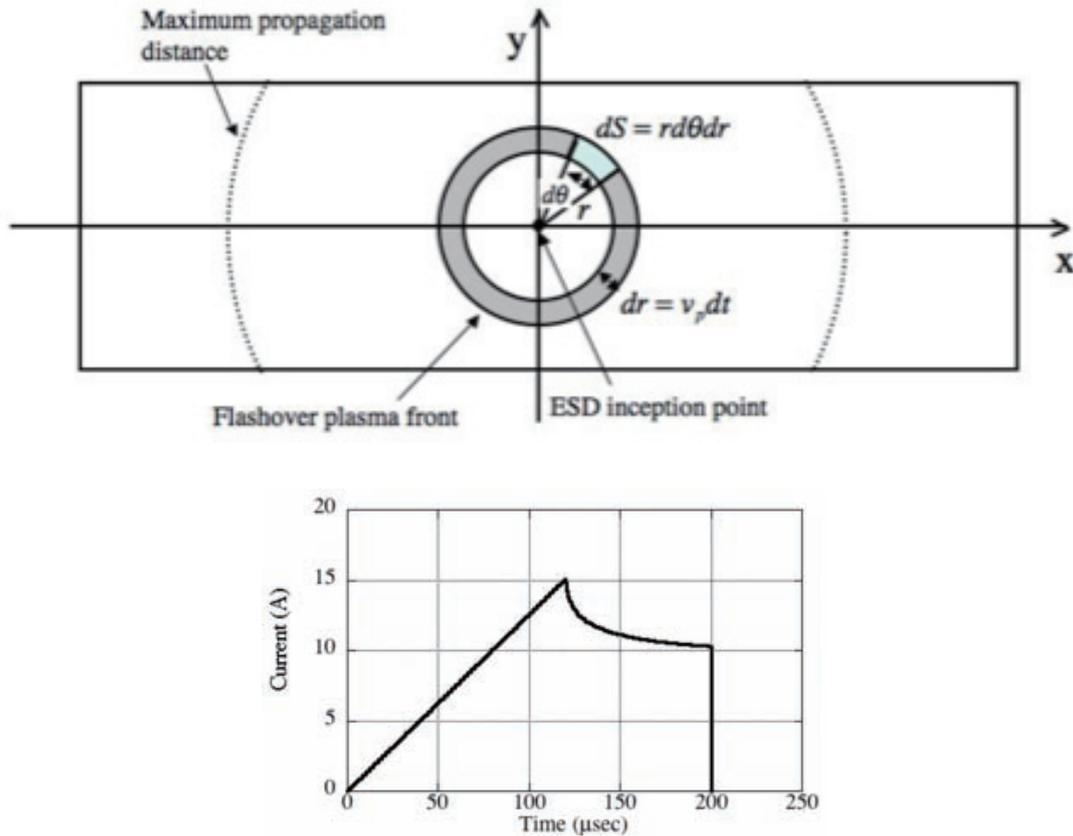


図6 Flashover 電流波形の計算モデル (上) と電流波形の一例 (下)

Success Criteria は” The test shall demonstrate that no damaging secondary arc occurs due to ESD”として、太陽電池パネルの帯電・放電に対する認定試験の合格・不合格の基準を明らかにしている。”damaging secondary arc”としたのは、二次アーク放電の内、継続時間がマイクロ秒オーダーの短いものは回路短絡や電力損失に結びつかないため、ある程度の二次アーク放電は許容するとしたものである。

### 7. 今後の課題

ISO の規定では、規格は制定後 5 年周期で定期的に改訂していくことを求めている。今回の第一版の制定作業に向けて WS を積み重ねる中で、第二版改訂時までの多くの

課題が明らかにされた。その中で以下についての基礎研究が必要であるとされている。

- ・ 軌道上環境に曝露されて劣化した後の太陽電池パネルの放電をどう考えるか
  - ・ 繰り返し一次放電による太陽電池の電気性能出力劣化に対するより深い理解と認定試験項目化
  - ・ フラッシュオーバー電流が 2m 以上進展するのか否か
  - ・ フラッシュオーバー電流を模擬するための最適な試験回路とはいかなるものか
  - ・ 帯電と真空以外の環境要因を合わせた複合環境試験は必要か?
  - ・ 一次放電の抑制手法は?
  - ・ 新型太陽電池の劣化
- また、太陽電池の電気性能出力の低下に

については、近々に2件の軌道上実験が計画されている。一つはISSの米国モジュールでの曝露試験であるMISSE-8でのPASCAL (Primary Arcing effects on Solar Cells at LEO)実験(2011年2月打ち上げ予定)と2011年度中打ち上げ予定の超小型衛星HORYU-2である。更には、静止軌道衛星を使った放電計測実験が提唱されているが、こちらについては実験プラットフォームを確保することが難しく難航している。いずれにせよ、2012年5月に日本で開催予定の12thSCTCにて第6回WSを併催し、改訂の方向性を再度議論していく予定である。

#### 8. 成功の秘訣と標準化がもたらしたもの

今回、途中でいくつかの障害には遭遇したものの、プロジェクトのスタートから実質5年、NWIP登録から3年で規格成立まで到達することができた。日本が主導する形で成功裏に規格制定を進めることができたが、成功の理由の第一として、NEDOからの資金援助をあげたい。NEDOからの資金援助により、専門家によるWSを5回開催することができ、外国から旅費を出してでも人を呼ぶことができた。これによって、特に欧米以外の中国やインド、韓国といった国にも参加を呼びかけることができ、欧米以外の味方を作ることができたとも言える。第二にプロジェクトリーダーの日本側に他の専門家を納得させるだけの試験実績や論拠となる豊富な基礎データがあり、それらを積極的に開示していったことが、特にWSでの白熱した議論を収束させることに役立った。勿論NEDOの資金援助によりラウンドロビン試験等の多様な研究が可能になった事も大きい。みどり2号の事故以来の日本の衛星帯電への意識向上が研究レベルを支えた。第三に、ISOの当該WGの議長国が日本であったことが、年2回のISO会議での議論を円滑化させる上で非常に役立った。航空宇宙工業会との連携がうまく行ったことも大きい。第四に、たとえ日本がプロジェクトリーダーを握ったからと言って、100%自国の思う通りの規格を作れるわけではなく、規格を成立させることを優先

して妥協すべきところは妥協するという姿勢を貫いたことも大きいといえる。今回のプロジェクトでは欧州と米国の意見が全くの平行線を辿ることが多く、日本がうまく調整に入ることができたことも大きい。第五に、よりよいものを作ろうとする気持ちを専門家が共有したことが大きい。九工大の2回に亘るデモ実験や、ONERAやNASAグレンでの合宿試験など、「同じ釜の飯を喰う」事で、仲間意識を醸成し、コミュニティの発展のために協力しあおうとする気持ちを専門家もつことができた。それによって、多少の違いはあっても、規格を作るという大目標で一致できたと思われる。

今回のISO-11221は日本の試験方法を出発点として起草され、制定作業を終始日本が主導したMade-in-Japanの国際規格である。世界の英知を集めてなされた標準化の過程で多くの新たな知見を得ることができ、人工衛星の信頼性向上に大きく貢献できたと自負している。自国の試験基準に基づいて試験規格を作ること国内の衛星用太陽電池パネルメーカーの輸出促進にも役立つことは自明のことであるが、CDを作成しているところから、国際標準に準拠した試験を希望する外国からの試験依頼がきはじめ、現在も海外衛星メーカーの帯電・放電試験を日本で実施している。これは試験自体が一種の技術輸出であることを物語っており、国際規格を主導することが自国の産業育成に役立つことを規模は小さいながらもまさしく実証している。更に、海外からの試験依頼を受託したり、技術相談に応じることで、各種ノウハウや技術情報を日本国内に集積していくことが可能となり、産業育成に重層的な貢献をすることができる。最後に、国際標準規格作成を主導することが、日本が世界における名誉ある地位を得ることに少しでも貢献するであろうことを願っている。

#### 謝辞

今回の規格成立に対して、国内外の数えきれない方々から多くの叱咤激励・ご協力をいただきました。心からお礼を申し上げます。

参考文献

1. 五家 建夫 , 北澤 幸人 , 鈴木 寛 , 戸田 勸, “宇宙環境設計基準の ISO 国際規格化の現状と課題”, 日本航空宇宙学会誌, 49(564), 1-5, 2001.
2. 高崎 信之 , 石崎 政幸 , 播磨 克彦, “ISO/TC20"国際標準化機構/航空宇宙部門"の紹介”, 日本航空宇宙学会誌, 45(525), 553-555, 1997-10
3. 社団法人 日本航空宇宙工業会 Web サイト <http://www.sjac.or.jp/>
4. 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：宇宙環境と宇宙機の帯電電位”、航空宇宙学会誌、Vol.51, No.591, pp.109-117, 2003.
5. 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：高電圧太陽電池アレイの放電現象と将来課題”、航空宇宙学会誌、Vol.51, No.592, pp.139-145, 2003.
6. Katz, I., Davis, V. A. and Snyder, D. B.: Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO, AIAA Paper 98-1002, 36th Aerospace Sci. Meeting, 1998.
7. Hoerber, C.F., Robertson, E.A., Katz, I., Davis, V.A., and Snyder, D.B., “Solar array augmented electrostatic discharge in GEO,” AIAA Paper 98-1401, International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, 17th, Yokohama, Japan, Feb. 23-27, 1998.
8. Okumura, T., Suzuki, T. Nitta, K., M. Takahashi, K. Toyoda, “Propagation Area and Speed of Flashover Discharge on Large Solar Array Panels in a Simulated Space Plasma Environment”, 11th Spacecraft Charging Technology Conference, Albuquerque, USA, September, 2010.



# 12<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conferenceの日本開催について

趙孟佑  
九州工業大学

第7回宇宙環境シンポジウム  
2010年10月20日



## 経緯

- 6<sup>th</sup> SCTC Hanscom AFB, USA, 1998
- 7<sup>th</sup> SCTC ESA/ESTEC, Europe, 2001
- 8<sup>th</sup> SCTC Huntsville, USA, 2003
- 9<sup>th</sup> SCTC Tsukuba, Japan, 2005
  - 参加者総数: 124人
- 10<sup>th</sup> SCTC Biarritz, France, 2007
- 11<sup>th</sup> SCTC Albuquerque, US, 2010



# 11<sup>th</sup>の様子

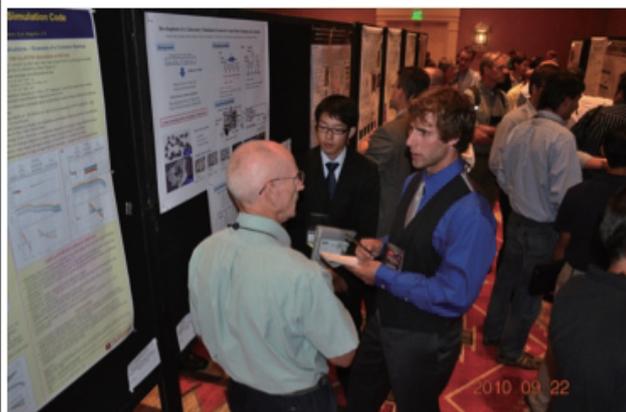


参加者は150人超？

3



# 11<sup>th</sup>の様子



55 Oral (質疑入れて25分)  
66 Posters (2日、計4時間)

日本から19人参加  
発表は24(?)件  
ヨーロッパは30人程？

月曜日の夜にdinner  
ExcursionはState Fair だったが、雨で中止

4

# Overview on Spacecraft Charging Study in Japan



Mengu Cho

Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering  
Kyushu Institute of Technology

Koga Kiyokazu Koga, Hideki Koshiishi and Kumi Nitta

Japan Aerospace Exploration Agency

Acknowledgement: Colleagues in Japan

September 20, 2010

11<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conference, Albuquerque, NM, USA

5

## 日本開催について



- 第8回から、ほぼ2年おきに米日欧のサイクルで廻っている
- 順番からいって、次は日本
- 日本で参加することで、中国、インド、韓国等のアジアからの参加を期待できる
  - 今回は日米欧以外の参加はゼロ(会場を見た限り)

6



## 開催概要

- 場所: 北九州国際会議場国際会議室
  - 第6回宇宙環境シンポをやった部屋
- 日時: 2012年5月21(月)~25(金)
  - 特に強い反対がなければ今日決定したい
  - その前2週間も仮押さえ中
- 実施形態
  - 実行委員会形式
  - 主催 九工大、JAXA
  - 共催 北九州市 (会場費半額)
  - 後援 NASA AFRL ESA CNES ONERA AIAA 航空宇宙学会 電気学会?
  - 協賛 企業

7

## 会場



スクール形式86席

(後ろの机を取り除いて110席くらいまで拡張)

8



# Access to Kitakyushu



9

# 資金計画



- 約1000万円
  - 参加登録費
    - 一般90、学生30を想定
  - 北九州市補助
  - 主催者負担
  - 企業協賛
  - その他補助金

10



## 内容

- Review
- In-orbit Study
- Simulation & Modeling
- **Space Weather**
- Internal Charging
- Dielectric Material
- ESD and arcing
- ISO (ISO-11221 and others)
- 宇宙天気とのコラボを強力に進めたい
- 他には？

11

## エクスカーション



### ■ TOTO

The world leading toilet maker



### Field Trip Details

You will know everything about toilet from its history to the state-of-art

### Field Trip Day, Time Required and Time Period

Except Sat and Sunday, Group of 40 people, 40 minutes (9:30~17:00 )

<http://www.toto.co.jp>

12



## エキスカージョン

- 新日鉄八幡製作所(溶鋳炉)
- トヨタ九州
- 日産九州
- 安川電機(ロボット工場)
- Accompanying persons program
  - 小倉城
  - 日本庭園
  - 旦過市場
  - 長府武家屋敷
  - etc

13



## バンケット

- リーガロイヤル
- 門司港三井倶楽部
- 西日本工業倶楽部(重要文化財)



14



## 実行委員会

- 代表
- 財政
- プログラム
- 出版
- 接待・現地担当 九工大+α
- 実行委員会書記 九工大
- 広報
- 事務局 九工大+JAXA
- 旅行・カード決裁手配 JTB等に委託?

ぜひとも実行委員会にご参加ください!!

15



## 日程

- 2010年10月 日程を電子メールでアナウンス
- 2010年11月17日or18日(宇科連) 第一回実行委員会キックオフ
  - 人数が集まらないようだったら、どこかで一度集まってやる
- 2011年1月 AIAA Aerospace Science Meeting
- 2011年6月 ISTS (沖縄)
- 2011年6月 AIAA Atmospheric and Space Environment Symposium
- 2011年9月 European Space conf
- 2012年1月 AIAA Aerospace Science Meeting
- 2012年5月 12<sup>th</sup> SCTC

16

# 帯電解析用材料パラメータ取得状況

仁田 工美\* (JAXA)

## 1. はじめに

宇宙環境には様々なエネルギー・密度・粒子種のイオンや電子が、固有の空間や特定の時間に存在し、人工衛星・探査機にさまざまな影響を与える。宇宙環境において長期間安定して人工衛星、探査機を運用するためには、軌道上で生ずる帯電・放電に関する設計の妥当性を検証する事が不可欠である。

宇宙機に流出入する各荷電粒子の電流を計算することが、宇宙機帯電の評価に繋がる。我々は、衛星の軌道上での不具合の定量評価と今後の衛星設計へ帯電・放電の観点に立った検討を行うために、データ取得作業行ってきた<sup>(1)</sup>。今後の宇宙機設計へ帯電・放電の観点に立った検討を行うために、宇宙機の帯電解析において特に重要な二次電子放出係数、光電子放出係数、体積抵抗率、表面抵抗率、誘電率について日本国内で行われているデータ取得状況について紹介する。

## 2. 経緯と取り組み

「みどり2号」の機器の電気系故障を契機として、宇宙航空研究開発機構(JAXA)は衛星の設計基準の整備に向けて作業部会を設置し、宇宙機の設計に関する技術要求文書(通称、宇宙機設計標準)の再整備を2005年度から5年計画で進めている。

これら衛星設計標準体系整備の一環として、電気系分科会 WG1 帯電・放電ワーキンググループにおいて、帯電・放

表 1 劣化条件

Table 1 Irradiated condition

Irradiation	Condition	Place
Ultraviolet	80,240,400ESD	Tsukuba
Electron beam	300,900,1500kGy	Tsukuba
Atomic oxygen	$1 \times 10^{19}$ , $1 \times 10^{20}$ , $1 \times 10^{21}$ atoms/cm <sup>2</sup>	Tsukuba
	$3 \times 10^{18}$ , $1 \times 10^{19}$ , $3 \times 10^{19}$ atoms/cm <sup>2</sup>	Kobe

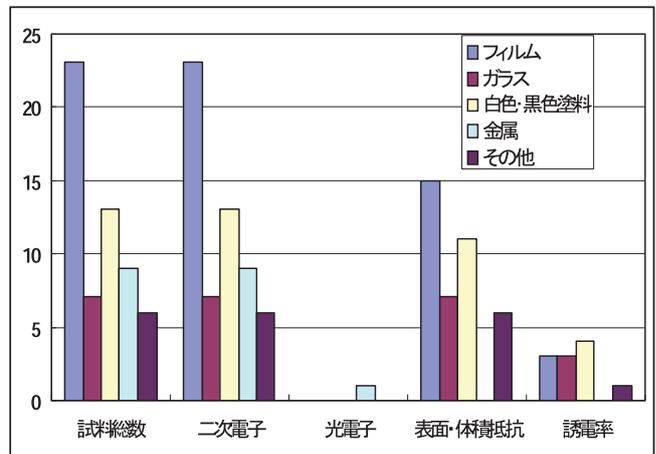


図1 現状の測定試料数

表 2 測定の枠組み

	場所	範囲	状況
二次電子放出係数	高エネルギー加速器研究機構(KEK)	600eV-20keV	想定される材料測定は終了。AO・UV 照射後の影響検討中
	東京都市大学	200eV-1keV	金の測定開始
	JAXA	300eV-10keV	金の測定開始
	KEK	200eV-5keV	ビーム調整中
光電子放出係数	KEK	30nm-250nm	金及びガラスの測定開始
	東京都市大	110nm-400nm	光量較正中
表面・体積抵抗	埼玉大学	ASTM&JEC	想定される材料測定は終了。AO・UV 照射後の影響検討中
	住友金属テクノロジー	ASTM&JEC	温度変化による影響を検討中
体積抵抗	東京都市大学	-40~+80℃	カプトンの測定終了
	奈良高専		常温での測定法は確立済み
誘電率	住友金属テクノロジー	-70~+80℃ 10Hz-1MHz	低温-常温の影響は確認済み
プロトン二次電子放出係数	同志社大学		ビーム調整中

電現象に関わる衛星材料の物性パラメータの計測を進めている。

宇宙機の外表面に使用している主要な材料である太陽電池のカバーガラスや宇宙機の放熱面に使用される OSR (Optical Solar Reflector: 太陽光反射素子) 等のガラス類 7 種類, 宇宙機全体を保護, 曝露される箇所の大半を占める熱制御材料として使用される高耐熱性のポリイミドフィルム等のフィルム 23 種類, アンテナ, ラジエータ, センサ類等に塗布される白色塗料 9 種類, 黒色塗料 3 種類, 金属 10 種類, 接着剤など 7 種類を選定し, 測定を進めている。また, 宇宙で使用される材料は, 高真空等の地上とは異なる環境下で, 放射線 (電子線 (EB: Electron Beam), 陽子線,  $\gamma$  線, X 線等), 紫外線 (UV: Ultraviolet), 温度サイクル加えて, 高度数百 km の低軌道環境での原子状酸素 (AO: Atomic Oxygen) 等によりダメージを受け, その物理的, 化学的性質が変化する。その結果, 期待していた特性の低下や喪失を招くことがある。これら宇宙環境における材料劣化の程度の把握, 及び, 材料寿命の予測が重要視されるようになった。そこで, 宇宙環境劣化要素加味した試験を行う材料を選定し, (フィルム 3 種類, ガラス 3 種類) 照射試験 (UV3 条件, 電子線 3 条件, AO3 条件) を実施している。材料劣化の照射条件を表 1 に示す。電子線照射及び紫外線照射条件については, 静止軌道約 1 年, 3 年, 5 年相当とし, 原子状酸素 (Atomic Oxygen: AO) に関しては, AO 環境が厳しいと予測されている 2011 年の 1 年間の単位面積当たりの AO の照射量を Space Environment & Effects System (SEES) <sup>(10)</sup> で解析した値を参考に, より広い原子状酸素照射量範囲での影響を明らかにする事とした。

2005 年に, 二次電子放出係数測定 (600 eV-5 KeV) の測定を開始し, 光電子放出係数の測定検討を開始したのを皮切りに, 現在では真空中における表面・体積抵抗の測定, 真空中及び温度を変化させた誘電率の測定, さらに電子線照射下における体積抵抗測定検討及びプロトン照射時の二次電子放出係数の測定検討を行っている。昨年度まで測定した種類数を図 1 に示す。

宇宙環境を考慮した材料への照射<sup>(2)</sup>についても表 1 に示したように一部共同研究で行っている。測定は, 表 2 に示すように JAXA, 大学, 研究機関, 企業がそれぞれ分担して行っており, 共同研究あるいは委託研究の枠組みで実施されている。

### 3. 各材料パラメータの測定

**〈3・1〉高エネルギー領域 (600eV-5keV) における二次電子放出係数の測定** 高エネルギー加速器研究機構(KEK)において比較的電子エネルギーの高い電子線照射をした時の二次電子放出係数の測定が, フェラデーカップを取り付けたビームブランキング型走査電子顕微鏡 (BBSEM) を用いて

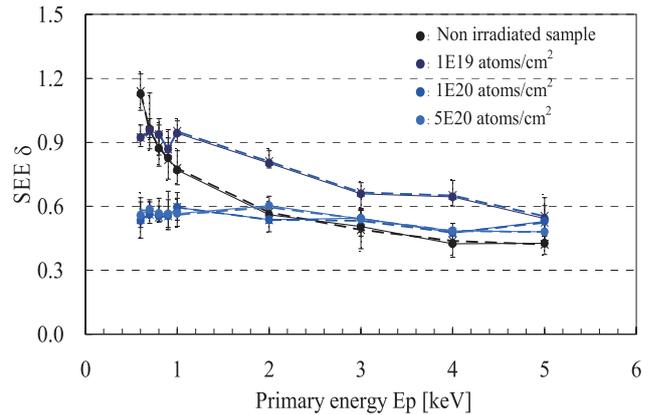


図 2 AO 照射後ポリイミドフィルムの二次電子放出係数

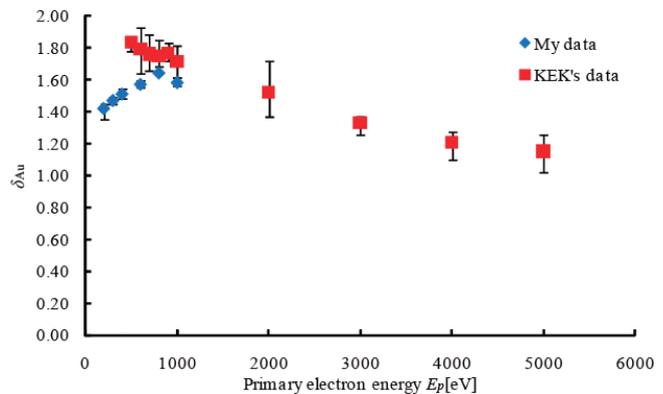


図 3 低エネルギー及び BBSEM での金の二次電子放出係数測定結果

行われている<sup>(3)</sup>。二次電子は材料自体の帯電に大きく影響されることから, その帯電を避けるために一次電子ビームをパルス化するパルスビーム法(パルス幅 1 ms, 電流 100 pA)を用いている。

二次電子放出係数は加速エネルギー  $E_p$  を 600 eV~5k eV まで変化させ, 各エネルギー毎の入射一次照射電子電流  $I_p$  とその際の二次電子放出電流  $I_s$  の計測を行い,  $I_p$  と  $I_s$  のピーク値の比を取るによって得られる。ポリイミドフィルムに AO 照射した際の測定結果を図 2 に示す。AO 照射によって, 二次電子放出係数が 1 以下となることがわかり, 劣化の影響が大きいことを確認した。

**〈3・2〉低エネルギー領域 (200eV-2keV) における二次電子放出係数の測定** 二次電子放出係数が最大値となる一次照射電子の加速エネルギーは, 金属で 100 eV~800 eV, 絶縁物では 300 eV~2 keV と報告されている<sup>(4)</sup>。東京都市大において, 低エネルギー領域での測定装置を構築した。

加速エネルギー  $E_p$  を 200 eV~1 keV まで変化させ, 高エネルギー領域の場合と同様に各エネルギー毎の入射一次照射電子電流  $I_p$  とその際の二次電子放出電流  $I_s$  の計測を行い,  $I_p$  と  $I_s$  のピーク値の比を取るによって二次電子放出係数が得られる。図 3 に高エネルギー領域での測定結果と低エネルギー領域での測定結果を併記した。両者は 500eV 付近で概ね一致しており, 低エネルギー領域での測定も可能

となった。

〈3・3〉光電子放出係数の測定 KEK-PF BL-20A のビームラインを用いて、放射波長範囲 30-240nm の波長の光を試料に照射し、光電子電流を測定する。照射された光の光子数に対する放出される光電子数の割合である量子効率を求める。材料表面の帯電を避けるために、開放時間 1/60 sec のシャッターを用いて、パルス光とした。KEK ビームラインに真空チャンバーをゲートバルブを介して設置し、チャンバー内には 3 軸制御可能な試料台と、光電子電流測定用のファラデーカップを装着した。

光照射による光電子電流の値を測定し、照射された光の光子数に対する放出される光電子数の割合である量子効率を求めた。図 4 に示す結果は文献値と良く一致し、パルス光で測定した場合と連続光で測定した値にも差がなかった。この値を基に太陽光スペクトル照射時の光電子数に換算した値も  $1.2 \times 10^{-5} \mu A$  と過去の値と同等となった<sup>(5) (6)</sup>。以上のことから今回の測定系で光電子電流値の測定が行えることが確認できた。

〈3・4〉表面・体積抵抗の測定 埼玉大学において、電気規格調査会標準規格 (JIS C2139, ASTM D-257) に基づき、真空中で表面・体積抵抗率の測定を行っている。表 3 に示すように従来から真空中と大気中では表面抵抗率に 2 桁程度の差が見られることが知られていたが、熱制御材として用いられる塗料においては、3 桁以上の差が見られることがわかってきている<sup>(7)</sup>。さらに図 5 に示すように体積抵抗率も真空環境下では大気中の値と比較して増加する傾向が見られた。

〈3・5〉電子ビーム照射下での体積抵抗の測定 NASA ではプラズマ雰囲気中で漏れ電流測定<sup>(8)</sup>や電子ビーム照射後の

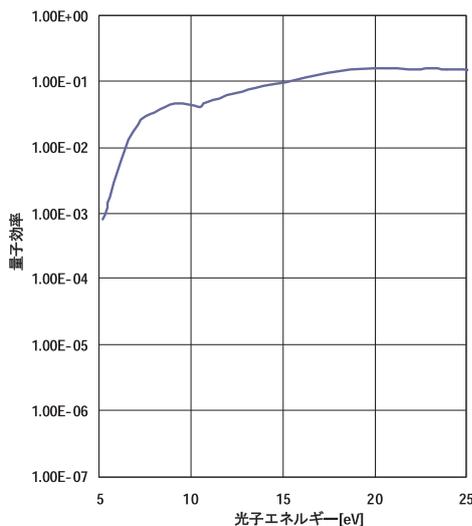


図 4 金の量子効率

表 3 表面・体積抵抗の測定結果例

(a) Surface resistivity in air and vacuum

Test Sample	Air ( $\Omega$ )	Vacuum ( $\Omega$ )
Black paint	$4 \times 10^{14}$	$5 \times 10^{16}$
White paint	$1 \times 10^{10}$	$9 \times 10^{12}$
Cover Glass	$> 2 \times 10^{17}$	$> 2 \times 10^{17}$

(b) Volume resistivity in air and vacuum

Test Sample	Air ( $\Omega m$ )	Vacuum ( $\Omega m$ )
Black paint	$1 \times 10^{10}$	$1 \times 10^{12}$
White paint	$7 \times 10^7$	$3 \times 10^{10}$
Cover Glass	$6 \times 10^{13}$	$5 \times 10^{13}$

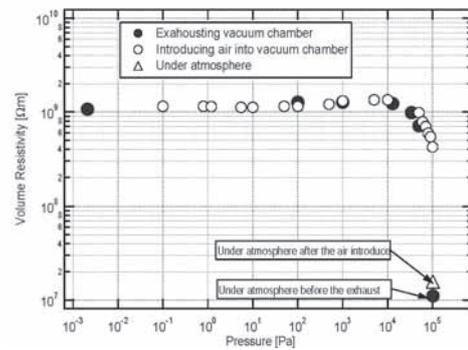
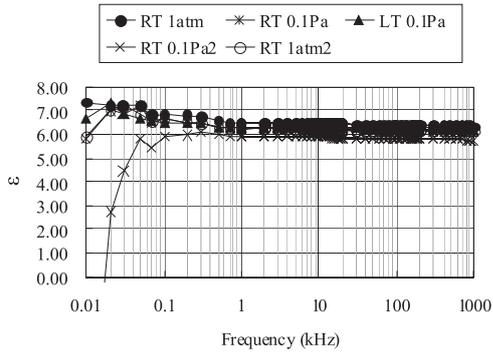


図 5 圧力の変化による白色塗料の体積抵抗率の変化

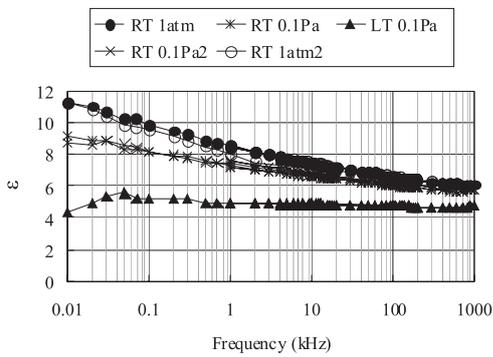
帯電電位緩和時間<sup>(9)</sup>等による体積抵抗の測定値を人工衛星がおかれる宇宙環境によって使い分けことが提唱されている。日本においても解析時の入力データとしてどの測定手法を用いるか、東京都市大学及び奈良高専において検討を行っている。従来の JIS や ASTM に規定されたコンデンサ法により求められたポリイミドの体積抵抗率 ( $1.0 \times 10^{15} \Omega m$ ) と比較すると時間領域によってそれぞれ数分の 1 から数十倍の値とることがわかっており、人工衛星の帯電設計に用いる場合は、どのような扱いにしたら良いか、人工衛星の帯電解析およびシミュレーションに対する体積抵抗率の適用をさらに検討する必要がある。

〈3・6〉誘電率の測定 誘電率は抵抗率と比較して温度変化や圧力の変化の影響が少ないと考えられた。しかし、住友金属テクノロジーにおいて、温度及び圧力を变化した測定を実施したところ、塗料など空気中の水分の影響を受けていると推察される試料については、温度や圧力の依存性が大きく、低温真空中ではほぼ一定の特性が得られることがわかってきた<sup>(10)</sup>。図 6 に測定結果の一例を示す。カバーガラスのように水分の影響を受け難い試料は、真空中低温での測定と大気中常温での測定結果に大きな差はないが、黒色塗料の場合は、真空中低温での測定は大気中常温時の値の 2 分の 1 以下の値となっている。

文 献



(a) Dielectric constant  $\epsilon_r$  of cover glass



(b) Dielectric constant  $\epsilon_r$  of black paint

RT: Room temperature, LT: Low temperature  $-25^{\circ}\text{C}$ ,

図6 真空中, 大気中, 常温, 低温時の誘電率測定の一例

4. おわりに

宇宙環境において長期間安定して人工衛星, 探査機を運用するためには, 軌道上で生ずる帯電・放電に関する設計の妥当性を検証する事が不可欠である。そのためには, 計算機シミュレーションによる帯電解析が必要であり, 解析精度の向上のためには, 実際に使用されている材料データを解析ソフトに入力する必要がある。本論文では, 宇宙機の帯電解析に必要となる材料物性値の測定法と衛星用材料についての一部の測定結果を紹介した。

海外においても帯電解析に係わる材料データが開示されているのは一部の材料に限られており, それらは衛星運用初期の材料劣化のない状態におけるデータで, 運用末期の材料が劣化した状態でのデータはほとんど開示されていない。日本の宇宙機の外表面に使用している主要な材料について劣化後の状態を含めたデータの整備をさらに進めていく必要がある。

- (1) 仁田 工美, 高橋 真人: “帯電・放電現象に関わる衛星材料の物性パラメータの計測”, 電学論A, Vol. 129, No. 11, pp.739-745 (2009)
- (2) E. Miyazaki et al., “Current performance and issues of the Combined Space Effects Test Facility”, JAXA-RM-07-004, 2007
- (3) S. Kawakita, M. Imaizumi, M. Takahashi, M. Matsuda, S. Michizono and Y. Saito, “Influence of high energy electrons and protons on secondary electron emission of cover glasses for space solar cells”, 2002 Proceedings of 20th ISDEIV, pp.21-24(2002)
- (4) H. Seiler “Secondary electron emission in the scanning electron microscope”, J. Applied Physics, NO. 54, ppR1-R18(1983)
- (5) J. G. Timsthy, “The solar spectrum between 300 and 1200 A”, Color Assoc. Univ. press, 1977, ed by O. R. White, Table 1.
- (6) B. Feuerbacher and B. Fitton, “Experimental Investigation of Photoemission from Satellite Surface Materials,” J. Appl. Phys., Vol. 43, No.4, pp. 1563-1572, April 1972
- (7) Y. Ymano et al., “Measurement of Surface and volume Resistivity for Alumina Ceramics under Vacuum Condition”, ISDEIV, pp. 35-38(2008)
- (8) G. B. Hillard, “Measured plasma conductivity of zinc-oxide-based thermal control coatings”, JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS 0022-4650 vol.31 no.5, pp. 910-912 (1994)
- (9) W. Y. Chang et al., “Measurements of electronic properties of conducting spacecraft materials with application to the modeling of spacecraft charging” AIAA-2000-870 Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 38th, Reno, NV, Jan. , pp.10-13 (2000)
- (10) K.Nitta, “ Current Status and Future Plan for Material Property Measurements Related to Engineering Design Optimization Guidelines and Spacecraft Charging at JAXA “, 11th International symposium on Materials in space environment (ISMSE), 2009

# 帯電解析ソフトウェアの機能拡張作業報告

○ 八田真児, 金正浩 (MUSCAT スペース・エンジニアリング株式会社)  
 村中崇信、細田聡史 (JAXA/ISAS)、趙孟佑 (九州工業大学)、古賀清一 (JAXA/ARD)

S. Hatta, J. Kim (MUSCAT Space Engineering Co., Ltd.), T. Muranaka, S. Hosoda (JAXA/ISAS),  
 M. Cho (Kyushu Institute of Technology) and K. Koga (JAXA/ARD)

Key Words: Charging, PIC, Particle Tracking

## Abstract

MUSCAT (Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool) is developed for prediction of arching frequency on spacecraft surface. Several expansion functions such as “auto parametric-run”, “inner charging analysis”, “optional distribution function of auroral electron energy” and etc. are added by JAXA from 2007 to 2009.

## 1. 目的および背景

MUSCAT(汎用宇宙機帯電解析ツール) は (1) 衛星設計段階における帯電予測、(2) 帯電試験の条件設定、(3) 不具合発生時の帯電検証、を目的として開発された帯電設計支援ソフトウェアである。本ツールは 2004 年 11 月~2007 年 3 月にかけて、九州工業大学、JAXA、京都大学、極地研究所、情報通信研究開発機構、等の協力によって開発された。この開発体制を図 1 に示す。

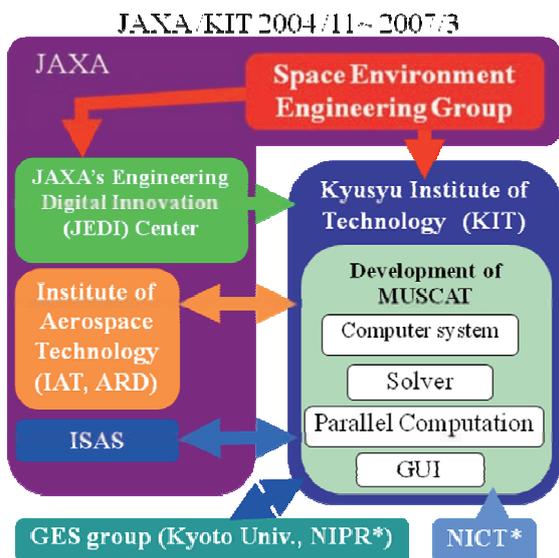


図 1 MUSCAT の開発体制

開発完了より、MUSCAT はソルバーに加えて、3D 衛星モデリング機能、宇宙用材料データベース、解析結果可視化機能、サーバークライアント通信システム、環境データベース等を具備した、解析専門家 [テキストを入力してください]

ではない一般の衛星エンジニアにも容易に利用できるソフトウェアとなった。[1][2]

しかしながら、ソフトウェアはメンテナンス、バージョンアップが必要であり、この作業を本稿の著者らが持続的に実施している。以下では 2007 年 4 月~2010 年 8 月の期間において実施した拡張作業のうち、特に成果が顕著なもの幾つかを報告する。

### 1.1 ソルバーの概要

MUSCAT のソルバーは Particle Tracking (PT)法によって衛星表面の収集電流を計算し、特に高密度の背景プラズマが存在する低軌道では Particle In Cell (PIC)法によって空間電荷を計算する。いずれも粒子法であり、かつ確率解法である。空間電位の計算には Poisson 方程式を解く必要があるが、これは FFT 法を用いている。[3]

## 2. 拡張作業内容

これまでの拡張作業の一覧を表 1 に示す。

表 1 2007 年以降の拡張作業 (一部省略)

拡張作業内容	実施年
衛星部品グループ化	2007
環境データベース	2007~2009
パラメトリック・ラン自動集計	2009~2010
単一 OS 動作	2008
中和模擬	2008
内部帯電解析機能	2009
オーロラ電子モデル拡張	2009
表面解像度改善	2010

これらのうち、「パラメトリック・ラン自動集計」、「表面分布解像度の改善」、「オーロラ電子モデル拡張」、「内部帯電解析機能」について報告する。

2.1 データベース拡張とパラメトリック・ラン自動集計

パラメトリック・ラン機能は、大きく2つに分けられる。一つはユーザーが任意の宇宙環境の範囲でパラメータを入力するものであり、もう一つは用意されたデータベースを読み込むものである。データベースから読み込む場合には、個々の宇宙環境に対して、その発生確率が与えられる。MUSCATでは発生確率付きの環境データベースをGEO環境及びPEO環境について整備した。GEO環境のデータベースは3時間ごとの地方時における環境の発生確率の総和を100%としている。環境パラメータは電子温度、電子密度、イオン温度、イオン密度の4種類である。

PEO環境では環境パラメータは背景プラズマ密度、オーロラ電子温度、オーロラ電流密度の3種類である。また、表2に示すように環境を区分している。

表2 PEOデータベースの環境区分

	地域	年	季節変動	磁気地方時
選択区分	北極域	1996(極小)	1月	1.5
			4月	4.5
			7月	7.5
		2000(昼間)	10月	10.5
			1月&7月	13.5
	南極域	2003(極大)	4月&10月	19.5
				22.5
			平均	通年平均
		夜間		

合計で  $2 \times 4 \times 7 \times 11 = 616$  通りの選択が可能であり、それぞれにおいて、発生確率の総和は100%である。実用上は地域を北極域と南極域の2通り、長期変動については年平均、季節変動については通年平均、を選択し、磁気地方時については夜間と昼間の2通り、あるいは全日の1通りとし、合計4通りあるいは2通りの環境でパラメトリックに解析すればよい。

PEOデータベースの元データはDMSP/SSJ4の高度840kmにおけるデータである。そのため、他の高度での背景プラズマ密度を補完する必要があるが、これにはInternational Reference Ionosphere (IRI)が与えるプラズマの高度分布を利用した。すなわち、IRIが与える高度840kmでの密度を $\rho_0$ 、IRIが与える解析対 [テキストを入力してください]

象の衛星の軌道高度での密度を $\rho_h$ とし、本データベースが与えるプラズマ密度を $\rho_{DMSP}$ とすると、パラメトリック・ランの計算中で利用すべきプラズマ密度は、

$$\rho = \rho_{DMSP} \frac{\rho_h}{\rho_0} \quad (1)$$

によって与えられる。

自動集計機能はMUSCATの解析によって得られた放電閾値到達時間と環境発生確率から、軌道上運用時間1秒あたりの放電発生頻度を計算し、集計する機能である。数式で表現するならば、

$$N[1/sec] = \sum_{env.} (P_{env.} / T_{discharge}) \quad (2)$$

ここで $P_{env.}$ は環境の発生確率、 $T_{discharge}$ は放電閾値到達時間である。

従って、このNに軌道上運用時間を掛けることによって、放電回数が予測される。実際のMUSCATの運用上では、MUSCATによる帯電解析時に設定した計算ステップ数以内に放電閾値に到達しないことはしばしば発生する。そのため、自動集計のみでは漏れがあるので、個々の計算結果についてはユーザーの目によって確認する必要がある。

2.2 表面分布解像度の改善

一般的な科学プロットツールでは、面を囲む計算格子点が物理的な値を保持している場合には、グラデーションによって表現することが多い。しかし、MUSCATの開発言語であるJava3Dでは、1つの面要素に対しては1色しか与えることが出来ない。面要素を4分割して計算格子点に対応させれば表示は可能であるが、現在のPCの性能ではメモリ消費量と画像処理能力の観点から困難が生じる。そのため、過去においては四角形の面要素を囲む4格子点の平均値を表示することにどまった。そこで新たに、4分割が必要な部分のみ分割し、それ以外は分割しない表示機能を開発した。これを図3に示す。

旧表示機能では面は4つの格子点に囲まれた部分であるが、新表示機能では、面は格子点に対応している。また、凸部や凹部では4分割した面要素を組み合わせて格子点の値を表現している。

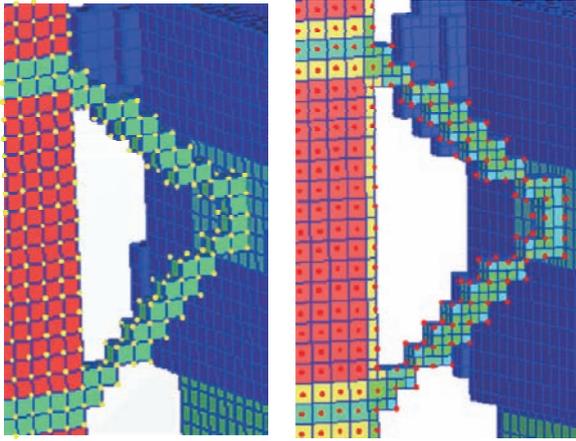


図3 左：旧表示 右：新表示機能

### 2.3 オーロラ電子モデルの拡張

現実のオーロラ電子分布を解析上有用なモデルとする上で、MUSCAT では磁力線方向のみの Maxwell 分布を採用してきた。すなわち、COS 則に基づいて外部境界から流入するモデルである。2009 年においては、(1) 流入方向は全方向（等方的）及び沿磁力線方向（北極域では磁力線方向、南極域では反磁力線方向）、(2) エネルギーについては Maxwell 分布及びエネルギープロット上で Maxwell 分布が一定量シフトした分布、の 2 種類を設定可能なように拡張作業を実施した。エネルギーを独立変数とした Maxwell 分布のフラックスは、

$$\Gamma = \left( \frac{kT}{2\pi m} \right)^{\frac{1}{2}} \int_0^{\infty} \left( \varepsilon^{\frac{1}{2}} \right) \exp(-\varepsilon) \varepsilon^{\frac{1}{2}} d\varepsilon \quad (3)$$

ただし、 $\varepsilon = \frac{mv^2}{2kT}$

従って、エネルギー軸上でシフトした分布のフラックスは、シフト量を  $E_0$  とすると、

$$\Gamma = \left( \frac{kT}{2\pi m} \right)^{\frac{1}{2}} \int_0^{\infty} \left( (\varepsilon' + \varepsilon_0)^{\frac{1}{2}} \right) \exp(-\varepsilon') \varepsilon'^{\frac{1}{2}} d\varepsilon' \quad (4)$$

ただし  $\varepsilon_0 = E_0 / kT$ ,  $\varepsilon' = \varepsilon - \varepsilon_0$ ,

また、エネルギーの分布関数は、

$$F(\varepsilon') = \frac{(\varepsilon' + \varepsilon_0)^{\frac{1}{2}} \exp(-\varepsilon') \varepsilon'^{\frac{1}{2}}}{\int_0^{\infty} \left( (\varepsilon' + \varepsilon_0)^{\frac{1}{2}} \right) \exp(-\varepsilon') \varepsilon'^{\frac{1}{2}} d\varepsilon'} \quad (5)$$

式(5)よりエネルギーを抽出出来るので、超粒子速度を決定出来る。また、粒子の速度ベクトルは COS 則に従う。北極域において磁力線方向に沿った電子の

[テキストを入力してください]

入射を仮定をする場合には、磁界のベクトルとの内積が正の粒子のみを導入し、南極域の反磁力線方向の入射を仮定する場合には、磁界のベクトルとの内積が負の粒子のみを導入する。

### 2.4 内部帯電解析機能

衛星内部の誘電体は、通常は衛星構体に遮蔽されているため、帯電することはないが、MeV オーダーの高エネルギー電子は構体を貫通することが可能であるため、その一部は誘電体内部に達し、内部帯電を引き起こす。[4]

そこで、2009 年度には新たな試みとして、内部帯電解析機能の開発を開始した。この機能は GUI の衛星モデリング機能の一部のみを従来の MUSCAT と共有するが、それ以外については事実上全くの新規開発ツールである。衛星内部に配置された誘電体の電位の変動を計算することがツール開発の目的であるが、誘電体内部での電荷の変動を厳密に計算する手法を短期間で開発することは困難である。そこで、初期の機能開発に当たっては、誘電体と衛星構体との間に抵抗  $R$  とキャパシティ  $C$  を仮定し、誘電体に電荷が蓄積する速度と、誘電体から衛星構体に逃げる漏れ電流のみを考慮するモデルを採用した。従って、衛星の電位によって衛星周囲に生じる電界や誘電体に蓄積した電荷によって衛星内部に生じる電界の影響はモデルに含まれていない。また、誘電体内部の電荷分布に対して Poisson 方程式を解くということもおこなっていない。

高エネルギー電子の入力データには JAXA の SEES (Space Environments & Effects System) の提供する“捕捉電子数フラックス”を利用する。外部境界より入射した電子は空間中では等速直線運動をする。一方、物体内では次の Bethe の式に基づいてエネルギーの減衰を受ける。

$$-\frac{dE}{dx} = 4\pi r_0^2 \frac{m_0 c^2}{\beta^2} NZ \times$$

$$\left[ \ln \left( \frac{\beta \gamma \sqrt{\gamma - 1} \cdot m_0 c^2}{I} \right) + \frac{1}{2\gamma^2} \left[ \frac{(\gamma - 1)^2}{8} + 1 - (2\gamma^2 + 2\gamma - 1) \ln 2 \right] \right]$$

$$\beta = v/c, \quad \gamma = \frac{1}{\sqrt{1 - \beta^2}}, \quad E = (\gamma - 1)m_0 c^2$$

ここで  $E$  はエネルギー、 $x$  は飛程、 $N$  はアボガドロ数、 $Z$  は原子番号、 $m_0$  は電子質量、 $r_0$  は電子の半径である。また、散乱は等方的であると仮定している。

### 3. おわりに

今後の人工衛星の高機能化の方向性は大きく3つに分けられると考えられる。1つは「大型化、多機能化」の流れである。もう一つは「小型化、単機能化、編隊化」である。更に科学衛星等の「特異化」である。これらいずれの方向性の高機能化においても、人工衛星の帯電問題は重要であり続ける。これに対応できるよう、今後も MUSCAT の機能拡張を続行する予定である。

直近においては、計算可能領域の拡大と追跡粒子の分布関数モデルの改善を検討している。計算可能空間領域の拡大は、空間電位構造の再現性に問題を引き起こす、衛星ラム前方に発生するバウ・ショックの再現に有効である。また、大幅な帯電が発生すると衛星に到達可能な仮想粒子が減少する場合があるが、これを分布関数モデルの改善によって解決出来ると期待出来る。

本報告の内、2.4 の内容については、九州工業大学先端機能システム工学科の岩田稔助教の指導を頂いた。ここに謝意を記す。

### 参考文献

- 1) Hatta, S., Muranaka, T., Kim, J., Hosoda, S., Ikeda, K., Kurahara, N., Cho, M., Ueda, H.O., Koga, K. and Goka, T., "Accomplishment of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT) and its Future Evolution," IAC-07-C2.I.14, proceedings of 58<sup>th</sup> International Astronautical Congress, Hyderabad, India, 24-28 Sept. 2007.
- 2) Hosoda, S., Muranaka, T., Kim, J., Hatta, S., Kurahara, N., Cho, M., Ueda, H.O., Koga, K., Goka, T. and Kuninaka, H., "Laboratory Experiments for Code Validation of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)," proceedings of 10<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conf., Biarritz, France, 18-21 June 2007.
- 3) Cho, M. and Hastings, D.E., "Dielectric Charging Processes and Arcing Rates of High Voltage Solar Arrays," J. Spacecraft and Rockets, Vol. 28, No.6, pp.698-706, 1991.
- 4) Hastings, D. E. and Garrett, H., "Spacecraft-Environment Interactions", Cambridge University Press, 2004, Cambridge.

[テキストを入力してください]

# 電荷蓄積法による誘電体体積抵抗率における パラメータ依存性について

○櫻井和也, 渡邊力夫, 三宅弘晃(東京都市大学), 仁田工美(JAXA)

Experimental Parameter Dependency on Dielectric Volume Resistivity in Charge storage method  
Kazuya Sakurai and Rikio Watanabe, Hiroaki Miyake (Tokyo City University), Kumi Nitta (JAXA)

Key Words: Dielectrics, Spacecraft Charging, Volume resistivity, Charge storage method

## Abstract

For determination of dielectric volume resistivity under space environment, it is important to understand the effect of test parameters such as electron energy and sample temperature. In this paper, the effect of sample thickness, electron irradiation energy and temperature on volume resistivity is analyzed by the charge storage method. The dielectric material considered here is typical polyimide (Kapton<sup>®</sup>) film. The experimental results indicate that higher electron energy and thinner sample thickness show lower resistivity. Higher temperature also exhibits lower resistivity according to the Boltzmann type resistivity decrease.

## 1. 研究背景

宇宙機は、宇宙環境、特にプラズマ環境及び放射線環境下で帯電・放電し、それが原因で絶縁破壊による材料の劣化・損傷、搭載機器の故障や全損事故を引き起こすことが知られている<sup>1)</sup>。したがって、宇宙機は設計段階から帯電の定量的な解析を行う必要がある。また、人工衛星等の宇宙機に絶縁・断熱の目的で使用されている誘電体帯電に大きな影響を与えるものは、誘電体自体の電荷蓄積特性であり、それは体積抵抗率で評価される。体積抵抗率とは単位体積当たりの電流の流れ難さであり、体積抵抗率の高い誘電体ほど高い絶縁性を持つ。その反面、物質内部や表面での電荷の移動度が低く、一度帯電した際の電界の緩和時間が長くなる。電界緩和時間が長くなると、例えば地球を周期的に周回する人工衛星等では、累積的に電荷の蓄積が起こり、放電の危険性が高くなる可能性がある。

従来、誘電体等の体積抵抗率は、JIS<sup>2)</sup>やASTM<sup>3)</sup>に規定されたコンデンサ法(Capacitor method)で計測された。しかし、実際に宇宙機が帯電するような高電界下では、オームの法則が成り立たない可能性があり、実際に宇宙機が帯電した時との差異が指摘されてきた<sup>4)5)</sup>。

2003年に米国のFredericksonとDennisonらは、真空チャンバと電子銃を用いて、宇宙機が宇宙空間にて帯電する状況を模擬し、試料の表面電位の減衰か

ら体積抵抗率を求める電荷蓄積法(Charge storage method)を考案した。電荷蓄積法で計測された体積抵抗率は、コンデンサ法で測定された時の $10^2 \sim 10^4$ 倍程度大きくなると報告されている<sup>4)</sup>。

この報告が正しければ、電界の緩和時間が長くなり、周期的に荷電粒子照射を受けるような宇宙機の帯電設計に大きな影響を与えるため、帯電解析を根本的に見直す必要がある。

また、電子線照射エネルギー(電子の最大飛程に影響)、フラックス(線量率に影響)、照射時間(全線量に影響)、試料厚さ(試料内部に形成される電界強度に影響)、試料温度(電荷移動度に影響)、湿度(大気中で影響)など体積抵抗率に影響を及ぼす可能性があるパラメータが多数考えられる。しかしながら、これらの影響はこれまでの論文や報告等で十分には議論されておらず、材料物性値計測手法としての更なる検討が必要である。

温度に関しては、宇宙機は低軌道上で $-150^\circ\text{C} \sim +120^\circ\text{C}$ の温度下に曝されることが知られている<sup>6)</sup>。体積抵抗率や誘電率は試料温度によって大きく変動することが知られているため<sup>5)</sup>、体積抵抗率に対する温度の影響を調べることは重要である。温度が上昇すると材料内部の電荷移動度が上昇し、電荷が移動しやすくなる。これは、導電率の増加を意味し、その逆数である体積抵抗率は減少することになる。

## 2. 研究目的

電荷蓄積法によりポリイミドフィルムに対する体積抵抗率を計測し、従来法であるコンデンサ法による計測結果との比較を行う。また、電子線照射エネルギーとの関係や温度との関係についても検討を行い、体積抵抗率に与える影響を明らかにすることを目的とする。

## 3. 電荷蓄積法による体積抵抗率

### 3.1. 暗電流領域における体積抵抗率

真空チャンバ内で電子線を試料に照射して、試料を帯電させる。電子線照射終了後からの表面電位の時間履歴から減衰時定数を求め、体積抵抗率を求める。電子線照射終了後から十分時間が経ち暗電流のみが流れる状態になると、表面電位の減衰は指数関数で近似できるようになる。表面電位を $V(t)$ とすると、以下のような式が適用できる<sup>7)</sup>。

$$V(t) = V_0 e^{-t/\tau_d} \quad (1)$$

式(1)中の $\tau_d[s]$ が減衰時定数であり、式(2)で表される。

$$\tau_d[s] = \varepsilon/\sigma \quad (2)$$

式(2)より、実験で取得できる $\tau_d[s]$ を代入することで導電率 $\sigma[1/\Omega m]$ を求めることができる。ここで、 $\varepsilon[F/m]$ は試料の誘電率である。また、体積抵抗率 $\rho[\Omega m]$ は式(3)のように表すことができる。

$$\rho = 1/\sigma \quad (3)$$

ここで減衰時定数 $\tau_d[s]$ は、式(2)、式(3)より式(4)で表せる。 $\varepsilon_0[F/m]$ は真空の誘電率であり、 $\varepsilon_r$ は誘電体の比誘電率である。

$$\tau_d = \rho\varepsilon = \rho\varepsilon_0\varepsilon_r \quad (4)$$

式(1)に示したような指数減衰モデルを用いると、分極などの試料材質固有の値に左右されることなく体積抵抗率を求めることができる。このモデルは、分極の収まった暗電流領域を対象としているため、計測される表面電位の時間履歴を片対数グラフでプロットすることで暗電流領域である指数減衰区間を直線で確認し、指数近似を行う。

### 3.2. 短時間領域における体積抵抗率

電子線照射終了直後は分極電流が支配的となる。分極の形成による電界緩和に要する時間は数分から数時間であり、材料の物性値(特に比誘電率)によって異なる。したがって、宇宙機において重要な数時間から1日単位の電位変動については、この影響が支配的であるといえる。分極が支配的な時間域における体積抵抗率をDennisonらが考案した次式の電位減衰モデルから求めることができる<sup>7)</sup>。

$$V = V_0[\varepsilon_r^\infty + (1 - \varepsilon_r^\infty)e^{-t/\tau_p}]^{-1} \quad (5)$$

式(5)の電位減衰モデルにおいて、分極電流時定数 $\tau_p$ と分極電流終了時の比誘電率 $\varepsilon_r^\infty$ をパラメータとして実験で得られた表面電位の時間変化にあわせ、これら2つのパラメータから体積抵抗率を求めることができる。

## 4. 体積抵抗率の温度依存性<sup>8)</sup>

誘電体の活性化エネルギー $U[J]$ 、ボルツマン定数を $k[J/K]$ とすると、温度 $T[K]$ における体積抵抗率 $\rho$ は、

$$\rho(T) \propto \exp(U/kT) \quad (6)$$

と表せる。

## 5. 計測システム

### 5.1. 体積抵抗率計測システム

Fig.1に体積抵抗率計測システムを示す。体積抵抗率計測システムは、表面電位計(Trek製, Model 341B)、表面電位計測プローブ(Trek製, Model3453ST)、オシロスコープ(Tektronix製, DPO7104)、ファンクションジェネレータ(Tektronix製, AFG3021B)、微小電流計(Keithley製, 428)、真空チャンバ(内径400mm, 到達圧力 $10^{-6}Pa$ )、電子銃(日本ビーテック製, 50keV)、試料台、真空チャンバ内でプローブ及び試料台を移動させるためのリニアドライブ(VGシエンタ製, ストローク150mm)で構成されている。温度制御システムは、ペルチェ素子(フジタカ製, FPM-71008, 温度範囲 $-40^\circ C \sim 80^\circ C$ )、ペルチェコントローラ(フジタカ製, T-009-406Pt)、白金測温抵抗体(Heraeus製, M222-A)、水冷ヒートシンク、冷却水循環装置(東京理化学器械製, CCA-1111)で構成されている。

一定時間の電子線照射終了後、リニアドライブを動かして、表面電位計のプローブを試料の電子線照射部まで移動させる。表面電位計からの表面電位をオシロスコープで読み取りデータを保存する。表面電位の時間履歴より時定数を算出し、体積抵抗率を求める。

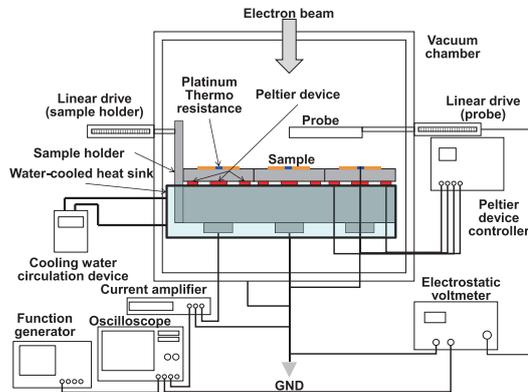


Fig.1 Measurement systems of volume resistivity

5.2. 試料台

Fig.2 に試料台を示す。Fig.2 において計測時は試料が試料カバーで固定されている状態(1 番左)にある。1 番右の試料台は、試料台の断面でカットした形になっており、真ん中は、試料カバーを付けていない状態になっている。また、電子線照射位置やプローブの位置までリニアドライブを使用して左右に移動することが可能である。

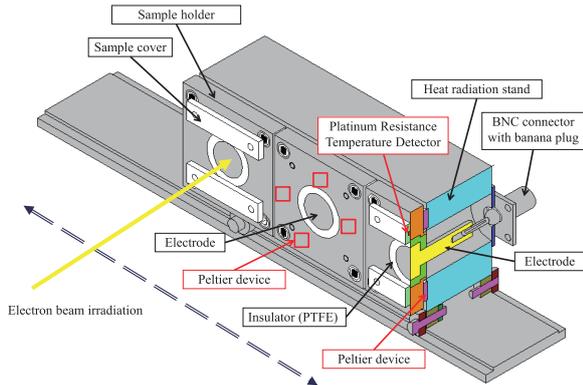


Fig.2 Sample holder

5.3. 温度制御システム

温度制御を行うために、試料台と放熱台の間に対角に 4 つのペルチェ素子が配置されている。温度制御点は、白金測温抵抗体すなわち試料カバー直下の試料表面温度である。

ペルチェコントローラの目標温度設定後に温度制御を開始すると、白金測温抵抗体で試料温度は計測される。その後、ペルチェコントローラで PID 制御により、ペルチェ素子の温度を目標温度に制御し、試料温度が変化している。

また、冷却を行う場合は、放熱台の上に水冷ヒートシンクをセットし、冷却水循環装置を使用して排熱処理を行っている。

6. 体積抵抗率計測実験

6.1. 電子線照射エネルギーを変化させた場合の体積抵抗率 [試料厚さ 25 $\mu$ m]

6.1.1. 実験条件

試料は、ポリイミドフィルムである東レ・デュポン社製の試料厚さ 25 $\mu$ m の Kapton<sup>®</sup>100H を用いた。電子線照射エネルギーを 10keV から 30keV まで変化させて、3 つの場合で計測を行った。実験条件を Table 1 に示す。

Table 1 Experimental conditions [25 $\mu$ m]

Sample	Kapton <sup>®</sup> 100H		
Sample thickness [ $\mu$ m]	25		
Electron beam irradiation energy [keV]	10	20	30
Current density [nA/mm <sup>2</sup> ]	337	650	1039
Irradiation time [s]	60		
Vacuum level [Pa]	10 <sup>-4</sup>		
Measurement time [h]	336		

6.1.2. 実験結果及び考察

試料厚さ 25 $\mu$ m における表面電位の時間履歴を Fig.3 及び Fig.4 に示す。Fig.3 は、両軸とも線形のグラフであり、Fig.4 は、Fig.3 の縦軸を対数表記にした片対数グラフを示している。縦軸は試料の表面電位(負電位)V[V]を示し、横軸は電子線照射終了後からの時間t[h]を示している。

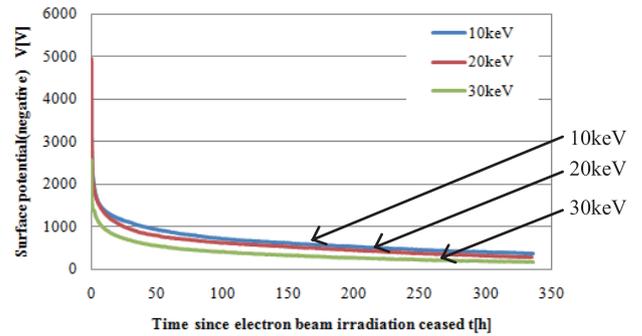


Fig.3 Time history of surface potential [25 $\mu$ m] (Linear plot)

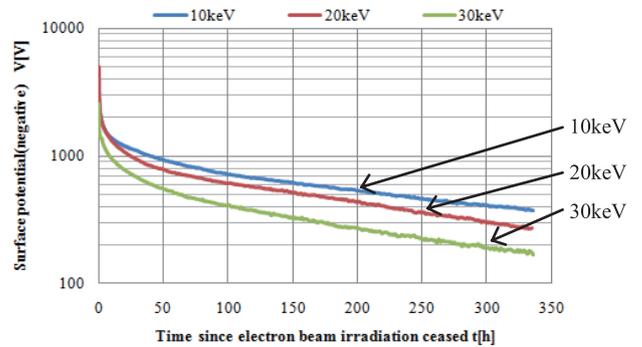


Fig.4 Time history of surface potential [25 $\mu$ m] (Single-logarithmic plot)

電子線照射直後の試料の表面電位は、10keV の場合は-3950V、20keV の場合は-4954V、30keV の場合は-2573V である。電子線照射終了後に表面電位の絶対値が急速に減衰している(表面電位は上昇している)。10keV の場合で約 240s、20keV の場合で約 69s、30keV の場合で約 1356s で 1000V 減衰している。3 つの場合とも、表面電位は急激に減衰し、その後、緩やかに減衰している。また、電子線照射エネルギーが上昇するにつれて、電位減衰量及び電位減衰速

度が大きくなっている。

体積抵抗率の算出は、電子線照射終了後約 100 時間後以降からの減衰が指数的（片対数グラフ上で直線）になっていることから、この領域を暗電流領域と仮定し、式(1)の指数減衰モデルを適用して時定数を出すことにより得られる。また、短時間領域においても、式(5)の指数減衰モデルを適用して体積抵抗率を算出してみた。Table 2 に試料厚さ 25 $\mu\text{m}$  における体積抵抗率を示す。

Table 2 Comparison of volume resistivity [25 $\mu\text{m}$ ]

Electron energy [keV]	Volume resistivity [ $\Omega\text{m}$ ]	
	Dark current	Short time
10	$4.3 \times 10^{16}$	$1.3 \times 10^{13}$
20	$3.4 \times 10^{16}$	$1.2 \times 10^{13}$
30	$3.3 \times 10^{16}$	$1.7 \times 10^{13}$

Table 2 より、暗電流領域の体積抵抗率は、 $10^{16}\Omega\text{m}$  オーダーの体積抵抗率を示している。また、10keV では、他の 2 つの場合と比較して、高い値の体積抵抗率が得られた。このことから、電子線照射エネルギーが上昇するにつれて、体積抵抗率は減少し、体積抵抗率の逆数である導電率は増加したことがわかる。参考までに、JIS で規定されたコンデンサ法で測定された体積抵抗率は  $1.0 \times 10^{15}\Omega\text{m}$  である<sup>9)</sup>。コンデンサ法と比較すると、約 1 桁大きい値となっている。

短時間領域では、 $10^{13}\Omega\text{m}$  オーダーの値を示しており、コンデンサ法と比較すると、約 2 桁小さい値の体積抵抗率が得られた。また、電子線照射エネルギーによる大きな変化は顕著に表れていない。短時間領域の表面電位変動は、誘電分極による分極電流が支配的であり、比較的大きな電流が流れる時には、電子線照射エネルギーの影響が体積抵抗率という観点では、表れないと考える。

体積抵抗率(導電率)に電子線照射エネルギーとの関係が与える影響として、電子の最大飛程も考慮する必要がある。電子線照射エネルギーと電子の最大飛程の関係は次式のフェザーの式で表される<sup>10)</sup>。

$$R = 0.407/\rho \times E^{1.38} \quad (7)$$

ここで  $R[\text{cm}]$  は電子の最大飛程、 $E[\text{MeV}]$  は電子線照射エネルギー、 $\rho[\text{g}/\text{cm}^3]$  は試料密度(Kapton<sup>®</sup> 1.42) である。式(7)より算出したポリイミドフィルムにおける電子線照射エネルギーと電子の最大飛程の関係を表 3 に示す。

Table 3 Theoretical estimation of electron range

Electron energy [keV]	10	20	30	40
Electron range [ $\mu\text{m}$ ]	5	13	23	34

Table 3 より、試料厚さ 25 $\mu\text{m}$  において電子線照射エネルギー 30keV の場合では、電子が試料の 92% まで飛程する。電子線照射された誘電体中の導電率は、放射線誘起導電率の影響が大きく、電子が通過した部分の導電率は増加することが知られている<sup>11)</sup>。そのため、電子の飛程が深くなるにしたがって、導電率が増加し、体積抵抗率は減少したということが考えられる。また、対向電極との距離が短くなったことにより電界強調も加わり、体積抵抗率の減少(導電率の増加)が起こっているということが考えられる。

## 6.2. 電子線照射エネルギーを変化させた場合の体積抵抗率 [試料厚さ 50 $\mu\text{m}$ ]

### 6.2.1. 実験条件

Table 3 より、試料厚さ 25 $\mu\text{m}$  では、電子線照射エネルギー 30keV までしか照射できない。そのため、より広範囲での電子線照射エネルギーの影響を調べるために試料厚さ 50 $\mu\text{m}$  の Kapton<sup>®</sup>200H を用いた。電子線照射エネルギーを 10keV から 40keV まで変化させて、4 つの場合で計測を行った。実験条件を表 4 に示す。

Table 4 Experimental conditions [50 $\mu\text{m}$ ]

Sample	Kapton <sup>®</sup> 200H			
	50			
Sample thickness [ $\mu\text{m}$ ]	50			
Electron beam irradiation energy [keV]	10	20	30	40
Current density [ $\text{nA}/\text{mm}^2$ ]	337	650	1039	1405
Irradiation time [s]	60			
Vacuum level [Pa]	$10^{-5}$			
Measurement time [h]	168			

### 6.2.2. 実験結果及び考察

試料厚さ 50 $\mu\text{m}$  における表面電位の時間履歴を Fig.5 に示す。

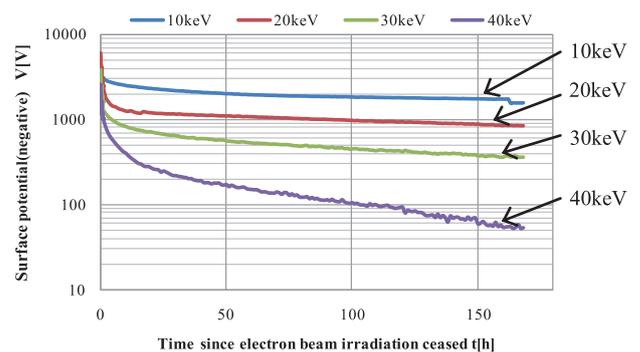


Fig.5 Time history of surface potential [50 $\mu\text{m}$ ]  
(Single-logarithmic plot)

電子線照射直後の試料の表面電位は、10keV の場合は-3925V、20keV の場合は-5975V、30keV の場合は-3586V、40keV の場合は-2606V である。4 つの場合とも、電子線照射終了後に表面電位の絶対値が急速に減衰(表面電位は上昇)して、その後、緩やかに

減衰している。また、試料厚さを変えても電子線照射エネルギーが上昇するにつれて、電位減衰量及び電位減衰速度が大きくなっている。Table 5 に試料厚さ 50 $\mu\text{m}$  における体積抵抗率を示す。

Table 5 Comparison of volume resistivity [50 $\mu\text{m}$ ]

Electron energy [keV]	Volume resistivity [ $\Omega\text{m}$ ]	
	Dark current	Short time
10	$1.3 \times 10^{17}$	$1.9 \times 10^{13}$
20	$5.6 \times 10^{16}$	$1.6 \times 10^{13}$
30	$3.5 \times 10^{16}$	$1.5 \times 10^{13}$
40	$1.1 \times 10^{16}$	$1.4 \times 10^{13}$

Table 5 より、暗電流領域において電子線照射エネルギーが上昇するにしたがって、体積抵抗率が  $10^{17}\Omega\text{m}$  オーダーから  $10^{16}\Omega\text{m}$  オーダーへと約 1 桁の減少を示している。このことから放射線誘起導電率の影響や電界強調の影響が体積抵抗率の減少(導電率の増加)に関係していることがわかる。

短時間領域では、試料厚さ 50 $\mu\text{m}$  でも  $10^{13}\Omega\text{m}$  オーダーの値を示しており、コンデンサ法と比較すると、約 2 桁小さい値の体積抵抗率が得られた。また、電子線照射エネルギーによる大きな変化は顕著に表れていない。

### 6.3. 電子線照射エネルギーとの関係

Fig.6 に体積抵抗率と電子線照射エネルギーとの関係を示す。縦軸は体積抵抗率 $\rho[\Omega\text{m}]$ を示し、横軸は電子線照射エネルギー $E[\text{keV}]$ を示している。

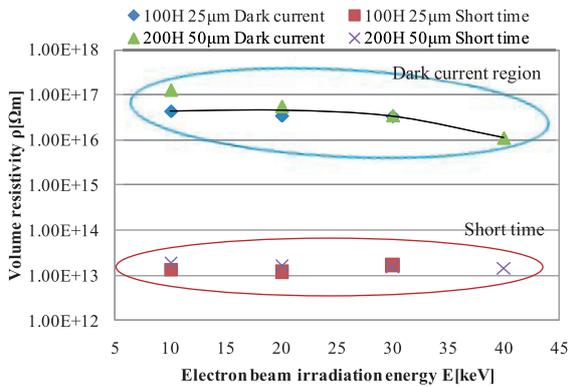


Fig.6 Relation of volume resistivity and Electron energy

Fig.6 より、電子線照射エネルギーの上昇によって暗電流領域での体積抵抗率は減少していく。しかし、短時間領域の体積抵抗率は、電子線照射エネルギーの大きさに影響されず一定の値を示している。コンデンサ法と比較すると、暗電流領域では約 1 桁大きい値となり、短時間領域では約 2 桁小さい値の体積抵抗率が得られた。短時間領域における体積抵抗率では、試料表面の電界の緩和時間を過小評価してし

まう可能性があるため、コンデンサ法あるいは暗電流領域における体積抵抗率を使用すべきである。

また、電子線照射エネルギーは、試料厚さと密接に関係しており、放射線誘起導電率の影響や電界強調の影響を含めてより検討を行っていかなければならない。

### 6.4. 温度変化させた場合の体積抵抗率

#### 6.4.1. 実験条件

次に、試料厚さ 50 $\mu\text{m}$  の Kapton<sup>®</sup>200H を用いて、温度の影響を調べた。ペルチェコントローラの温度設定を 233K(-40 $^{\circ}\text{C}$ )から 353K(80 $^{\circ}\text{C}$ )と温度を変化させて、299K[RT]を含めて 6 つの場合で計測を行った。実験条件を Table 5 に示す。

Table 5 Experimental conditions [Temperature]

Temperature setting [K]	233	253	273	299[RT]	323	353
Sample	Kapton <sup>®</sup> 200H					
Sample thickness [ $\mu\text{m}$ ]	50					
Electron beam irradiation energy [keV]	20					
Current density [ $\mu\text{A}/\text{mm}^2$ ]	650					
Irradiation time [s]	60					
Vacuum level [Pa]	$10^{-6}$					
Measurement time [h]	240					

#### 6.4.2. 実験結果及び考察

温度変化させた場合の表面電位の時間履歴を Fig.7 に示す。

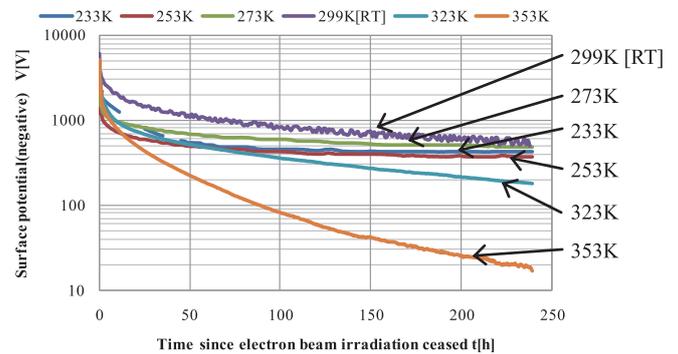


Fig.7 Time history of surface potential [Temperature] (Single-logarithmic plot)

電子線照射直後の試料の表面電位は、233K の場合は -3272V、253K の場合は -3516V、273K の場合は -3390V、299K[RT]の場合は -6145V、323K の場合は -4999V、353K の場合は -5200V である。温度変化させた場合でも、6 つの場合とも電子線照射終了後に表面電位の絶対値が急速に減衰(表面電位は上昇)して、その後、緩やかに減衰している。また、温度設定が高いほど電荷移動度が高くなるために減衰が速く、温度設定が低い場合は電荷移動度が低いため、緩やかに減衰している。Table 6 に温度変化させた場合の体積抵抗率を示す。

Table 6 Comparison of volume resistivity [Temperature]

Temperature [K]	Volume resistivity [ $\Omega\text{m}$ ]	
	Dark current	Short time
233	$3.3 \times 10^{17}$	$3.3 \times 10^{12}$
253	$1.1 \times 10^{17}$	$5.5 \times 10^{10}$
273	$8.3 \times 10^{16}$	$1.1 \times 10^{13}$
299 [RT]	$4.2 \times 10^{16}$	$1.7 \times 10^{13}$
323	$3.3 \times 10^{16}$	$1.3 \times 10^{13}$
353	$1.1 \times 10^{16}$	$3.5 \times 10^{12}$

Table 7 より，暗電流領域において温度が上昇するにしたがって，体積抵抗率が  $10^{17}\Omega\text{m}$  オーダーから  $10^{16}\Omega\text{m}$  オーダーへと約 1 桁の減少を示している．コンデンサ法と比較すると，約 1 桁から 2 桁大きい値となっている．また，温度が上昇するにつれて，体積抵抗率が減少していることがわかる．

短時間領域では， $10^{13}\Omega\text{m}$  オーダーに近い値を示している．電子線照射エネルギーの影響と同様に温度による大きな変化は顕著に表れていない．

次に，Fig.8 に体積抵抗率と温度の関係を示す．縦軸は体積抵抗率  $\rho[\Omega\text{m}]$  を示し，横軸は温度  $T[\text{K}]$  を示している．

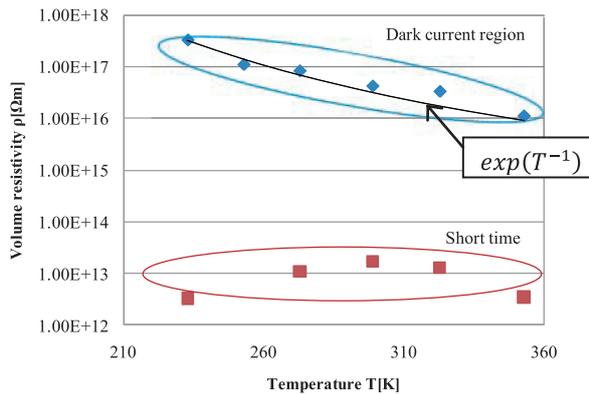


Fig.8 Relation of volume resistivity and temperature

Fig.8 の暗電流領域において，式(6)を適用した．実際に宇宙機が使用される温度範囲より狭い範囲ではあるが， $\exp(T^{-1})$  に比例して，暗電流領域の体積抵抗率が減少していることがわかる．

## 7. 結論

電荷蓄積法によりポリイミドフィルムに対する体積抵抗率を計測した．電子線照射エネルギーが上昇するにつれて，電位減衰量及び電位減衰速度が大きくなっていることがわかった．また，コンデンサ法での体積抵抗率( $1.0 \times 10^{15}\Omega\text{m}$ )と比較すると，電子線照射エネルギーを変化させた場合の体積抵抗率は，暗電流領域では約 1 桁大きい値となり，短時間領域

では約 2 桁小さい値の体積抵抗率が得られた．短時間領域における体積抵抗率では，試料表面の電界の緩和時間を過小評価してしまう可能性があるため，コンデンサ法あるいは暗電流領域における体積抵抗率を使用すべきである．

温度を変化させた場合の体積抵抗率は，暗電流領域では， $10^{17}\Omega\text{m}$  あるいは  $10^{16}\Omega\text{m}$  オーダーの値の体積抵抗率を示し，温度が上昇するにつれて減少している．また，コンデンサ法と比較すると，約 1 桁から 2 桁大きい値であった．短時間領域では， $10^{13}\Omega\text{m}$  オーダーに近い値を示し，温度による大きな変化は顕著に表れなかった．狭い温度範囲ではあるが， $\exp(T^{-1})$  に比例して，暗電流領域の体積抵抗率が減少していることがわかった．

今後は，ペルチェ素子では温度範囲に限界があるため，熱力学的な装置の導入や他の試料(銀蒸着テフロンやカバーガラスなど)，電子線照射エネルギー，試料厚さ，温度など変えて計測を行う．なお，本研究の一部は，科研費(21760655)の助成により実施した．

## 参考文献

- 1) 五家建夫：宇宙環境リスク，丸善株式会社サービスセンター，pp.110-116, 2006.
- 2) JIS C2139
- 3) ASTM D257-99
- 4) A.R. Frederickson, J.R. Dennison：IEEE TRANSACTION ON NUCLEAR SCIENCE, VOL.50, No.6, pp.2284-2291, 2003.
- 5) 電気学会：誘電体現象論，電気学会，pp.203-258, 1973.
- 6) 日本航空宇宙学会：第2版航空宇宙工学便覧，丸善株式会社，pp.1081, 1992.
- 7) J.R. Dennison et al.：PROPOSED MODIFICATIONS TO ENGINEERING DESIGN GUIDELINES RELATED TO RESISTIVITY MEASUREMENTS AND SPACWCRAFT CHARGING, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, 2005.
- 8) Joseph I. Minow, Linda N. Parker：Spacecraft Charging in Low Temperature Environments, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting 19, pp. 13214-13223, 2007.
- 9) 東レ・デュポン株式会社カプトン®総合カタログ
- 10) 多田順一郎：わかりやすい放射線物理学，オーム社，pp.104-109, 2007.
- 11) B. Gross: Radiation-induced Charge Storage and Polarization Effects, in :G.M. Sessler (Ed.), Electrets, Springer, Berlin, 1980.

## 低温下における宇宙用太陽電池アレイ上での放電頻度の比較

○利光智圭(九州工業大学) 田邊靖典 遠藤泰史 増井博一 豊田和弘 趙孟佑  
九州工業大学宇宙環境技術ラボラトリー  
福岡県北九州市戸畑区仙水町 1-1

現在打ち上げコストの抑制等により、一つの衛星にできるだけ多くの機能を搭載しようとしているため、衛星本体の大型化、運用の長期化が進んでいる。大型化に伴う衛星の大電力化により衛星の太陽電池アレイ上における帯電・放電現象の問題が確認されるようになった。

衛星が低温環境下にあるとき、太陽電池パネルからの脱ガス量の変化、太陽電池パネルのカバーガラス抵抗率の増加が考えられ、蝕明け後の太陽電池発電量の増加も考慮すると放電頻度や放電閾値が変化するなど帯電放電現象に大きな影響が出る可能性がある。今回は低地球軌道の蝕時の環境を模擬したうえで、帯電放電試験を実施し低温環境下における放電発生の特異性の検証を行ったので報告を行う。

### 1 実験背景[1]~[7]

近年、衛星の多機能化に伴い、衛星の大型化、大電力化が増加の傾向にある。衛星の大電力化により宇宙空間で運用している衛星で放電が起りやすくなり、電力系統が破壊され、運用停止に陥るといった問題が発生している。

帯電・放電試験は現在、室温下でほとんど行われており、実宇宙環境の日照日陰による温度環境、すなわち-100~100℃に渡る太陽電池パネルの温度環境を模擬している例は数少ない。現在、熱サイクルの蝕時に帯電による不具合が発生することが報告されている。つまり、衛星が低温環境に曝されているときであり、帯電放電現象に大きな影響が出る可能性がある。そのため、各軌道上の蝕時環境を模擬した上で、帯電・放電試験を実施し、低温環境における放電発生の特異性について検証する必要がある。

### 2 実験設備

今回低地球軌道模擬の実験に使用したチャンバーには内部に低温試験用にシュラウドを入れ、チャンバーには四重極質量分析器(Qmass)が取り付けられている。表1にチャンバーの諸元を示す。チャンバーは円筒形の横置き型であり、真空ポンプとしてはロータリーポンプとターボポンプを用いている。

表1 チャンバー性能

Size	Diameter 1.0[m] Length 1.2[m]
Ultimate pressure	$2.0 \times 10^{-4}$ [Pa]
Pumping speed	300 [1/s]
Chamber pressure with plasma	$1.1 \times 10^{-2}$ [Pa] (Xe flow rate;0.4sccm)
Plasma temperature	1~2[eV]
Plasma density	$10^{12} \sim 10^{13}$ [m <sup>-3</sup> ]

測定システムの全体概要を図1に示す。試験中、温度測定は Labview により作成されたプログラムにより 1秒間隔おきに測定でき、リアルタイムに温度・真空度を表示することができる。また、Qmassによる測定データは QCS2001(ULVAC)プログラムにより 1秒間隔おきに測定され、リアルタイムにチャンバー内ガス量を表示す

ることができる。各測定データはテキストデータとして保存される。

太陽電池クーポン上にて放電が発生した場合、まず 8CH オシロスコープによりバイアス電圧の立ち上がりトリガー信号として放電電圧・電流波形の取得を行う。8CH オシロスコープは、LabView によりプログラミングされたオシロスコープである。8CH オシロスコープからはトリガー信号が出力でき、時間調節用遅延回路である DPG (Delay Pulse Generator) を介して画像取得用 PC(Quick Look)に入力される。画像取得用 PC(以下 Quick Look)は、8CH オシロスコープ同様 LabView により作成されたプログラムであり、九州工業大学宇宙環境技術研究センターにおいて構築されたものである。Quick Look は 8CH オシロスコープからのトリガー信号を受けて、放電発生時の発光画像を IR カメラより取得し記録・表示を行うものである。これにより、放電発生個所の特定が可能になる。

図1中における Cext は太陽電池のカバーガラスの静電容量を模擬している。また、Vbias からは負電圧を印加することにより宇宙機構造体電位を模擬している。

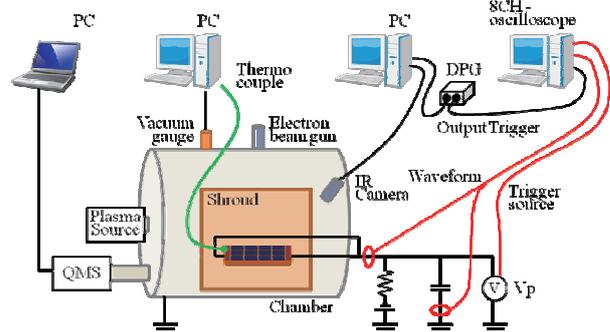


図1 測定システム

今回使用した四重極質量分析器(Qmass)は以下のように設定した。イオン化させる時の、ガス流入数とイオン電流の変換率をイオン化係数( $\eta_1$ )、電流増幅率は( $\eta_2$ )とする。本試験では、SEM の設定は-1.8kV である。事前にイオン化係数と、水分(質量数 18)における電流増幅率の測定は行っており、イオン化係数  $\eta_1 = 4.08 \times 10^{23}$  [A · m<sup>-3</sup>]、電流増幅率  $\eta_2 = 1.15 \times 10^{-5}$  であった。[13]

今回使用した太陽電池クーポンは 2 種類ある。それぞ

れ図2、図3、に示す。図2の物はSi型セルであり、クーポンの大きさは縦24cm、横22cmである。図3の物はTJ型セルであり、クーポンの大きさは縦20cm、横20cm厚さ3cmである。

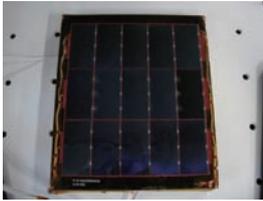


図2 SI型セル

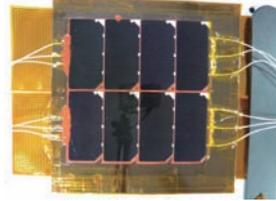


図3 TJ型セル

### 3 実験方法

#### 3.1 シュラウド温度を変化させた状態で放電頻度測定

クーポン温度を変化させる為にシュラウド温度も同時に変化させ、-200V,-300V,-400Vの印加電圧における放電頻度測定試験を行った。これはバイアス電圧を変えて温度変化を与えた場合、放電頻度に影響があるのか比較を行うことを目的に行った。試験に用いた太陽電池サンプルは、図2-24に示す3×5のシリコン型太陽電池クーポンを用いている。この時の測定システムは2.1.6測定システム全体概要からQmassを外したものである。放電試験回路図を図3-1に示す。

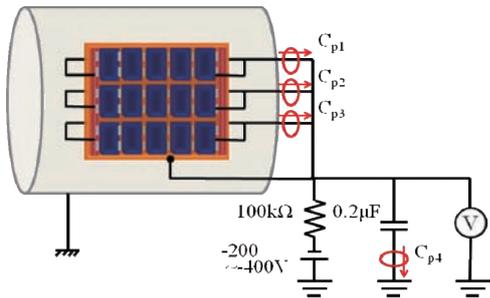


図4 放電試験回路



図5 試験セッティング

クーポンとシュラウドの間は図5のようクーポンの真下にシートヒーターを設置、さらにその下にαゲルを敷いた。これは低温時のクーポンへの熱伝導性を良くし、冷えやすくする為である。

試験手順のフローチャートを図6に示す。クーポンは試験前10時間以上真空に入れておく。印加電圧は-200,-300,-400Vとし、各電圧において図の試験手順に基づき試験を行った。各電圧にて熱変化を与える前に、チャンバーを開け3時間待ち水分を吸着させている。この試験での試験条件について表2に示す。ラングミュアプローブによるプラズマ密度測定はプラズマ導入後に行った。

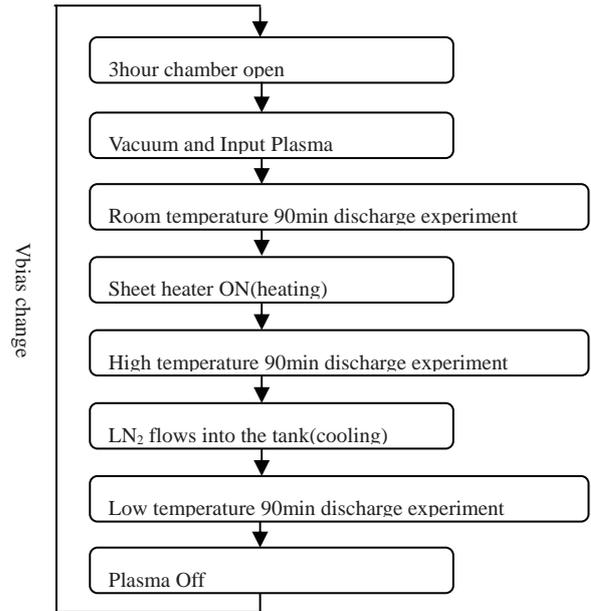


図6 試験手順(-200V~-400V)

表2 試験条件(-200V~-400V)

Vias[V]		-200	-300	-400
Experiment time[min]		90	90	90
Plasma density[1/m <sup>3</sup> ]		6.8×10 <sup>12</sup>	7.2×10 <sup>12</sup>	7.0×10 <sup>12</sup>
Plasma temperature[eV]		0.7	0.7	0.7
Back pressure[Pa]		2.9×10 <sup>-2</sup>	2.7×10 <sup>-2</sup>	3.6×10 <sup>-2</sup>
Coupon temperature [°C]	High	64~66	64~66	63~66
	room	30~31	30~30	20~39
	low	-34~-29	-42~-34	-46~-33

#### 3.2 シュラウド温度を一定とした状態での放電頻度・脱離ガス測定

またシュラウド温度を低温にて一定とし、クーポンの温度変化によるクーポン周辺ガス変化を測定しながら低地球軌道を模擬した環境下における放電頻度測定試験も実施した。放電試験回路図を図7に示す。クーポンとシュラウドの間は図8の様にした。クーポンとシートヒーター間にαゲルを挟むことにより、シートヒーターがクーポンに与える熱が伝わりやすいようにした。また、シートヒーターとシュラウドの間はホットベールを用いて断熱してある。これらの工夫により、シュラウドが低温状態でも、シュラウドに熱を与えることなくクーポンを高温にすることが可能である。Qmassへ続く配管に関してはシュラウド内部まで延長し設置してある。この時の図を図9に示す。配管にはシートヒーターを巻いてあり、シュラウドが低温環境下においても温度調節ができるようになっており、これにより低温環境下においても測定が可能となる。試験に用いた太陽電池サンプルは、図3

に示す2×4のTJ型太陽電池クーポンを用いている。この時の測定システムは図1と同様である。

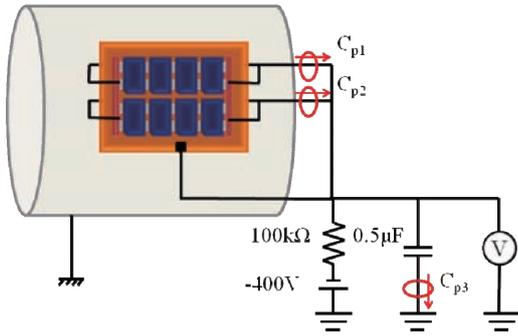


図7 放電試験回路

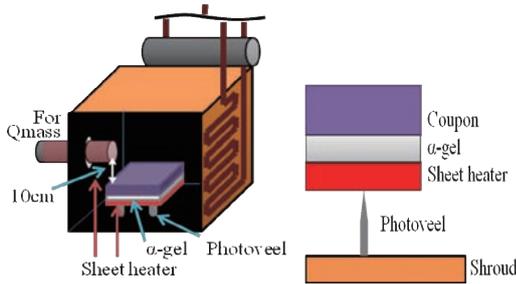


図8 試験セッティング

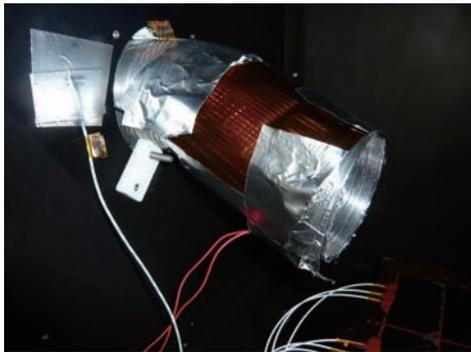


図9 Qmass への配管

試験手順のフローチャートを図10に示す。クーポンは試験前10時間以上真空に入れておく。試験中にてクーポンからの脱離水分測定値を明瞭にする為に、真空中に入れる前に3時間加湿器の中に入れてある。放電させた時の試験環境をわかりやすくする為に4つのcaseごとに分けて記載する。この試験での試験条件について表3に示す。ラングミュアプローブによるプラズマ密度測定はcase1~4はcase4が終わってから測定した。Case1の前の放電試験は、クーポンのコンディショニングの為にしている。

表3 試験条件

case	1~4	
Vias[V]	-400	
Experiment time[min]	60	
Plasma density[1/m <sup>3</sup> ]	4.7×10 <sup>12</sup>	
Plasma temperature[eV]	0.7	
Back pressure[Pa]	2.7×10 <sup>-2</sup>	
Coupon temperature [°C]	High	65~60
	room	22~24
	low	-32~-30

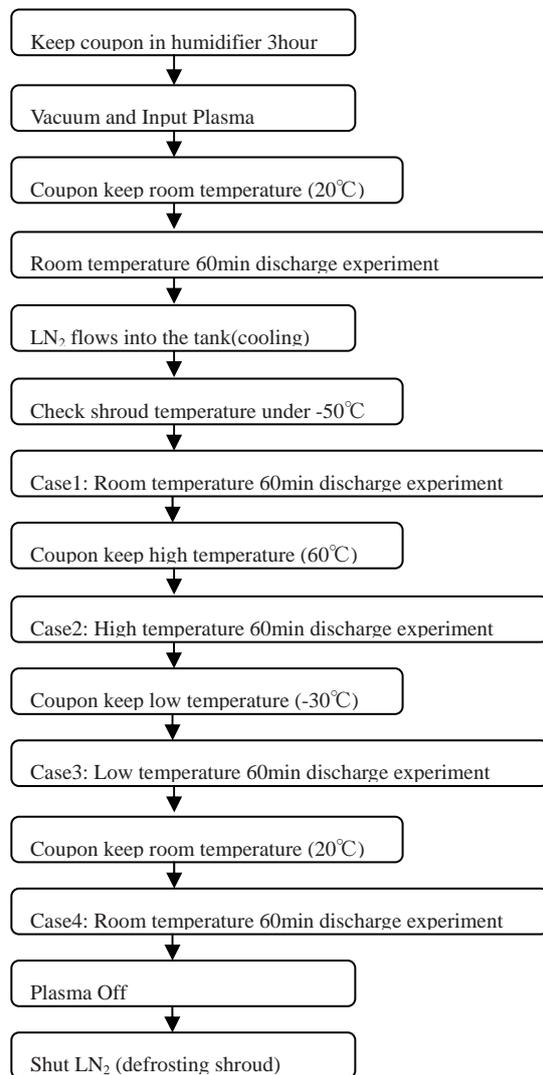


図10 試験手順

4 試験結果

4.1 シュラウド温度を変化させた状態で放電頻度測定

まず始めに、シュラウド温度を一定としなかった状態においてクーポン温度を変化させ、印加電圧を-200V、-300V、-400Vとした時の放電試験を行った。

試験中での放電回数をまとめた物を表4に示す。これらの結果より、プラズマ環境において印加電圧が大きくなった時、また低温時に放電頻度の増加している事がわかる。この時の低温時の放電頻度増加の要因としては、水分吸着量ではないかと考えられる。クーポンを低温にする際にシュラウドを冷やすのと同時並行でクーポンも冷やしてしまった為、シュラウドだけでなくクーポンにも常温・高温時以上に水分が吸着していた可能性がある。各バイアス電圧における、放電発生個所についてまとめた物を図11、図12、図13に示す。バイアス電圧を増やすほど、放電発生個所も増加しているのがわかる。なお図11~13において、クーポン表面上(セルエッジ付近)以外で発生している放電は試験結果から除外してある。

表4 試験結果(90分)

Bias	Room(30°C)	High(60°C)	Low(-30°C)
-200	0	1	6
-300	3	9	28
-400	15	11	60



図11 -200V 試験結果(左から順に常高低温)



図12 -300V 試験結果(左から順に常高低温)

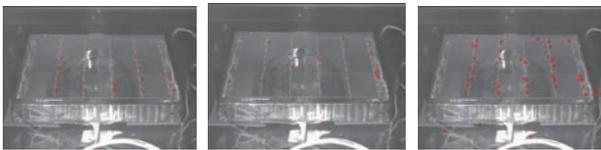


図13 -400V 試験結果(左から順に常高低温)

4.2 シュラウド温度を一定とした状態での放電頻度・脱離ガス測定

続いて、シュラウド温度を一定とした状態での放電頻度・脱離ガス測定試験の結果を示す。試験中での放電回数をまとめた物を表5に示す。また、図15にQmass 電流強度[A]を、図16にシュラウド内水分子密度[1/m<sup>3</sup>]を示す。

表5 試験結果 (60分)

Case	Coupon Temperature	Shroud Temperature	Arc Time
-	room(20°C)	room	10
1	room(20°C)	low	2
2	high(60°C)	low	3
3	low(-30°C)	low	43
4	room(20°C)	low	2

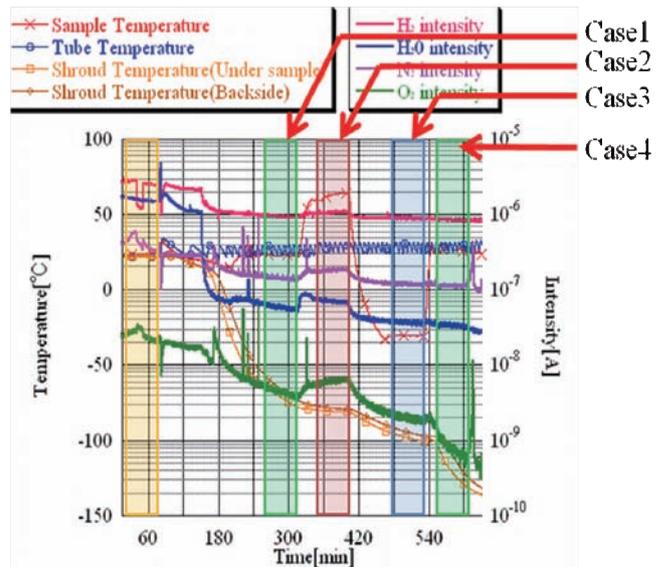


図14 各Caseと温度の関係

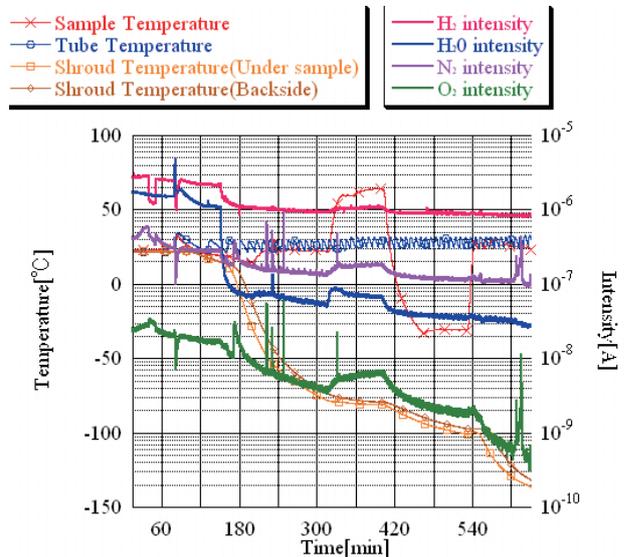


図15 温度・Qmass 電流強度

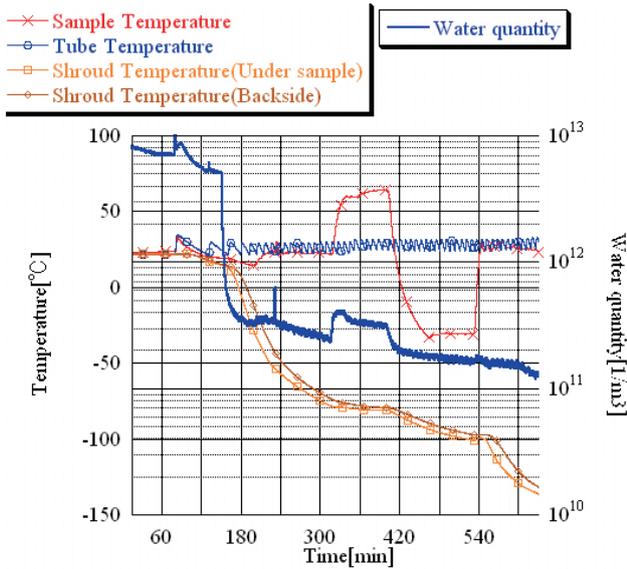


図 16 温度・シラウド内水分密度

シラウドを一定とした状態においてクーポンのみを温度変化させた場合、低温時クーポンへの水分吸着はほとんどない可能性がある。図 16 よりクーポン温度が低温時とその後の常温時においてシラウド内水分子密度がほとんど変化していないことがわかる。しかしながら低温前的高温時はクーポンからの水分の脱離による増加が見られており、低温→常温とした際にも変化がみられるはずであるが、測定結果では見受けられない。また、シラウド温度の低下と共にシラウド内水分子密度の大幅な減少がみられ、クーポンを低温とした際のクーポン周辺にある水分子密度は常温時と比べて極微量であった。よってクーポンを低温とした際にクーポンに吸着しようとする水分子自体の数自体が非常に少なかった事がわかる。以上より、今回の試験におけるクーポン低温時(case3)の水分吸着量は微量であったと言える。

表 6 各種気体の蒸気圧( $10^2$ Pa)における温度[14]

Vapor pressure : $10^2$ [Pa]	Temperature [K]
H <sub>2</sub> O	183
H <sub>2</sub>	6.0
O <sub>2</sub>	36.4
N <sub>2</sub>	31.1
Xe	67.4

表 4-4 より、放電回数は常温・高温後の低温時において大きく増加した事がわかる。上述の通り case3 での水分吸着量は微量であると考えられ、低温時における放電頻度増加の要因は水分の吸着以外にあると考えられる。

この試験での低温時の放電頻度増加要因としては、Xe の影響がある。この試験においては残念ながら Xe の測定を行わなかったが、試験中は常に Plasma を導入しているためシラウド内 Xe 密度は非常に高く、 $5.6 \times 10^{18}$ [m<sup>-3</sup>]と予想される。シラウドを低温とした際に他の分子同様シラウドへ Xe の吸着があると考えられ

るが、常に供給され続けているためシラウド内 Xe 密度は高い状態が続いているといえる。この状態においてクーポンを低温とした際、クーポンに Xe が吸着している可能性がある。故に、この試験において放電頻度増加の要因は Xe のクーポンへの吸着の可能性が高いと考えられるが更に実験する必要がある。

## 5 まとめ

本実験において、プラズマ環境下においても、放電結果より低温時のみ常温・高温時と比べて大幅な放電頻度の増加が見られた。この原因として、低温時の太陽電池クーポンへの水分吸着が考えられていたが吸着はほとんど見られなかった。また、温度変化によるカバーガラス抵抗値の変化についても考察を行ったが、放電への影響は限りなく少ないと考えられる。一番の要因として、クーポンへの Xe の吸着であると思われる。

今後の課題としては、プラズマ環境下での Xe 付着確認や、電子ビームを用いたさらなる高真空下(GEO 環境模擬下)における試験を行って行く予定である。また将来的には本研究の様な 1 次アークの放電頻度試験だけでなく、人工衛星の運用停止要因となる持続放電についても低温環境下にて検証していく必要がある。

## 6 参考文献

- [1] 趙 孟佑、藤井 治久：“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、No.597pp.139～pp.144(May、2003)
- [2] V.A.Shuvalov, G.S.Kochubei, V.V.Gubin, and N.A.Tokmak “Power Losses of Solar Arrays of under the Action of an Environment in a Geosynchronous Orbit”, Cosmic Research, Vol.43, No.4, 2005, pp.259-267. (<http://www.springerlink.com/content/w6h3008718vv9207/fulltext.pdf>)
- [3] McPherson, D.A. and Schober, W.Z.R. “Spacecraft Charging at High Altitudes” the SCATHA Satellite Program in Spacecraft Charging by Magnetospheric Plasmas, A.Rosen Ed, Prog. Astronautics and Aeronautics, 47, (1975), pp.15.
- [4] 丸橋克英、恩藤忠典：“宇宙環境科学”、オーム社、平成12年、pp180-pp186
- [5] Boris Vayner and Joel Galofaro and Dale Ferguson, “Interaction of High-Voltage Solar Arrays with Their Plasma Environment:Ground Tests”, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.41, No.6, pp1042-1049, November-December 2004.
- [6] Christopher F. Hoerber and Ernest A. Robertson and Ira Katz and V.A. Davis and David B.Snyder “Solar Array Augmented Electrostatic Discharge in GEO”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1998.
- [7] 奥村哲平、趙孟佑 “平成19 年度 博士学位論文 放電による宇宙用太陽電池の劣化” p.8-p.21 p.44-p.46 p.56-p.57 p.99-p.112 p.114-p.115
- [8] Daniel Hastings. Henry Garrett “Spacecraft Environment Interactions” CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS
- [9] 藤井 治久、西本 博信：“宇宙環境における飛翔体の帯電と放電”、日本航空宇宙学会誌、第 40 巻、第 463 号、pp.413～pp.423、(1992)

- [10]ELECTROSTATIC DISCHARGES ON LOW TEMPERATURE SOLAR PANELS IN SIMULATED LEO ENVIRONMENT Hideto Mashidori, Mitsuru Imaizumi, Shirou Kawakita, Kumi Nitta and Masato Takahashi Japan Aerospace Exproation Agency (JAXA), Tsukuba, Ibaraki, 305-8505 Japan、Society of Professional Rope Access Technicians
- [11]K. Nitta et al., “*Solar Panel ESD Ground Tests Under Low Temperature*”, 10th Spacecraft Charging Technology Conference, Biarritz, France, 18-21 June 2007.
- [12] 上田敦史、趙孟佑 “平成 21 年度 修士論文 低温および室温における帯電・放電試験の 1 次アーク発生の相違性”
- [13]二ノ宮隼一郎、趙孟佑 “平成 21 年度 修士論文 宇宙用太陽電池アレイ上の放電発生と吸着水分の関係”
- [14]アルバック(株)編：“新版真空ハンドブック”、オーム社、平成 14 年、P177
- [15]成瀬省著：“ガラス工学”共立出版、昭和 44 年、P340,341
- [16]DURAN GLASS(株)：ホウケイ酸ガラスの電気特性、<http://www.duran-glass.com/feature/elect.html>
- [17]田邊靖典、豊田和弘“平成 21 年度 学士論文 薄膜太陽電池を模擬した ITO ガラス板表面における静電放電発生の仕組みについての実験的研究

平成22年度 宇宙環境シンポジウム  
東京国際フォーラム、東京

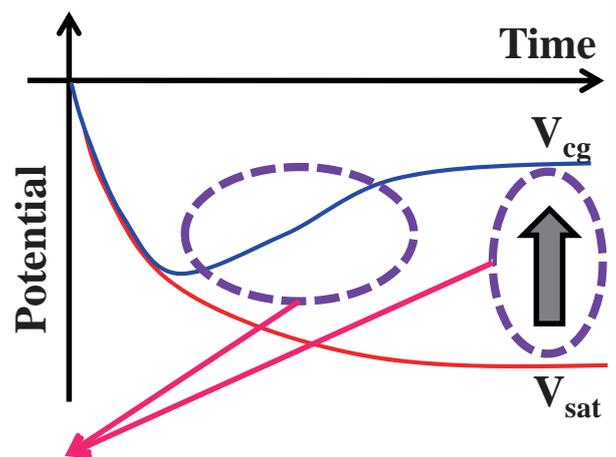
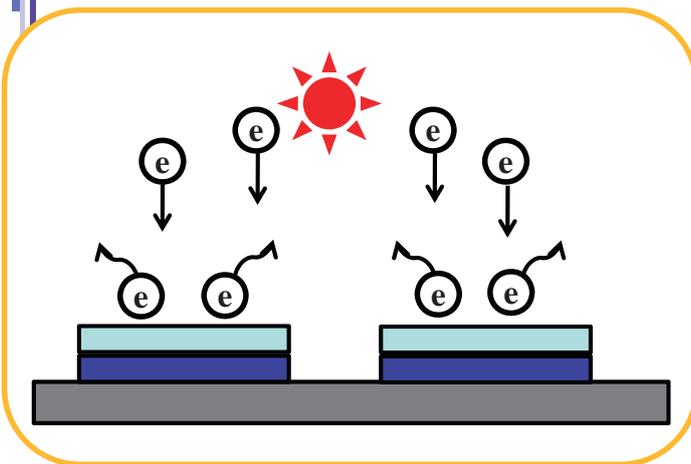
# 低温及び室温環境下における太陽電池アレイ パネルの放電試験



奥村哲平、仁田工美、高橋真人（宇宙航空研究開発機構）  
原田次郎、萩原洋介（AES）  
利光智圭、豊田和弘（九州工業大学）

No2

## 研究背景

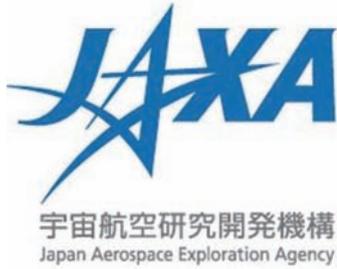


温度に依存するか??

- 放電発生回数の見積もり
- 適切な試験環境

No3

## 共同研究体制



### 一次放電の温度依存性

	JAXA	KIT
閾値電圧	GEO / LEO	
放電発生頻度	LEO	LEO

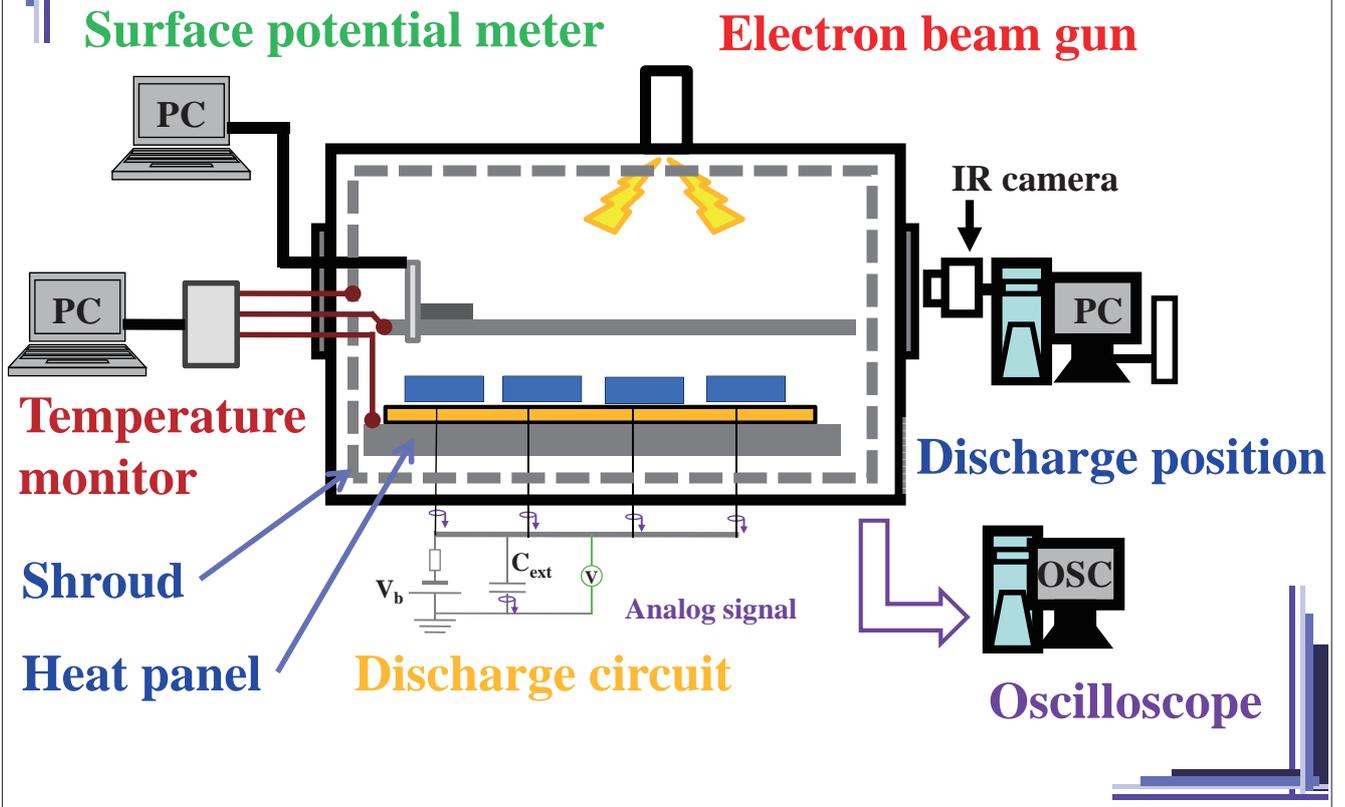
No4

## 放電発生閾値電圧の温度依存性

### 試験方法と結果

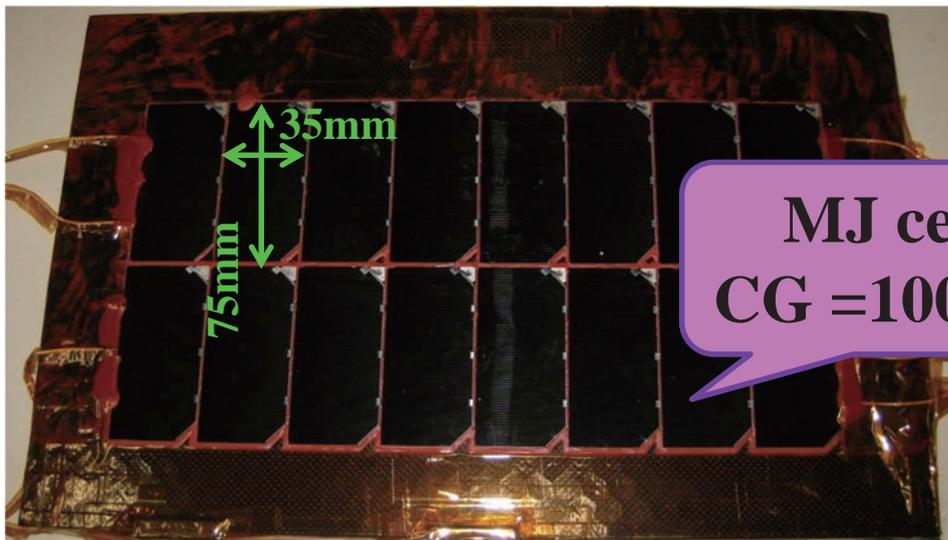
No5

# 試験システム (JAXA)



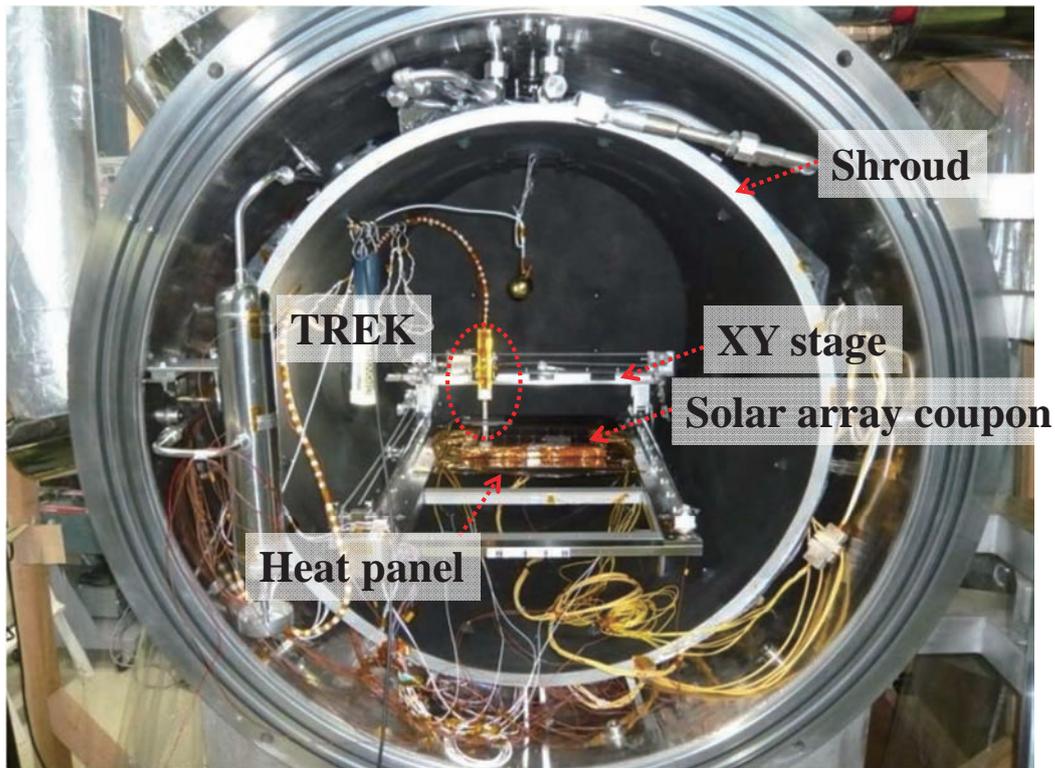
No6

# 太陽電池アレイクーポン



No7

## 試験システム (JAXA)



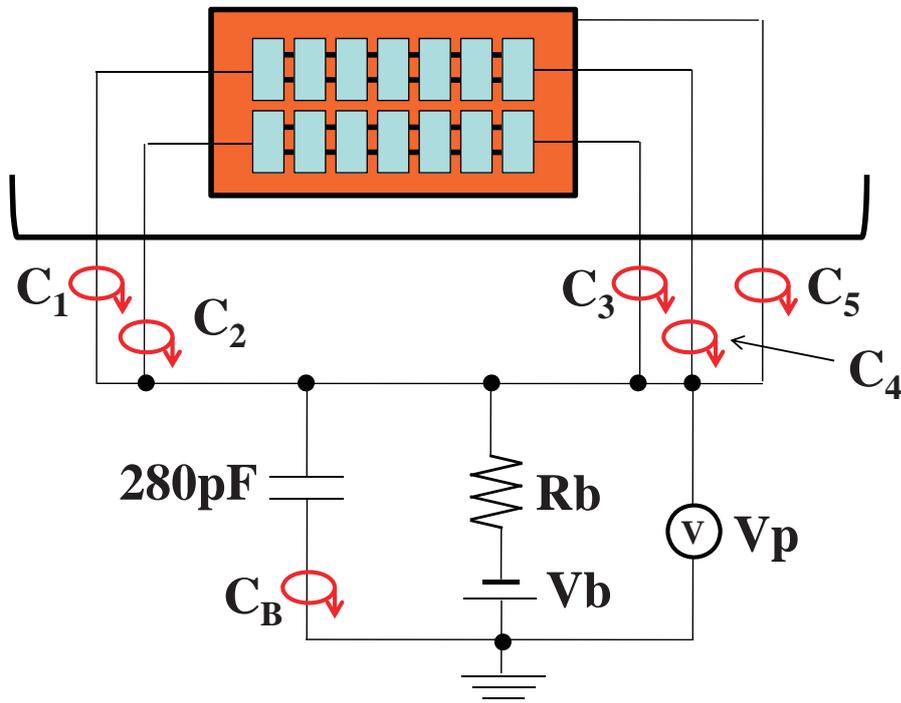
No8

## 試験環境

- 背圧:  $5 \times 10^{-5} \text{Pa}$
- 電流密度:  $4 \mu\text{A}/\text{m}^2$
- 加速電圧:  $9 \text{kV}$
- バイアス電圧:  $6 \text{kV}$

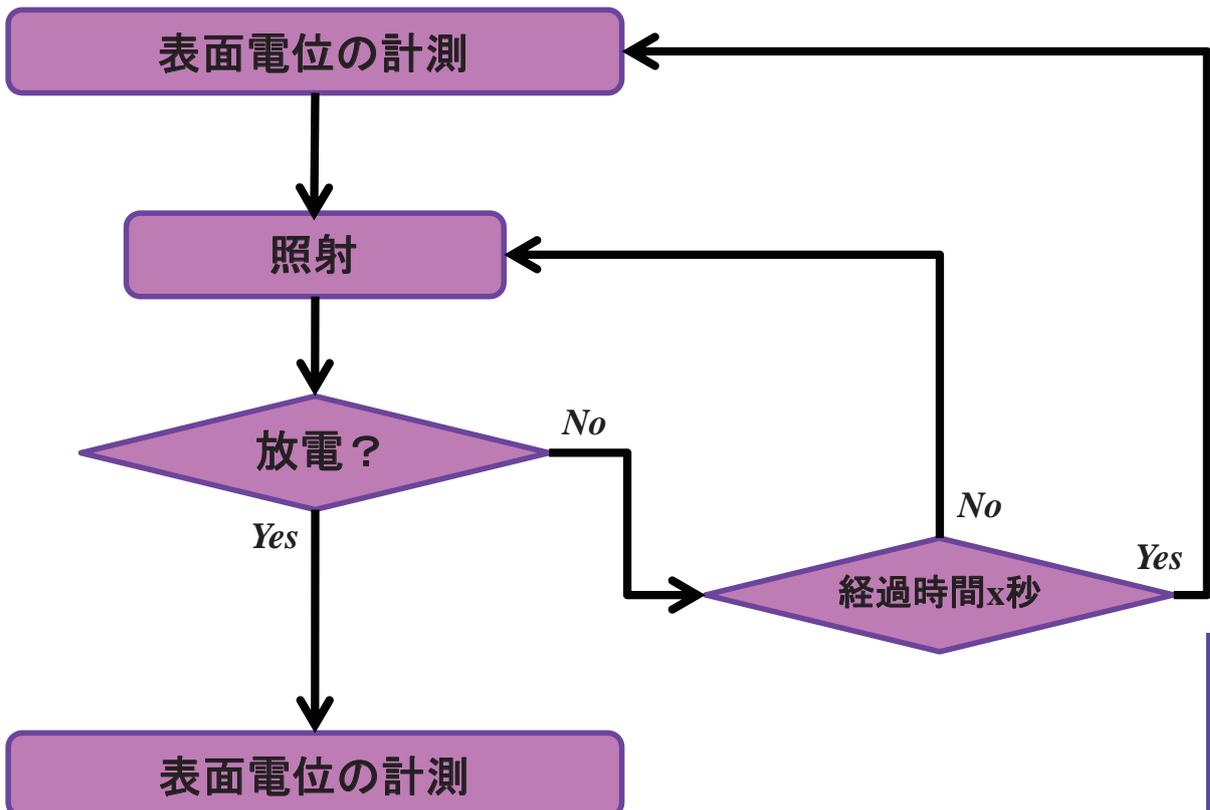
No9

# 放電試験回路



No10

# 試験手順

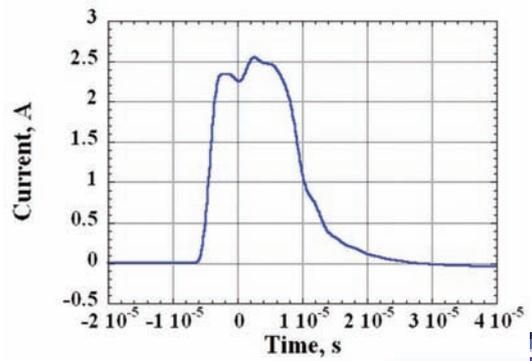
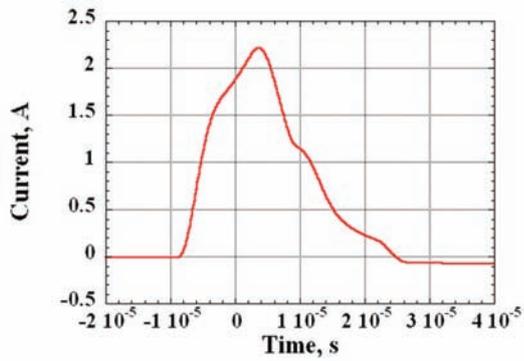
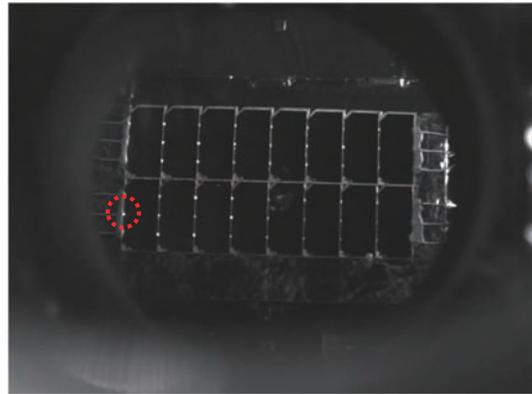
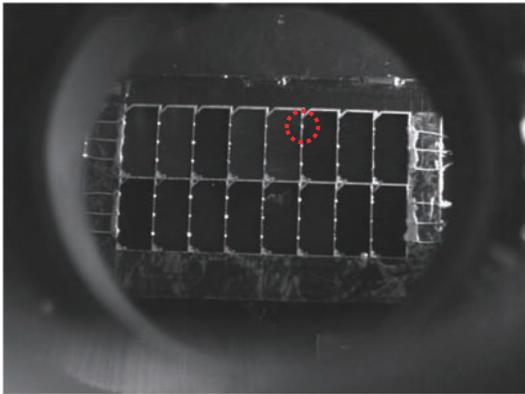


No11

### 放電発生個所と電流波形

20°C

-110°C

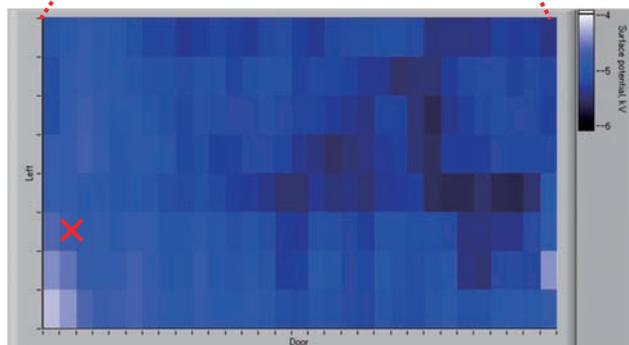
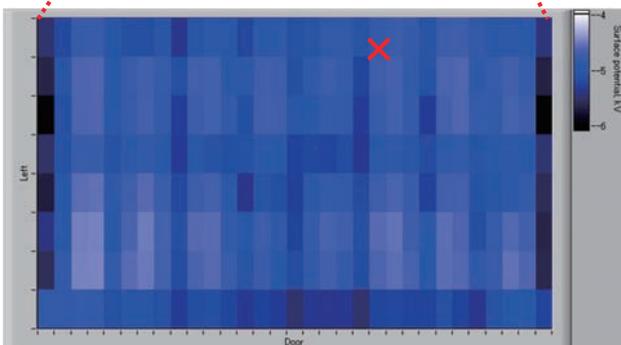
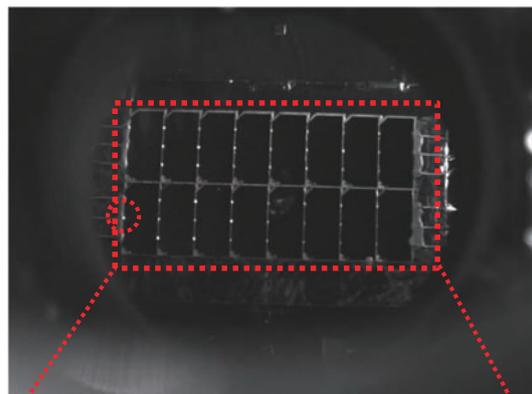
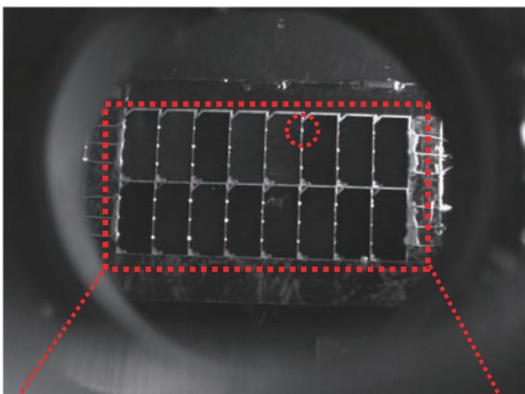


No12

### 放電発生個所と電位分布

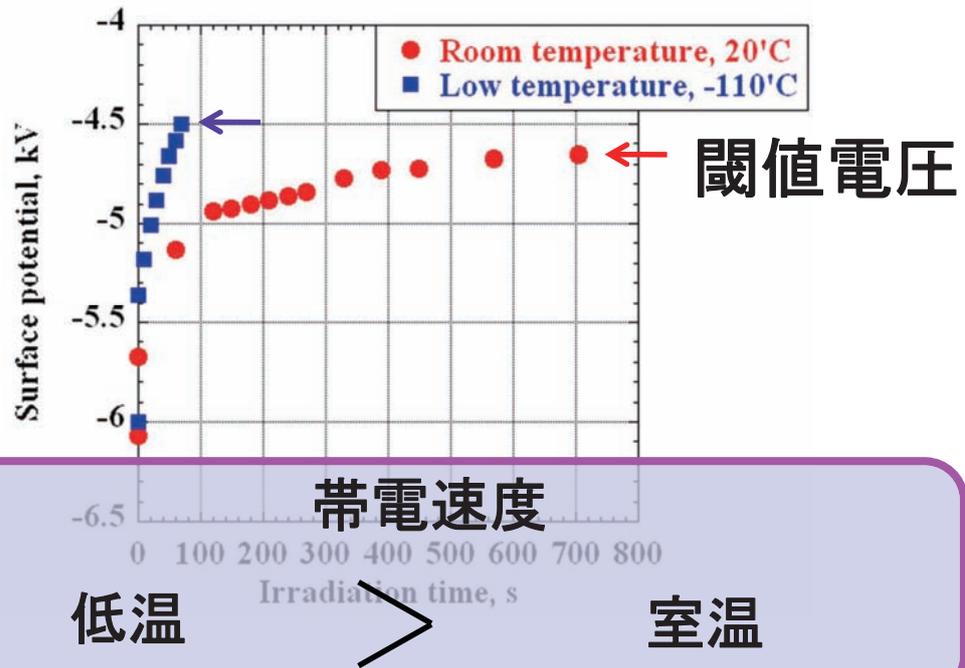
20°C

-110°C



No13

## 表面電位の変化



No14

## 放電発生 of 閾値電圧

	室温	低温
閾値電圧	1.3kV	1.4kV
標準偏差	0.5	0.1

閾値電圧は低温と室温で変わらなかった

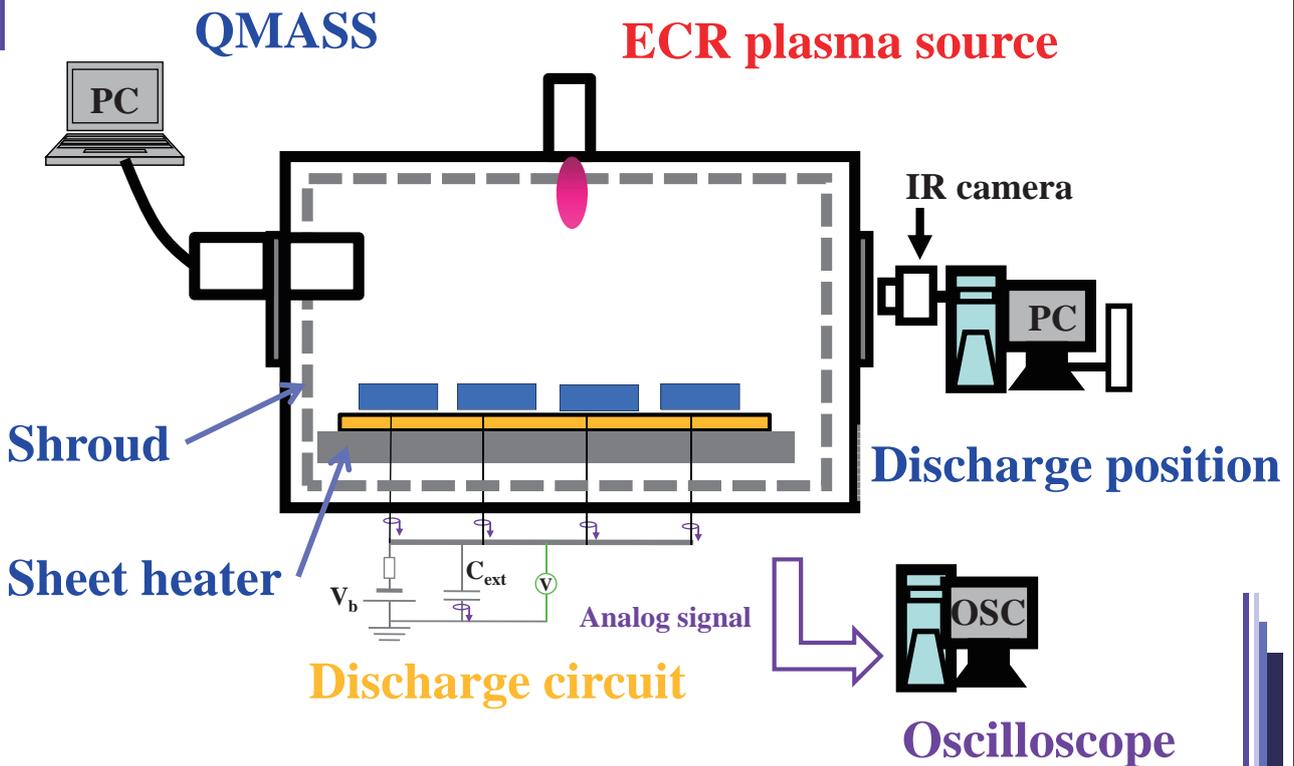
No15

# 放電発生頻度

## 試験方法と結果

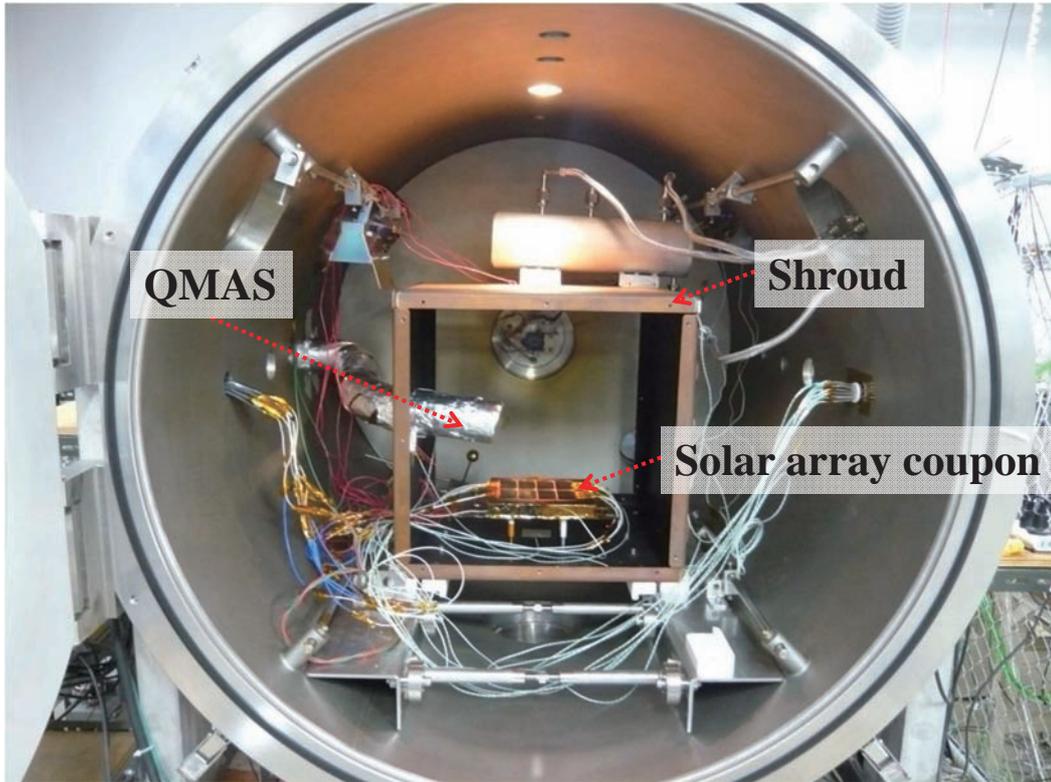
No16

# 放電試験システム (KIT)



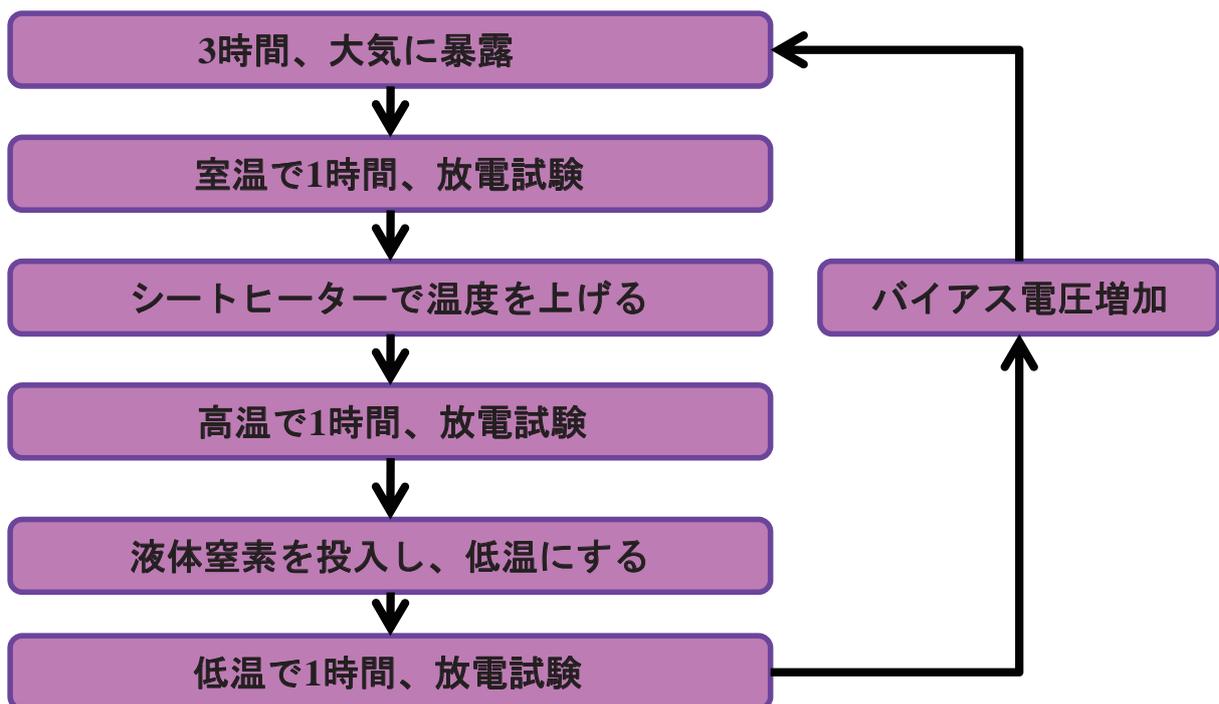
No17

## 放電試験システム(KIT)



No18

## 試験方法



No19

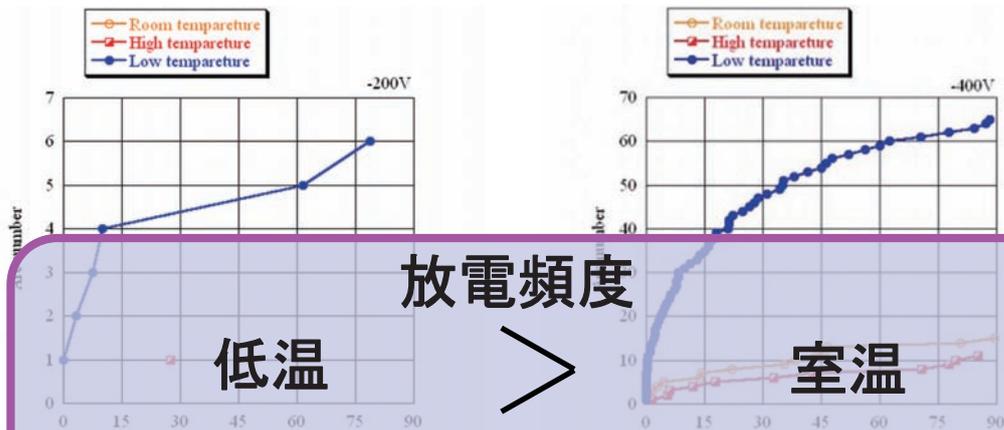
# 試験条件

V <sub>bias</sub> [V]	Experiment time[min]	Ne[1/m <sup>3</sup> ]	Te[eV]	Pressure [Pa]	Coupon temperature[°C]		
					High	room	low
-200	60	6 × 10 <sup>12</sup>	0.7	2.9 × 10 <sup>-2</sup>	64	30	-34
					~	~	~
-300	60	7 × 10 <sup>12</sup>	0.7	2.7 × 10 <sup>-2</sup>	66	31	-29
					~	~	~
-400	60	7 × 10 <sup>12</sup>	0.7	3.6 × 10 <sup>-2</sup>	64	30	-42
					65	30	-34
-400	60	7 × 10 <sup>12</sup>	0.7	3.6 × 10 <sup>-2</sup>	63	20	-46
					~	~	~
					65	39	-33

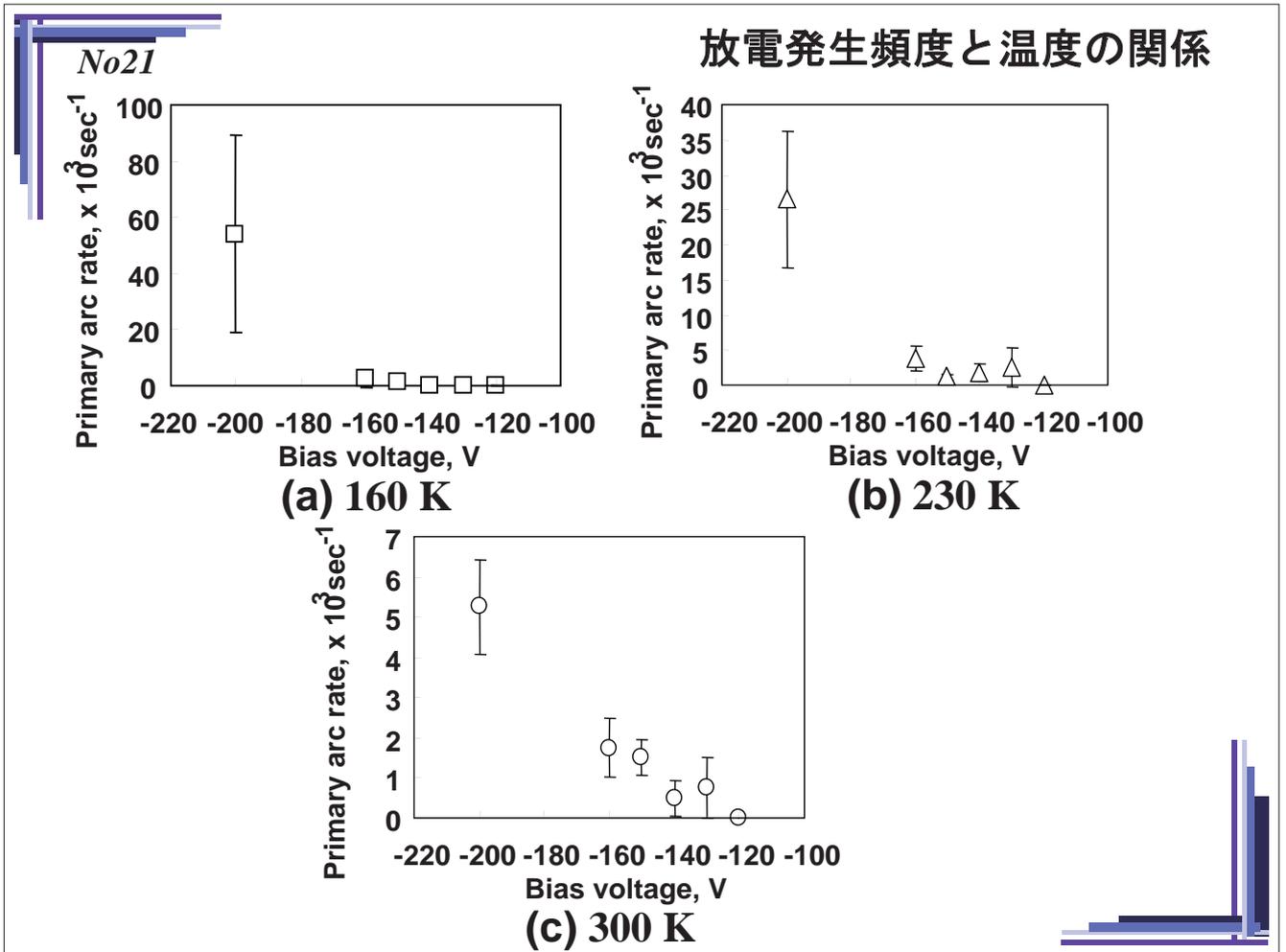
No20

## 放電発生頻度と温度の関係

Bias	Room(30°C)	High(60°C)	Low(-30°C)
-200	0	1	6
-300	3	9	28
-400	15	11	60



**放電頻度**  
 低温 > 室温  
**JAXAでの試験結果と同じ**



### まとめ

*No22*

- GEO環境において、放電発生閾値は低温と常温で変わらない(ただし、パネルは新品の状態)(JAXA)
- LEO環境では、温度がさがるほど放電頻度が高くなった(JAXA、KIT)
- 放電発生頻度の見積もり
  - 閾値は温度を考慮しなくてもよい
  - 帯電カーブは考慮しなければならない
- ESD試験のための適切な放電試験環境
  - 放電閾値を特定するための試験に限ると、温度は考慮しなくてもよい

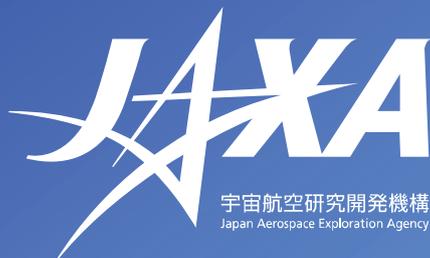
No23

## 課題

- GEO環境での放電試験@KIT
- 吸着ガスが放電発生頻度に与える影響

Thank you for your attention

空へ挑み、宇宙を拓く



# ソーラーセイル周辺のプラズマ挙動と帯電特性に関する数値シミュレーション

○村中崇信<sup>1</sup>, 臼井英之<sup>2</sup>, 篠原育<sup>3</sup>

<sup>1</sup>JAXA 情報・計算工学センター

<sup>2</sup>神戸大学

<sup>3</sup>JAXA 宇宙科学研究所



第7回宇宙環境シンポジウム  
2010.10.19-20 @東京国際フォーラム



## ソーラーセイルとは?

1

- 次世代惑星間航行宇宙機の候補のひとつ
  - 推力として**太陽光圧を使用**: 太陽光圧  $\sim \mu\text{Pa}@1\text{AU}$
  - 従来のスラスタ(電気推進等)と比較して,**使用する推進剤の量が少ない**
- 宇宙機のデザインがとても特徴的
  - **大面積の極薄膜を使用** (Al-coated polyimide)
  - 面積:  $10 \times 10 \sim 100 \times 100 (\text{m}^2)$ , 厚さ:  $\sim 10^{-6} (\text{m})$  (推力:  $14 \times 14 \text{m}^2$  薄膜で  $0.5\text{g}$  重)
- **2010年はソーラーセイル実機打上げの年**
  - IKAROS (JAXA5月打上げ/ ソーラー電力セイル実証機/ 金星軌道)
  - Light Sail-1 (TPS年内打上げ予定/ Ultra-light sail/ 地球周回軌道,  $800\text{km}$ )
- 大面積薄膜を有する宇宙機と周辺プラズマの相互作用が特異
  - (後述)



IKAROS ©JAXA



## セイル周辺のプラズマ分布と電位構造の概要

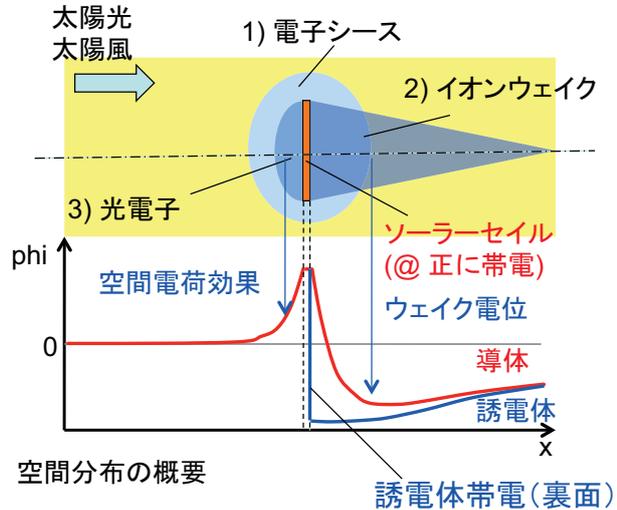
2

### 太陽風プラズマ

- 1) Debye長  $\sim L_s$  (セイルのスケール長)
  - セイルの静電ポテンシャルはプラズマによって遮蔽されるが、セイルからは十分しみ出している
- 2)  $v_{ti} \ll v_d, v_{te} > v_d$  ( $v_t$ : 熱速度,  $v_d$ : ドリフト速度)
  - セイル下流側にイオンのウェイク領域が形成される

### 光電子

- 3) セイル上流側の日照面から放出 (日照面は膜面の導体側)
  - 放出面近傍からセイル周辺へと拡散: 光電子の空間電荷効果



荷電粒子の空間分布:

セイル周辺の電位構造を決定→セイル面上の電流収集に影響を及ぼす



## セイル周辺のプラズマ挙動と帯電特性を解析する意義

3

- 宇宙機構体電位の見積りは、宇宙機搭載電子機器に対して必要不可欠(安全性評価を含む)
  - ソーラーセイル: 光電子,  $V_s \sim +10V$
  - 荷電粒子の空間電荷効果が無視出来ない
- セイル周辺の荷電粒子の分布が特異
  - 上流側の光電子放出, 下流側のイオンウェイク
- 将来はソーラーセイルに電子・電気機器が搭載される計画
  - 上流側導体面(日照側): 太陽電池, イオンエンジン(スラスト側)
  - 各種計測器: 太陽風計測装置, 光学機器等



- 宇宙機帯電状態と荷電粒子の分布を詳細に見積もる事は、宇宙機のペイロードデザインの基礎研究として必須



## 本研究の目的

4

将来の惑星間航行へのソーラーセイルの本格利用を視野に入れて、セイルと周辺プラズマとの相互作用の詳細を**完全粒子シミュレーション**により解析する(0.5,1.0,3.0AU環境についてそれぞれ解析)

- **宇宙機帯電状態**
  - 浮動電位,絶縁体の乖離電位(裏面wake側)
  - 電流収集特性
- **荷電粒子の空間分布と電位分布の詳細**
  - 下流側の大規模なイオンウェイク
  - セイル近傍の光電子分布



## 環境モデル (1/2): 太陽風プラズマ環境モデル

5

- 観測衛星のデータをもとに,プラズマパラメータを簡略化 (Ulysses spacecraft 等)
- 太陽風は完全に**プロトン**と**電子**から構成される
- 両者は同じ単一の密度・温度を持つ
- 磁場の影響は無視した

	0.5AU	1.0AU	3.0AU
plasma density [ $10^6 \text{ m}^{-3}$ ]	50	6	0.5
plasma temperature [eV]	40	10	5
drift velocity [km/s]	470		
mi/me (H+)	1836		
Debye length [m]	6.7	9.6	23.5

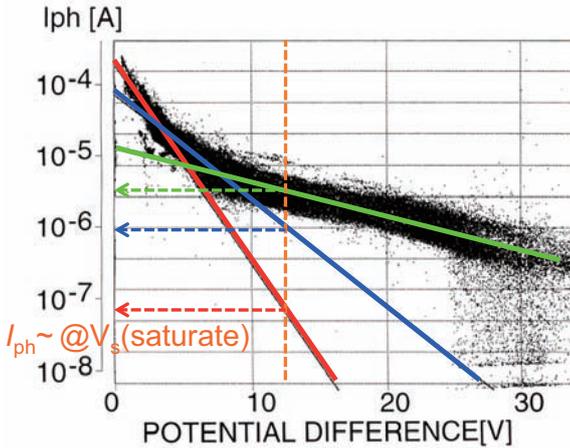


# 環境モデル (2/2): 光電子スペクトルモデル

6

GEOTAILの観測結果の解析  
(地球磁気圏尾部)

光電子エネルギースペクトルが希薄なプラズマ環境下でのプラズマ観測により見積もられた (~0.1/cc)



$$J(V_s)[\mu A / m^2] = 53 \exp\left(\frac{-V_s}{1.6}\right) + 21 \exp\left(\frac{-V_s}{3.0}\right) + 4 \exp\left(\frac{-V_s}{8.9}\right)$$

光電子放出が支配的な環境では,  $V_s \gg +1$ ;

典型的な単一-Maxwell分布によるエネルギースペクトルモデルでは十分出ない

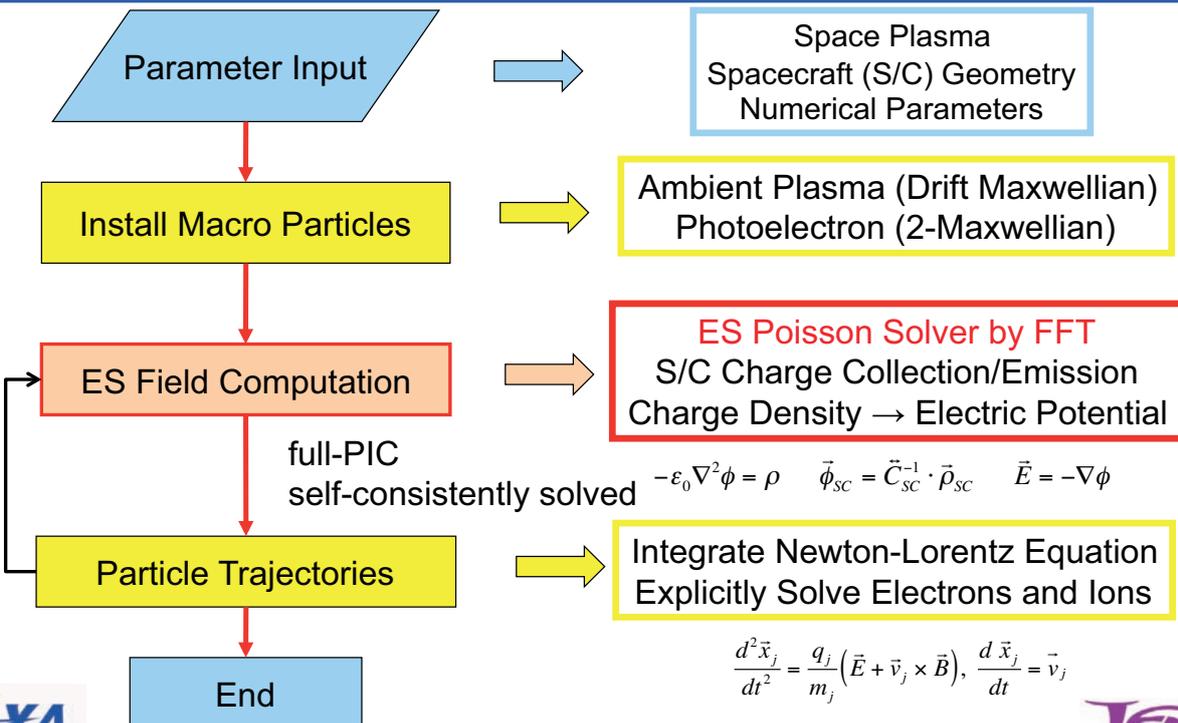
本研究では, 1.5 eV & 5.0 eV 2-Maxwell分布を使用

T. Nakagawa et al., Earth, Planets and Space, vol. 52, pp283-292, 2000.



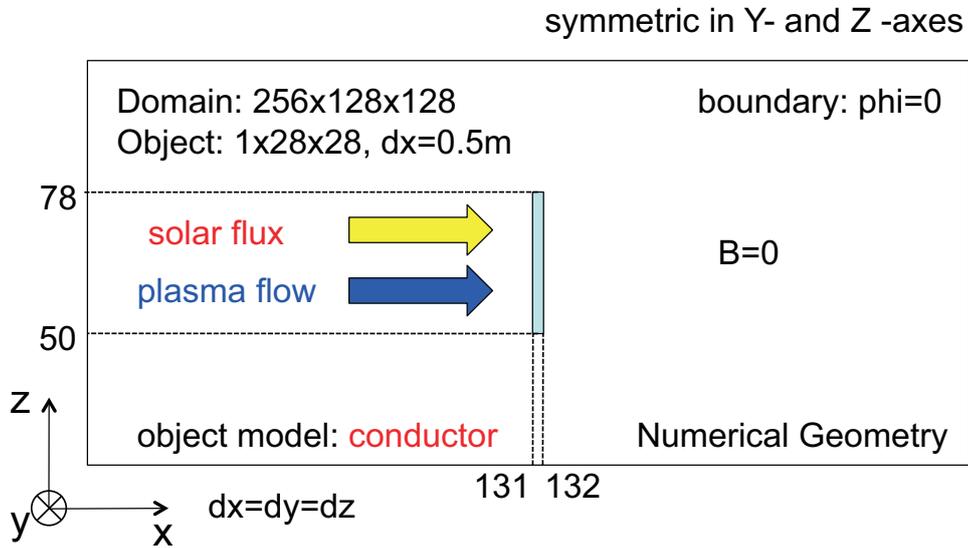
## Algorithm of the 3-D ES full-PIC code

7



## 計算体系概略図

8



MPI parallel computation:  
Domain decomposition in X-axis



## 計算パラメータ

9

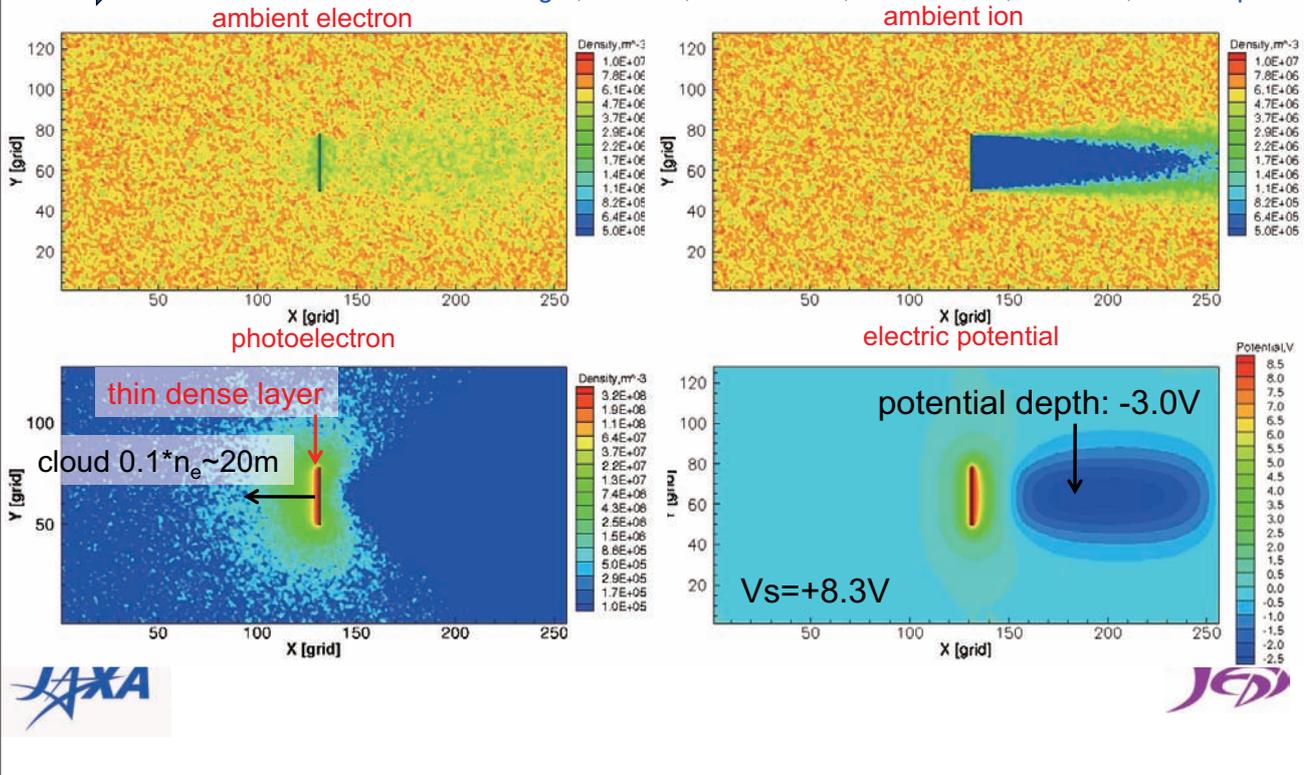
	0.5AU	1.0AU	3.0AU
plasma density [ $10^6\text{m}^{-3}$ ]	50	6	0.5
plasma temperature [eV]	40	10	5
drift velocity [km/s]	470		
$m_i/m_e$ (H+)	1836		
Debye length [m]	6.7	9.6	23.5
PE current flux [ $\mu\text{A}/\text{m}^2$ ]	160	40	4.4
PE temperature (1) [eV]	1.5		
PE temperature (2) [eV]	5.0		
PE flux ration of PE1:PE2	9:1		
numerical domain [grid]	256*128*128		
object size [grid]	1*28*28		
dx [m]	0.5		
dt [s]	$0.5 \times 10^{-7}$	$1.0 \times 10^{-7}$	$1.4 \times 10^{-7}$



# Charged Particle & Potential Profiles@1.0AU

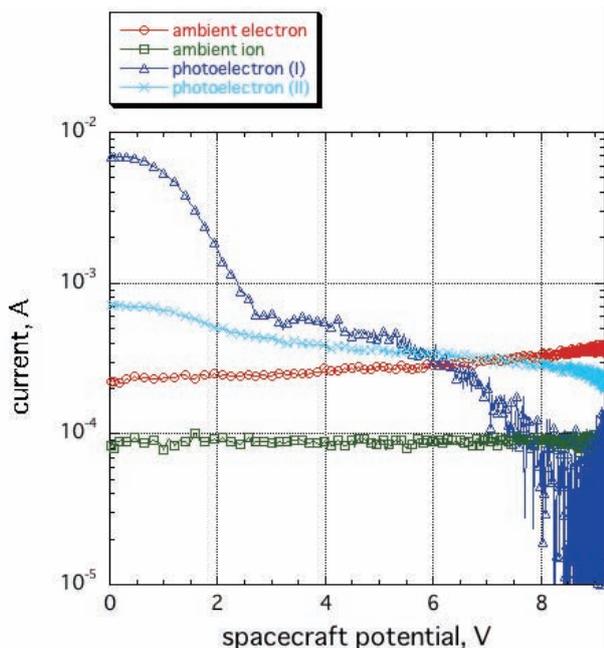
10

➡ Solar Flux & Plasma flow: left to right,  $T=10\text{eV}$ ,  $n=6 \times 10^6 \text{ m}^{-3}$ ,  $v_d=470\text{km/s}$ ,  $dx=0.5\text{m}$ , 2500steps



## Current Collection Analysis: Current-Voltage Characteristics @1.0AU

11



Saturation Value of  $V_s$ :  $+8.3\text{V}$

Ion Current:  $\sim$  constant

Electron Current:  $f_m = 1.7$

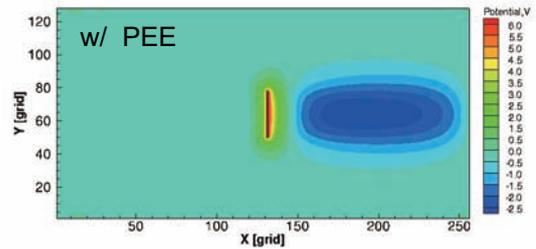
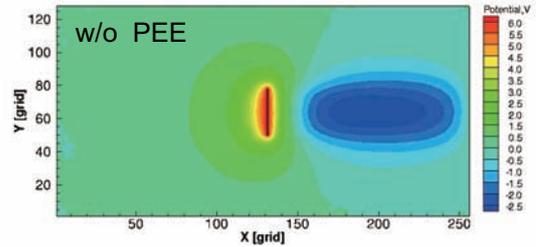
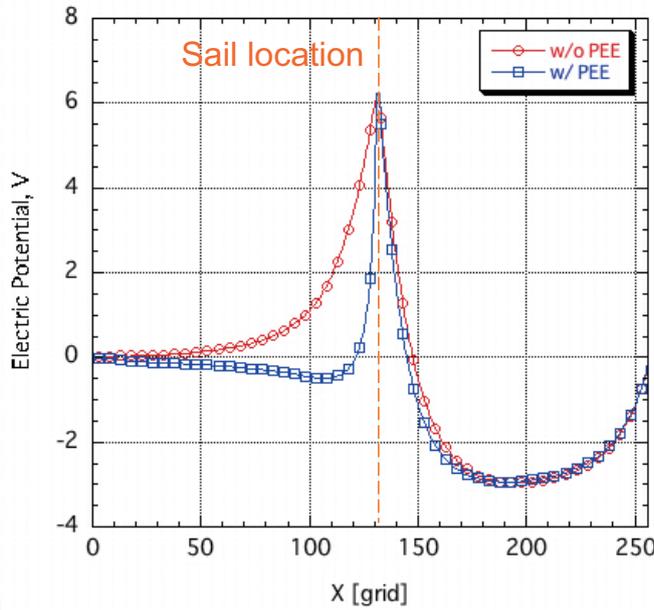
Photoelectron Current:  
partly follows a simple  
exponential decrease

## Ram面の電流収集： 光電子放出によるシースの縮小効果

12

1.0AU, 1PEE(1.5eV) case

比較計算の結果



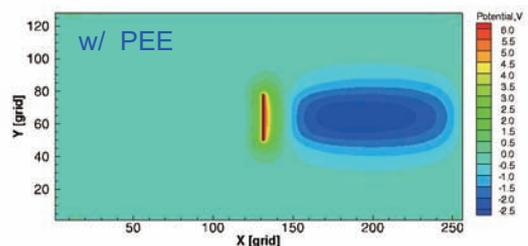
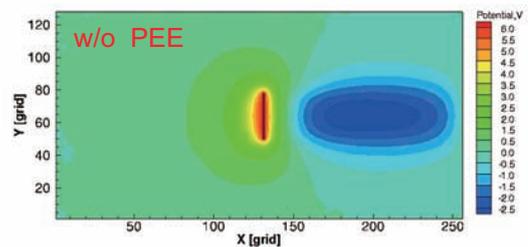
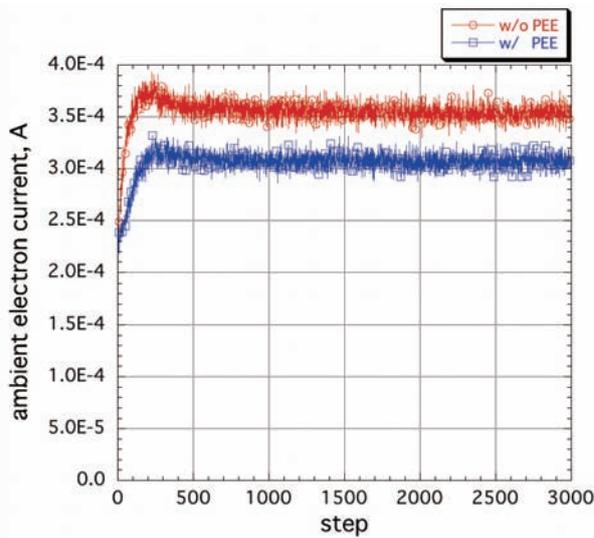
y=64, z=64 (center, dx=0.5m)



## Ram面の電流収集： シースの縮小効果による収集電子電流量の減少

13

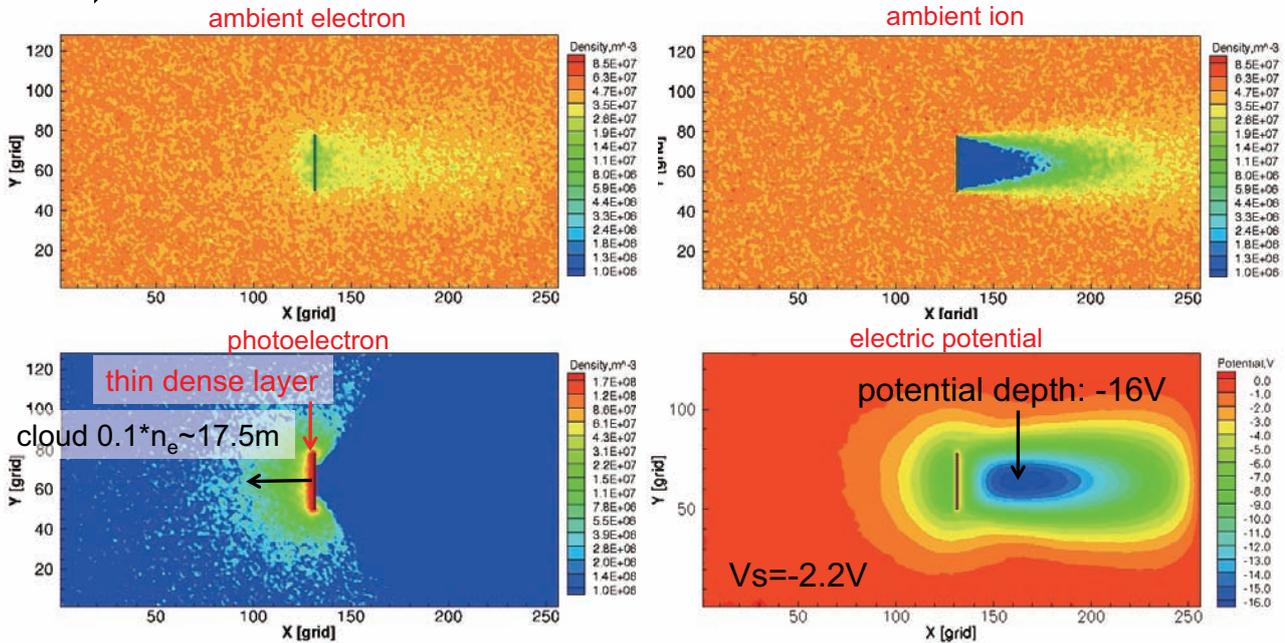
smaller ambient electron current with PEE(17% lower in this case)



# Charged Particle & Potential Profiles@0.5AU

14

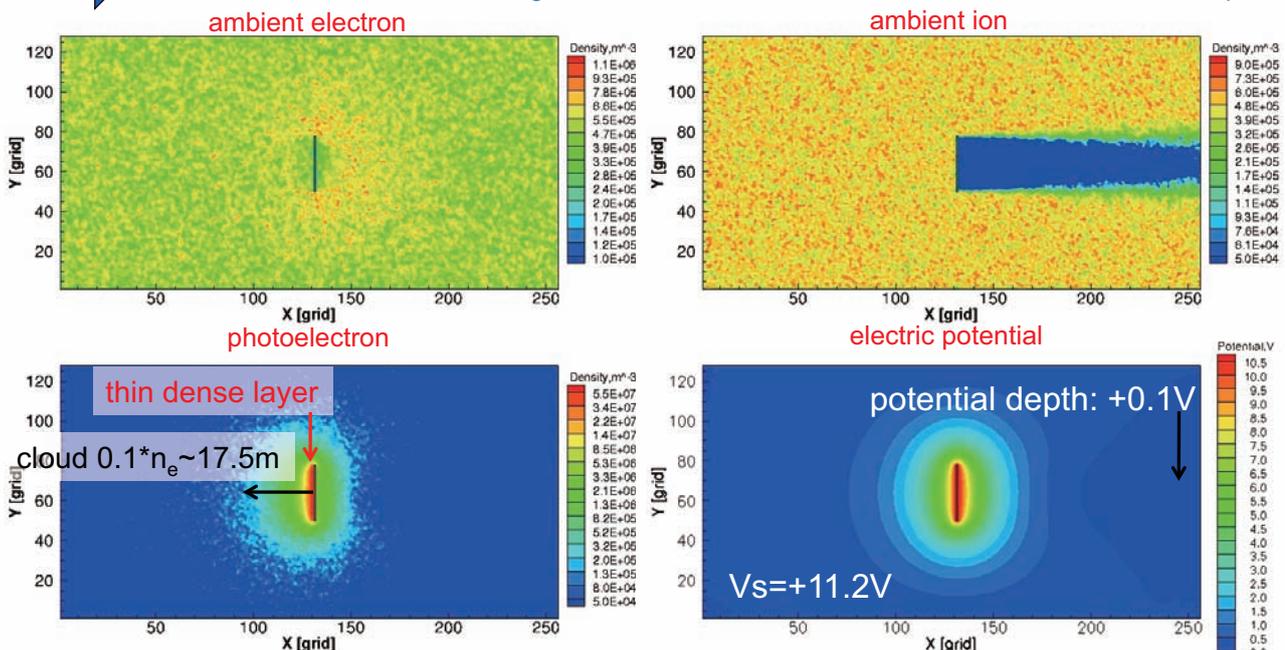
➡ Solar Flux & Plasma flow: left to right,  $T=40\text{eV}$ ,  $n=50 \times 10^6 \text{ m}^{-3}$ ,  $v_d=470\text{km/s}$ ,  $dx=0.5\text{m}$ , 5000steps



# Charged Particle & Potential Profiles@3.0AU

15

➡ Solar Flux & Plasma flow: left to right,  $T=5\text{eV}$ ,  $n=0.5 \times 10^6 \text{ m}^{-3}$ ,  $v_d=470\text{km/s}$ ,  $dx=0.5\text{m}$ , 5000steps



cloud inclines to the ram side

## Conclusion Remarks

## Parameters Obtained from This Study

16

	Debye length [m]	vd/vti	wake potential [V]	S/C potential [V]	Diff. potential [V]
<b>0.5 AU</b>	6.7 (0.48L)	5.3	-16.0 (-0.4Te)	-2.2 V	--
<b>1.0 AU</b>	9.6 (0.69L)	10.8	-3.0 (-0.3Te)	+8.3 V	-15.8* (MUSCAT)
<b>3.0 AU</b>	23.4 (1.67L)	15.6	+0.1 (+0.02Te)	+11.2V	-11.2* (MUSCAT)

	le magnification: fm	PE dens layer	PE cloud (~0.1*ne)[m]	PE diffusion to the rear
<b>0.5 AU</b>	0.91* (Vs<0)	~1.7x10 <sup>8</sup> m <sup>3</sup> in 2.5m	20 (1.42L)	△partly
<b>1.0 AU</b>	1.7	~3.2x10 <sup>8</sup> m in 1.5m	17.5 (1.25L)	○
<b>3.0 AU</b>	2.6	~5.5x10 <sup>7</sup> m in 2.0m	17.5 (1.25L)	◎



## まとめ

17

- 本研究では、惑星間太陽風環境中での、ソーラーセイル帯電状態を数値シミュレーションにより調査した。特にセイル周辺の荷電粒子空間分布の詳細を調査した。本研究結果は、搭載電子・電気機器配置等、将来の惑星間航行に向けたソーラーセイルの設計に貢献するものと考えられる。
- イオンウェイクの発生によって、セイル下流側には負のウェイクポテンシャルが形成される。この絶対値によっては、通常正のセイル浮動電位が負となる場合もあり得る。内惑星側の太陽風環境ではこの可能性を考える必要がある。
- セイル周辺には光電子雲の発生が確認された。放出面反対側の下流側にも拡散するが、その程度はウェイクポテンシャルの大小に影響を受ける。放出面側では、電子シースの縮小をもたらす背景電子電流収集量を低下させる効果がある。
- 裏面の絶縁体の乖離電位飽和値をMUSCATによって計算した。この絶対値は帯放電問題に対して危険な値ではないが、ウェイクポテンシャルと同程度以上であり、光電子の裏面側への拡散を抑制すると考えられる。
- 大規模構造物周辺の電位解析にも繋がる



## フッ素系高分子の原子状酸素誘起エロージョンにおける非線形エネルギー依存性

田川雅人, 岸田和博, 横田久美子, 岡本昭夫\*

神戸大学大学院工学研究科, 兵庫県神戸市灘区六甲台町 1-1

\*大阪府立産業技術研究所, 大阪府和泉市あゆみ野 2-7-1

## ABSTRACT

In order to study the origin of accelerated erosion phenomena of fluorinated polymers in ground-based atomic oxygen test facilities, we have studied the contribution of high-energy component in the atomic oxygen beam. The experiment was carried out with a combination of polymer-coated quartz crystal microbalance and high-speed chopper wheel in the laser-detonation atomic oxygen source. It was clearly observed that the mass-loss rates of both polyimide and fluorinated polymer strongly depend on the impact energy of atomic oxygen. However, the effect was more significant on fluorinated polymer compared with that on polyimide; i.e., translational energies higher than 6 eV provide a significant mass-loss on fluorinated polymer. This experimental finding agrees with the volatile product data and theoretical predictions. It was confirmed that the presence of high-energy component in atomic oxygen beams resulted in the increase of mass-loss rate on fluorinated polymer relative to polyimide.

## 1. INTRODUCTION

It has been recognized that the erosion rate of fluorinated ethylene polymer (FEP) in the ground-based atomic oxygen test using laser-detonation atomic oxygen source is much greater than that in the flight tests in low earth orbit (LEO). Because FEP has been widely used as a thermal control material for satellites in LEO, this is one of the major problems on the ground-based AO testing using the laser detonation source that is a standard for the ground-based atomic oxygen testing. The origin of this problem has been recognized due to the extreme ultraviolet (EUV) from the laser-sustained oxygen plasma in the nozzle [1].

In ICPMSE-9 (2008), we have reported the real-time mass change of fluorinated polymer during atomic oxygen exposure with/without the ultraviolet emission form laser plasma [2]. It was confirmed that the role of EUV from laser plasma on the fluorinated polymer erosion do exist, but it does not show significant synergistic effect with atomic oxygen on the accelerated erosion of FEP in a laser-detonation source. Thus, the question still remains: why FEP erosion is much faster in laser detonation source than in space?

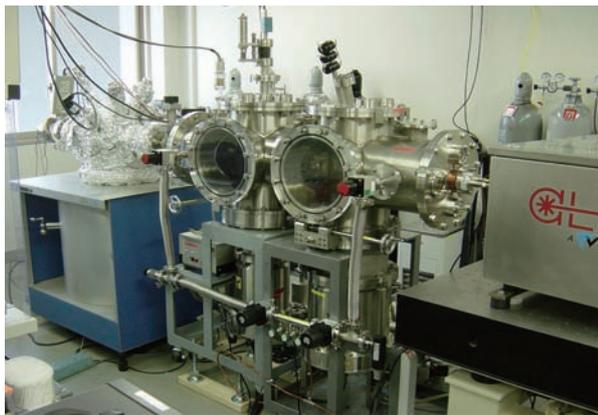
The experimental finding, that shows the role of ultraviolet from the oxygen plasma is not a major origin, strongly suggests that the origin of this phenomenon is included in the atomic oxygen beam itself.

In order to answer this question, we studied the energy dependence of atomic oxygen reactivity with polyimide and fluorinated polymer. The role of high-energy component of the atomic oxygen, which is included in the atomic oxygen beam formed by the laser-detonation method, is discussed.

## 2. EXPERIMENTS AND SPECIMENS

The laser-detonation atomic oxygen beam source used in this study has been developed at Kobe University in order to study gas/surface reactions of atomic oxygen with solid materials [3-6]. This type of the source is known as a Physical Sciences Inc. (PSI)-type source [7]. Figure 1 shows a photograph of the facility. This type of beam source uses pulsed supersonic valve (PSV) and carbon dioxide laser (10.6  $\mu\text{m}$ , 5-7 J/pulse). The laser light was focused on the nozzle throat with a concave Au mirror located 50 cm away from the nozzle. The PSV introduced pure oxygen gas (99.8%) into the nozzle and the laser light was focused on the gas cloud in the nozzle. The energies for the dissociation and acceleration were provided by the inverse Bremsstrahlung process. The hyperthermal beam, thus generated, was characterized by a time-of-flight (TOF) distribution measured by the quadrupole mass spectrometer with scintillation detector which are installed in the beam line. Translational energies of the species in the beam were calculated using TOF distributions with the flight length of 238 cm. This type of source can deliver intense atomic oxygen beam pulses with velocity of approximately 8 km/s.

In order to change the collision energy of atomic oxygen, a high-speed chopper system was installed. This high-speed chopper system was originally installed in order to block the ultraviolet from oxygen plasma [8]. The collision energy of atomic oxygen could be adjusted with this chopper wheel by blocking a part of the atomic oxygen beam. Figure 2 shows the block diagram and the photograph of the chopper



**Figure 1** Photograph of the atomic oxygen beam facility used in this study. Two 1500 L/s turbo molecular pumps are used to maintain the vacuum.

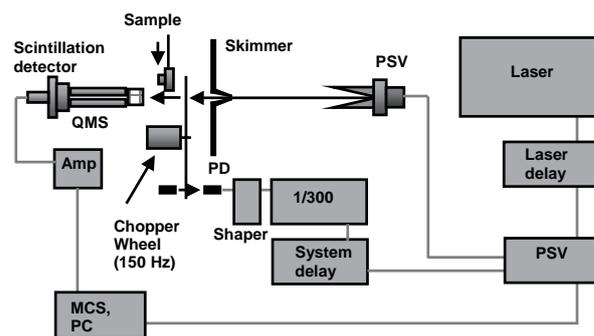
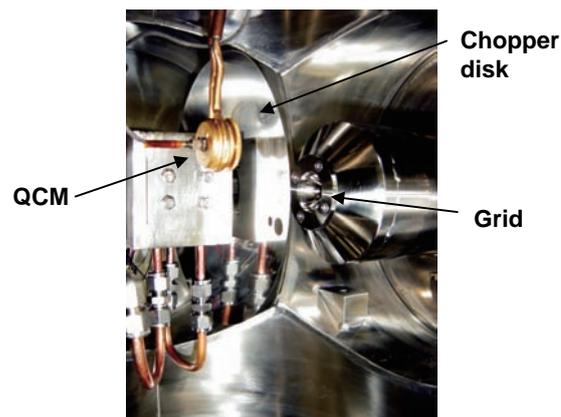
system. Blocking of a part of the beam was made by changing the system delay.

A 5 MHz Ag-coated QCM sensor was equipped at the bottom of the rotatable mount in order to measure the flux of atomic oxygen [9]. Typical atomic oxygen flux after slicing by the chopper wheel was measured to be  $0.7\text{--}2.0 \times 10^{13}$  atoms/cm<sup>2</sup>/s at the sample position.

Samples used in this study are two types of polymers; polyimide and fluorinated polymer. A polyimide amide acid was spin-coated on a quartz crystal at 12,000 rpm for 30 s, and curing treatments at 150 °C for 1 hr. and 300 °C for 1 hr. were carried out in order to form the spin-coated polyimide structure with a thickness of approximately 0.1 μm. The spin-coated polyimide film, thus formed, and Kapton-H film has the same repeating unit of polymer (PMDA-ODA polyimide). In contrast, fluorinated polymer was prepared by the plasma-assisted physical vapor deposition technique developed at the Technology Research Institute of Osaka Prefecture [10]. Change in mass of the films was detected from the frequency shift of quartz crystal microbalance (QCM) on which the films were coated. The resonant frequency of QCM was recorded in every 10 seconds with the frequency resolution of 0.1 Hz. All beam exposure experiments were carried out with the sample temperature at 38 °C with normal incidence.

### 3. EXPERIMENTAL RESULTS

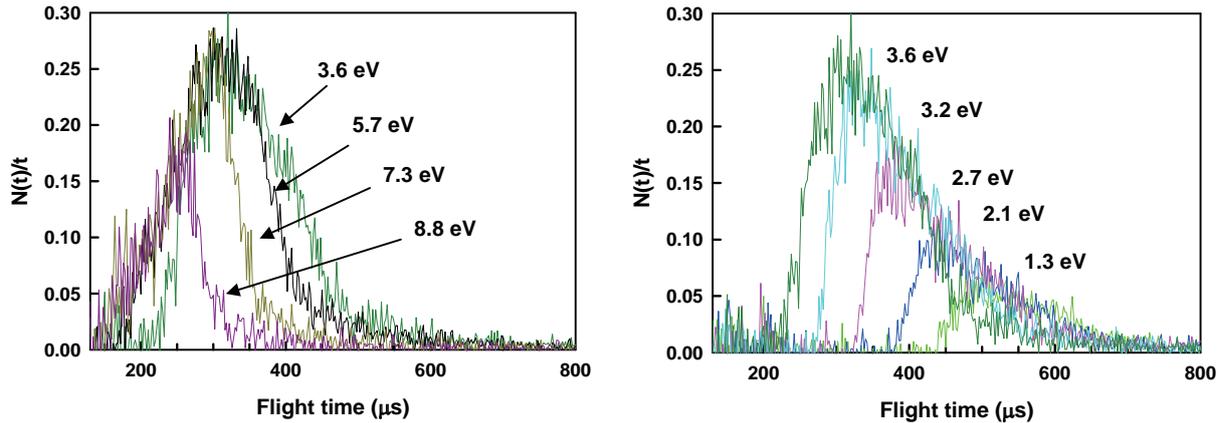
Time-of-Flight (TOF) spectra and average collision energy of atomic oxygen beam sliced by the chopper wheel are shown in Figure 3. Figure 3 (a) and 3 (b) show the TOF distributions in which a slow- and fast-part of the beam pulse was partially blocked by chopper wheel, respectively. It is clearly observed that the atomic oxygen beam pulse, overall average energy of 5.5 eV and full width at half maximum (FWHM) of



**Figure 2** Photograph of the chopper wheel inside the laser detonation atomic oxygen beam source (upper panel) and the system diagram (lower panel). The chopper was operated at 9,000 rpm under the pressure of  $4 \times 10^{-7}$  Torr.

5.2 eV, is sliced by the chopper wheel operating 150 Hz. The average energy of the sliced beam is adjustable from 1.3 eV to 8.8 eV by changing the system delay. The polyimide and fluorinated polymer-coated QCMs were installed in the beam line and the change in resonance frequency of QCM was recorded during the exposure to the sliced atomic oxygen beam.

The frequency shift of the polyimide-coated QCM, which is proportional to the mass-loss of the film, is negative when low-energy atomic oxygen beam was irradiated ( $E_{\text{coll}} < 4$  eV). Such mass-increase phenomenon was observed only for the beginning of exposure and it was concluded that the initial surface oxidation reaction, which includes oxygen atom accommodation at the polyimide surface, was the origin of this unexpected results [11]. In contrast, it is clearly observed that the frequency shift of polyimide-coated QCM increased with increasing the collision energy of atomic oxygen beam ( $E_{\text{coll}} > 5$  eV). On the other hand, frequency shift of the fluorinated polymer-coated QCM becomes significant with high-energy atomic oxygen beam ( $E_{\text{coll}} > 6$  eV). It is also indicated that the rate of frequency shift of the



**Figure 3** Time-of-flight spectra of atomic oxygen beam ( $m/e=16$ ) sliced by the high-speed chopper wheel. For better view of the each TOF spectrum, left and right panels show the TOF spectra in which slow-part and fast-part of the beam pulses are blocked by the chopper wheel. The same TOF spectrum ( $E_{coll}=3.6$  eV) is shown in both panels for comparison purpose.

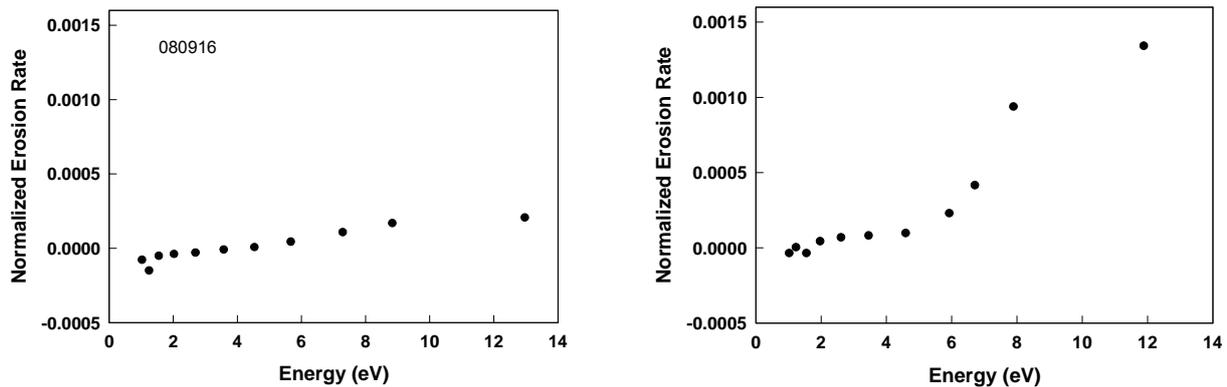
fluorinated polymer at high-energy atomic oxygen collision is greater than that of polyimide.

The flux of atomic oxygen beam changes with chopper timing, e.g., energy. The mass-loss rate was divided by the relative area of TOF spectrum and flux compensated mass-loss rate, which corresponds to relative reaction efficiency ( $R_E$ ) of atomic oxygen, was calculated. The results are shown in Figure 4 (a) and 4 (b). It is clearly indicated that the relative reaction efficiency, thus calculated, almost linearly increases with collision energy for polyimide. However, the reaction efficiency of atomic oxygen with fluorinated polymer is very small at collision energies lower than 5 eV and the threshold collision energy of 6 eV is clearly observed. The collision energy dependence on reaction efficiency with fluorinated polymer is much more

drastic so that the relative erosion of fluorinated polymer compared with polyimide is enhanced if high-energy component ( $E_{coll} > 6$  eV) is included in the atomic oxygen beam. This is a usual case for atomic oxygen beam generated by the laser-detonation method. It is thus concluded that the accelerated erosion of fluorinated polymer in the ground-based experiment is mainly due to the contribution of high-energy component of atomic oxygen beam.

#### 4. COMPARISON WITH THEORETICAL STUDIES

Troya and Schatz have performed direct-dynamics classical trajectory calculations of collisions of



**Figure 4** Normalized erosion rate of polyimide (left) and fluorinated polymer (right) as a function of collision energy of atomic oxygen. Difference in atomic oxygen fluxes in the sliced beam was compensated with dividing by the area of TOF spectrum of the each beam.

hyperthermal ( $E_{\text{coll}} = 4.5 - 6$  eV) ground state atomic oxygen ( $\text{O}(^3\text{P})$ ) with hydrocarbon ( $\text{CH}_4$  and  $\text{C}_2\text{H}_6$ ) and perfluorinated hydrocarbon ( $\text{CF}_4$  and  $\text{C}_2\text{F}_6$ ) molecules [12]. Their computational results also suggested that F-elimination is more important than F-abstraction (which is negligible), but the cross-sections for F-elimination are also very small. The C-C bond breakage cross-sections in the  $\text{O}(^3\text{P}) + \text{C}_2\text{F}_6$  reaction is larger than the F-elimination cross-section. This is opposite to that of hydrocarbons. They calculated that the cross-section ratio of [F-elimination]/[C-C bond breakage] is 0.12 and 0.24 at  $E_{\text{coll}} = 5.5$  and 6.0 eV, respectively. This is due to the fact that C-C bond in  $\text{C}_2\text{F}_6$  is 0.4 eV weaker than  $\text{C}_2\text{H}_6$  by the very electronegative fluorine atoms. The excitation function (cross-section vs.  $E_{\text{coll}}$ ) for C-C bond breakage in  $\text{O}(^3\text{P}) + \text{C}_2\text{F}_6$  reaction showed more  $E_{\text{coll}}$  dependence than in  $\text{O}(^3\text{P}) + \text{C}_2\text{H}_6$  reaction in the  $4.5 < E_{\text{coll}} < 6.0$  eV region. This is a good agreement with our results shown here. However, cross-section of direct C-C breakage in  $\text{C}_2\text{F}_6$  is smaller than that in  $\text{C}_2\text{H}_6$ . This is disagreement with the results obtained here.

Troya and co-workers also reported the classical-trajectory study of the dynamics of hyperthermal (5-12 eV) collisions between  $\text{Ar} + \text{C}_2\text{F}_6$  and  $\text{Ar} + \text{C}_2\text{H}_6$  systems [13]. They found that the  $\text{C}_2\text{F}_6$  is more susceptible to collision-induced dissociation (CID) than  $\text{C}_2\text{H}_6$  due to the lower frequencies in heavier species. Three to six times energies can be transferred to  $\text{C}_2\text{F}_6$  than  $\text{C}_2\text{H}_6$  from incoming atoms. Their computational results suggested the role of CID in the C-C breakage reaction of fluorinated polymers. Atomic oxygen beam used in this study always contains undecomposed molecular oxygen. Not only the high-energy component of the atomic oxygen included in the beam, but also molecular oxygen will have certain role for CID on C-C bond breakage. This suspicion arises also from the  $\text{O}_2$  flux-compensated relative reaction efficiency on fluorinated polymer indicates obviously exponential dependence with  $\text{O}_2$  energy (Not shown).

It is, thus, concluded that two possible reactions channels are proposed for the accelerated erosion of fluorinated polymer in ground-based atomic oxygen test: direct C-C bond breakage by high-energy component of atomic oxygen and CID process by high-energy component of atomic oxygen and by molecular oxygen in the beam.

## 5. REAL LEO ENVIRONMENT

The atomic oxygen collision is characterized by the space experiment aboard STS-46 (EOIM-3) [14]. In space, the average collision energy of AO is reported to 5.6 eV with full width at half maximum (FWHM) about 1.7 eV. On the other hand, in our study, the

average collision energy of atomic oxygen is also approximately 5.5 eV, however its FWHM is as large as 5.2 eV. It is clear that the FWHM in the ground experiment is much greater than that in LEO. Two possible mechanisms for accelerated erosion are both energy-sensitive, it is essential to simulate the energy spectrum, energy spread as well as average energy, in ground-based experiments.

In conclusion, fluorinated polymer exhibits much stronger dependence on collision energy, thus, high-energy component of AO beam, if exists, promoted the direct or CID-associated C-C breakage reaction. The difference in reaction mechanism and collision energy dependence on polyimide and fluorinated polymer causes the accelerated erosion of fluorinated polymer in the ground-based atomic oxygen simulation.

## 6. CONCLUSIONS

In order to study the origin of accelerated erosion of fluorinated polymers in ground-based atomic oxygen test facilities, contribution of high-energy component in the atomic oxygen beam was studied. The experiment was carried out with a combination of polymer-coated QCM and high-speed chopper wheel in the laser-detonation atomic oxygen source. It was clearly observed that the mass-loss rates of both polyimide and fluorinated polymer strongly depend on the impact energy of atomic oxygen. However, the effect was more significant on fluorinated polymer compared with that on polyimide; i.e., translational energies higher than 6 eV provide a significant mass-loss on fluorinated polymer. This experimental finding agrees with the volatile product data and theoretical predictions. It was confirmed that the presence of high-energy component in atomic oxygen beams resulted in the increase of mass-loss rate on fluorinated polymer relative to polyimide. The results of this work suggested the importance of the control of translational energy on the quantitative results of ground-based atomic oxygen simulations not only for the accelerated erosion of FEP, but also for the validity of Kapton equivalent fluence.

## ACKNOWLEDGMENTS

The authors would like to thank Prof. T. K. Minton of Montana State University for his help for providing the high-speed chopper device technology. A part of this work was supported by the Grant-in-Aids for Scientific Research from JSPS.

## REFERENCES

- [1] Weihs B., van Eesbeek M., Secondary VUV erosion effect on polymers in the ATOX atomic oxygen exposure facility, Proceedings of 6<sup>th</sup> International Symposium on Materials in a Space Environment, ESA SP-368, 1994, pp.277.
- [2] Tagawa M., Abe S., Kishida K., Yokota K., Okamoto A., Synergistic effect of EUV from the laser-sustained oxygen plasma in the ground-based atomic oxygen simulation of fluorinated polymers, Proceedings of the 9th International Conference on the Protection of Materials and Structures from the LEO Space Environment, 2008, Toronto, Canada, pp.170-184.
- [3] Yokota K., Ohnae 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.
- [4] Tagawa M., Yokota K., Atomic oxygen-induced polymer degradation phenomena in simulated LEO space environments: How do polymers react in a complicated space environment?, Acta Astronautica, Vol.62 (2008) 203-211.
- [5] Tagawa M., Muromoto M., Hachiue S., Yokota K., Ohnae N., Matsumoto K., Suzuki M., Hyperthermal atomic oxygen interaction with MoS<sub>2</sub> lubricants relevance to space environmental effects in low earth orbit -effects on friction coefficient and wear life-, Tribology Letters, Vol.18, No.4 (2005) 437-443.
- [6] Tagawa M., Yokota K., Ohmae N., Synergistic study on atomic oxygen-induced erosion of polyethylene with 172 nm vacuum ultraviolet, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.41, No.3, (2004) pp.345-349.
- [7] 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.
- [8] Yokota K., Kishida K., Okamoto A., Tagawa M., *Combined effect of atomic oxygen and vacuum ultraviolet from deuterium lamp on the erosion of polymeric materials*, Proceedings of the 11<sup>th</sup> International Symposium on Materials in Space Environment, Aix-en-Provence, September 14-18, 2009, companion paper.
- [9] Matijasevic, V., Garwin, E. L., and Hammond, R. H., Atomic Oxygen Detection by Silver-Coated Quartz Deposition Monitor, Review of Scientific Instruments, Vol. 61, 1990, pp. 1747-1749.
- [10] Okamoto A., Matsunaga S., In Book of Abstracts, the 45th Annual Symposium Vacuum Society of Japan, 2004 pp 72 (in Japanese).
- [11] Kenoshita H., Tagawa M., Yokota K., Ohnae 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.
- [12] Troya D., Schatz G. C., Theoretical study of reactions of hyperthermal O(3P) with perfluorinated hydrocarbons, Protection of Materials and Structures from Space Environment, J. I. Kleiman Ed., Springer, Leiden, The Netherlands, 2006, pp.365-375.
- [13] Tasic U., Hein P., Troya D., Theoretical study of the dynamics of Ar collisions with C<sub>2</sub>H<sub>6</sub> and C<sub>2</sub>F<sub>6</sub> at hyperthermal energy, J. Phys. Chem. A, Vol. 111 (2007) pp.3618-3632.
- [14] Cross J. B., Koontz, S. L., Hunton D E., Flight mass-spectrometer calibration in a high-velocity atomic-oxygen beam, J. Spacecraft and Rockets, Vol.32, No.3 (1995) pp.496-501.

## 衛星表面材料の電子ビーム照射による帯電と2次電子放出

Electron Beam Induced Charging and Secondary Electron Emission of Thermal Control Materials

藤井 治久、石原 侑樹

Haruhisa Fujii and Yuhki Ishihara

奈良工業高等専門学校 電気工学科

Nara National College of Technology, Department of Electrical Engineering

E-mail: [fujii@elec.nara-k.ac.jp](mailto:fujii@elec.nara-k.ac.jp)

## 1. はじめに

宇宙開発の進展とともに、通信衛星、放送衛星、地球観測衛星など多くの衛星が打ち上げられ、われわれの社会生活に多大の恩恵をもたらして来た。これらの衛星は、真空、熱、高エネルギー荷電粒子、プラズマ、太陽光といった苛酷な宇宙環境の中で長期にわたって高い信頼性を発揮し続けねばならない。そのため衛星に搭載された電気・電子機器を熱真空環境から保護する目的で衛星表面の大面积にわたって熱制御材料が取り付けられる。これらの熱制御材料は、銀蒸着テフロン®FEP (Fluorinated Ethylene Propylene Copolymer)、アルミ蒸着カプトン®, アルミ蒸着マイラ®, あるいはOSR (Optical Solar Reflector) などである。これらの熱制御材料は、テフロンFEPなどの絶縁材料の裏面に銀やアルミニウムの金属が蒸着されたもので、絶縁材料が宇宙に露出した状態で使用される。そのため、宇宙環境のプラズマにより帯電し、場合によると放電する可能性がある<sup>(1)</sup>。このような放電ESD (Electrostatic Discharge) が生じることが衛星の運用と信頼性にとって大きな脅威であるため、このような衛星帯電現象の解明、帯電防止技術に関わる研究開発が多くなされて来た<sup>(2-4)</sup>。これらの研究開発においては、比較的高エネルギーの数10keVの電子ビームを熱制御材料に照射することによって帯電放電特性が取得された。しかしながら、宇宙プラズマ中における電子のエネルギーは広範囲に分布しており、比較的低エネルギーの電子も多数存在する<sup>(5)</sup>。そこで本研究では、20keVよりも低いエネルギーの電子をこれら表面材料に照射することにより帯電特性を取得し、これらの特性から2次電子放出特性について議論した。また、電子ビーム照射後の帯電電位の減衰特性から体積抵抗率の検討も行った。なお、本研究では代表的な熱制御材料である銀蒸着テフロンFEPとアルミ蒸着カプトンの2種類について評価を行った。

## 2. 実験方法

図1に実験系の概略を示す。

熱制御材料試料を真空チャンバに取り付けた後、試料からのリード線を真空チャンバの高電圧導入端

子に接続した。その後、真空チャンバをロータリーポンプとターボ分子ポンプで $1 \times 10^{-6}$ Torr以下に真空引きを行った。その状態を約半日保持し、電子エネルギー $E$ 、電流密度 $J_b$ の電子ビームを60分間試料に照射した。

電子ビーム照射中および照射停止後の試料の帯電電位は、非接触表面電位計 (TREK 341B) に接続されたプローブ (TREK 3450E) を、直線運動導入機により、試料表面上3-5mmの距離を保って挿引して計測した。また、試料を流れる電流は、試料裏面の金属蒸着層から電極を通して流れる電流をペンレコーダにより計測した。

なお、本実験においては、 $E=20\text{keV}$ 以下の電子ビーム照射による帯電計測を行ったが、電子銃の性能の関係で、 $E<5\text{keV}$ の場合は直流電源 (菊水電子、PAD 1K-0.2L) により試料全体を負にバイアスし電子を減速して照射した。一方、 $E>10\text{keV}$ の場合は、試料全体を正にバイアスすることにより電子を加速して照射した。

なお、実験は全て室温 (約 $20^\circ\text{C}$ ) で行った。

また、実験に供した熱制御材料は次の2種である。

(1) 127 $\mu\text{m}$ 厚銀蒸着テフロン®FEP

(2) 50 $\mu\text{m}$ アルミ蒸着カプトン®

これら試料の大きさは約 $90\text{mm}^2$ で、各試料は試料ホルダに取り付けられ、直径80mmの穴が開いた厚さ1mm、 $100\text{mm}^2$ のアルミ板でカバーされている。したがって、試料の電子ビーム照射領域は $4^2\pi\text{cm}^2$ であった。

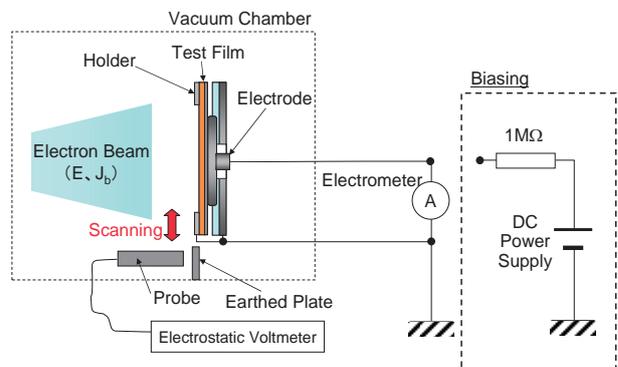


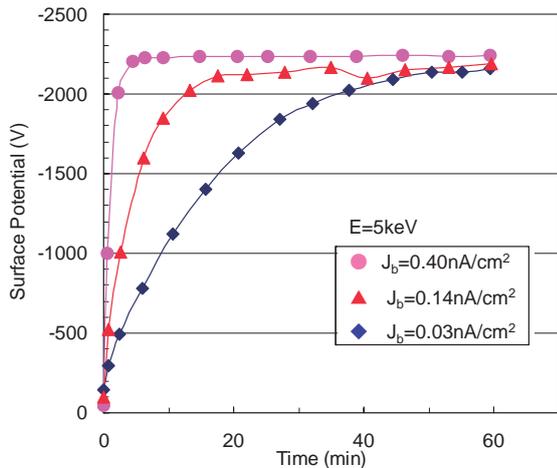
図1 実験系の概略

### 3. 実験結果

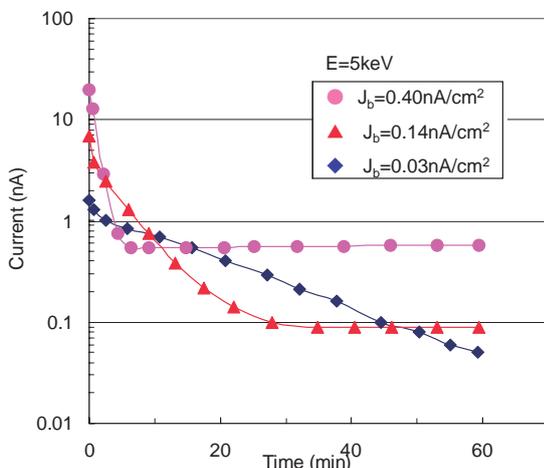
#### 3.1 テフロン FEP

##### (a)電子ビーム照射時の帯電特性

はじめに、電子のエネルギー $E=5\text{keV}$ で、ビーム電流密度 $J_b$ を3レベルで変化させて照射したときの表面電位とバルク電流の時間特性を図2に示す。表面電位は時間と共に負に高くなり次第に飽和する傾向になる。ビーム電流密度 $J_b$ の大きい方が早く飽和電位に到達することがわかる。一方、バルク電流は時間と共に急激に低下し、表面電位が飽和電位に到達した後、一定の電流値になっていく。



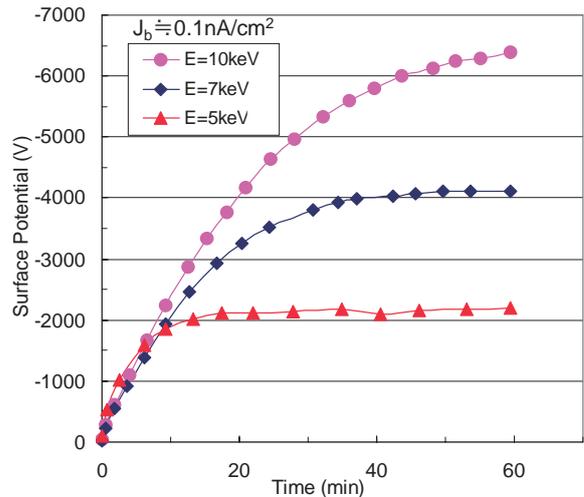
(a) 表面電位



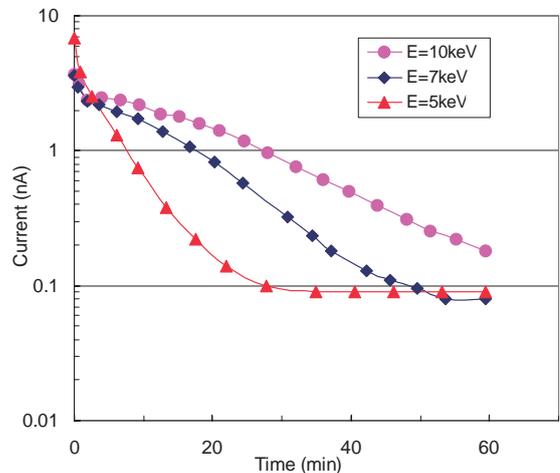
(b) バルク電流

図2  $E=5\text{keV}$ で照射した場合の銀蒸着テフロンFEPの帯電特性

次に、ビーム電流密度を $J_b \approx 0.1\text{nA/cm}^2$ として、エネルギー $E$ を変えた場合の帯電特性を図3に示す。表面帯電電位は、 $J_b$ が等しいため、ビーム照射開始直後はほぼ等しい電位上昇速度であるが、エネルギー $E$ の大きい方が電位は高いレベルに達するということがわかる。この図3(a)から、表面電位の飽和は $E$ に依存するということがわかる。



(a) 表面電位



(b) バルク電流

図3  $J_b \approx 0.1\text{nA/cm}^2$ で照射した場合の銀蒸着テフロンFEPの帯電特性

次に、図4に $J_b \approx 0.1\text{nA/cm}^2$ 一定として、 $E \leq 5\text{keV}$ の場合の表面電位の時間特性を示す。図3と同様に、飽和表面電位は照射エネルギー $E$ に依存するということがわかる。また、この図から、FEPフィルムは、 $E \geq 3\text{keV}$ の場合に負に帯電するが、 $E \leq 2\text{keV}$ の場合には逆に正に帯電するということがわかる。

このような表面電位-時間特性を $E \leq 20\text{keV}$ の種々のエネルギー $E$ で取得し、60分間の照射による表面電位を、 $E$ の関数としてプロットすると、図5のようになる。表面電位は、照射電子エネルギー $E$ に関して直線的に変化することがわかり、 $E \approx 2.7\text{keV}$ よりも大きなエネルギーでは負に帯電するが、 $E < 2.7\text{keV}$ では正に帯電するということがわかる。つまり、 $E \approx 2.7\text{keV}$ の照射では、テフロンFEPは帯電しないということになり、この $E \approx 2.7\text{keV}$ は、テフロンFEPの2次電子放出係数が1になるエネルギーであると考えられる。

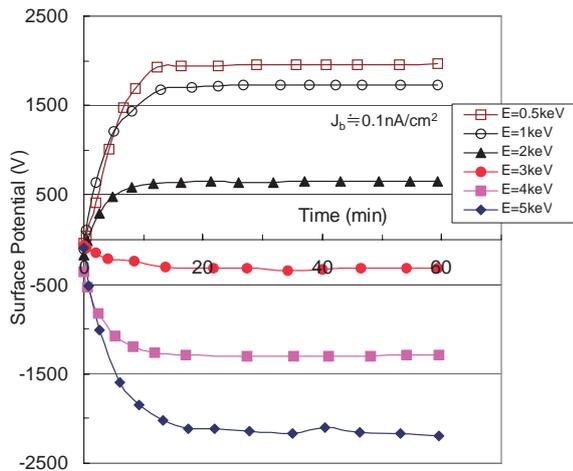


図4  $E \leq 5\text{keV}$  での電子ビーム照射による銀蒸着テフロン FEP の表面電位-時間特性

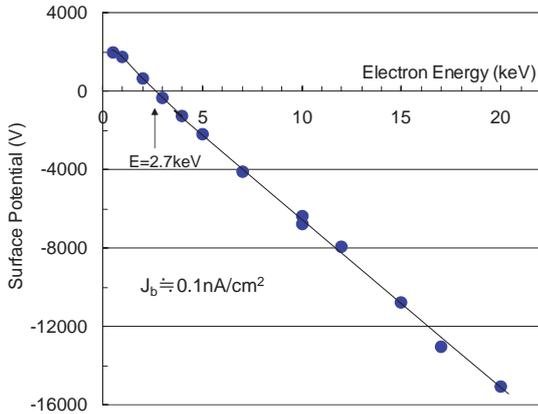


図5 銀蒸着テフロン FEP に  $J_b=0.1\text{nA/cm}^2$  の条件で60分間電子ビームを照射した場合の表面電位の照射エネルギー依存性

(b)電子ビーム照射後の帯電電位減衰特性

次に、このような種々の条件で電子ビームを60分間照射した後、全ての場合について、電子ビーム照射停止後の表面電位減衰特性を、表面電位計プローブを試料中央上に配置することにより長時間にわたって測定した。その表面電位減衰の測定結果の例を図6に示す。この図から、テフロン FEP の表面電位の減衰は非常に小さく、1本の直線で近似できるということがわかる。しかしながら、負に帯電した  $E=5, 7, 10\text{keV}$  の場合に比べ、正に帯電した  $E=0.5\text{keV}$  の場合の方が減衰は速いことがわかる。

一般に、帯電した絶縁体の表面電位  $V_s$  は、次式で近似できる。

$$V_s = V_{s0} \cdot \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right), \quad \dots (1)$$

ここで、 $V_{s0}$ 、 $t$ 、 $\tau$ 、はそれぞれ、初期表面電位、時間、減衰時定数である。また、この減衰時定数 $\tau$ は、絶縁体の誘電率 $\epsilon$  ( $=\epsilon_0\epsilon_r$ 、 $\epsilon_0$ :真空中の誘電率 ( $=8.9 \times 10^{-12}\text{F/m}$ )、 $\epsilon_r$ :比誘電率)と体積抵抗率 $\rho$ を用いて、

$$\tau = \epsilon \cdot \rho = \epsilon_0 \epsilon_r \cdot \rho, \quad \dots (2)$$

で表される。

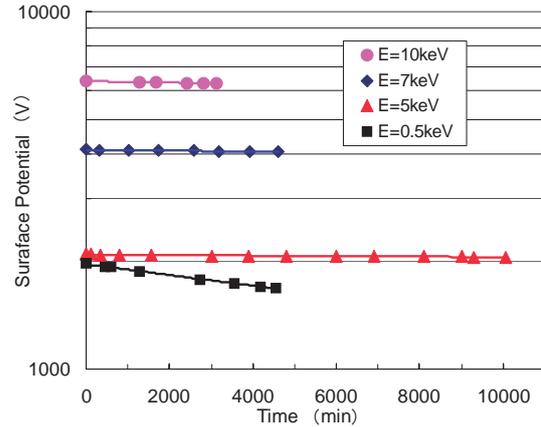
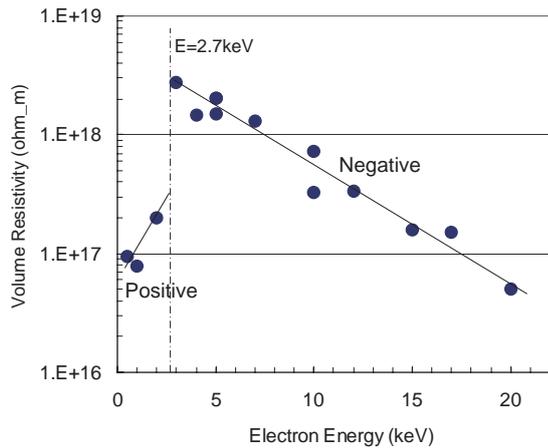


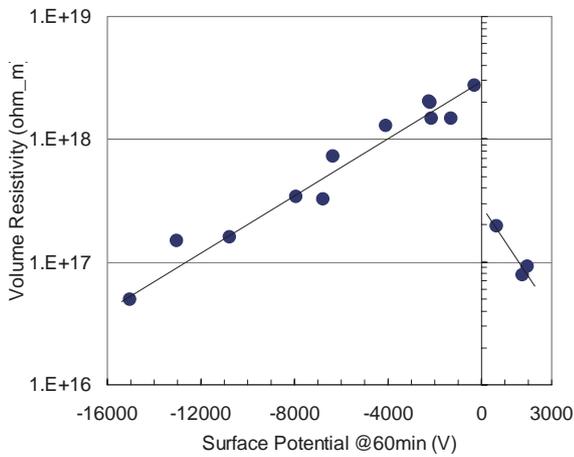
図6 銀蒸着テフロン FEP における電子ビーム照射後の表面電位の減衰特性の例

(1)、(2)式とテフロン FEP の比誘電率 $\epsilon_r=2.1$  を用いて求めた体積抵抗率を図7に示す。図7 (a) は電子照射エネルギー $E$  の関数として表したもので、また同図 (b) は60分間の照射時点での表面電位の関数として表したものである。これらの図から、次のことがわかる。

- (1)  $E > 2.7\text{keV}$  の場合、体積抵抗率は、電子エネルギー $E$  が高くなるにつれて、つまり表面電位が高くなるにつれて、低下するということがわかる。
- (2)  $E < 2.7\text{keV}$  の場合、体積抵抗率は、電子エネルギー $E$  が低くなるにつれて、つまり表面電位が正に高くなるにつれて、低下するということがわかる。
- (3) 負帯電時の体積抵抗率と正帯電時の体積抵抗率を比較すると、表面電位の絶対値が同様であれば正帯電の場合の方が1桁程度小さくなる。



(a)照射電子エネルギー依存性



(b)表面電位依存性

図7 テフロン FEP の表面電位減衰特性から得られた体積抵抗率

### 3.2 アルミ蒸着カプトン

次に、50 $\mu\text{m}$ 厚アルミ蒸着カプトンについて、テフロンFEPと同様の実験条件で実施した結果について述べる。

#### (a)電子ビーム照射中の帯電特性

50 $\mu\text{m}$ アルミ蒸着カプトンにおいても  $E \leq 20\text{keV}$  で電子ビーム照射を行った。図8に、 $J_b = 0.08\text{nA/cm}^2$  で  $E \leq 5\text{keV}$  の場合の表面帯電電位の時間依存性を示す。表面電位は時間と共に高くなり、次第に飽和する傾向を示す。しかしながら、 $E \geq 2\text{keV}$  の場合カプトンは負に帯電するが、 $E = 1\text{keV}$  と  $0.5\text{keV}$  の場合に正に帯電するということがわかる。

このような帯電特性から、 $E \leq 20\text{keV}$  で、 $J_b = 0.08\text{nA/cm}^2$  の条件で電子ビームを照射し、60分間照射した時の表面電位を照射エネルギーの関数として示すと、図9のようになる。この図から、負帯電は  $E > 1.8\text{keV}$  の場合に生じ、 $E < 1.8\text{keV}$  では正に帯電するということがわかる。このことから、 $E = 1.8\text{keV}$  が、カプトンにおける2次電子放出係数が1になるエネ

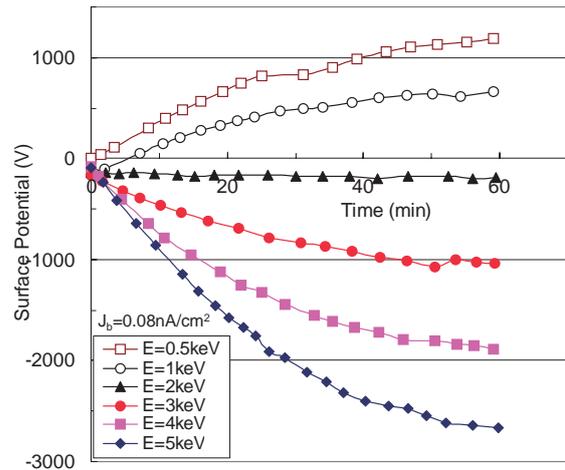


図8  $E = 5\text{keV}$  以下での電子ビーム照射によるアルミ蒸着カプトンの表面電位-時間特性

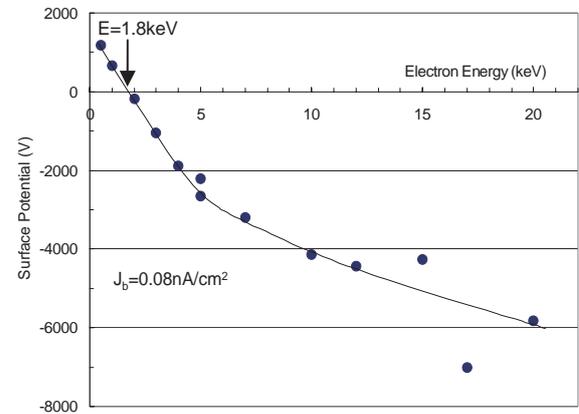


図9 アルミ蒸着カプトンに  $J_b = 0.08\text{nA/cm}^2$  で60分照射した場合の表面電位の照射エネルギー依存性

ルギーであると考えられる。

#### (b)電子ビーム照射後の帯電電位減衰特性

50 $\mu\text{m}$ 厚カプトンにおいても、各種の電子ビーム照射条件で60分間照射した後、表面電位の減衰特性を測定した。その結果の例を図10に示す。この図において、 $E = 3\text{keV}$  で照射された後の初期表面電位が低い場合の減衰は1本の直線で近似できるが、 $E = 10\text{keV}$  で照射された初期表面電位が高い場合には1本の直線で近似できないと考えられる。そのため、同図に示したように2本の直線で近似した。つまり、(1)式の減衰時定数 $\tau$ には2つの成分があり、短時間領域(0-200分)の早い成分 $\tau_f$ と長時間領域(>1000分)の遅い成分 $\tau_s$ の2つから成っていると考えられる。このような減衰時定数から、(2)式とカプトン(ポリイミド)の比誘電率 $\epsilon_r = 3.5$ を使って体積抵抗率 $\rho$ を求めた。図11に、その体積抵抗率の照射電子エネルギー依存性を示す。この図から、 $E \geq 4\text{keV}$  では、体積抵抗率が短時間領域の減衰時定数か

ら求めたものと長時間領域の減衰時定数から求めたものの2つに分離するが、 $E < 4\text{keV}$ では1つの体積抵抗率として求められた。この図において、 $E < 4\text{keV}$ の体積抵抗率と、 $E \geq 4\text{keV}$ の長時間領域の体積抵抗率はほぼ等しく $(2-3) \times 10^{16} \Omega\text{m}$ であると考えられる。また、図12には、初期表面電位の関数として短時間領域の体積抵抗率をプロットした。この図から、体積抵抗率は、初期表面電位の増加と共に低下するが、テフロンFEPの場合(図7(b))で見られたような正負の違いはないと考えられる。また、同程度の電位で比較すると、カプトンの体積抵抗率はテフロンFEPの体積抵抗率よりも低いことがわかる。

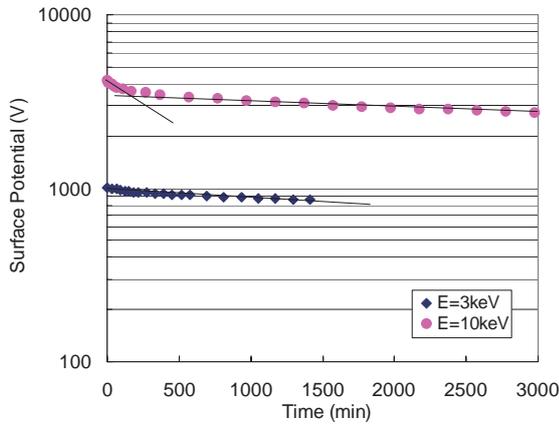


図10 アルミ蒸着カプトンにおける電子ビーム照射後の表面電位減衰特性の例(負電位)

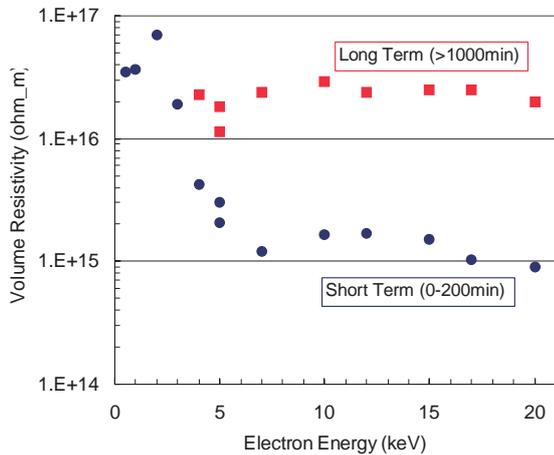


図11 アルミ蒸着カプトンにおける体積抵抗率の照射エネルギー依存性

#### 4. 実験結果の検討

##### 4.1 帯電特性と2次電子放出について

$E \leq 20\text{keV}$ のエネルギーの電子ビームを照射することにより、テフロンFEPとカプトンの帯電特性を取得した。その結果、いずれの熱制御材料においても、帯電が生じない照射エネルギーが存在すること

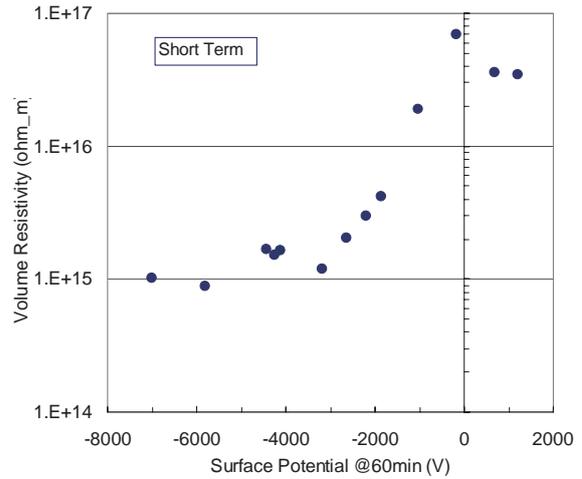


図12 アルミ蒸着カプトンにおける体積抵抗率の表面電位依存性

がわかった。そのエネルギーよりも高いエネルギーの電子を照射すると負に帯電するが、そのエネルギーよりも低いエネルギーの電子を照射すると正に帯電する。この照射エネルギーは2次電子放出係数が1になるエネルギーであると考えられる。図13に、一般的な絶縁材料の2次電子放出特性を照射電子のエネルギーの関数として示す<sup>(6)</sup>。この図において、2次電子放出係数が1よりも大きくなる領域が存在し、その領域の最大エネルギー $E_{II}$ では帯電が生じない。何故なら、照射1次電子数と放出される2次電子数が等しくなるからである。今回の実験で得られたこの $E_{II}$ を表1に示す。

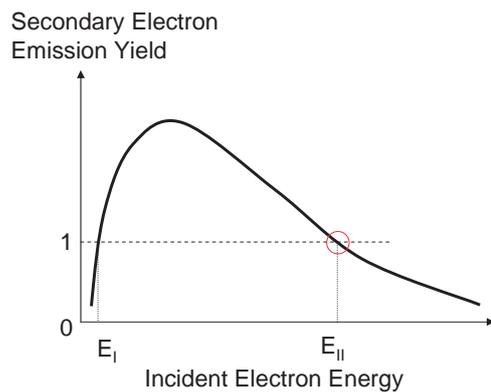


図13 一般的な2次電子放出特性

表1 今回得られた各種熱制御材料の特性

Material	$E_{II}$ (keV)	Volume Resistivity ( $\Omega\text{m}$ ) @ 1000V
Teflon FEP	2.7	$2 \times 10^{18}$ (negative)
		$2 \times 10^{17}$ (positive)
Kapton	1.8	$2 \times 10^{16}$

$E_{II}$ よりも高いエネルギーの電子を照射すると、2次電子放出係数が1よりも小さいので絶縁物は負に

帯電し、そのため後続の照射電子はその負帯電によって減速される。減速されたエネルギーの電子照射は2次電子の数を増加させることになる。こうして、負に帯電した絶縁物に入射する実質的なエネルギーが $E_{II}$ になったとき、負の表面帯電は停止し、つまり表面電位は $(E-E_{II})$ の電位で飽和することになる。

一方、 $E_{II}$ よりも低いエネルギーの電子を照射すると2次電子放出係数は1よりも大きいので、絶縁物は正に帯電し、後続の照射電子はその正帯電によって加速されることになる。加速された電子による2次電子放出数は低下することになる。こうして、正に帯電した絶縁物に入射する実質的なエネルギーが $E_{II}$ になったとき、正の表面帯電は停止し、表面電位は $(E-E_{II})$ で飽和することになる。

上記のことは、テフロンFEPで得られた結果をかなりうまく説明する。例えば、図2(a)で、 $E=5\text{keV}$ で照射された場合 $-2.3\text{kV}$ 程度で飽和しているが、これは $E_{II}=2.7\text{keV}$ であることから説明できる。

#### 4.2 体積抵抗率について

テフロンFEPとカプトンにおいて、電子ビーム照射後の電位減衰特性から体積抵抗率を求め、図7(b)と図12示したように、初期表面電位の増加と共に体積抵抗率は低下した。このことは、体積抵抗率に材料のバルク電界強度依存性があるということを示している。それ故、衛星帯電電位分布解析においては、この熱制御材料の体積抵抗率のバルク電界強度依存性を考慮する必要があると考えられる。表1には、図7(b)、図12から得られた表面電位1000Vでの体積抵抗率を示している。この表から、テフロンFEPの体積抵抗率は、カプトンよりも1桁以上高いということがわかる。これは、銀蒸着テフロンFEPが熱制御材料として非常に帯電しやすいということを示している。しかしながら、テフロンFEPの体積抵抗率は正帯電の場合には小さくなり、これはテフロンFEPがホール電導を行う可能性を示していると思われる<sup>(7)</sup>。

## 5. まとめ

銀蒸着テフロンFEPとアルミ蒸着カプトンの2種類の熱制御材料に対して、宇宙環境プラズマ中の電子を模擬した20keV以下のエネルギーの電子を照射することによって帯電特性を評価し、また、電子ビーム照射停止後の電位減衰特性から体積抵抗率を検討した。その結果、次のような結果が得られた。

- (1) テフロンFEPは、カプトンに比べると1桁以上体積抵抗率が高いので、高い電位に帯電しやすい。
- (2) いずれの材料においても、ある閾値エネルギーよりも高いエネルギーの電子を照射すると負に帯電し、その閾値エネルギーよりも低いエネ

ルギーの電子を照射すると正に帯電する。

- (3) その閾値エネルギーは、2次電子放出係数が1になるエネルギーであると考えられ、テフロンFEPで2.7keV、カプトンでは1.8keVと求められた。
- (4) 電子ビーム照射後の電位減衰特性から、体積抵抗率を求めると、テフロンFEPでは $10^{18}-10^{17}\Omega\text{m}$ で、表面電位が高いほど体積抵抗率は小さくなった。つまり、体積抵抗率にはバルク電界強度依存性がある。また、カプトンも体積抵抗率にバルク電界強度依存性があり、その値は $10^{16}-10^{15}\Omega\text{m}$ 程度であった。

## 参考文献

- 1) H. B. Garrett, "The charging of spacecraft surfaces", Rev. Geophys. Space Phys., Vol.19, pp.577-616 (1981)
- 2) C. K. Purvis, N. J. Stevens and J. C. Oglebay, "Charging characteristics of materials: Comparison of experimental results with simple analytical models", Proc. Spacecraft Charging Technology Conf., NASA TMX-73537, pp.459-486 (1977)
- 3) H. Fujii, Y. Shibuya, Y. Abe and R. Kasai, "Electrostatic charging and arc discharges on satellite dielectrics simulated by electron beam", J. Spacecrafts and Rockets, Vol.25, pp.156-161 (1988)
- 4) 廣・藤井、「電子ビーム照射による宇宙用熱制御材料高分子フィルムの帯電特性」、電気学会論文誌 A, 第117巻、pp.805-811(1997)
- 5) D. Hastings and H. Garrett, *Spacecraft - Environment Interactions*, Cambridge University Press, pp.53-70 (1996)
- 6) R. F. Willis and D. K. Skinner, "Secondary electron emission yield behaviour of polymers", Solid State Commun., Vol.13, p.685 (1973)
- 7) B. Gross, M. Sessler, H. von Seggarn and J. West, Appl. Phys. Letter, Vol.34, p.555 (1979)

## 宇宙機内部浮遊導体の帯電・放電

Electrostatic Charging and Discharges of Electrically Floating Conductors inside Spacecraft under Electron Irradiation

藤井 治久、内野 芳郁

Haruhisa Fujii and Yoshifumi Uchino

奈良工業高等専門学校 電気工学科

Nara National College of Technology, Department of Electrical Engineering

E-mail: [fujii@elec.nara-k.ac.jp](mailto:fujii@elec.nara-k.ac.jp)

## 1. はじめに

宇宙機内部には外部宇宙環境に存在する高エネルギー荷電粒子が構体表皮を貫通し、低エネルギー化して侵入する。この荷電粒子、特に高エネルギー電子が宇宙機内部搭載機器の絶縁物や浮遊導体などに電荷蓄積すると、放電の発生が危惧される<sup>(1)</sup>。通常、宇宙機の構体表皮は CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) 板とアルミハニカム構造で成っており、およそ 0.3mm 厚のアルミニウム板と等価と考えられている。図 1 は、宇宙機表皮が 0.3mm 厚のアルミニウム板と等価であると見なし、宇宙機内部の電子分布を解析した結果を示している<sup>(2)</sup>。外部電子環境は NASA の Worst-Case Environment<sup>(1)</sup> を仮定し、高エネルギー電子に対する Bethe の阻止能公式<sup>(3)</sup>を用いて内部に侵入するエネルギー分布を解析したものである。この図から、外部環境の 230keV より大きなエネルギーを持った電子は宇宙機内部に侵入するが、侵入した電子は低エネルギー化することがわかる。低エネルギー化した電子は数 10keV 以下のものも多数存在し、これが宇宙機内部の内部帯電 (Internal Charging)<sup>(1)</sup> の要因になると考えられる。従って、内部帯電の評価においては低エ

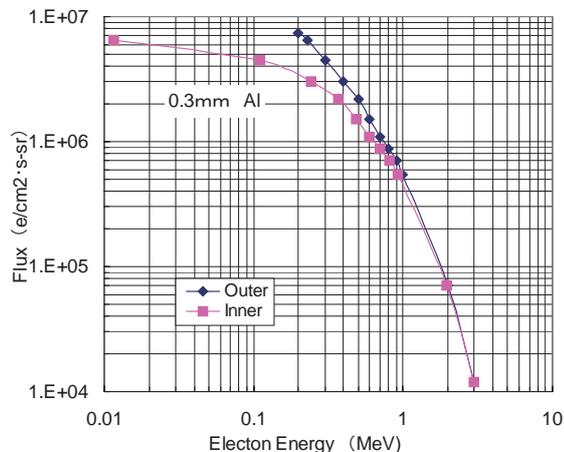


図1 NASA Worst-Case Environment<sup>(1)</sup>時における宇宙機内部の電子エネルギー分布解析結果例<sup>(2)</sup> (構体表皮をアルミ換算厚さ 0.3mm として解析)

ネルギー電子の照射による帯電計測が重要であると考えられる。

一方、宇宙機内部の電気・電子機器には多数のプリント基板が使用され、そのプリント基板上に形成された導体パターンが電氣的に浮遊状態になる場合が想定される。ここでは、内部帯電のひとつであるそのような浮遊導体の帯電を対象とし、低エネルギー電子の照射によるプリント基板上の浮遊導体に蓄積した電子による ESD (Electrostatic Discharge) の検討を行ったので報告する。

## 2. 実験方法

## 2.1 実験試料

本研究においては、図 2 に示すプリント基板試料を用いた。基板は 0.1mm 厚のガラス繊維強化ポリアミド基板である。基板表面 (電子ビーム照射側) 上には銅メッキされた電極パターンが形成されている。その電極パターン寸法が図 2(a) に示されている。基板裏面は、全面 90mm<sup>2</sup> に銅メッキが施されている。図 2 中、電極 1 と電極 5 は電流測定用で、電極 2、電極 3 が浮遊状態になっている。電極 4 と裏面電極は直接接地した。

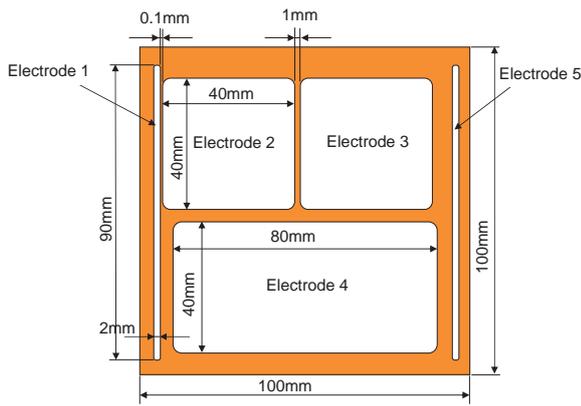
なお、基板試料は、恒温槽中 130°C で約半日乾燥して使用した。

## 2.2 実験方法

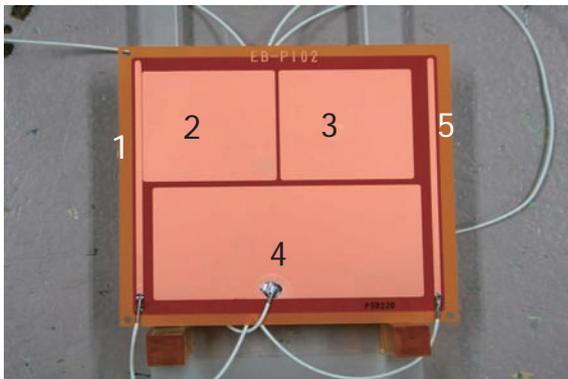
図 3 に実験系の概略を示す。

基板試料を真空チャンバにセットし、電極 2、電極 3 以外の電極からのリード線を真空チャンバの電流導入端子に接続した。その後、真空チャンバをロータリーポンプとターボ分子ポンプにより真空引きし、真空チャンバ内圧力を 10<sup>-6</sup>Torr 以下に保持した。その状態を保ち、エネルギー E (keV)、ビーム電流密度 J<sub>b</sub> (nA/cm<sup>2</sup>) の電子ビームを試料に照射した。

電子ビーム照射中および照射後の浮遊電極 2、3 の表面電位を、非接触表面電位計 (TREK 341B) のプローブ (TREK 3450E) を試料表面から 3-5mm の距離を保って計測した。浮遊電極電位はペンレコーダに記録した。また、電極 1、5 からの電流もペンレコーダに記録した。2 つの高周波 CT (Current Transformer) (Pearson 411、2877) が、放電発生時



(a) 寸法図



(b) 試料の写真  
図2 実験試料

の電流波形をデジタルオシロスコープ（Tektronix TDS 640A）で計測するため、電極1、5からのリード線に取り付けられた。また、放電発生時の発光を観測するため、デジタルカメラ（Canon DS1260719）を真空チャンバの覗き窓に設置した。

今回、内部に侵入する低エネルギー化された電子を模擬して3-10keVの電子ビームを照射した。

また、実験は全て室温（約20℃）で行った。

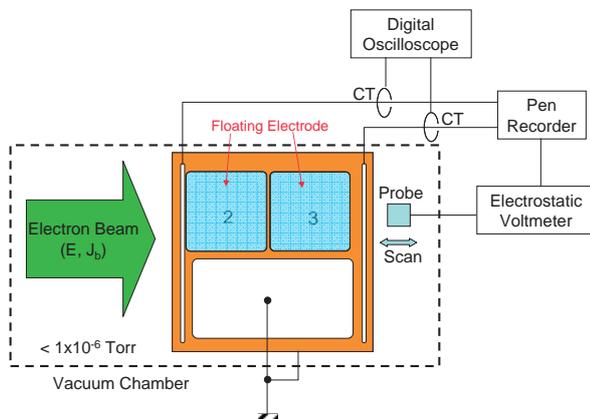


図3 実験系の概略

### 3. 実験結果と検討

#### 3.1 浮遊電極の帯電電位特性

ここでは、照射エネルギーEごとに帯電・放電特性について述べていく。

##### (a) E=3keVの場合

図4に、基板試料#2に200分間電子ビーム照射を行った場合の帯電特性を示す。浮遊電極2、3の帯電電位は時間と共に負に高くなっていくが次第に飽和の傾向を示し-1100V程度まで帯電したが、放電の発生はなかった。試料#2以外にもE=3keVでの照射実験を行ったが、放電の発生は認められなかった。

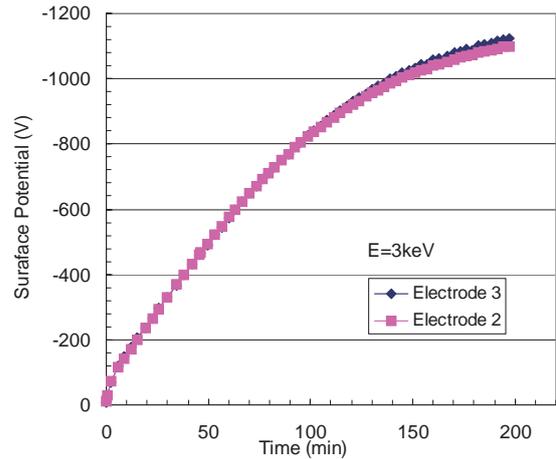
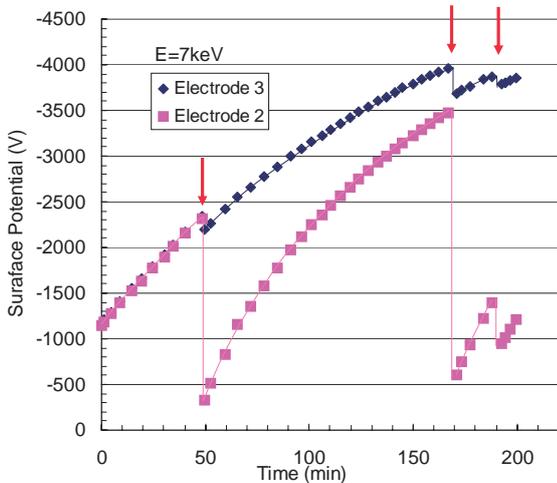


図4 E=3keVで照射された試料#2の浮遊電極の帯電電位-時間特性

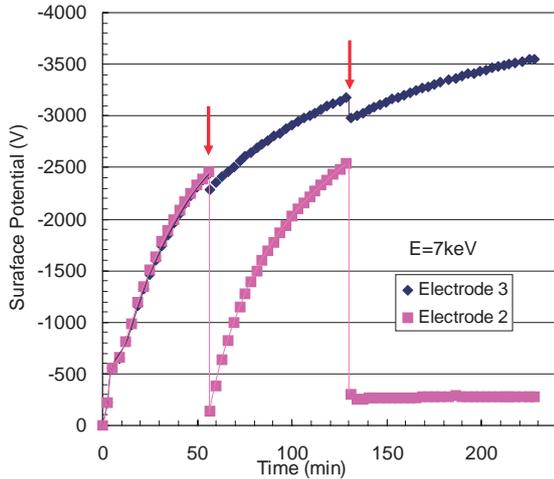
##### (b) E=7keVの場合

次に、E=7keVでの帯電電位特性の例を図5に示す。図5(a)は、試料#2で、E=3keVでの照射後ある時間においてE=7keVの電子を照射したときの電位特性である。また同図(b)は、試料#3の電位特性である。両図とも、電極2の電位がほぼ0になるような放電が、図中↓で示した時間で発生したことを示している。試料#2(図5(a))では、照射開始後約50分で-2300V程度になり、放電が発生した。この時電極3の電位は少し低下するが、これは電極2が放電したことにより、静電誘導によって生じたと考えられる。いったん放電が発生すると、再度電子ビームによる電荷蓄積が起こり、電極2の電位は負に上昇していく。同様に電極3も負に帯電していく。次に、電極2が約-3500Vになったときに2回目の放電が発生した。この後185分程度でも放電が発生したが、この時の電位は-1400V程度であった。ただ、電極3での放電は認められなかった。また、図5(b)に示す試料#3では、照射開始後50分程度で電位が-2500Vに達し放電が発生した。また、照射開始後130分程度のところでも放電が発生したが、この後電子ビームを照射し続けたが電位は-300V程度から高くならなかった。しかしながら、電極3の電位は上昇し続けた。これは、放電が電極1と2間の0.1mmギャップで発生することによって、電極間が

劣化し低抵抗になり電位が上がらなくなったものと考えられる。



(a) 試料#2



(b) 試料#3

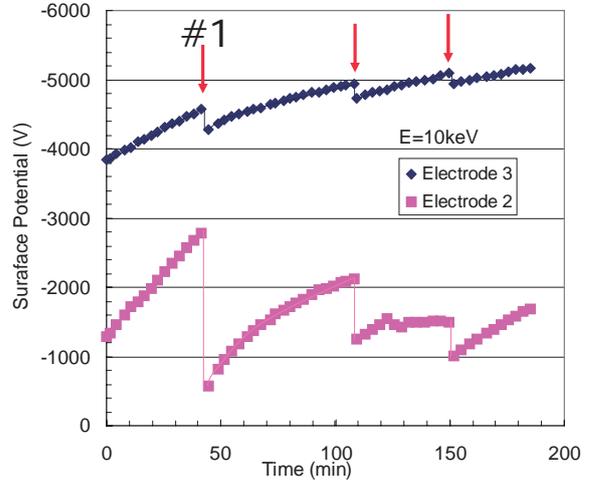
図5 E=7keVで照射された浮遊電極の帯電電位-時間特性 (↓は放電発生を示す)

(c) E=10keVの場合

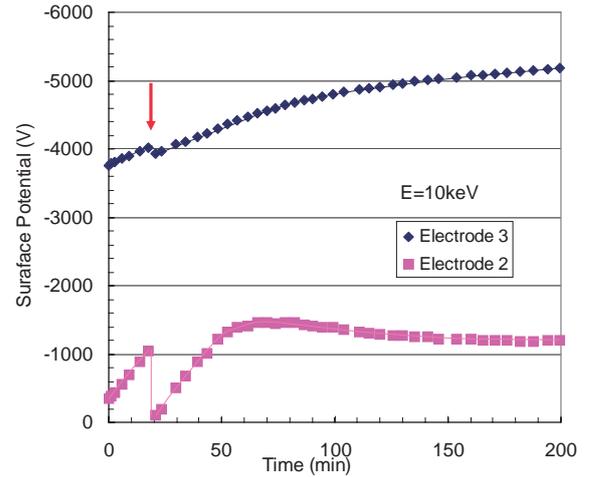
次に、E=10keVで照射した試料#2と#4の電位の時間特性を図6に示す。何れの試料も、前の照射時の電位が残留しているため、電位0からの照射開始になっていない。試料#2(同図(a))では、放電が3回生じた。放電電圧は、-2800V、-2100V、-1500V程度であった。2回目の放電の後電位が上がらない状況が続いたが、これは電極2から電子のエミッションが生じたためであると考えられる。また、図6(b)の試料#4においては、20分程度で帯電電位が-1100V程度になり1回放電が発生し、その後電極2の電位は上昇傾向になったが、-1500V程度に達した後電位の上昇がなくなり若干低下する傾向を示した。これは、放電によって、電極間沿面が劣化し抵抗が小さくなったか、あるいは電極上に微小突起が形成

されそこから電子のエミッションを起こしたためでないかと考えられる。

なお、この場合も電極3からの放電は認められなかった。



(a) 試料#2



(b) 試料#4

図6 E=10keVで照射された浮遊電極の帯電電位-時間特性 (↓は放電発生を示す)

(d) 照射停止後の帯電電位の減衰

図5(b)の場合や、図6に示したように、放電が発生すると、電位が上昇しにくくなる現象が見られた。これは、電極1と電極2の間0.1mmの沿面が放電により劣化したか、放電により電極端部に微小突起が形成されたためではないかと考えられる。そのため、電子ビーム照射後の浮遊電極2、電極3の電位の減衰特性を調べた。図7に、その1例を試料#4について示す。試料#4は、E=3keVで照射した後電極2、電極3共にほとんど電位減衰していないことがわかる。しかし、E=10keVで照射すると、図6に示したように放電が発生したが、照射を継続し200分で照射を止めて、両浮遊電極の電位を計測すると、

図7に示したような減衰特性を示した。電極3の電位は大きな減衰がなかったが、電極2の電位は大きな減衰を示した。このことは、電極2と電極1の間の沿面の絶縁性が劣化し、低抵抗化したためであると考えられる。

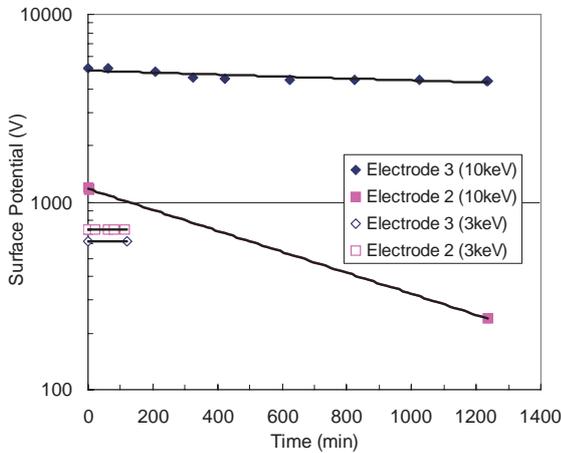


図7 電子ビーム照射後の浮遊電極電位の減衰特性の例

### 3.2 放電特性

次に、電子ビーム照射によって浮遊電極で生じた放電について説明する。

図8に、図6(a)の試料#2で発生した放電#1発生時の放電光(a)と、CTによる放電電流波形(b)を示す。放電光は、電極1と電極2の間で発生していることがわかる。今回の実験では、何れの放電光も放電発生箇所は0.1mmギャップ間で生じていた。

また、図8(b)の放電電流波形から、電極1から検出された電流は、電極5から検出された電流に比べて大きく、しかも高周波成分を含んでいる。電極1の電流は浮遊電極2から電子が流れ込んだESDであると考えられ、電極5の電流は浮遊電極3の電位変動に伴う変位電流と考えられる。

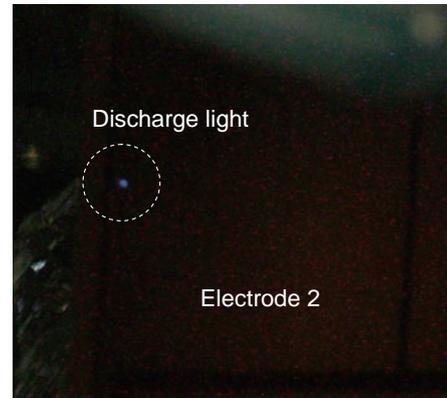
### 3.3 DC 電圧印加による電極間の放電電圧

次に、電子ビーム照射時に発生した放電電圧を真空中の沿面放電電圧と比較するため、0.1mmと1mmの電極間にDC電圧を印加することによって、フラッシュオーバー電圧を測定した。なお、電子ビーム照射時と同程度の真空度であるが、電子ビーム照射は行っていない。

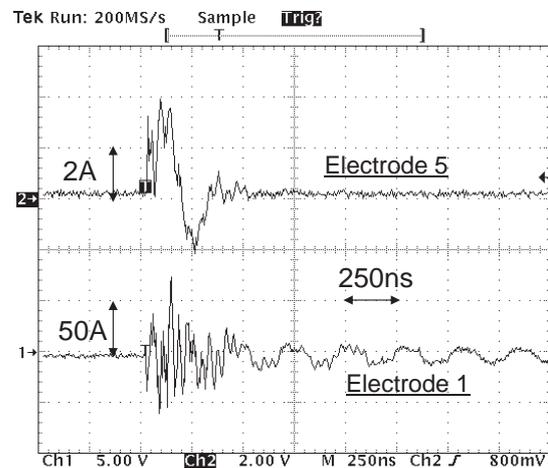
図9にその結果を示す。電極間隔0.1mmの場合は、電極2に負のDC電圧をステップ状に印加して求めたもので、放電電圧は-2.5kVであった。また、電極間隔1mmの場合は、電極2を接地し電極3にDC電圧を印加した。放電電圧は-8.0kVであった。

ここで求められた0.1mmギャップの放電電圧値は、電子ビーム照射時のESD発生電圧と同程度であると考えられる。ただ、1mmギャップでは電子ビー

ム照射によるESDは発生しなかったが、それは電極間隔1mmではフラッシュオーバー電圧が高いためであると考えられる。



(a)放電光



(b)放電発生時の電流波形

図8 E=10keV照射時に試料#2で発生した放電#1(図6(a))

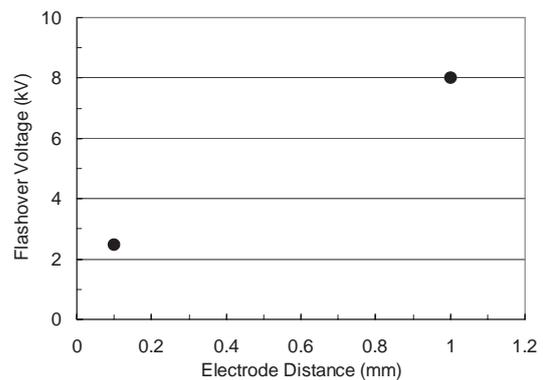


図9 DC電圧印加による電極間の放電電圧(真空中電子ビーム照射なし)(試料#1)

## 4. おわりに

宇宙機内部に侵入する減速高エネルギー電子を模擬した電子ビームを照射することにより、プリント基板上の浮遊電極パターンで発生する可能性のある

帯電放電現象を予備的に検討した、その結果、次のような結果が得られた。

- (1) 浮遊電極と接地電極の間隔が 0.1mm の場合、電子ビーム照射による浮遊電極電位がおおよそ -2kV になると ESD が発生することがわかった。
- (2) ESD が発生すると、電極間の沿面絶縁性能が劣化する可能性がある。

#### 参考文献

- 1) “Avoiding problems caused by spacecraft on-orbit internal charging effects”, NASA Technical Handbook, NASA-HDBK-4002 (1999)
- 2) 藤井・宮本、「宇宙機内部帯電に及ぼす荷電粒子環境の解析」、第 53 回宇宙科学技術連合講演会講演集、1A02、pp.5-8 (2009)
- 3) 伊藤憲昭、「放射線物性 I」(森北出版)、第 7 章、(1981)

## Development of e-Induced Electron Emission Pulse Yield Measurement System

Yu Chen, Takanori Kouno, Hirokazu Masui, Minoru Iwata, Kazuhiro Toyoda, Mengu Cho  
 Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering,  
 Kyushu Institute of Technology, Kitakyushu, 804-8550, Japan

**Abstract:** E-induced electron emission on the surface of space materials is a very important factor to understanding the spacecraft charging process. A single pulse yield measurement system for insulating material is developed. The electron yield results of Au specimen between DC yield test and pulse yield test are compared. Using the single pulse yield measurement system, the secondary electron emission yields of highly-insulating, 25  $\mu\text{m}$  thin Kapton H film have been measured for the incident primary beam energies,  $300 < E_p < 3000$  eV.

**Key words:** E-induced electron emission yield, single pulse yield measurement method, Kapton H film

### 1. Introduction

A spacecraft acts like an isolated electrical probe in the space plasma. Like any electrical probe in plasma, it will collect charge and adopt an electrostatic potential consistent with charge collection as required by Maxwell's equations. This collection of charge from the environment has been called "spacecraft charging". The differential surface charging due to surface secondary electron emission of space materials, results from potential differences on the surface of a spacecraft of a few volts to several thousands of volts. Although typical a lower potential difference, this type of charging is often more destructive because it leads to damaging surface discharge or arcing [1].

The electron emission yields of conductors are relatively easy to measure, however, the yields measurement of insulating materials are more difficult because of the inside charging phenomenon. The accumulated charge can affect the secondary electron yields by altering incident energies or by affecting the escape energies of secondary electrons and backscattered electrons, or by neutralizing the incident electrons [2,3]. In this condition, a single pulse yield measurement method for dielectrics is the best choice to reducing the influence of accumulated charge.

In this paper, a single pulse yield measurement system for space material is developed. Some electron yields of Au specimen and highly-insulating, thin Kapton H film have been measured for the incident primary beam energies,  $300 < E_p < 3000$  eV. The experimental results are discussed, and some suggestions are proposed in order to fully avoiding the influence of accumulated charge.

### 2. Measurement principle

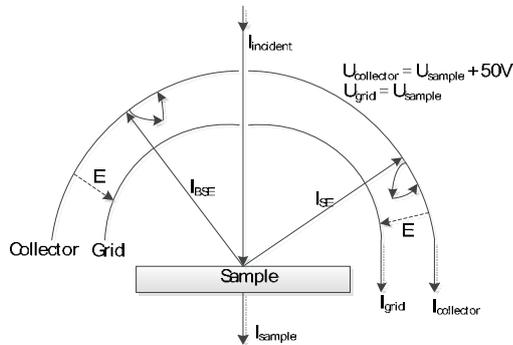
Reviewing the basic physics of electron emission, the total yield  $\sigma(E_p)$  is the ratio of emitted current to incident current, and the SE yield  $\delta(E_p)$  is the ratio of emitted electrons with energy  $E_{SE} < 50$  eV, and the BSE yield  $\eta(E_p)$  is the ratio of emitted electrons with energy  $E_{BSE} > 50$  eV. The choice of the 50 eV value is purely arbitrary and historical, as higher than 50 eV secondary electrons, such as Auger electrons, are also produced as a result of electron beam solid interaction [4-9]. However, the number of these secondary electrons is rather small and in comparison to backscattered electrons can safely neglected. The electron yield curves show the yield as a function of incident electron energy. The basic schematic of electron yields measurement is illustrated in Fig. 1(a) and (b). For total electron yield (TEY) test, the sample stage and grid are set to the same potential, and the collector is 50 V higher than them. In this condition, real secondary electrons and backscattered electrons could pass through grid and reach to the inner side of collector. For backscattered electron yield (BEY) test, the sample stage and the collector are set to the same potential, and the grid is 50 V lower than them. In this condition, real secondary electrons return to the surface of sample, and just backscattered electrons are collected by collector electrode.

In this experimental test,  $U_{\text{coll}} = 50$  V,  $U_{\text{grid}} = 0$  V,  $U_{\text{sample}} = 0$  V are set for total yield test, and  $U_{\text{coll}} = 0$  V,  $U_{\text{grid}} = -50$  V,  $U_{\text{sample}} = 0$  V are set for BSE yield test. All the yield equations are given by Eq. (1) ~ (3).

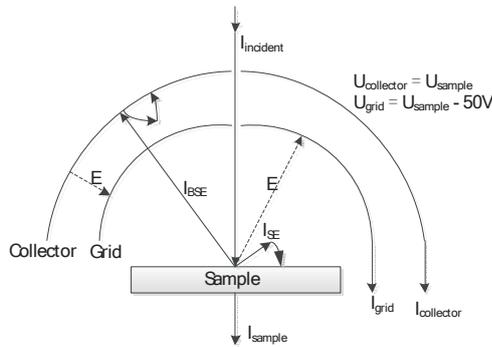
$$\sigma = \frac{I_{BSE} + I_{SE}}{I_{primary}} = \frac{I_{collector}}{I_{primary}} = \frac{I_{collector(50V)}}{I_{collector(50V)} + I_{grid(0V)} + I_{sample(0V)} \quad (1)$$

$$\eta = \frac{I_{BSE}}{I_{primary}} = \frac{I_{collector}}{I_{primary}} = \frac{I_{collector(0V)}}{I_{collector(0V)} + I_{grid(-50V)} + I_{sample(0V)} \quad (2)$$

$$\delta = \sigma - \eta \quad (3)$$



(a) Total electron yield test



(b) Backscattered electron yield test

Fig. 1: Basic schematic of electron yields measurement

### 3. Experimental system

The e-induced secondary electron emission pulse yield measurement system was developed based on the JAMP-10SX Auger test system by JEOL. After baking processing at 250 °C for 24 h, electrons emission measurements can be performed in a ultrahigh vacuum chamber with pressure <math> < 5 \times 10^{-5} </math> Pa. Electron sources provide electron energy ranges from 300 eV to 3 keV and incident electron currents with pulse emission mode and continuous DC emission mode.

A hemispherical detector has an  $\Phi 1.5$  mm aperture for incident electrons. A cylindrical shape sample stage extends into the detector, and this ensures that all electrons that may backscatter from the collector are captured. The grid used in the detector is made out of

stainless steel with 30 % transparency. The collector is made of copper, and its upper side is coated with  $MgF_2$  film in order to locating the electron beam position and focusing the beam spot diameter. The inner surface of collector and all parts of grid are coated with sputtering carbon. The use of this material ensures that a minimum of electron emission occurs from the interaction of electrons emitted from the sample with grid and collector.

An Au sample with 1 mm thick and 5mm  $\times$  5 mm square shape and a 25  $\mu$ m in thickness, 5 mm in diameter polyimide Kapton H film were used, and it was adhesive to the sample stage using conducting silver paste. All the samples were cleaned using alcohol before introduction into the vacuum chamber, but were not ion-cleaning.

In order to confirm the performance of single pulse yield test system, two methods with a continuous electron beam and a single pulse electron beam are used to measure the electron emission from Au sample. Charge injection or removal from a conductor via electron emission can be easily and rapidly replaced by connecting the sample to ground. For the insulator, charge deposition should be minimized by using a single short pulse ( $\sim 100 \mu$ s) low current electron beam ( $\sim 100$  nA) focused on a spot area of  $\sim 1$  mm<sup>2</sup>.

A variable-Gain high speed current amplifier (AMP , DHPCA-100) made by FEMTO Inc. is used in this single pulse yield test system, and its response time is  $\sim 1.6 \mu$ s and low noise level is 60 fA at high gain  $10^7$  V/A. The single pulse generator is provided by Tek. AFG 310 function signal generator. Alkaline Battery pack with 50 V was used for different test purpose, as shown in Fig. 3.

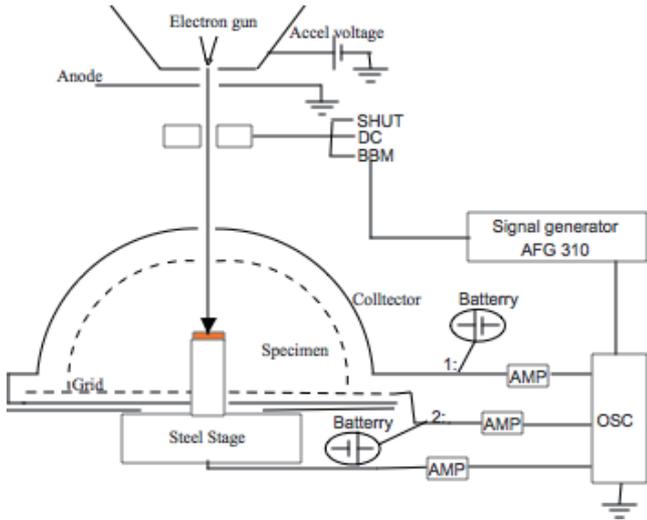


Fig. 2. Schematic of a single pulse yield measurement system.

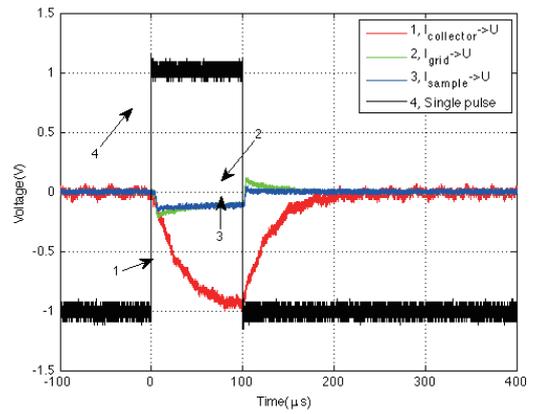
1: TEY, 50 V bias at collector, 2: BEY, -50 V bias at grid.

#### 4. Experimental result

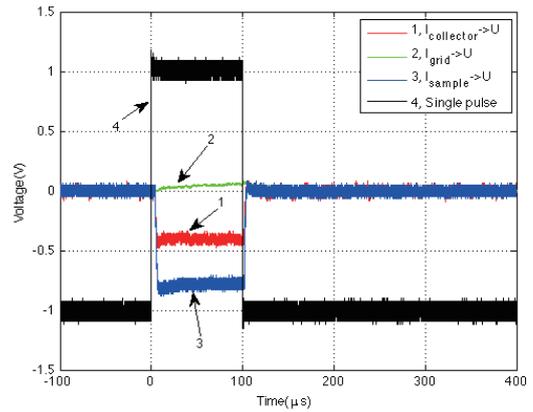
##### 4.1 Electron yield test using Au sample

The induced current was converted to voltage signal by high-speed amplifier. For examples, the output signals at TEY test and BEY test injected by 500 eV beam are respectively shown in Fig.3 (a) and (b). In order to testify the performance of single pulse yield test system, the comparison test was carried out between DC emission and pulse emission using high purity Au sample. The experimental results are shown in Fig. 4.

The signal 1 in Fig. 3(a) and the signal 2 in Fig. 3(b) have the special charging response times. Obviously, that should be contributed to the internal capacitance of Alkaline battery pack. In this experiment, as shown in Fig. 4, R, the opening ratio of grid is 30 %, so the obtained secondary yield data is lower. The recalculated secondary electron yield was calculated by  $\delta' = \delta/R$ , and it is close with the as-inserted Au sample without ion-cleaning in Reference [9].



(a) Total electron yield test



(b) Backscattered electron yield test

Fig. 3: Voltage signal converted using induced current in detector under single pulse (100 μs) emission

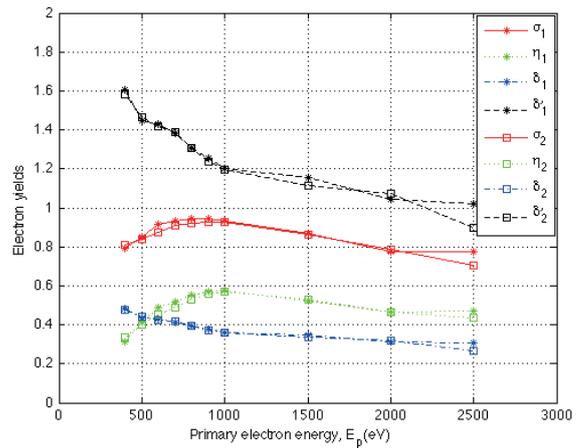


Fig. 4: Electron yields comparison of Au sample under two test methods. Symbol  $\sigma$  is total electron yield and drawn with “solid line”; Symbol  $\eta$  is backscatter electron yield and drawn with “dotted line”; Symbol  $\delta$  is secondary electron yield and drawn with “dash-dot line”; Symbol  $\delta'$  is recalculated secondary electron yield considering to opening ratio “R” and drawn with “dashed line”;

Data marked by “star” is obtained using AMP and OSC under continuous electron emission; Data marked by “square” is obtained using AMP and OSC under 100 $\mu$ s single pulse electron emission.

#### 4.2 Total electron yields test using Kapton H film

Based on this single pulse yield test system, the total electron yields of Kapton H film was measured, and the result is plotted in Fig. 5. In this test, from low beam energy to high beam energy, each yield point was only tested by once measurement using 100  $\mu$ s pulse electron beam with 1 mm<sup>2</sup> spot diameter on the surface of sample. During the test, the injection position was not changed.

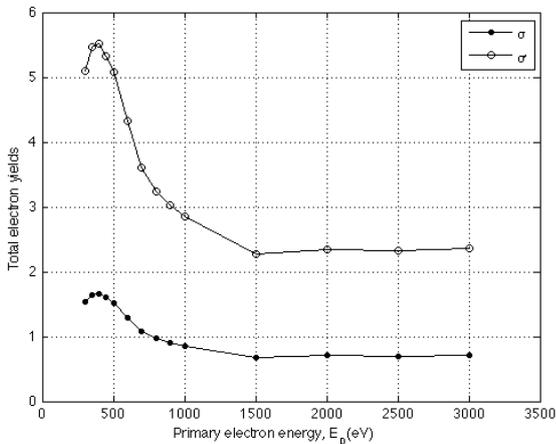


Fig. 5: Total electron yields of Kapton H film.

It can be found from Fig. 5,  $E_{\max}$  is around 400 eV, and the recalculated SEY  $\delta'_{\max}$  is around 5.5 considering to the 30 % opening ratio. Comparing to Reference [2] and [10], this result was also influenced due to accumulated charge. More short pulse, and more lower beam current are needed.

#### 5. Discussion

In order to avoid further space charge effects and possible polymer degradation at the surface of sample, in Reference [10], the electron beam current was limited to 1 pA for pulse duration of 1  $\mu$ s over an area of 5 mm<sup>2</sup>. Even very little charge deposition, the influence of accumulated charges is also present and cannot be neglected. In Reference [2], a combination of methods was used to control the deposition and neutralization of charge. The charge dissipation techniques include a

low-energy electron flood gun for direct neutralization of positive charge and a UV light source for neutralization of negative charge. Even the charge neutralization method is used, but there will be a several tens of nm deep distribution along the electron beam injection direction. The low energy electrons just can store at the very shallow surface, and the internal charges are very difficult to neutralize. According to the following discussion, more short pulse, and more lower beam current are preferred, and it had better to change the injecting position for each yield measurement point. Based on these considerations, more research works are going on in our laboratory.

#### 6. Conclusion

A basic single pulse yield measurement system for insulating material was developed. The electron yields of Au specimen between DC yield test and pulse yield test almost show the same result. Using the system, the total electron emission yields of Kapton H film have been measured with 100  $\mu$ s pulse beam. The test position change method for each yield test is strongly suggested.

#### ACKNOWLEDGEMENT

This work is supported by Ministry of Educational, Cultural, Sports, Science & Technology, Japan.

#### REFERENCES

- [1] Daniel Hastings, Henry Garrett, Spacecraft Environment Interactions, Cambridge University Press, 1996.
- [2] J. R. Dennison, A. Sim, and C.D. Thomson, Evolution of the electron yield curves of insulators as a function of impinging electron influence and energy. IEEE Transactions of Plasma Science. Vol. 34, No. 5, pp.2204-2218. 2006.
- [3] J. Cazaux, e-Induced secondary electron emission yield of insulators and charging effects, Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B, 244, pp.307-322, 2006.
- [4] Thomson, C. D., Zavyalov, V., Dennison, J. R., Corbridge, Jodie, “Electron emission properties of insulator materials pertinent to the international space station”, NASA technical reports, Marshall Space Flight Center, Document ID: 20040111072, 2004

- [5] Thomson, C. D., Zavyalov, V., Dennison, J. R., Instrumentation for studies of electron emission and charging from insulators, Proceedings of the 8th Spacecraft Charging Technology Conference, 2003.
- [6] Alec M Sim. Instrumentation and Measurements for Electron Emission from Charged Insulators, Thesis of Master, Utah State University.
- [7] A.M.D. Assad and M.M.El Gomati, Backscattering coefficients for low energy electrons, Scanning Microscopy, Vol. 12, No. 1, pp.185-192, 1998.
- [8] M.M.El Gomati, C.G.H. Walker, A.M.D. Assad and M. Zadrazil, Theory experimental comparison of the electron backscattering factor form solids at low electron energy (250 - 5000 eV), Scanning, Vol. 30, pp.2-15, 2008.
- [9] C.G.H. Walker, M.M.El Gomati, A.M.D. Assad and M. Zadrazil, The secondary electron emission yield for 24 solid elements excited by primary electrons in the range 250 - 5000 eV : a theory / experiment comparison, Scanning, Vol. 30, pp.365-380, 2008.
- [10] R.F. Willis and D.K. Skinner, Secondary electron emission yield behavior of polymers. Solid State Communications, Vol. 13, No.6, pp. 685-688, 1973.

# 電子線照射絶縁材料における絶縁破壊特性

谷貝健太\*, 土屋諒平, 三宅弘晃, 田中康寛, 高田達雄 (東京都市大学)

## Breakdown Characteristic in Electron Beam Irradiated Insulating Material

Kenta Yagai, Ryohei Tsuchiya, Hiroaki Miyake, Yasuhiro Tanaka, Tatsuo Takada (Tokyo City University)

### 1. はじめに

人工衛星などの宇宙機は温度変動の激しい宇宙環境を飛行するため、機内の温度を一定に保つ必要があり、ポリイミドなどの絶縁材料フィルムを積層したサーマルブランケット(MLI: Multilayer Insulator)と呼ばれる熱制御材料で覆われている。しかし、宇宙環境、特にプラズマ環境・放射線環境にMLIが曝されると材料内部に電荷が蓄積し帯電する。その帯電量が大きくなると放電事故が発生し、絶縁材料の劣化や搭載されている機器の誤作動・故障を引き起こすと言われている。そのため、宇宙機の設計にはポリイミドに代表される絶縁材料の電気的特性が重要な要因となる。しかし、現在検討されている宇宙機設計のガイドラインでは、電子線などの高エネルギー粒子線が照射された絶縁材料の電気的特性はほとんど考慮されていない。

そこで、本研究グループでは宇宙機用絶縁材料で生じる帯電現象のうち、報告例が少ない内部帯電現象に着目し、その発生のメカニズムを解明するために、空間電荷分布測定法の一つである圧電素子誘起圧力波法(Piezoelectric Induced Pressure Wave Propagation Method: PIPWP 法)を用いた内部帯電計測装置を開発し、真空環境を模擬できる真空チャンバーと電子線照射装置を用いて空間電荷分布測定を行ってきた。その結果、各種絶縁材料における分子構造の相違により蓄積電荷挙動が異なる傾向を示すことがわかってきた。しかし、実際に電子線照射が絶縁材料の絶縁破壊特性や導電率といった電気的特性に及ぼす影響に関してはこの内部帯電計測のみでは明確にすることができなかった。そこで、現在は、電子線を照射した絶縁材料において空間電荷分布測定法として定評のあるパルス静電応力法(Pulsed Electro-Acoustic Method: PEA 法)を用いた測定装置により、直流高電圧印加実験を行い、電子線未照射絶縁材料における空間電荷形成と比較することで、直流高電圧印加時の電子線照射絶縁材料の空間電荷形の変化を調査している。そして、最終的にはその空間電荷形成の変化と絶縁破壊特性の関係性に関して調査を行っていく予定である。今回はその初期段階として電子線照射PIフィルムにおける直流高電圧印加時の空間電荷形成に関して調査を行ったので以下に報告する。

### 2. 電子線照射リアルタイム内部帯電計測

これまでに、各種高分子絶縁材料を用いて電子線照射リアルタイム内部帯電計測を行った結果、PIフィルムに関しては電子線照射中にも関わらず、蓄積電荷量は減少するという傾向を示した。以下にその結果に関して述べる。

図1, 2にPWP測定装置の概略図および写真を示し、表1に実験条件を示している。さらに、図3-(a)(b)(c)に加速エネルギー40, 60keVの電子線照射中における空間電荷分布図および蓄積電荷量の経時変化を示す。なお、同図中、電子線は図の右側から照射している。

図3-(a)(b)(c)より、PIはフェーザの実験式から算出した電子の最大飛程の範囲内で電子の侵入がとどまっており、蓄積電荷量は飽和値に達すると電子線照射中にも関わらず減少するという傾向を示している。これは、電子が通過した領域内でRIC(Radiation Induced Conductivity: 放射線誘起伝導)が発生し、導電率が上昇したためであると考えられる。

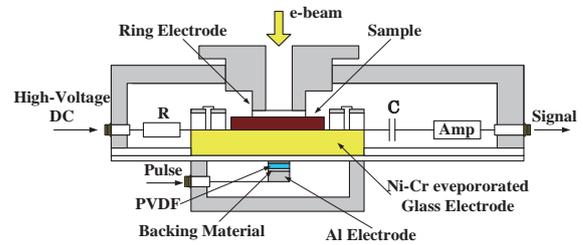


図1 PWP測定装置の概略図



図2 測定装置写真

表1 測定条件

試料名	PI(Kapton-H)
試料厚[ $\mu\text{m}$ ]	125
加速エネルギー[keV]	40, 60
電流密度[nA/cm <sup>2</sup> ]	70
測定時間[min]	40
測定間隔[sec]	30

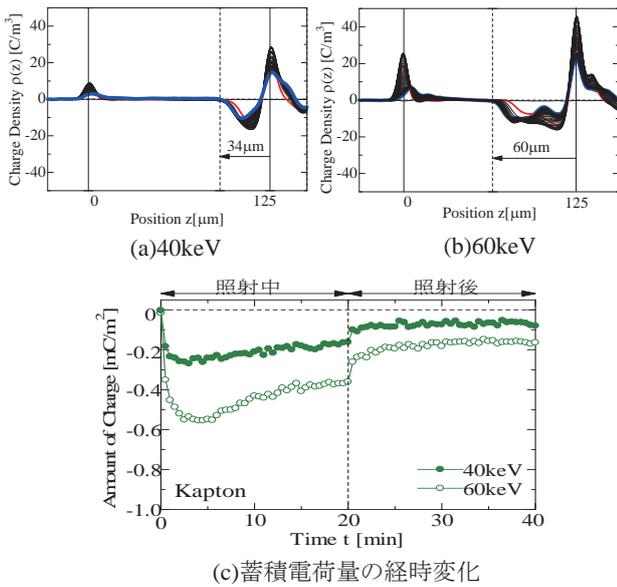


図3 PIフィルムにおける電子線照射実験結果

### 3. 測定原理

図4にPEA法の測定原理図を示す。内部に電荷が蓄積した試料にパルス電圧を印加すると、電荷はパルス電界により微小変位して圧力波を発生する。この圧力波は試料・電極中を伝搬し、圧電素子の圧電効果により電圧信号として検出される。検出信号は電荷に比例した大きさを持ち、空間電荷の位置から検出部までの圧力波の到達時間差によって試料の深さ方向の電荷分布を知ることができる。測定の位置分解能は試料に印加するパルス幅と検出部である圧電素子の厚さによって決まる。この手法の利点としては信号検出部が電気的にシールドされているため電気的雑音に強いこと、試料をシールド内部に設置する必要がないため測定時の操作性に優れていること、また、信号検出部が試料と電気的に分離されているので、試料に絶縁破壊が起きても測定器を破壊することがないことである。

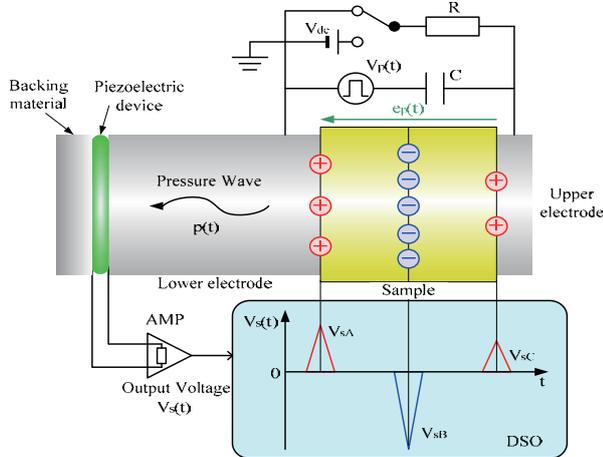


図4 PEA法原理図

### 4. 測定装置

#### 4-1. PEA測定装置

図5に本測定に用いたPEA測定装置の概略図を示す。測定試料は直流高電圧電源とパルス発生器に接続された上部電極と下部電極で挟むことで、前述に示したパルス静電応力(PEA)法により空間電荷分布測定を行っている。

この測定装置では圧電素子に厚さ17μmのニオブ酸リチウム(LiNbO<sub>3</sub>)を用いており、パルス発生器は幅5nsec、電圧値500Vである。したがって、本測定装置の位置分解能は約10μmとなり、厚さ100μm程度以上の試料が測定可能となっている。また、印加可能電圧は最大で19kVである。

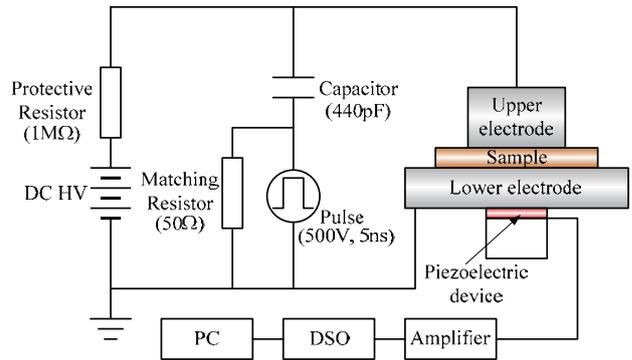


図5 PEA測定装置概略図

#### 4-2. 電子線照射用真空チャンバー

図6に電子線照射用真空チャンバーの概略図を示す。電子線の照射には電子顕微鏡用のタングステンフィラメントを用い、加速エネルギー100keVまでの電子線照射が可能であり、チャンバー内の真空度は約10<sup>-5</sup>Paまで到達可能である。

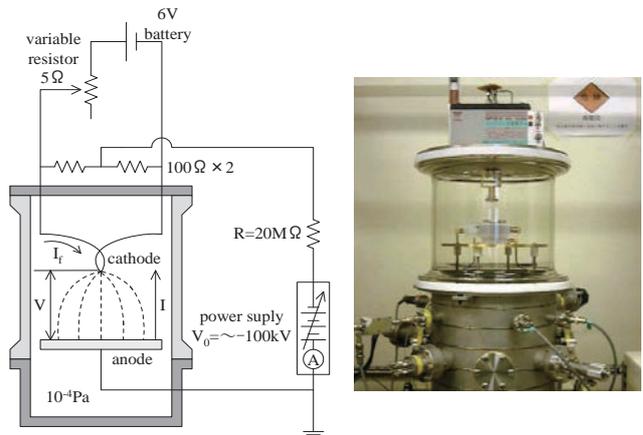


図6 電子線照射用真空チャンバー

5. 測定方法

測定に使用した試料は、厚さ約 125 $\mu\text{m}$  の東レ・デュポン社製 Kapton<sup>®</sup>-H および宇部興産社製 Upilex<sup>®</sup>-S といった 2 種類の PI フィルムである。今回の実験は、真空度を  $5.0 \times 10^{-4}\text{Pa}$  以下、加速エネルギーを 40, 60, 80keV、電流密度を  $30\text{nA}/\text{cm}^2$  一定として試料に電子線を照射し、その後、負電荷蓄積がほぼゼロになるまで真空中に約 24 時間放置した。その後、PEA 測定装置により、常温で印加電界 100kV/mm、測定時間 60 分間、測定間隔 5 秒間で空間電荷分布測定を行った。

6. 測定結果

図 7, 8-(a)(b)(c)(d)に電子線未照射および加速エネルギー 40, 60, 80keV、電流密度  $30\text{nA}/\text{cm}^2$  一定の電子線を照射した Kapton<sup>®</sup>-H、Upilex<sup>®</sup>-S を用いて電界 100kV/mm を印加した際の空間電荷分布測定結果を示す。なお、図中の赤線は測定開始 5 秒後、青線は測定開始 60 分後の波形を表している。また、同図中の縦の破線は(1)式のフェーザの実験式から算出した電子の最大飛程を表している。

$$R=4070 \times E^{1.38} \quad (1)$$

この実験式はアルミニウムを実験対象として導かれた式であり、今回の試料に適応させるためには、Kapton-H<sup>®</sup>、Upilex<sup>®</sup>-S の密度( $\rho=1.42\text{g}/\text{cm}^3$ )で除す必要がある。

図 7-(a)より、電子線未照射の Kapton<sup>®</sup>-H に電界 100kV/mm を印加すると、印加開始直後に Anode, Cathode 側にヘテロ電荷の蓄積が見られ、時間が経過するに伴い、その蓄積量は減少していることがわかる。しかし、同図(b)(c)(d)より、加速エネルギー 40, 60, 80keV の電子線を照射した場合には同図(a)で観測されたヘテロ電荷の蓄積位置とほぼ同じ位置で同様な蓄積が見られるが、電子線照射試料の方がその蓄積量は大きく、時間経過に伴いその蓄積量は増加していることがわかる。

図 8-(a)より、電子線未照射の Upilex<sup>®</sup>-S に電界 100kV/mm を印加すると Anode, Cathode 側に微量なヘテロ電荷の蓄積がみられることがわかる。また、同図(b)の加速エネルギー 40keV の電子線を照射した場合には電子線未照射試料で見られたヘテロ電荷の蓄積が見られず、試料内部に顕著な電荷蓄積は見られないことがわかる。しかし、同図(c)(d)より、加速エネルギー 60, 80keV の電子線を照射した場合には、電子の最大飛程の範囲内で 60keV においては約  $100\text{C}/\text{m}^3$  の正電荷の蓄積、80keV においては約  $130\text{C}/\text{m}^3$  の正電荷および約  $100\text{C}/\text{m}^3$  の負電荷の蓄積が見られることがわかる。

図 7, 8 より、電子線を照射したことにより、Kapton<sup>®</sup>-H、Upilex<sup>®</sup>-S ともに電子線未照射試料とは空間電荷形成が顕著に異なっており、電気的特性が変化したことがわかる。これは、電子が通過した領域で RIC(放射線誘起伝導)が生じ

ためキャリアが発生し、電界を印加したことでその電荷蓄積が分極したと考えられる。これに関しては伝導電流においても変化が現れると考えられ、今後、導電率測定を行うことで明確にしていく必要がある。また、Kapton<sup>®</sup>-H と Upilex<sup>®</sup>-S の測定結果を比較すると、Kapton<sup>®</sup>-H では電子の最大飛程を超えた位置でも電荷の蓄積が見られるのに対し、Upilex<sup>®</sup>-S では電子の最大飛程の範囲内で電荷の蓄積が見られた。これは、Kapton<sup>®</sup>-H では電子線を照射したことにより発生したキャリアが移動しやすく、電子が通過していない領域においても電荷が蓄積したと考えられる。それに対し、Upilex<sup>®</sup>-S ではそのキャリアが移動しにくく、電子が通過した領域内で電荷が蓄積したと考えられる。しかし、これは推察であるため今後、詳細に検討していく予定である。

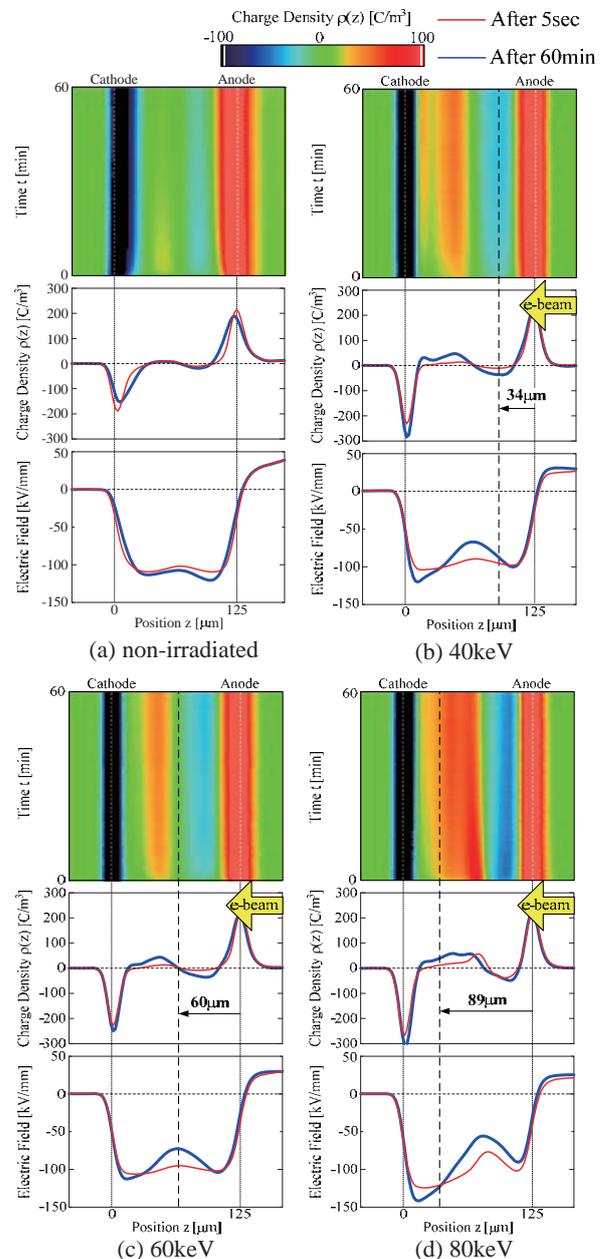


図 7 Kapton<sup>®</sup>-H における空間電荷分布測定結果

- (1) 五家 建夫:「宇宙環境リスク事典」 丸善 pp.131-134 (2006)
- (2) 田中 宏樹、田中 康寛、富田 信之、高田 達雄:  
電学論 A, Vol.121, No.2 pp.143-148 (2001)
- (3) 電気学会技術報告書 第 834 号 (2001)
- (4) 放射線取扱技術、日本原子力産業会議、p.138 (1998)

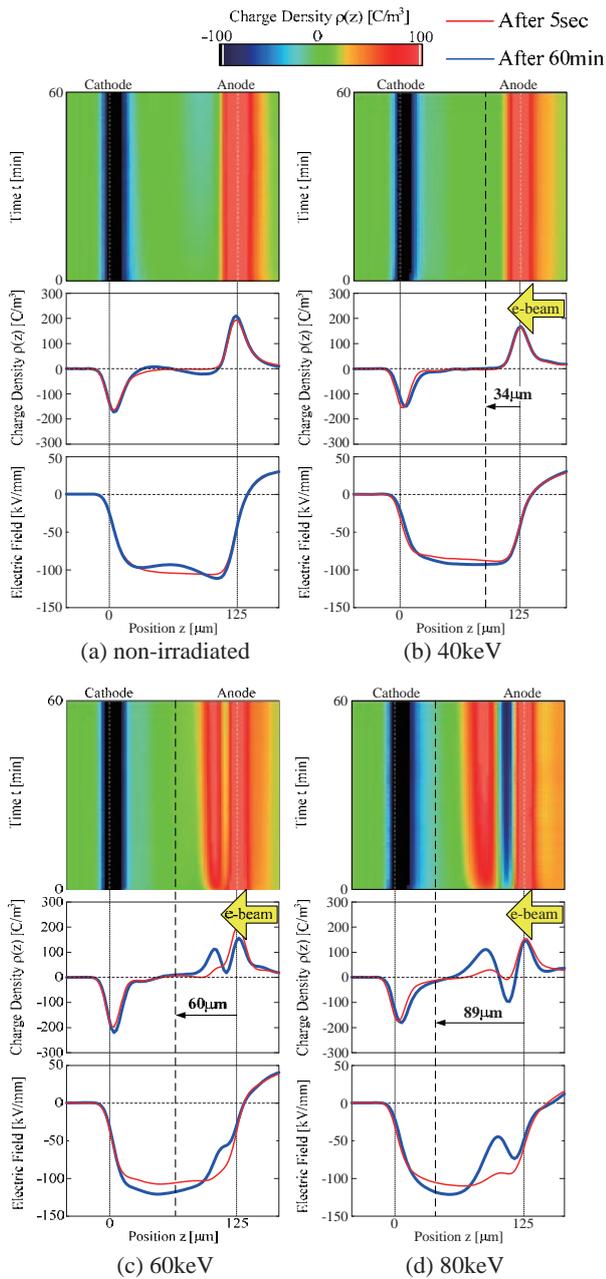


図 8 Upilex®-S における空間電荷分布測定結果

## 7. 結論

電子線照射絶縁材料における絶縁破壊特性を評価するにあたり、初期段階として電子線を照射した PI フィルムの直流高電圧印加時における空間電荷分布を観測した。その結果、Kapton®-H、Upilex®-S とともに電子線未照射の場合と顕著に異なった空間電荷形成が見られた。したがって、今後、この空間電荷形成の相違が材料の絶縁破壊特性や導電性にどのような影響を及ぼすのか調査していく予定である。

## 小型沿面放電測定装置を用いた低気圧環境下における沿面放電観測

小宮山洋平\*,三宅弘晃,高田達雄,田中康寛 (東京都市大学)

## Observation of Surface Discharge Phenomena on Polymeric Materials under Low Pressure using Pockels effect and LED light source

Yohei Komiyma\*, Hiroaki Miyake, Tatsuo Takada, Yasuhiro Tanaka (Tokyo City University)

We have developed a surface discharging measurement system, using Pockels effect. Pockels effect is a kind of electro-optic effect. It is the Pockels effect that The Phase shift of polarized light is proportional to applied electric field on the Pockels device. When the light which is produced by LED or LD propagate in the Pockels device, each of the two components travels at different velocities which depend on the refractive index of each component. After passing through the Pockels device, a phase shift occurs between the two components. This results in an elliptical polarization of the emerging beam. The degree of the phase shift and the ellipticity depend on the electric field being applied to the Pockels device. We observed charging distributions on BSO (Pockels crystal) and several polymeric materials using the Pockels measurement system which is described above. When that experimental work was carried out with the conditions which are as follows, Applied sine wave voltage ( $V_p=5$  kV,  $f=20$  Hz) to produce discharge. The around pressure of the system is controlled the range from 101 kPa (air atmosphere) to 21 kPa. From those experiment results, we found few characteristics which are as follows, Streamer length and width are grown. Streamer shape depends on the ionization energy of each material. In the negative charging area, the streamer grown direction is inflected.

キーワード：沿面放電, 低気圧放電, ポッケルス効果, 偏光位相差, 表面帯電

## 1. はじめに

宇宙機が運用される宇宙空間には、太陽から放射される高エネルギーの電子やプロトンなどの荷電粒子、高エネルギー電磁波が多量に存在している。このような環境下で運用されている宇宙機では、その表面を構成している高分子材料の帯電により発生する沿面放電を原因とした事故が発生している。このような事故は、宇宙機に搭載された機器の誤作動を引き起こし、故障の原因の50%以上になると報告されている。沿面放電が宇宙機の表面で起きると、強力な電磁波雑音が発生すると共に制御機器を破損させる。また、太陽電池で発電した数kWの電力が放電路に集中的に消費され、絶縁材料の損傷を招き、電力供給の回復ができなくなるなどの重大事故を招いている。宇宙機は真空中( $10^{-5} \sim 10^{-9}$  Pa)を航行しているので、前述したような放電は起こらないはずであるが、実際には宇宙微粒子や荷電粒子の宇宙機との衝突により、宇宙機表面からプラズマなどが放出され、局所的な気圧が真空状態から低気圧状態(10~50 kPa)に変化する。その結果、このような低気圧状態の場所に放電開始電圧以上の電位差が発生すると、放電事故を引き起こすことになる。したがって、宇宙機システムの高信頼性と長寿命化を実現するために、沿面放電の事故対策が必要であり、そのためには沿面放電発生時の絶縁体表面状態を時間的および空間的に詳細に観察する必要がある。

これまで本研究班では、電気光学効果の一種であるポッケルス効果を応用し、レーザー光を用いて光学的に沿面放電の2次元分布を計測する装置を開発してきた。しかし、宇

宙環境を模擬した小型真空容器内での観測を行う場合は装置が小型であることが必要となる。そこで、光源にLEDを用いた小型沿面放電測定装置を作製し、小型真空容器内に格納することのできる装置を開発してきた。これまで、完成した小型装置を用いて低気圧環境下(10~90 kPa)での沿面放電観測を行い、放電形状の気圧依存性を確認している。

本稿では、沿面放電(正ストリーマの進展形状)の絶縁体依存性について、密度汎関数法を用いた数値計算の結果と実験で得られた放電形状の比較により、ストリーマの進展パターンと試料のイオン化エネルギーの関係性について調査したので報告する。

## 2. LED平面光源型の小型沿面放電測定装置

## 2.1 平面光源型とレーザー光源型

図1はポッケルス効果による偏光位相差 $\Delta\theta(x,y)$ を計測して、残留電荷の表面電位分布 $V_s(x,y)$ を測定するシステムである。図1(a)に示した平面光源型は本研究で開発した計測系であり、同図(b)のレーザー光源型は以前に報告した計測系である[3][4]。両者ともポッケルス素子にBSO結晶( $\text{Bi}_{12}\text{SiO}_{20}$ )を用いており、(1)式のポッケルス効果の偏光位相差が表面電位 $V_s(x,y)$ に比例する関係を利用したものである。(2)式は計測される光強度分布 $I(x,y)$ と $\Delta\theta(x,y)$ の関係式である。この光学系で $V_s(x,y)$ を測定する場合、直接計測できる量は $\Delta\theta(x,y)$ である。したがって、 $V_s(x,y)$ を求めるためには、(1)式による校正曲線が必要である。

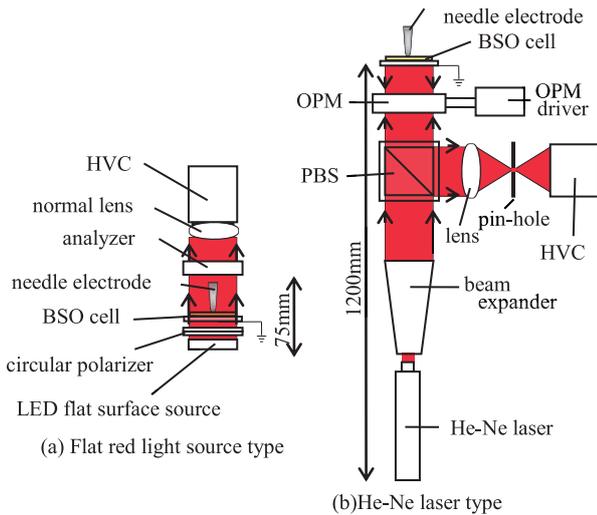


Fig. 1. Surface electric potential distribution of electro-optical measurement svstem.

$$\Delta\theta(x, y) = \frac{2\pi}{\lambda} n_0^3 d_{13} V_s(x, y) \quad (1)$$

$$I(x, y) = I_0(x, y) \sin^2 \left[ \frac{\Delta\theta \pm \Delta\theta_m}{2} \right] \quad (2)$$

図 1(b)の場合、光位相変調  $\Delta\theta_m$  を利用して雑音を除去したが、図 1(a)の場合には、 $\Delta\theta_m = \pi/2$  に固定した円偏光を使用した。ここで、 $n_0$  は常光線屈折率であり、 $d_{13}$  はポッケルス定数である。

## 2.2 小型沿面放電測定装置の構成

本研究は低気圧下における沿面放電を観測することが目的であるので、光学測定装置を真空容器内に設置することが望ましい。そのために光学測定装置の小型化を図ることが必要になった。以下に示すように、光学測定系の長さはレーザ光源型の 1200 mm から平面光源型の 75 mm に縮小した (図 1 参照)。

(1) LED 平面光源の採用 図 1(a)は小型化を図った平面光源型の測定装置である。図 1(b) のレーザ光源型は、光源に He-Ne レーザを用いており、ビーム径の拡大のためビーム・エキスパンダを必要とした。そのため、光学測定装置の全長は 1200 mm と大型になった。そこで、He-Ne レーザ管(長さ:350 mm)とビーム・エキスパンダ(長さ:300 mm)の代わりに、LED(波長 651 nm ± 50)を 6×6 個配列した平面光源を採用した。結果として、平面光源の大きさは 27 mm×48 mm×30 mm になった。

(2) 透過型光学系 図 1(b) のレーザ光源型は、偏光された光を BSO ポッケルス素子で反射させる反射型を採用した。反射光は偏光ビーム・スプリッタによりハイスピードビデオカメラ(HVC:Photron 社製 FASTCAM-PCI)に導いている。そこで小型化を図るために、この偏光ビーム・スプリッタを削除して透過型を採用した。この透過型測定装置を図 2 に示す。装置の管体の底に平面光源(30 mm)があり、その上部に円偏光板(0.75 mm)、BSO cell(1.2 mm)、針電極の順番で配置した。

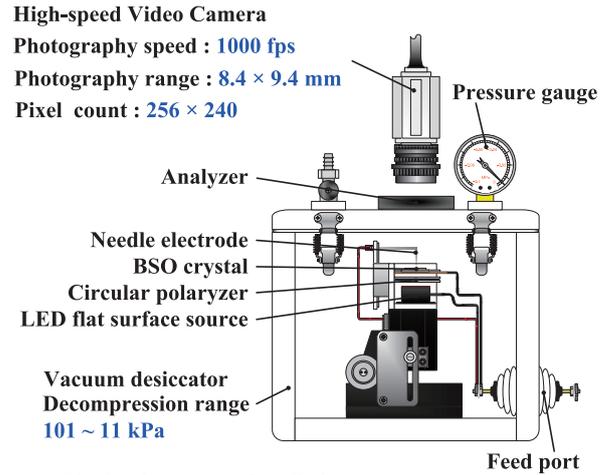


Fig. 2 Compact surface discharge measurement system under low pressure conditions

(3) 画像処理による S/N 比の向上 図 1(b) のレーザ光源型では、S/N 比を向上させるため位相変調の画像ロックインを行っている。この処理のために位相変調器が挿入されていたので、光路長が延長し装置の長尺化につながっていた。そこで、図 1(a)の平面光源型では、画像データの雑音成分を空間周波数領域の低周波フィルター(LPF)と空間的移動平均および時間的加算平均による画像処理を行い、S/N 比の向上を図った。

(4) 低気圧容器 上記の改良を行うことにより、位相差  $\Delta\theta(x,y)$ 測定装置の小型化が可能となった。図 2 に描いたように、沿面放電の光学観測装置は低気圧容器の亚克力製真空チャンバー(170 mm×170 mm×180 mm)に格納されている。気圧の制御範囲は大気圧(101 kPa)から 0.1 気圧(11 kPa)である。

(5) 沿面放電の光学観測装置 センサ部である BSO cell の構造は、BSO 単結晶(20 mm×20 mm×0.2 mm)の下面に BK7(25 mm×25 mm×1 mm)を貼り合わせて補強し、BK7 の下面全体に ITO 透明電極を施し、接地させている。この BSO 単結晶表面またはその上に置いた高分子フィルム表面の上に針電極を通して正弦波高電圧(最大振幅値 5 kV, 周波数 20 Hz)を 1 周期印加して沿面放電の観測を行った。

(6) 沿面放電の観測画像 偏光位相差を持って出射した偏光は、デシケータと検光子を透過し、ハイスピードビデオカメラ(HVC)で記録される。HVC は 2 次元画像(256×240 pixel)を 1000 fps で撮影した後記録した。HVC による撮影範囲は 7.9 mm×8.5 mm である。この HVC を用いることにより、2 次元の沿面放電による表面電位分布  $V_s(x,y)$  の経時変化を 1msec の時間間隔での観測が可能である。現在の段階では、偏光位相差  $\Delta\theta$  を表面電位  $V_s$  に校正できていないので、観測結果は偏光位相差  $\Delta\theta[\text{rad}]$  の大きさを示している。

## 3. 高分子絶縁体上の沿面放電

### 3.1 正極性開始の正弦波電圧の沿面放電

図 3 は大気圧(101 kPa)下において、正極性開始正弦波高

電圧を高分子フィルム上に印加した時の沿面放電の観測画像である。画像は 1 msec 毎に記録しており、1 周期で 50 画像を記録している。同図は、電圧印加の振幅値が正の最大値( $\phi=\pi/2$ )の 13 msec、零クロス( $\phi=\pi$ )の 25 msec、負最大値( $\phi=3\pi/2$ )の 37 msec などの電位分布画像を示している。また、それぞれ同図(a)が PI(Kapton<sup>®</sup>), (b) PET, (c) PVDF, (d) LDPE 上での測定結果である。そして、図 4 は小型真空容器内の気圧を大気圧より減圧した 61 kPa(0.6 気圧)に調節したときの結果である。

**(1) 正ストリーマの発生と進展** 正極性電圧を印加した際に発生する沿面放電は、針電極を中心に進展する正ストリーマ放電である。正ストリーマは各々の 1 本が独立して進展している。これは、インパルス電圧印加の沿面放電の終了後に、帯電粉末のトナーをふりかけるリヒテンベルグ法(またはダストフィギャ法)で得られる正ストリーマ放電のパターンと同じである[5][6]。

正ストリーマの発生と進展は次のように考えられている。正極性の針電極先端に高電界が発生すると、その近傍に存在していた電子はこの電界で加速され、針電極先端に向う[7]。その過程で電子は気体分子と衝突し、最初の電子雪崩(アバランシェ)放電を起こす。これが、正ストリーマの発生である。

最初に発生した正ストリーマ先端に正電荷が残存し、その正電荷の先端近傍に高電界(正電荷による電界と印加電界の重畳)が発生する。従って、その近傍に存在している電子を加速し、中性分子と衝突電離のアバランシェ放電を継続的に起こす。この場合、放電は正ストリーマ先端の電

離可能な電界まで進展する。電離できない電界になると正ストリーマの進展は停止する。このように、正ストリーマ先端の電界が放電を維持することになり、正ストリーマは直線的に進展する。ところで、この近傍に存在している電子は偶然に気中に存在していた電子であるのか、材料表面から放出された電子であるかの検討は必要である。

**(2) 低気圧下での正ストリーマの拡大** 図 3 および図 4 を絶縁体の種類ごとに比較すると、どの結果も大気圧下に比べて 61 kPa 下では正ストリーマの 1 本 1 本の進展距離および正ストリーマ幅が増加していることが確認できる。大気圧の電子の平均自由行程は  $\lambda_e=0.34 \mu\text{m}$  であるが、61 kPa(0.6 気圧)になると 1.7 倍程度長く( $\lambda_e=0.57 \mu\text{m}$ )なる。平均自由行程が長いと、電子の電界から得るエネルギーは大きくなる。その結果、気圧が低くなると電離に必要な正ストリーマ先端電界は低くても放電が容易に起こるので、正ストリーマ先端での電離は維持され、より先まで伸びることになる。

また、正ストリーマ幅が広がる理由として、進展方向と直角方向にも放電が進展していることと、正電荷同士の反発による横方向へのドリフトが考えられる。低気圧下においては直角方向の放電の進展距離が伸びるため、ストリーマ幅は広がる。そして、正ストリーマは絶縁体表面近傍の気中放電によるものである。よって、電離した正イオンと電子は気相中で発生し、絶縁体の誘電極電界により正イオンと電子は絶縁体表面に引き寄せられる。その過程で、平均自由行程が長くなった気相中では(大気圧での  $\lambda_{\text{ion}}=0.061 \mu\text{m}$ , 61 kPa での  $\lambda_{\text{ion}}=0.10 \mu\text{m}$ )正イオン同士の反

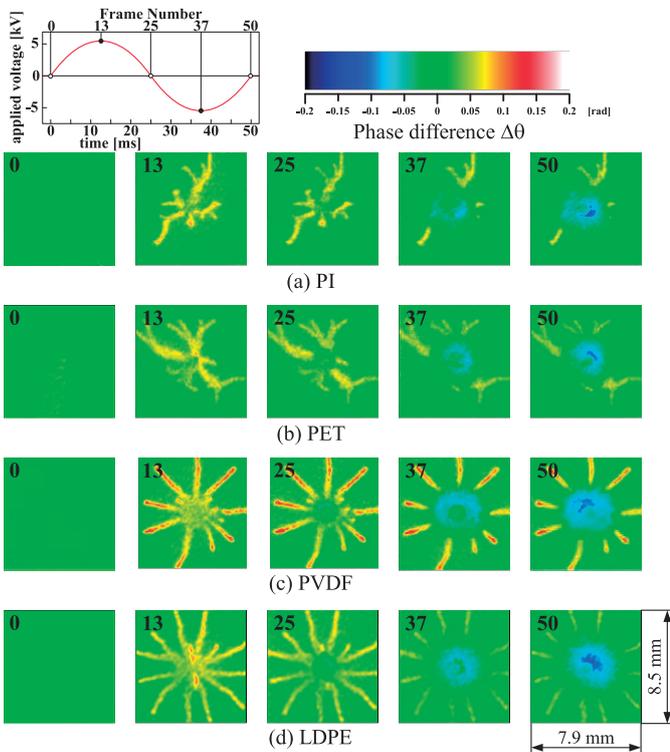


Fig. 3. Surface discharge pattern under a cycle voltage application of positive start sine wave in atmospheric pressure.

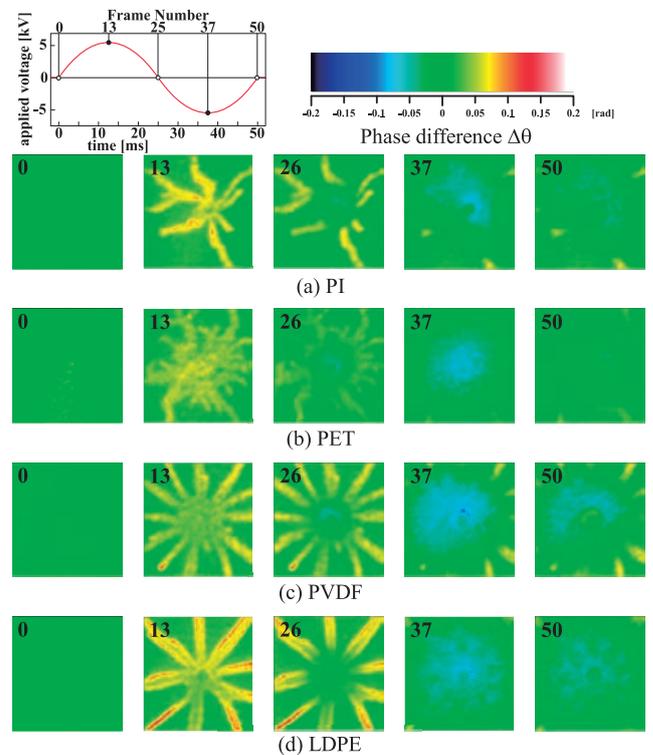


Fig. 4. Surface discharge pattern under a cycle voltage application of positive start sine wave in low pressure.

発力で幅を広げる方向に移動しやすくなる。その結果、正ストリーマの幅が広がって観測される。

**(3) 正ストリーマ進展形状の高分子材料の依存** 図3(a),(b)および図4(a),(b)はそれぞれPIおよびPET上での大気圧下および61 kPa(0.6気圧)下での観測結果である。PIおよびPET上での正ストリーマは1本毎に独立して進展し、それぞれが湾曲や枝分かれをしながら進展している。この特徴は気圧による依存性はなく、大気圧下および減圧下での正ストリーマは直線的進展をみせる。一方、図3(c),(d)および図4(c),(d)はそれぞれPVDFおよびLDPE上での大気圧下および61 kPa(0.6気圧)下での観測結果である。PVDFおよびLDPE上での正ストリーマは1本ずつ独立し、直線的に放射状に進展している。この特徴もまた気圧に依存することがなく、大気圧下および減圧下で同様の特徴を示す。

**(4) 負電荷による正ストリーマの中和** 図3および図4の $\phi=\pi$ (25 msec)のデータに示されるように、印加した正弦波電圧が正から負に極性反転する過程で、正ストリーマの残留電荷は負電荷により中和した形状を表している。この負電荷分布は電極先端を中心に同心円形である。この中和は極性が負に反転した後に起きておらず、極性反転以前の低電圧になった正極性のときに中和現象が起きている。この段階で残留正電荷と電極先端との間の電界は強調され、電極先端から電子放出が開始している。その結果、この電子放出は残留正電荷を中和している。また、図3,4の $\phi=3/2\pi$ (37 msec)のデータに示されるように、電子放出による中和が進み、負帯電領域が同心円状に分布していることが確認できる。この負帯電分布領域は減圧に伴う電子の平

均自由行程の増加とともに広がっている。

**3.2 負極性開始の正弦波電圧の沿面放電**

図5は大気圧(101 kPa)下において、負極性開始正弦波高電圧を高分子フィルム上に印加した時の沿面放電の観測画像である。また、図6は小型真空容器内の気圧を61 kPa(0.6気圧)に調節したときの結果である。

**(1) 負帯電分布領域の進展** 図5および図6の沿面放電図形は図3および図4と形状が全く違う。図3および図4で示した正ストリーマは直線的または樹枝状に進展しているが、図5および図6で示した負帯電分布は電極先端を中心に同心円形である。そして、負の最大電圧で負帯電分布の直径は最大となる。

**(2) 負帯電分布領域中の正ストリーマの進展** 図5および図6の $\phi=3\pi/2$ (37 msec)で示されるように、正弦波電圧の極性が反転し針電極が正極性になると、正ストリーマが負帯電分布の中に広がって進展している。負帯電分布領域中の正ストリーマの進展は高分子フィルムの種類に依存せず、著しく湾曲し直線から逸脱、非対称に進展する。

**3.3 正ストリーマの湾曲の機構**

**(1) 正ストリーマの進展パターン** 図3,4,5,6から、正ストリーマの進展形状には絶縁体の種類による依存性があることを観測した。大別すると以下の2パターンである。

- (I) 湾曲(PI, PET)
- (II) 直線的(PVDF, LDPE)

ところで、残留した負帯電領域に正ストリーマが進展する場合、絶縁体の種類に依存せず、著しく湾曲し直線から逸脱、非対称に進展する。

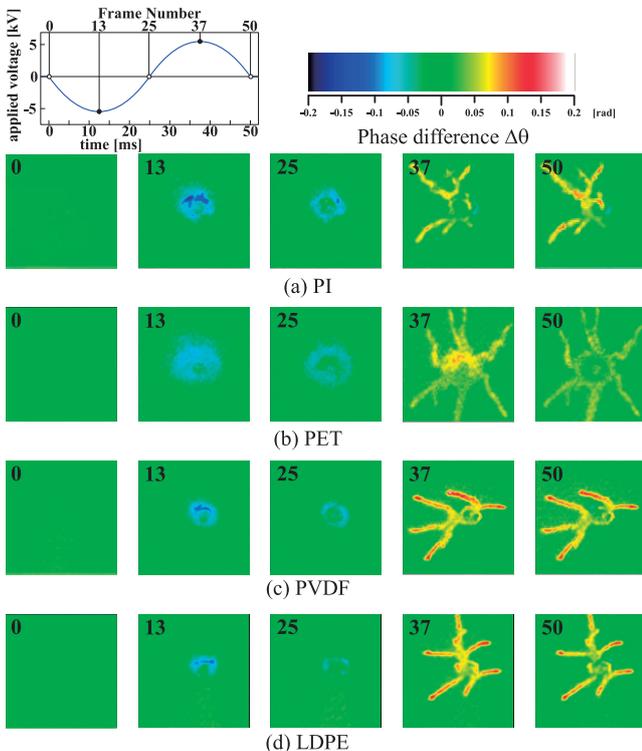


Fig. 5. Surface discharge pattern under a cycle voltage application of negative start sine wave in atmospheric pressure.

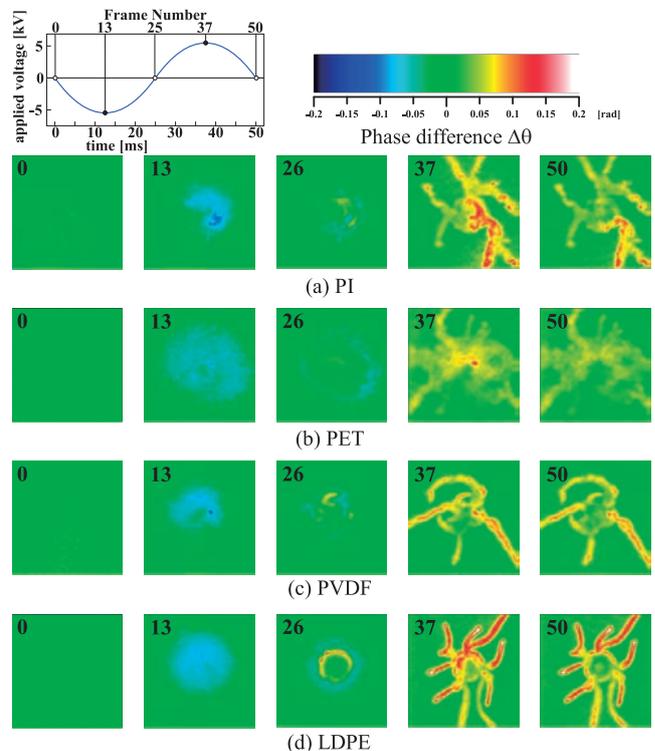


Fig. 6. Surface discharge pattern under a cycle voltage application of negative start sine wave in low pressure.

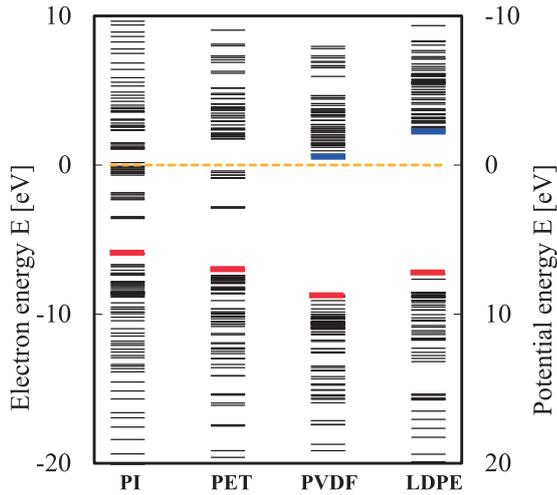


Figure 7. Energy structure of each sample

Table 1. Energy structure of each sample

sample	electron affinity	ionization energy	band gap energy
PI	3.58	5.9	2.32
PET	2.88	6.98	4.1
PVDF	-0.53	8.69	9.22
LDPE	-2.37	7.29	9.66

(2) 絶縁体からの電子供給 PI および PET 上で正ストリーマが湾曲・枝分かれを起こす要因として電子の供給が関係している可能性が考えられる。絶縁体表面から電子が供給される要因として再結合による発光に伴う絶縁体からの光電子放出が可能性としては高いと考えられる。

(3) 正ストリーマ進展形状と電子供給 絶縁体からの光電子放出に着目し、各高分子フィルムのエネルギーバンドを密度汎関数法(DFT:Gaussian03)を用いて計算した。図7にその計算結果を示す。また、表1に各高分子フィルムのバンドギャップエネルギー $\phi_g$ 、電子親和力 $\chi$ 、イオン化エネルギー $\phi_i$ をまとめたものを示す。図7および表1から、PIとPETのイオン化エネルギーはそれぞれ5.90 eVと6.98 eVであり、PVDFとLDPEはそれぞれ8.70 eVと7.29 eVである。これはPIとPETがPVDF、LDPEと比較して、より小さなエネルギーの供給で電子を試料表面へ放出することを示している。このことより、PIおよびPET上の正ストリーマは試料自体から電子が供給されるために湾曲し、PVDF、LDPE上では電子が試料から供給されにくいと直線的に進展すると考えられる。

#### 4. まとめ・今後の課題

本研究により、LED 平面光源およびポッケルス効果を用いた小型の沿面放電光学測定装置を開発した。本測定装置は真空容器内に設置できるので、低気圧下の沿面放電現象の電位分布に比例した偏光位相差の2次元分布を1 msecの時間間隔で計測できるようになった。この実験では、気圧は大気圧(101 kPa)から0.2気圧(21 kPa)の範囲で高分子フィ

ルム(PI, PET, PVDF, LDPE)上での沿面放電現象を測定した。その主な成果は以下の通りである。

- (1) 正ストリーマは1本1本独立して進展し、その進展形状は絶縁体の種類によって直線的に進展するものと湾曲・枝分かれをするものがある。これに対し、負極性の進展は同心円状である。そして、これらの進展は気圧の減少と共に大きくなる。
- (2) 負帯電分布領域を進展する正ストリーマは試料によらず湾曲・枝分かれをする。他方、残留正ストリーマ領域における負電荷の進展は、単なる電子とイオンの中和による進展であり、その形状は常に同心円形となる。
- (3) 密度汎関数法による計算により、PIおよびPETのイオン化エネルギーがPVDF、LDPEに比べ低く、それらの試料は正ストリーマが湾曲・枝分かれをする傾向にある。一方、比較的イオン化エネルギーの高いPVDF、LDPE上の正ストリーマの進展形状には試料からの電子供給が関係していると考えられる。

今後の研究課題としては放電光による光電子放出と正ストリーマパターンとの関係性を検証するため、試料からの光電子放出の測定および放電スペクトルの測定を行っていく予定である。また装置のさらなる高分解能化・高感度化を図り、測定サンプル数を増加させたいと考えている。

#### 参考文献

- [1] H. C. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder, and P. C. Anderson: "The Impact of The Space Environment on Space Systems", 6<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conference, AERL-VS-TR-20001578 (2000)
- [2] 五家建夫:「宇宙環境リスク事典」, 丸善 (2006)
- [3] Y. Zhu, T. Takada and Demin Tu: "An Optical Measurement Technique for Studying Residual Surface Charge Distribution", J.Phys.D:Appl.Phys., Vol.28, pp.1468-1477 (1995)
- [4] Y. Zhu, T. Takada, Y. Inoue and Demin Tu: "Dynamic Observation of Needle-plane Surface Discharge using the Electro-optical Pockels Effect", IEEE Trans. DEI, Vol.3, No.3, pp.460-468 (1996)
- [5] Y. Murooka and S. Koyama: "A nanosecond surface discharge study in low pressures", J. Appl. Phys., Vol.50, pp.6200 (1979)
- [6] Yotsuo Toriyama: 「Dust Figure of Surface Discharge and its Applications」, Kinokuniya pp.9-15 (1961)
- [7] 熊田, 千葉, 日高, 濱田, 宅間: 「ポッケルス効果を用いた正極性沿面放電進展時の電位分布直接測定」, 電学論誌 A, Vol.120, No.2, pp.204-210 (2000)