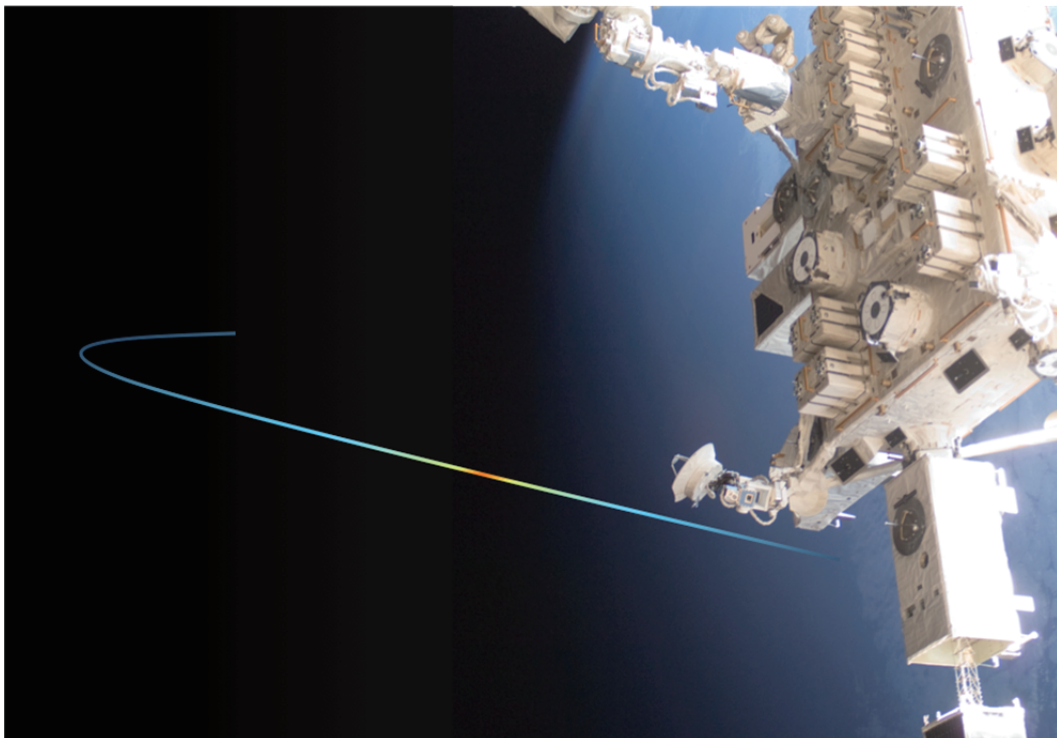


第11回 「宇宙環境シンポジウム」 講演論文集

Proceeding of the 11th Spacecraft Environment Symposium



2014年12月10日～11日

大阪府立大学 I-site なんば

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

目次

12月10日(水)

【特別講演】

- 大阪府立大学の放射線照射施設と宇宙関連機器の試験1
○奥田修一
大阪府立大学

【講演】

- JAXA 宇宙環境グループにおける宇宙環境計測の現状15
○松本晴久、宇宙環境グループ
JAXA

【宇宙環境計測・宇宙天気(1)】

- 宇宙天気の国際動向25
○石井守
NICT

- ジオスペース探査衛星プロジェクト ERG27
○三好由純(名大)、篠原育、高島健、浅村和史、松本晴久、東尾奈々、三谷烈史、笠原慧、
横田勝一郎、風間洋一、平原聖文、笠羽康正、松岡彩子、小嶋浩嗣、藤本正樹、塩川和夫、
関華奈子、中村揚介、仁田工美、福田盛介、小川恵美子、小野高幸、ERGプロジェクトグループ

- 2012年3月5日_X1.1フレアに伴う太陽中性子イベントの解析35
○村木綏¹、増田智¹、古賀清一²、松本晴久²、奥平修²、五家建夫²、小原隆博³、柴田祥一⁴、
山本常夏⁵、藤井雅之⁶
¹名大STE、²JAXA、³東北大、⁴中部大、⁵甲南大、⁶ファムサイエンス

- 太陽活動の地球気候への影響：Top down scenario か bottom-up scenario か51
○村木綏¹、柴田祥一²、柴田隆¹
¹名大STE、²中部大

- 中性大気密度計測用加速度計に関する6自由度制御の研究61
○大里優一郎¹、新谷昌人²、東尾奈々³、渡邊力夫¹
¹都市大、²東大、³JAXA

【太陽風- 地球磁気圏シミュレーション】

小型ダイポール磁場のプラズマ流応答に関する3次元粒子シミュレーション65

○白井 英之¹、芦田康将²、篠原育³、中村雅夫⁴、梅澤美佐子¹、三宅洋平¹、山川宏²、西野真木⁵

¹神戸大、²京都大、³JAXA、⁴大阪府大、⁵名大

【デブリ計測・モデリング】

宇宙天気科学・教育との連携によるスペースデブリの光学と軌道上計測71

○花田俊也¹、吉川顕正¹、山岡均¹、北澤幸人²、柳澤俊史³、松本晴久³

¹九州大、²IHI、³JAXA

【その他関連分野】

宇宙環境が人工衛星に与える影響について75

○小原隆博

東北大

JAXA 宇宙環境計測実験室におけるペレットロン加速器の運用85

○金子貴博²、東尾奈々¹、松本晴久¹、広瀬孝幸²、平尾敏雄²、大友洋光²

¹JAXA、²菱栄テクニカ

宇宙ステーション「きぼう」船外簡易取付機構(ExHAM)を用いた CFRP 製軽量高精度鏡の

長期宇宙曝露実験(CAGOME)準備の状況89

○西堀俊幸¹、神谷友裕¹、宇都宮真¹、永松愛子¹、石村康生¹、後藤健¹、大西裕貴²、石田良平²、真鍋武嗣²、落合啓³

¹JAXA、²大阪府大、³NICT

Si, Ti 添加 DLC 膜表面酸化反応における

原子状酸素衝突エネルギーの影響95

○渡邊大樹¹、初田光嶺¹、古山雄一²、神田一浩³、吉越章隆⁴、寺岡有殿⁴、横田久美子¹、田川雅人¹

¹神戸大工学研究科、²神戸大海事科学研究科、³兵庫県立高度産業科学技術研究所、

⁴日本原子力研究開発機構

【帯電計測技術・材料物性】

InGaP 太陽電池の低エネルギー電子線照射効果	101
○奥野泰希 ¹ 、奥田修一 ¹ 、小嶋崇夫 ¹ 、岡喬 ¹ 、川北史朗 ² 、今泉充 ² 、艸分宏昌 ²	
¹ 大阪府大、 ² JAXA	
静電気放電に於ける電子デバイスの保護素子と静電気対策材料の効果の比較	107
○大津孝佳 ¹ 、堂山英之 ¹ 、石塚裕康 ² 、鷺坂功一 ³	
¹ 鈴鹿高専、 ² 日本電子デバイス信頼性センター、 ³ ㈱油化電子	
異なる温度環境下における絶縁体宇宙材料の二次電子放出係数および抵抗値の測定	113
○宮原信 ¹ 、川崎和貴 ¹ 、Wu Jiang ² 、Arifur Rahman Khan ¹ 、豊田和弘 ¹ 、趙孟佑 ¹	
¹ 九工大、 ² 西安交通大学	
実環境を模擬した二次電子放出係数の測定及び二次電子放出係数物理モデルの考案	121
○長門拓 ¹ 、谷口大明 ¹ 、三宅弘晃 ¹ 、田中康寛 ¹ 、大平正道 ² 、奥村哲平 ² 、川北史郎 ² 、高橋真人 ²	
¹ 都市大、 ² JAXA	
実環境を模擬した光電子放出電流測定及び光電子放出物理モデルの考察	125
○矢部謙治 ¹ 、津田祐介 ¹ 、三宅弘晃 ¹ 、田中康寛 ¹ 、大平正道 ² 、奥村哲平 ² 、川北史朗 ² 、高橋真人 ²	
¹ 都市大、 ² JAXA	
高分子フィルムの帯電計測による物性評価	129
○藤井治久 ¹ 、大平正道 ² 、奥村哲平 ²	
¹ 奈良高専、 ² JAXA	
宇宙用太陽電池カバーガラスの帯電特性評価	137
○宮本直典 ¹ 、山中直輝 ¹ 、松原貴幸 ¹ 、藤井治久 ¹ 、大平正道 ² 、奥村哲平 ²	
¹ 奈良高専、 ² JAXA	
【帯電・放電実験およびシミュレーション】	
3次元 PIC シミュレーションを用いた大気吸入型イオンエンジン放電室内部におけるプラズマ生成解析	143
○川口伸一郎 ¹ 、臼井英之 ² 、三宅洋平 ² 、安河内翼 ³ 、福田雅人 ⁴ 、横田久美子 ¹ 、田川雅人 ¹	
¹ 神戸大工学研究科、 ¹ 神戸大システム情報学研究科、 ³ 神戸大工学部機械工学科、 ⁴ 神戸大工学部情報知能工学科	
小惑星探査機「はやぶさ」におけるイオンエンジン中和不良時の宇宙機帯電解析	149
○村中崇信 ¹ 、星賢人 ² 、小嶋浩嗣 ² 、山川宏 ² 、細田聡史 ³ 、西山和孝 ³	
¹ 中京大、 ² 京大生存圏、 ³ JAXA	
帯電解析に対する材料パラメータの感度解析	155
○大平正道 ¹ 、今泉充 ¹ 、古賀清一 ¹ 、三宅弘晃 ² 、渡邊力夫 ² 、長門拓 ² 、矢部謙治 ² 、藤井治久 ³ 、豊田和弘 ⁴	
¹ JAXA、 ² 都市大、 ³ 奈良高専、 ⁴ 九工大	

超小型人工衛星「鳳龍四号」の開発	167
○福田大、鳳龍四号プロジェクトチーム、Faure Pauline、豊田和弘、趙孟佑 九工大	
国際宇宙ステーションでの太陽電池放電実験 PASCAL	175
○豊田和弘 ¹ 、岩井俊輔 ¹ 、福田大 ¹ 、趙孟佑 ¹ 、奥村哲平 ² 、Justin J. Likar ³ ¹ 九工大、 ² JAXA、 ³ Lockheed Martin	
宇宙機帯電位評価における最悪環境	185
○豊田和弘 ¹ 、五家健夫 ² ¹ 九工大、 ² 都市大	
SPIS を用いた衛星帯電解析	199
○岡本好実、中村真弥、中村雅夫 大阪府大	
【宇宙環境計測・宇宙天気(2)】	
QZS と MAGDAS 地上磁力計による同一沿磁力線電流の同時観測- 沿磁力線座標系解析	205
○小串修 ¹ 、河野英昭 ^{2,1} 、東尾奈々 ³ 、松本晴久 ³ 、D. G. Baishev ⁴ 、魚住禎司 ² 、阿部修司 ² 、 湯元清文 ^{2,1} 、吉川顕正 ^{2,1} ¹ 九州大理学研究院、 ² 九州大国際宇宙天気科学・教育センター、 ³ JAXA、 ⁴ Yu. G. Shafer Institute of Cosmophysical Research and Aeronomy, Siberian Branch, RAS	
EISCAT_3D (次世代欧州非干渉散乱レーダー) による宇宙環境研究と監視	211
○宮岡宏 ¹ 、野澤悟徳 ² 、小川泰信 ¹ 、大山伸一郎 ² 、中村卓司 ¹ 、藤井良一 ² 、Craig Heinselman ³ ¹ NIPR、 ² 名大 ST 研、 ³ EISCAT 科学協会	
放射線帯電子の消失過程に関する研究	221
○千葉貴司 ¹ 、小原隆博 ¹ 、栗田怜 ² 、三好由純 ² ¹ 東北大、 ² 名古屋 STE 研	
Van Allen Probes の観測データを用いた放射線帯電子フラックス予測モデルの開発	231
○坂口歌織、長妻努 NICT	
LANL 衛星データと磁気圏グローバル MHD シミュレーションとの比較	239
—Injection 予測に向けて— ○長妻努 ¹ 、山本和憲 ¹ 、久保田康文 ¹ 、中村雅夫 ² 、田中高史 ¹ NICT、大阪府大	
LANL 静止軌道衛星プラズマ環境データの極値統計解析	241
○中村雅夫、小田光信、米田麻人 大阪府大	
第 11 回宇宙環境シンポジウム講演プログラム	245

大阪府立大学の放射線照射施設と 宇宙関連機器の試験

大阪府立大学地域連携研究機構 奥田修一

はじめに
放射線研究センターの紹介
センターの主な施設
利用研究の概要
宇宙関連機器の試験

1959 大阪府立大学の放射線施設

産学官連携

- 民間企業: 産学官連携推進機構、産学官連携推進センター、産学官連携推進協議会
- 大学: 大阪府立大学、大阪府立大学大学院、大阪府立大学工学部、大阪府立大学理学部、大阪府立大学経済学部、大阪府立大学文学部
- 放射線研究センター: 放射線照射施設、放射線測定施設、放射線防護施設

大規模利用施設

総合放射線利用
ガンマ線利用
加速器ビーム利用
非密封RI利用

放射線知識普及活動

大学院教育
工学研究科「量子放射線系専攻」
H25年度発足

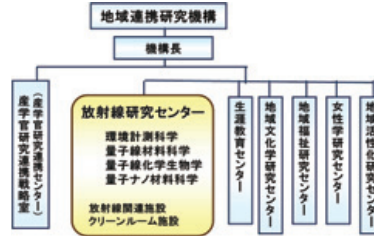
研究分野
加速器・量子放射線工学
バイオ、ナノ、医学
原子力工学

2014

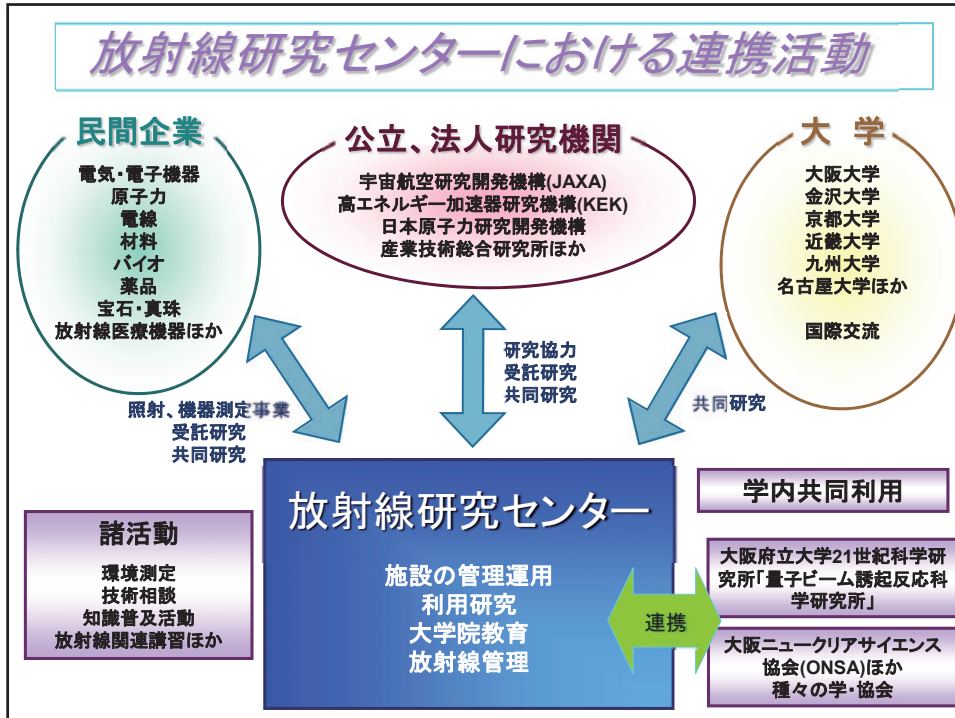
放射線研究センターの組織と経緯

地域連携研究機構

- 1959年 大阪府立放射線中央研究所(大放研)発足
(研究員約80名)
- 1962年 大放研電子ライナック設置
- 1990年 附属研究所発足(大阪府立大学に統合)
- 1995年 先端科学研究所(先端研)発足
- 2000年 放射線総合科学研究センター発足
- 2005年 大阪府立大学の法人化 産学官連携機構
・放射線研究センター発足
- 2011年 地域連携研究機構・放射線研究センター発足
- 2012年 文科省「原子力人材育成等推進事業」採択(3年)
- 2013年 工学研究科「量子放射線系専攻」発足
- 2014年 文科省「原子力人材育成等推進事業」採択(FS1年)



放射線研究センターにおける連携活動



放射線研究センターの主要施設と装置

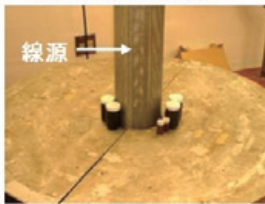
- ・ 密封放射線源、発生装置利用施設
 - 大規模Co60ガンマ線施設
 - 4照射室と照射用プール
 - 16 MeV電子線形加速器
 - 600 keV電子線加速器
 - 1 MeV (p) 静電イオン加速器
(イオンビーム分析装置)
 - X線照射装置
 - 各種小型線源
- ・ 非密封RI取扱施設
- ・ クリーンルーム施設
 - クラス1000, 100, 10



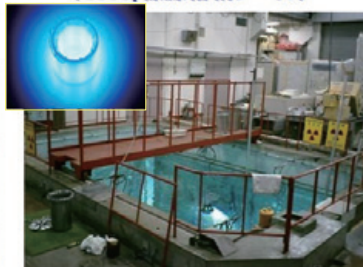
コバルト60ガンマ線照射施設

放射線照射施設

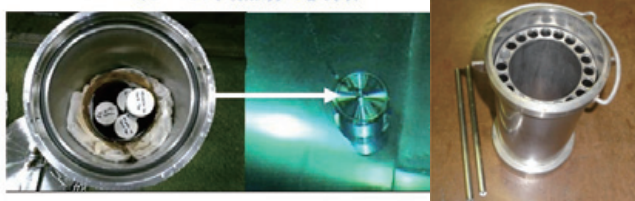
(照射室内の試料)



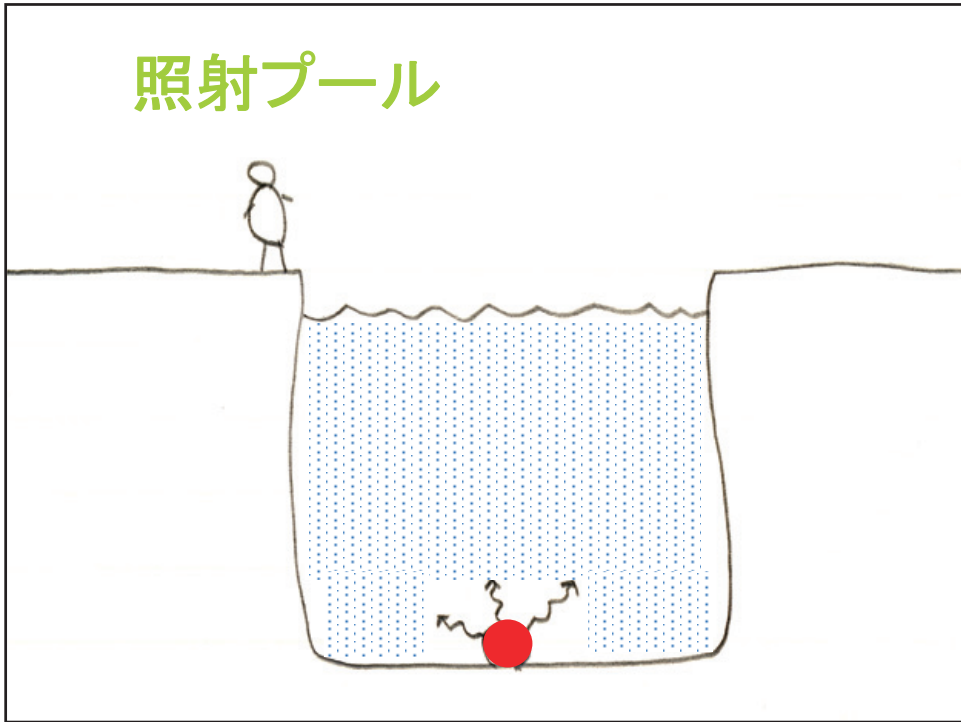
(Co60γ線源格納プール)



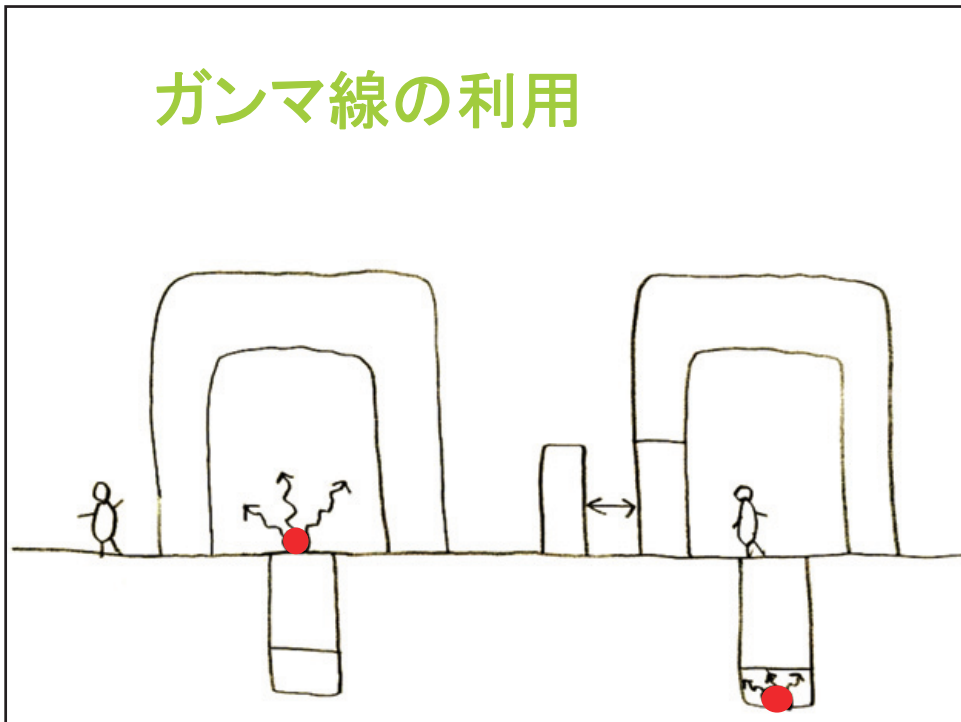
(プール内照射の試料)



照射プール



ガンマ線の利用



ガンマ線利用

コバルト60ガンマ線照射施設の特徴
日本の大学で最大級 高線量率、多様な照射条件

〔改質、放射線化学反応〕
電線・CDパッケージなどの開発
楽器部品の改良等
放射線分解と有用生成物

〔耐放射線性試験〕
トランジスタ・ICなどの電子部品・機器の照射試験
原子力発電所などでの使用機器の試験
ロボット・光学部品・計測機器・ケーブルなど
人工衛星に搭載する電子デバイスの照射試験
ガンマ線と合わせた総合的な試験

〔生物の照射、滅菌〕
植物の突然変異種・微生物の特性改良
医療器具・動物飼料等の滅菌

〔線量計の校正〕
放射線測定器
線量計の特性試験

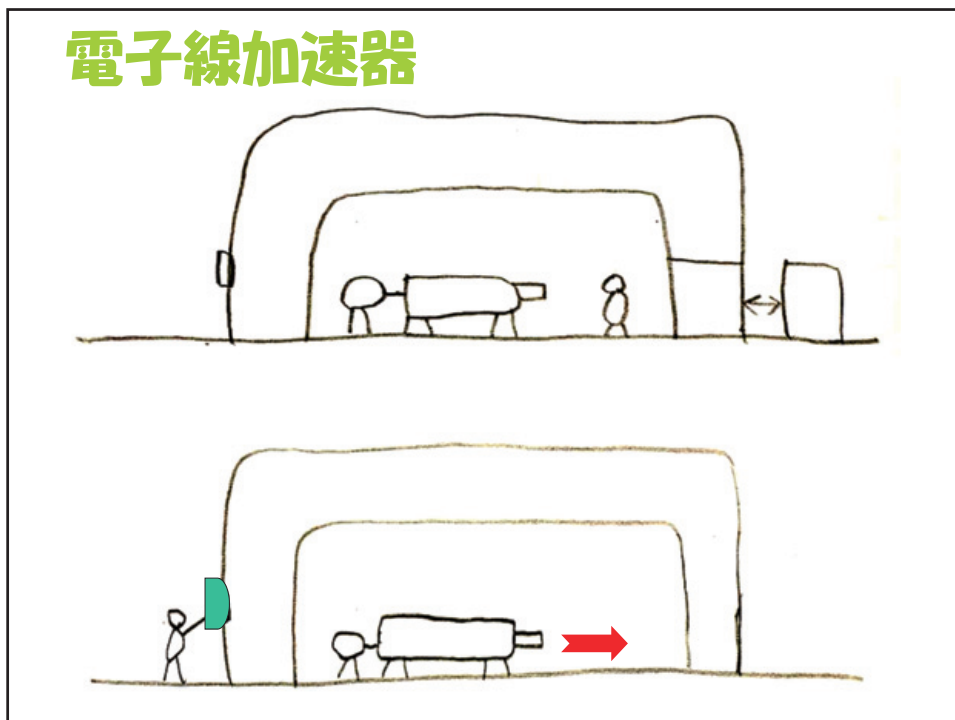
〔着色や励起〕
ガラス・真珠・宝石等の着色
放射線励起を利用した年代測定



コバルト60ガンマ線源の水プール



ガンマ線源からのチェレンコフ光



16 MeV S-band Electron Linac at OPU

Beam parameters
Energy: 3 - 16 MeV
Repetition: 10 - 500 pps
Macropulse length: 1 ns - 4 μs
Electron charge: 0.3 nC/bunch
Bunch length: > 1 ps

Legend:
 ML: Magnetic lenz
 Q: Quadrupole magnets
 BM: Bending magnet
 BPM: Beam profile monitor
 BCM: Beam current monitor

ビームのパルス構造

マクロパルス幅 < 4 μs

パルス間隔 > 2 ms

パルス間隔 = 350 ps

マイクロパルス幅 = 数 ps

高周波加速器の加速原理
Osaka Prefecture Univ.

[加速器要素の開発]
 加速器の高性能化
 小型加速器の開発

[超微弱電子線の発生と利用]
 制動エックス線の計測
 高感度放射線線量計の特性測定
 生物への照射影響


[ns-ms パルスラジオリシス]
 放射線照射による過渡現象の解明
 水反応場解析

[高強度THz放射光源]
 サブミリ・ミリ波放射の利用


[電子線非破壊検査法の開発]
 電子線による欠陥の検出
 液体窒素反応現象の観測

[放射線照射効果]
 耐放射線機器の試験と開発

[低エネルギー電子線照射]
 物質の表面改質(硬化、濡れ性の変化)
 微粒子の帯電と新表示装置の開発
 カラーセンター導入による光電子デバイス開発
 閾エネルギー付近での照射欠陥の研究



電子線加速器 (OPUライナック)

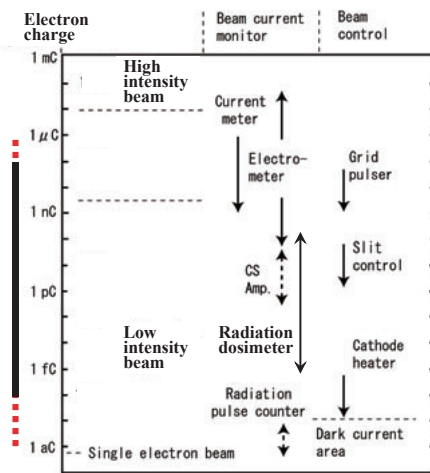


電子線利用

超微弱電子ビームとその利用

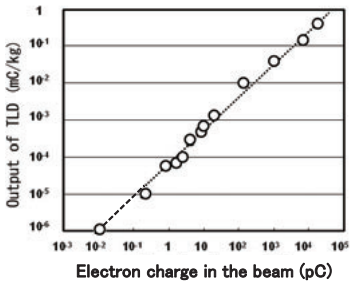
利用研究分野

- 1) 高感度線量計の特性測定
- 2) パルス電子線によるラジオグラフィ
- 3) 制動放射X線の測定と利用
核反応を利用した新しい検査法の開発
- 4) 細菌や微生物に対する照射効果



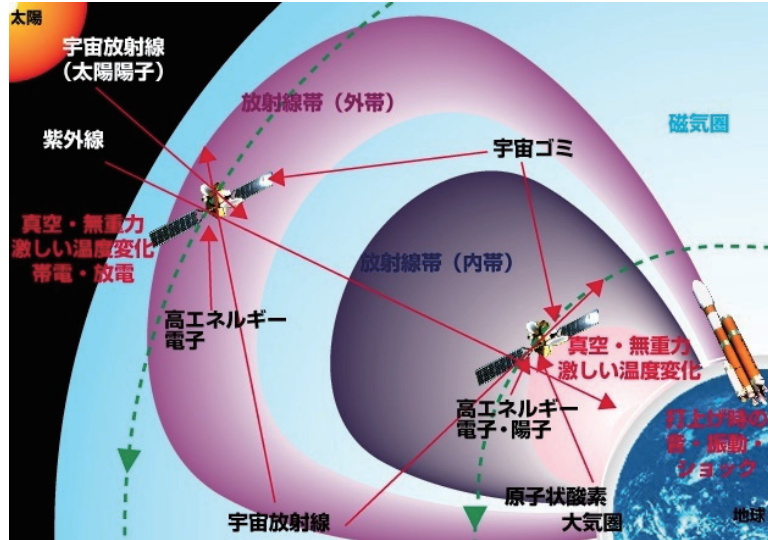
TLDの特性

電荷量: < 1 fC/pulse
 エネルギー: 10 MeV
 パルス幅: < 4 ms



**放射線計測器の特性試験
JAXAとの共同研究**

宇宙環境と放射線影響

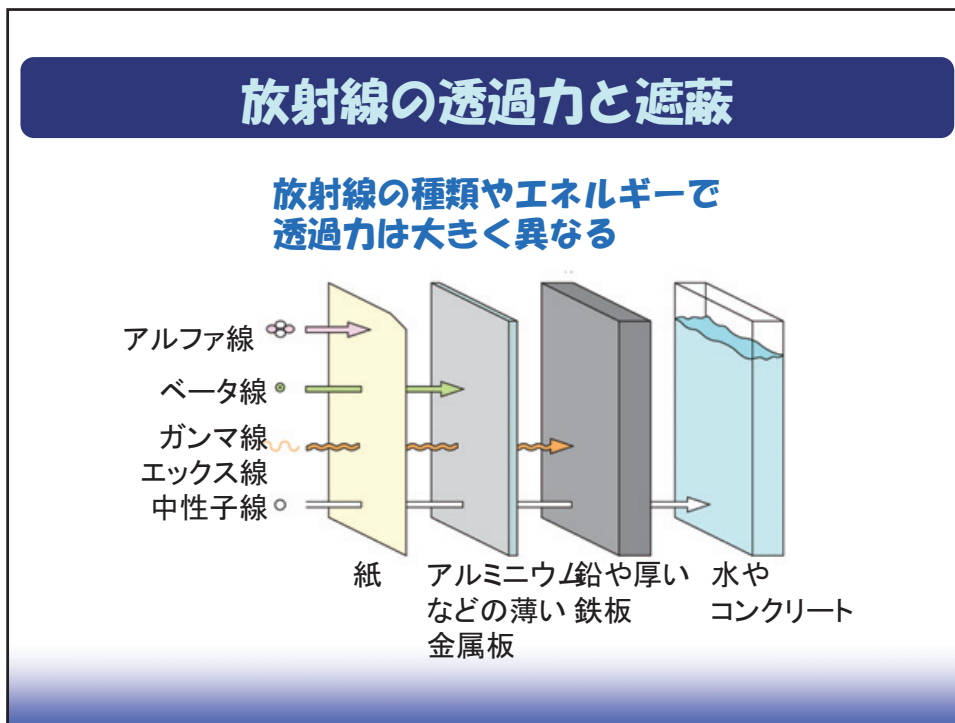
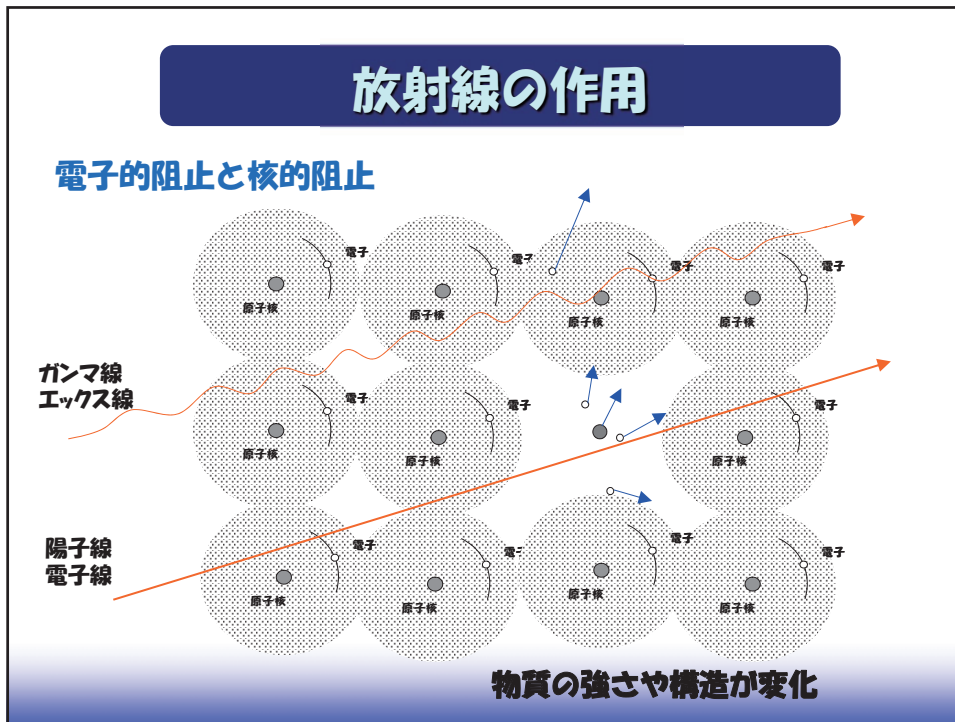


宇宙用機器に影響を及ぼす放射線

放射線源	線種	フルエンス* (/m ² ・Sec・Sr)	エネルギー範囲 (eV)	半導体デバイスへの影響	
				トータルドーズ	シングルイベント
捕捉放射線	電子	10 ¹¹	10k~2M	○	-
	陽子	10 ¹¹	100k~100M	○	○
	α線	10 ⁹	1M~2M	-	-
太陽宇宙線	電子	10 ⁶	100k	-	-
	陽子	10 ⁸	10M以上	○	-
	α線	10 ⁷	10M以上	-	-
	Fe	10 ³	10M以上	-	-
	C	10 ⁴	10M以上	-	-
銀河宇宙線	電子	100k以上	100k以上	-	-
	陽子	10 ⁶ ~10 ²⁰	10 ⁶ ~10 ²⁰	-	-
	α線	10 ⁶ ~10 ²⁰	10 ⁶ ~10 ²⁰	-	○
	Fe	10 ⁶ ~10 ²⁰	10 ⁶ ~10 ²⁰	-	○
	C	10 ⁶ ~10 ²⁰	10 ⁶ ~10 ²⁰	-	○

* フルエンスの絶対値は時期的に2桁程変動する可能性があるが、各線種間の比率は大略保たれる。

【出典】 松田 純夫:「宇宙開発と耐放射線性材料」、放射線と産業、No.66(1995)、p26



放射線の影響

トータルドース効果

生体への影響

有機材料の変化(劣化)

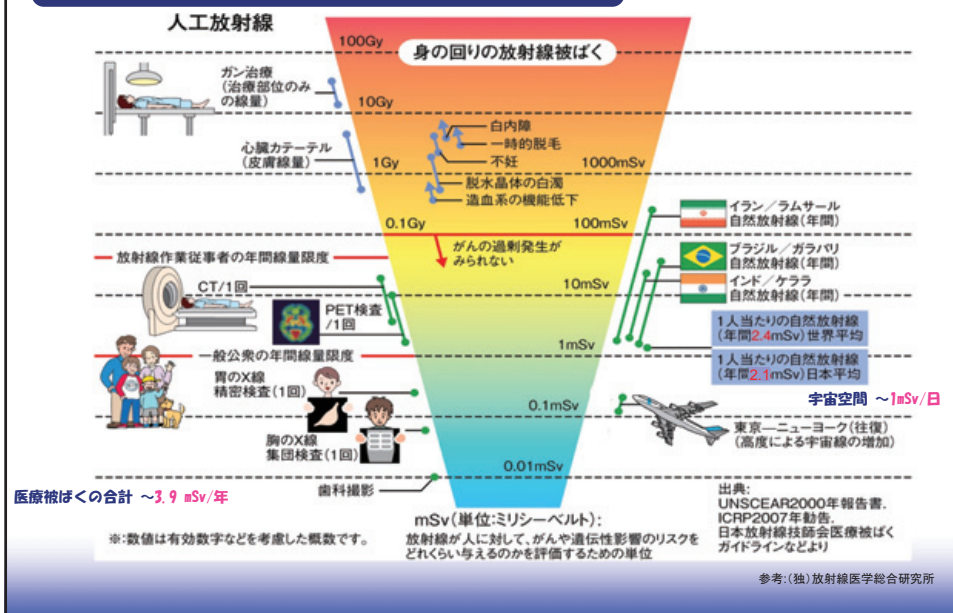
絶縁体の帯電、欠陥生成、着色

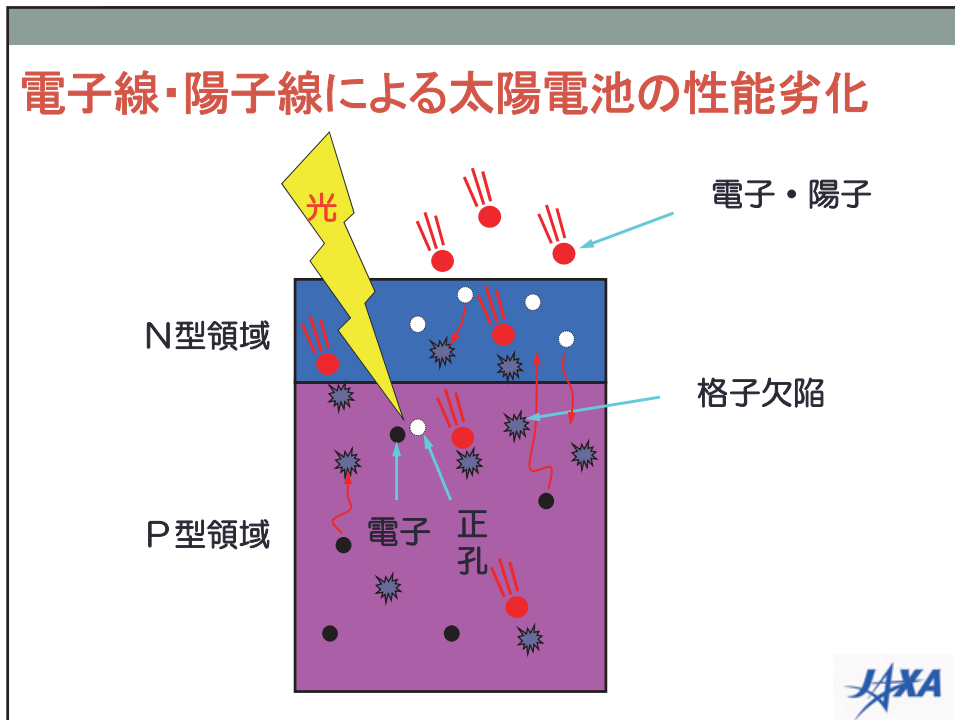
半導体の欠陥生成、回復?

シングルイベント効果

集積回路やメモリーの誤動作

いろいろな放射線被ばく





共同研究：化合物系太陽電池の放射線照射効果に関する研究

共同研究期間：2005年度～

共同研究者：

大阪府立大学

奥田修一、小嶋崇夫、岡喬

宇宙航空研究開発機構 研開本部 電源グループ

今泉充、川北史朗、島崎一紀、森岡千晴

Cockcroft-Walton 電子加速器

最大加速エネルギー: 600 keV

表面改質
 + / 粒子の帯電
 閾エネルギー付近での欠陥生成
 カラーセンターの生成

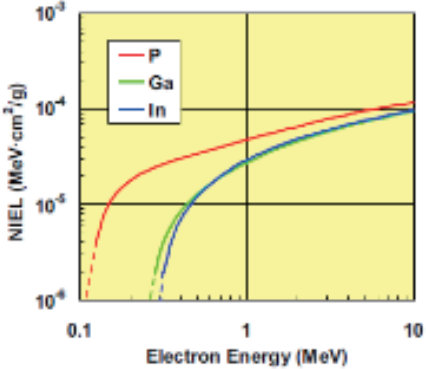
利用条件
 ビーム下方走査による空気中大面積照射
 冷却試料真空中照射

保守状況
 運転をOBに依頼、部品入手困難

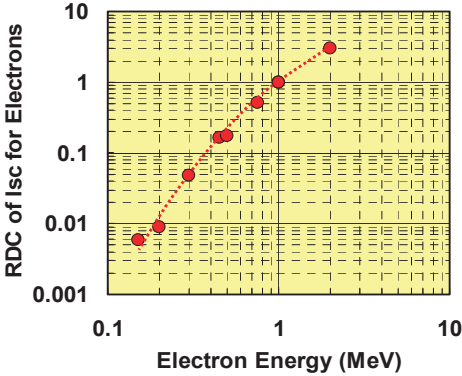


高効率3接合太陽電池 (InGaP/GaAs/Ge) の電子線照射による特性劣化

日本原子力研究機構 電子線照射施設
 エネルギー範囲; 500~2000 keV

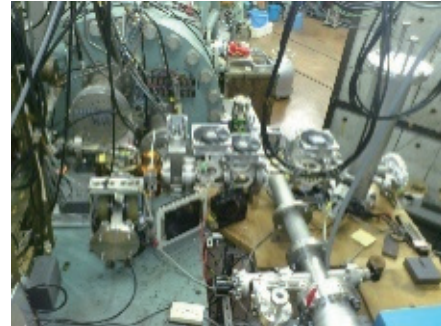
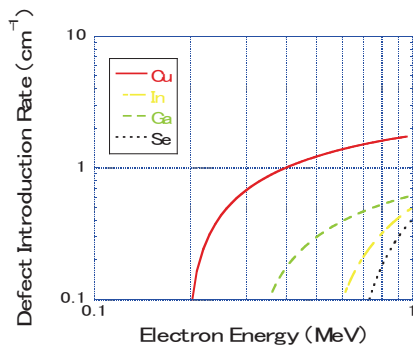


欠陥生成のためのエネルギー付与
 の計算結果



特性の劣化

CIGS太陽電池の放射線劣化メカニズムの解明



電子線のエネルギーと各元素の欠陥生成率との関係

- 200から350keVでの電子線照射により、Cuのみの欠陥が生成
- 250keVでの電子線照射の結果、電気性能が逆に向上する新たな現象を発見(1MeVでは劣化)

まとめ

放射線施設

ガンマ線、エックス線、電子線、陽子線照射試験環境

低エネルギー電子線照射試験

低エネルギー電子の照射試験

閾エネルギー付近での照射による欠陥生成機構の研究

今後の電子線利用計画

加速器による中(10 MeV)・低エネルギー電子線照射試験

関連報告

11日10:00~10:15

InGaP太陽電池の放射線照射効果

阪府大 ○奥野泰希, 奥田修一, 小嶋崇夫, 岡喬

JAXA 川北史郎, 今泉充, 舛分宏昌

参考資料

- 1) 大阪府大放射線研究センター案内 <http://www.riast.osakafu-u.ac.jp/index.html>
- 2) 放射線施設共同利用報告書(大阪府大放射線研究センター発行、各年度)

JAXA宇宙環境グループにおける 宇宙環境計測の現状

宇宙航空研究開発機構
松本 晴久, 宇宙環境グループ

発表の概要

- 宇宙環境監視に関する背景
- 宇宙天気のリスク
 - 衛星の不具合(宇宙環境が原因の割合、不具合部位、宇宙天気の変動と不具合現象の割合の変化)
- 宇宙環境計測の現状と計画
 - 現状と計画
 - データ利用
 - データ公開
- まとめ

宇宙監視に関する背景

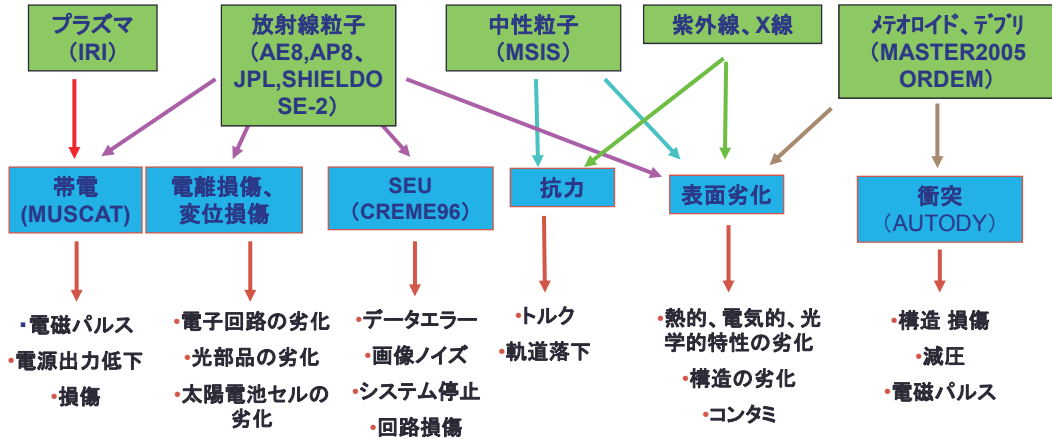
- 宇宙を利用した活動は、国境を超える広範な地域へのサービス提供や地球規模の事象把握など、社会インフラの発展に重要な役割を果たしてきている。
 - 測位、通信、放送、気象観測、災害監視、地球環境監視(温室効果ガス技術衛星など)
- 宇宙活動の長期的持続確保は、先進国宇宙機関だけの問題ではなく、今後の宇宙を利用していく国を含めた国際社会にとっての重要な課題となってきた。
 - 「米ソ二極構造」から「多極構造」へと転換。衛星自体は50カ国以上が保有している。世界的にリスクを軽減する活動が重要である。
- 宇宙環境を監視するだけでは不十分。世界的規模でリスクを軽減する活動が必要となっている。このような活動を「宇宙環境保全」と呼ぶ。国連で議論中。
 - 宇宙デブリ、宇宙天気、宇宙近傍天体

国連宇宙空間平和利用委員会(UN COPUOS)の活動

- 宇宙活動の長期的持続の観点から「宇宙デブリ」と「宇宙天気」に関するガイドライン文書がまとめられつつある。
- 宇宙天気ガイドラインでは、
 - 国家・国際政府組織は、宇宙活動の長期持続性の強化手段として、**クリティカルな宇宙天気データと宇宙天気モデルの出力並びに予報について、リアルタイムでの収集・保管・共有・校正・配布を支援し、促進すること。**
 - 国家・国際政府組織は、宇宙活動の長期持続性の強化手段として、**先進宇宙天気モデルと予報ツールの開発、宇宙天気の地上及び宇宙システムに対する影響を低減するために確立された実行手段に関する情報の収集・共有・配布・アクセスを支援し、促進すること。**

宇宙天気のリスク

-宇宙環境によるシステムへの影響-

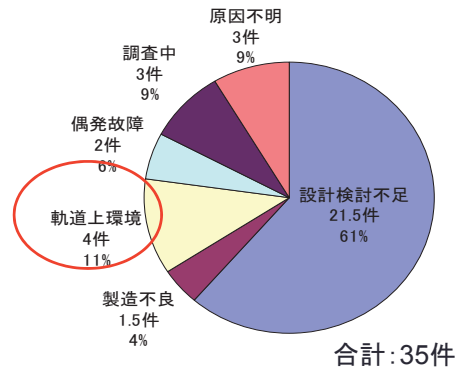
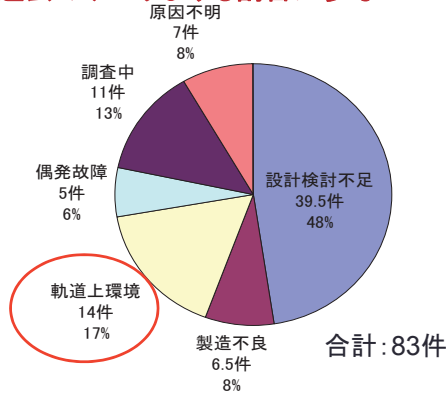


1974年から1994年に起きた100ケース以上の宇宙環境による衛星の喪失と不具合を整理した。その研究の結果、NASAと空軍の衛星故障のうち、20~25%が宇宙環境に起因することが分かった。

不具合の原因

—JAXAの場合—

- 2002年~2008年に運用された軌道上不具合情報が比較的充実している11衛星（利用衛星：7機、科学衛星：4機）の結果。**宇宙環境によるものは約15%。過去のデータよりも割合が少ない**



(1) 利用衛星

(2) 科学衛星

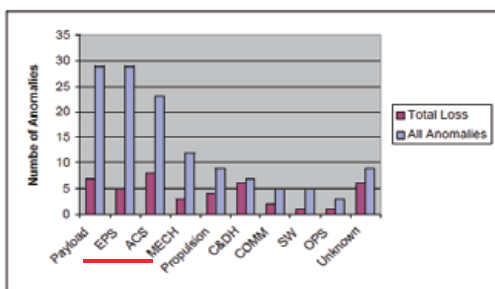
Satellite News Digest

—静止軌道不具合—

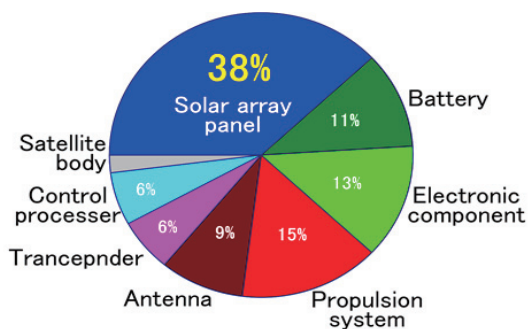
- Satellite News Digest (SND) (<http://www.sqt-index.co.uk>) で1997年～2009年の期間に静止軌道で、95件の不具合が報告されている。その内、運用ミスや設計ミスなどを除くと**32件(約33%)**は宇宙環境によるものであった。**過去のデータ割合が多い。**
- Choiら¹⁾は、これら不具合の地方時と季節依存性を確認した。その結果、21:00LT～9:00LTで**約72%**の不具合が発生し、**9:00LT～21:00LT**は、9件(約28%)であった。また、この9件は、全て**姿勢制御の不具合**だった。静止軌道衛星不具合のほとんどは、真夜中と朝方で起きており磁気嵐に伴い磁気圏尾部から注入した粒子による**表面帯電が不具合の主原因と結論づけている。**

1) Ho-sung Choi, et al., Analysis of GEO spacecraft anomalies: Space weather relationships, Space Weather, Vol. 9, S06001

不具合発生部位の割合



Brent Robertson, Eric Stoneking
(1990-2001, NASA Goddard Space Flight Center)



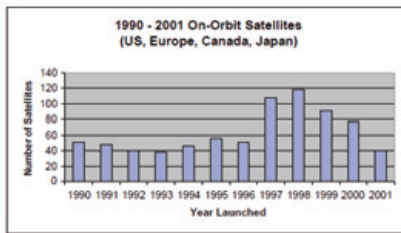
A ratio of incidence of each part on satellite

(1998-2004, Frost & Sullivan Co., Ltd.)

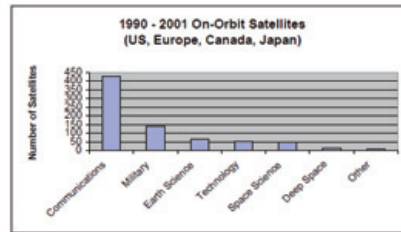
不具合発生部位の割合

NASAの報告 —GN&Cに注目—

- 1990年から2001年に米国、欧州、カナダ、日本の企業や政府機関が開発した衛星を調べた。過去の宇宙ミッション損失の大部分はロケットの失敗であったが、**1998年衛星損失の大部分は、軌道上の衛星障害となっている**。多くの最近の異常は、**太陽電池アレイ及びバッテリーの危険が増加している**。静止軌道通信衛星の設計寿命は、**このサブシステムの故障の危険が増加している**。
- **喪失等の大きな誘導制御 (GN&C) の不具合**に注目。GN&C不具合の内、宇宙環境による不具合は、**約3%**と報告されている。

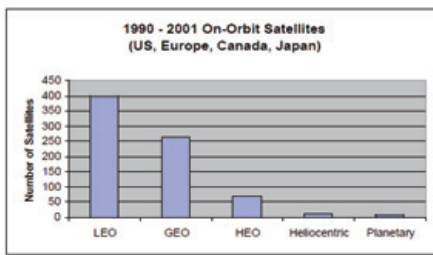


衛星打ち上げの推移

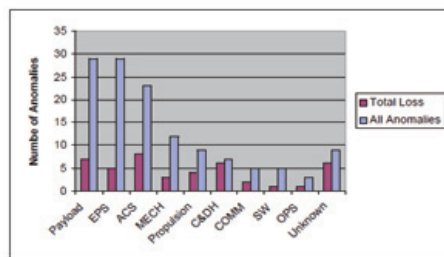


軌道上衛星のタイプ別数

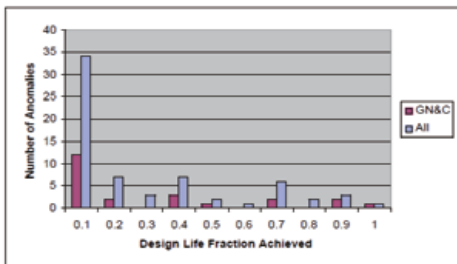
NASAの報告(続き)



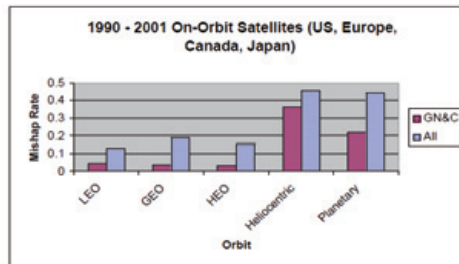
軌道別の衛星数



サブシステム不具合



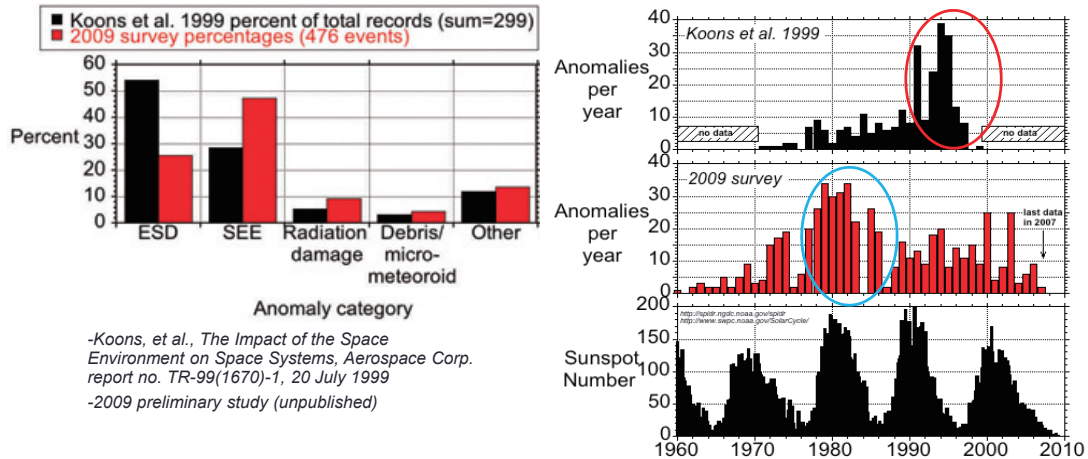
衛星設計寿命における不具合発生時期



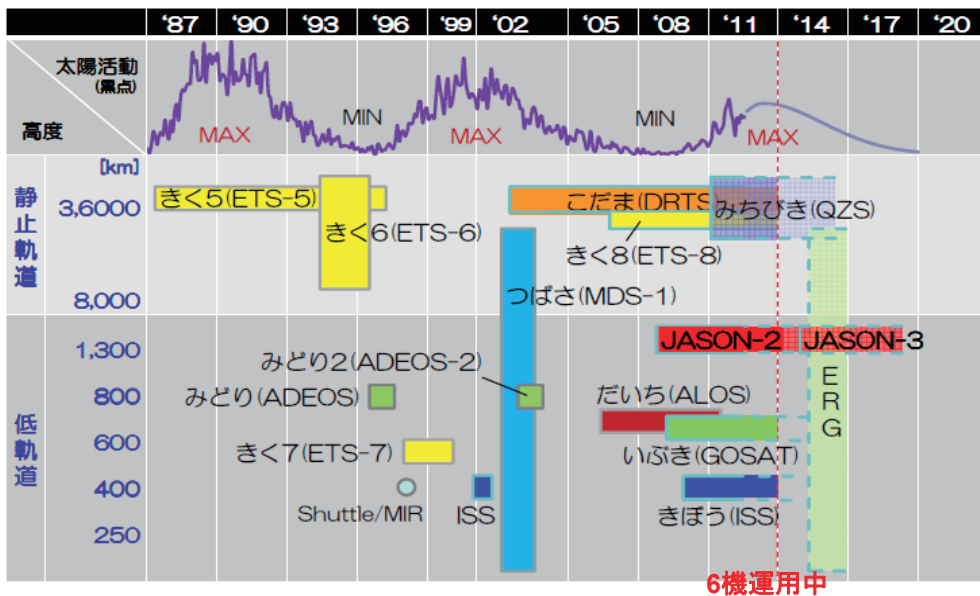
事故率と軌道

不具合原因の推移

- 宇宙天気を大きく左右する要因の1つとして、約11年の太陽活動変化が挙げられる。
- 太陽活動下降時期(太陽変動、CME)と極大期(フレア、CME)に衛星で不具合が増加する。それにより不具合原因の割合が変わる。



宇宙環境Gの宇宙環境計測



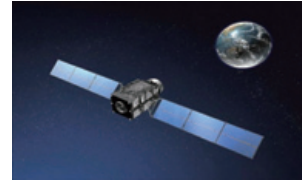
宇宙環境の主な観測状況



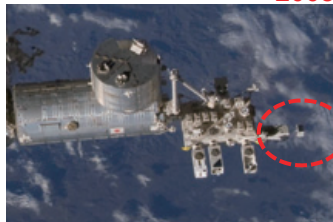
GOSAT(いぶき)衛星
・粒子計測器搭載
2009年1月打ち上げ



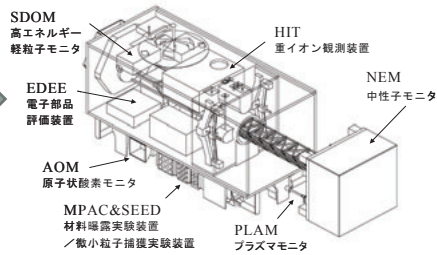
Jason-2衛星
・粒子計測器搭載
2008年6月打ち上げ



準天頂(みちびき)衛星
・粒子計測器搭載
・磁場計測器搭載
2010年9月打ち上げ



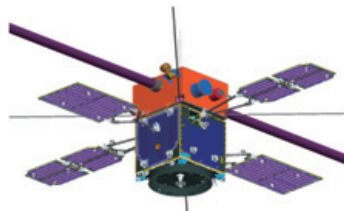
宇宙環境計測ミッション装置
2009年9月観測開始



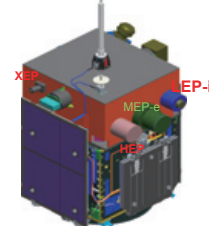
開発中の搭載機器



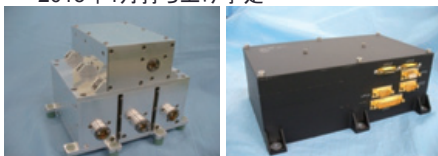
Jason-3衛星
・粒子計測器搭載(2012年7月PFM完成)
2013年3月 CNES出荷
2015年4月打ち上げ予定



ERG衛星
・粒子計測器搭載
2016年度 打上げ定
2012年9月に開発を着手



宇宙で普遍的におきている相対論的電子加速の現場を直接観測。また、将来の木星磁気圏探査での粒子加速研究を先導する。

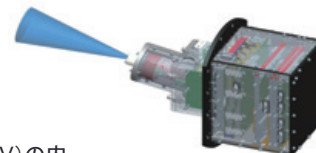


センサ部

電気処理部

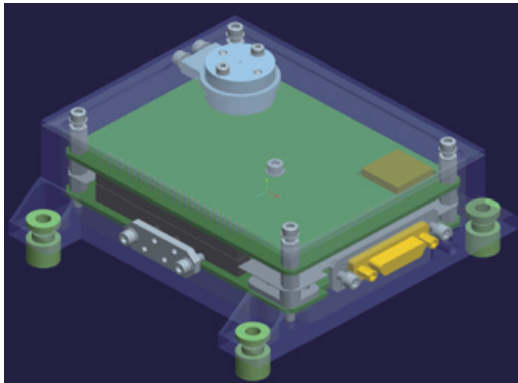
粒子	計測範囲
電子	0.03-20MeV
陽子	0.4-250MeV
He粒子	0.8-400MeV

電子観測(～10eV～20MeV)の内、一番高いエネルギー帯(200keV～20MeV)の部分を担当
・放射線帯を横切る軌道(GTO)であり多くの陽子や高エネルギー電子がコリメータ以外から混入するため、**アンチシンチレータの機能**を追加、合わせて低エネルギー部分の分解能を向上させた。



研究開発装置

—電子観測装置及びデブリセンサ開発—

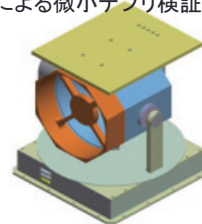


電子観測装置

衛星帯電に寄与する数keV～数十keVの電子を、アパランシェフォトダイオード(APD)を使用して計測する電子計測装置の研究モデルを開発した。
寸法: 104mm × 100mm × 36mm、



HTVIによる微小デブリ検証実験



デブリの軌道上光学観測の研究

15

データ利用

- 宇宙飛行士の被ばく管理やロンチホールド
- 搭載宇宙機のシステム・サブシステムの影響及び不具合解析
 - 太陽電池の劣化解析、帯電解析 (ISS)
 - シングルイベント等
- **衛星観測データの精度向上の検討**
- 放射線帯モデル構築
 - 経験的放射線帯モデルの開発

データ公開

- SEESでデータを公開
- 大学等を中心に10数件の共同解析を実施
 - 昨年度は、JAXAの宇宙環境計測データを使い
学士論文 2件、修士論文 2件 発表
- 共同解析
 - 我々のデータだけでは、サイエンス的な成果になりづらい。他のデータと組みわせる必要がある。
 - 正しいデータの解釈をするためにも共同解析(解析の分担)することで、我々の研究や装置開発へフィードバックさせることを希望する。
 - GOSAT衛星で観測された放射線帯内帯におけるkeV 帯の準捕捉電子の急増と電離層への影響
 - Low- and mid-latitude ionospheric effects of energetic electrons during a recurrent magnetic storm, *Journal of Geophysical Research: Space Physics* の論文として出版



まとめ

- 宇宙環境監視は、世界的活動が。重要になってきている。
- 軌道上不具合解析は、設計とプロセスの改善に大きな洞察を提供し、総合試験へのより効果的な検証方法を見出すのに役立つ。
- しかし、報告者により不具合に占める割合や傾向に違いがあり、宇宙環境の脅威の本質が見えにくい。それは、不具合とされるデータが、業界全体で共有化されていないのが原因である。COPUOSのガイドラインは、それらを改善するのに大きく貢献でき、早期の実現が望まれると共にどのようにすれば実現できるかが課題である。
- 同様に、世界的にどのような宇宙環境を監視し、どのように提供していくべきか、国内関連機関との共通認識と連携が重要である。

宇宙天気の世界動向

情報通信研究機構宇宙環境インフォマティクス研究室 石井 守

はじめに

宇宙天気予報は大きく電離圏観測・予測に代表される領域予報と、太陽・太陽風に代表される全球予報に分けられる。いずれの予報についても、各国の関連機関との情報共有・観測協力が不可欠であり、古くから国際連携が進んできた分野の一つと言える。

近年、特に 2009 年を境に国連を中心に多くの機関が宇宙天気に関するワークショップを立ち上げ、既にその一部は定常組織に発展している。その多くが気象や宇宙利用に関する現業機関であり、宇宙天気情報が実利用に寄与していることの一つの表れと言える。それと同時に、一部の分野では主導権争いが熾烈になってきている現状がある。

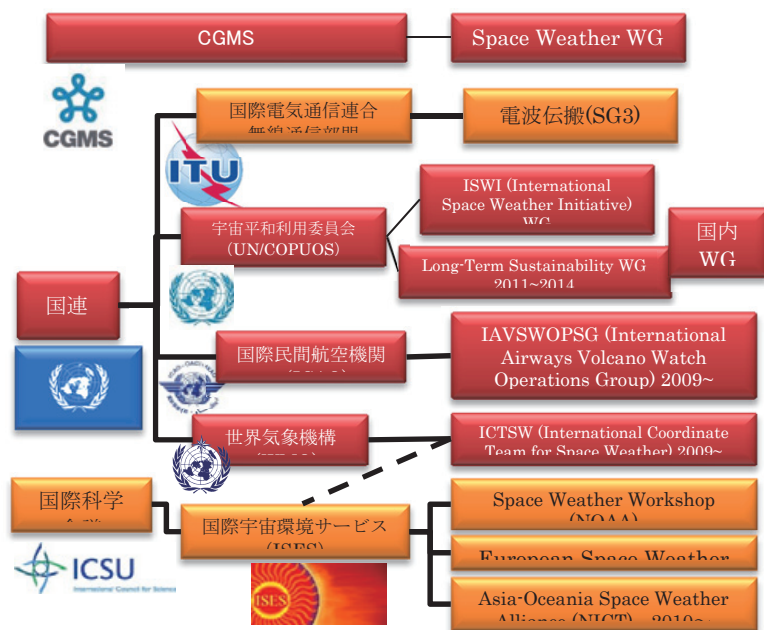
黎明期の国際協力

宇宙天気情報は実用分野ではまず短波通信の分野で必要とされたため、国際電気通信連合無線通信部門 (ITU-R) での議論が盛んに行われた。ITU は 1865 年に設立された、世界でもっとも古くからある国際機関であり、その歴史は国際連盟よりも古い。ITU-R では、各周波数の電波伝搬やその背景情報について、実計測をもとに各国がモデルを提案、基本的に全員一致により勧告として承認されるプロセスによる標準化を行っている。

この活動において日本は現在、長基線における長波の電界強度モデルの提案や GNSS に関するフォーマットの提案を行っている。しかしながら近年は携帯電話などの電波伝搬の標準化が主流であり、宇宙天気関連の提案は少なくなっているのが現状である。

また、宇宙天気予報のためのリアルタイム情報共有としては、国際地球年に設立された

国際組織国際ウルシグラム世界日業務 (IUWDS) が源流と言える。この時に日本を含む 7 か国の間でテレックスを用いた連絡網を整備し、電波状態の乱れに関する警報業務を開始し、その後の宇宙天気予報に繋がる。現在は国際宇宙環境サービス (International Space Weather Services; ISES) として 16 か国が加盟、宇宙天気情報をリアルタイムで共



宇宙天気関連の国際機関

有するほか、モデル・観測手法などの情報交換を行っている。

活発化する国連の活動

2009年頃を境に、国連の複数の機関で宇宙天気に関する議論がほぼ同時に盛んになり、ワーキンググループの設立が相次いだ。

世界気象機関（World Meteorological Organization; WMO）は2009年に宇宙天気プログラム間調整チーム（Inter-programme Coordination Team of Space Weather; ICTSW）を設立、年1回の会合のほか月一回のテレコンを開催するなど非常に活発な活動を展開している。ICTSWは2015年からの4か年計画を現在検討しており、その中では組織の定常化が提案されている。また、ICTSWは後述するICAOへの情報入力の特設組織として重要な役割を果たしている。

ICAO（International Civil Aviation Organization: 国際民間航空機関）では、航空運用における宇宙天気情報利用の義務化を検討しており、現在、気象情報を規定する第3付属書の改訂を検討している。この発効は我が国を含む国内法の改訂を通じて、加盟国すべてで宇宙天気情報を利用する義務が発生することになる。2014年7月にモントリオールのICAO本部で開催されたICAO/Met会合において本件が議論されたが審議不十分により承認までは至らなかった。今後3年程度の期間で承認に向けた調整が行われる見込みである。

もう一つの国連における活動としては、宇宙平和利用委員会（Committee of Peaceful Utility of Space; COPUOS）が挙げられる。ここでは2009年に国際宇宙天気イニシアティブ（International Space Weather Initiative; ISWI）が設立され議論を開始、2011年にはLong-term sustainability WGに移行し議論を継続、いわゆる宇宙状況認識（Space Situation Awareness; SSA）とも関連する、衛星軌道上の安心・安全利用の一つとしてデブリ等と並び宇宙天気に関する議論が行われている。

また、国連とは別の組織として気象衛星のコンソーシアムである気象衛星調整会議（Coordination Group of Meteorological satellite; CGMS）でも、2013年のつくば会合でspace weather ad hoc WGが立ち上げられ、検討が開始された。ここでは宇宙天気の気象衛星への影響および、気象衛星を用いた宇宙天気のモニタリングが議論されている。この成果の一つとして、ひまわり8号および9号に搭載されている宇宙環境データ取得装置（SEDA）の宇宙天気予報への利用が現在進められている。

まとめ

宇宙天気の実利用が各方面で具体的に明確になってきたことを受け、宇宙天気について学術機関での検討から現業機関でのルール化に移行しているのが現在の状況と思われる。

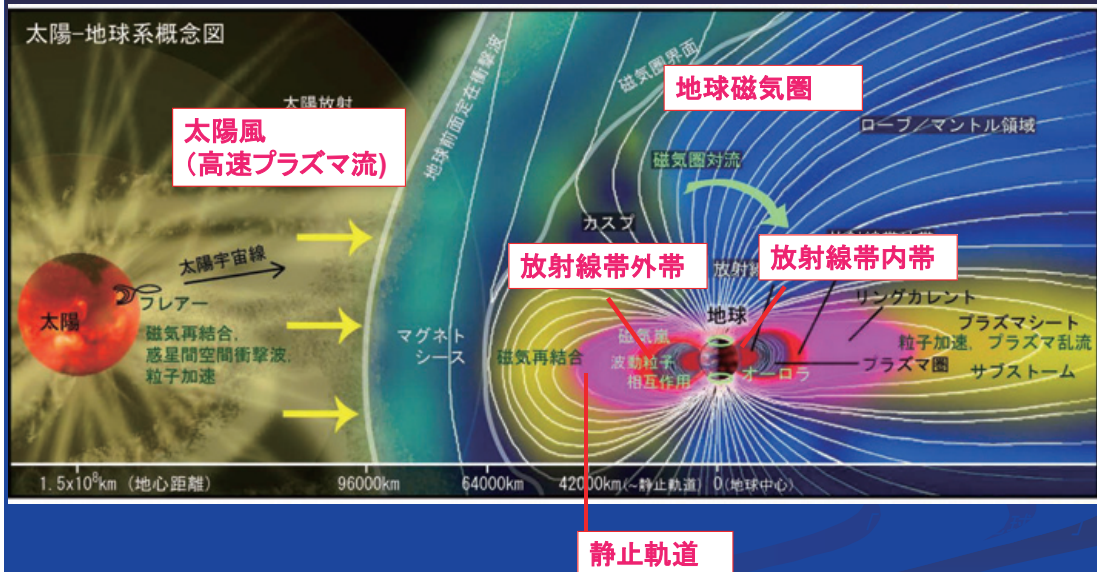
気象情報同様、実社会で利用されることが宇宙天気の本質であることからこの流れはあるべき姿に近づいているといえるが、そのルール作りには実利用に伴う別の力学が働くこともあるので、情勢を正しく把握し、技術的な背景からの提案を的確に行う必要がある。

ジオスペース探査衛星プロジェクト *ERG*

三好由純、篠原育、高島健、浅村和史、
 松本晴久、東尾奈々、三谷烈史、笠原慧、横田勝一郎、風間洋一、平原聖文、
 笠羽康正、松岡彩子、小嶋浩嗣、藤本正樹、塩川和夫、関華奈子、
 中村揚介、仁田工美、福田盛介、小川恵美子、小野高幸
ERGプロジェクトグループ



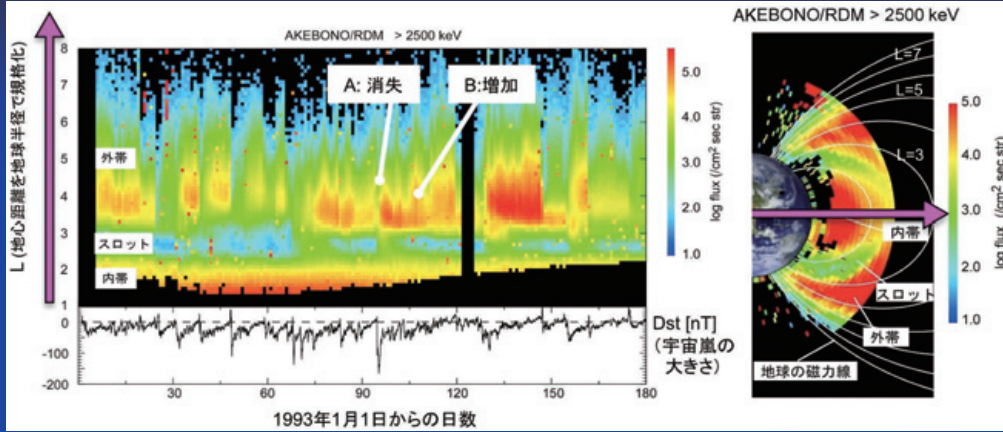
1. はじめに：ミッション探査領域 ジオスペース



ジオスペースでもっとも高いエネルギーを持つ粒子帯：放射線帯 (Van Allen 帯)

はげしく変化する放射線帯

「あけぼの」衛星の観測結果 - 2.5 MeV電子



- 宇宙嵐が始まると放射線帯は消える
- 宇宙嵐がおさまると放射線帯は増え始める (こともある)

・・相対論的エネルギーを持つ電子はどのようにして生まれてくるのか?

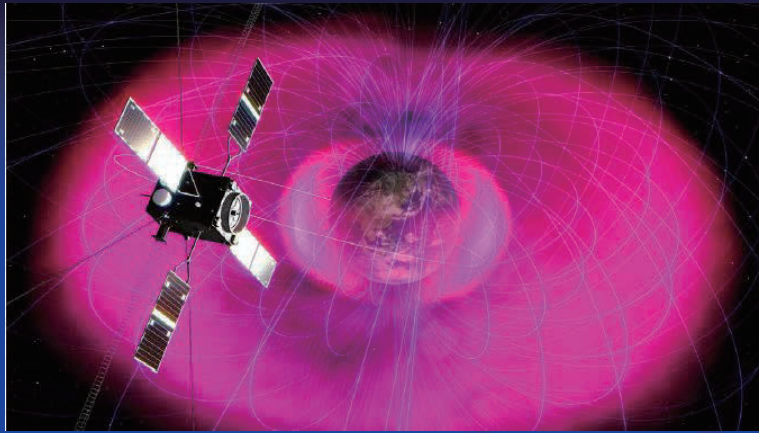
ERG プロジェクト - 成功基準



- I. 放射線帯形成に主要なプロセスは何か?
外部供給と内部加速の切り分け
- II. 外部供給、内部加速それぞれの加速過程はどのように発動しているか?
動径方向輸送のメカニズムと断熱加速過程
プラズマ波動による内部加速のメカニズム
- III. 放射線帯電子はどのように消失しているか?
放射線帯電子消失機構の検証

	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
外部供給・内部加速の切り分け		規模の異なる宇宙環境変動下の内部磁気圏赤道面近傍において、粒子・磁場計測器による位相空間密度の動径方向分布の時間変化を計測し、放射線帯高エネルギー電子の外部供給・内部加速を切り分ける。	長期観測の実現により、宇宙嵐等を多数観測し、ケースごとの外部供給・内部加速の違いを明らかにする。
相対論的電子の加速機構	内部磁気圏赤道面近傍でのプラズマ総合観測を実現し、波動粒子相互作用による相対論的高エネルギー電子の加速機構を同定する。	規模の異なる宇宙環境変動を観測し、地上観測・モデリングと組み合わせて、太陽風条件と発動する加速機構の関係を理解する。	長期観測の実現・海外ミッションとの協力により、異なるL値、地方時で同時観測を多数実施し、宇宙嵐時の加速域の空間分布や加速効率を含む定量的側面を明らかにする。
相対論的電子の消失機構	地上観測・モデリングと組み合わせて、波動粒子相互作用による消失過程を観測し、放射線帯変動への影響を推定する。	規模の異なる宇宙環境変動下において、リングカレント効果を含めた各種の消失機構を観測し、放射線帯変動への影響を検証する。	海外ミッションとの協力により、異なるL値、地方時で同時観測を実施し、宇宙嵐時の相対論的電子の生成と消失のバランスを定量的に検証する。

2. ERG プロジェクト



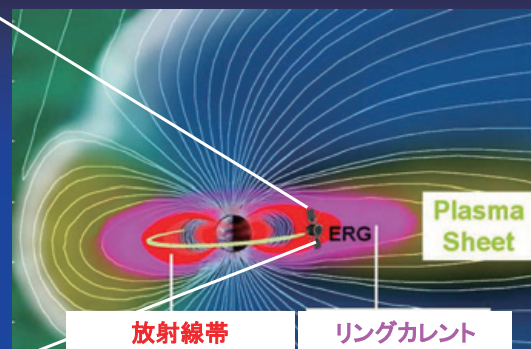
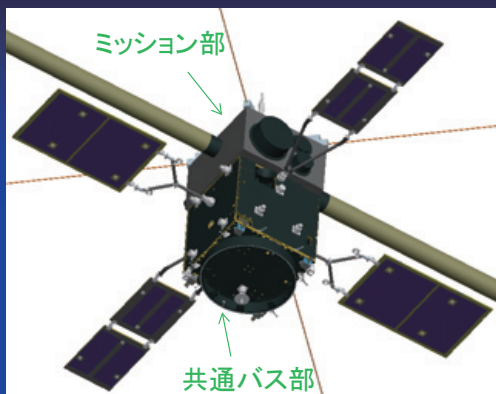
加速現場でのプラズマ総合観測が必要

プロジェクトの目的：

放射線帯中心部（赤道面）でのプラズマ総合観測による

- ・ 放射線帯相対論的粒子の生成過程の解明
- ・ 宇宙嵐にともなうジオスペース変動の理解

ERG 衛星



- 衛星質量： 350 kg
- スピン周期： 8秒（太陽指向）

- 近地点高度 300 km、遠地点高度 4.5 Re以上
- 軌道傾斜角： 31度
（イプシロンロケット2号機での打ち上げ）

- 打ち上げ予定： 2016年夏
- ミッションライフ： 1年以上

ERG 衛星搭載観測器 (プラズマ粒子)




PPE: プラズマ粒子観測器ユニット

コーディネーター：名大・平原
 PI/Co-Pis of PPE:
 LEP-e (台湾・風間)、LEP-i (JAXA・浅村)、MEP-e/i (JAXA・笠原、横田)、
 HEP-e (JAXA・三谷、高島)、XEP (JAXA・松本、東尾)



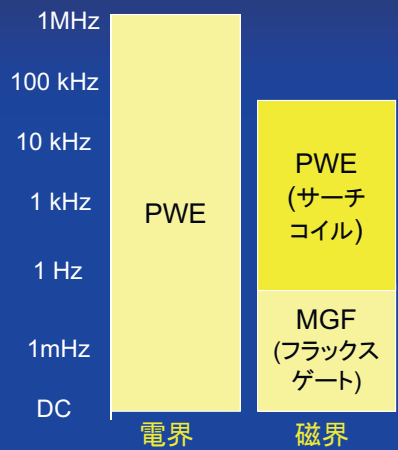


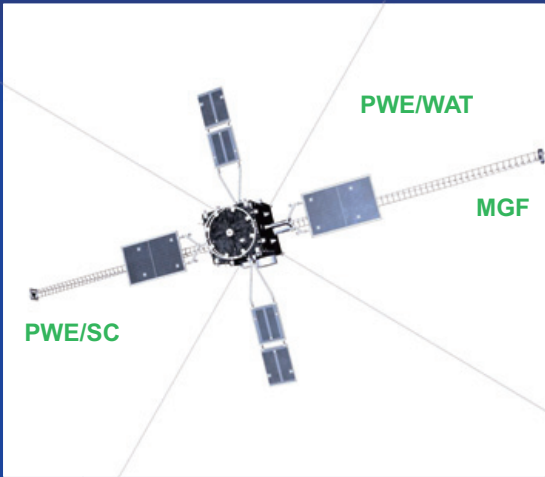
ERG 衛星搭載観測器 (電場・プラズマ波動、磁場)



PWE : プラズマ波動・電場観測器
MGF : 磁場観測器

(PI: 東北大・笠羽)
 (PI: JAXA・松岡)



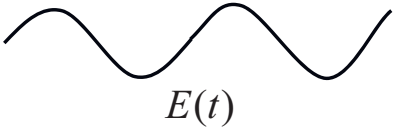


- ジオスペースプラズマの輸送・加速・消失に関わる様々なプラズマ波動を観測
- 非線形波動粒子相互作用研究に必須となる波形を観測

ERG 衛星搭載観測器 (S-WPIA)


S-WPIA: ソフトウェア型波動粒子相互作用解析装置

プラズマ波動




$E(t)$

$qE(t) \cdot V(t) > 0$

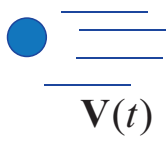


エネルギーの流れ



$qE(t) \cdot V(t) < 0$

粒子



$V(t)$

粒子センサー (PPE:MEP/HEP/XEP) → 粒子データ $V(t)$

プラズマ波動観測器 (PWE:EWO/HFA) → プラズマ波動データ $E(t)$

↓ MDP ↓

S-WPIA ソフトウェア

▶ 世界で初めて、波動と粒子のエネルギー交換過程の直接検出に挑戦

ERG プロジェクトチーム



地上観測によるリモートセンシング観測

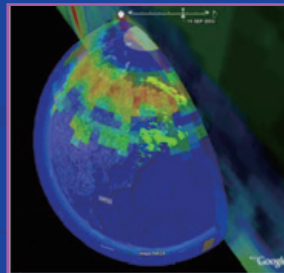
ERG Project Team

衛星「その場」直接観測
シミュレーション・統合解析

ERG 連携地上ネットワーク観測 (PI: 名大・塩川)



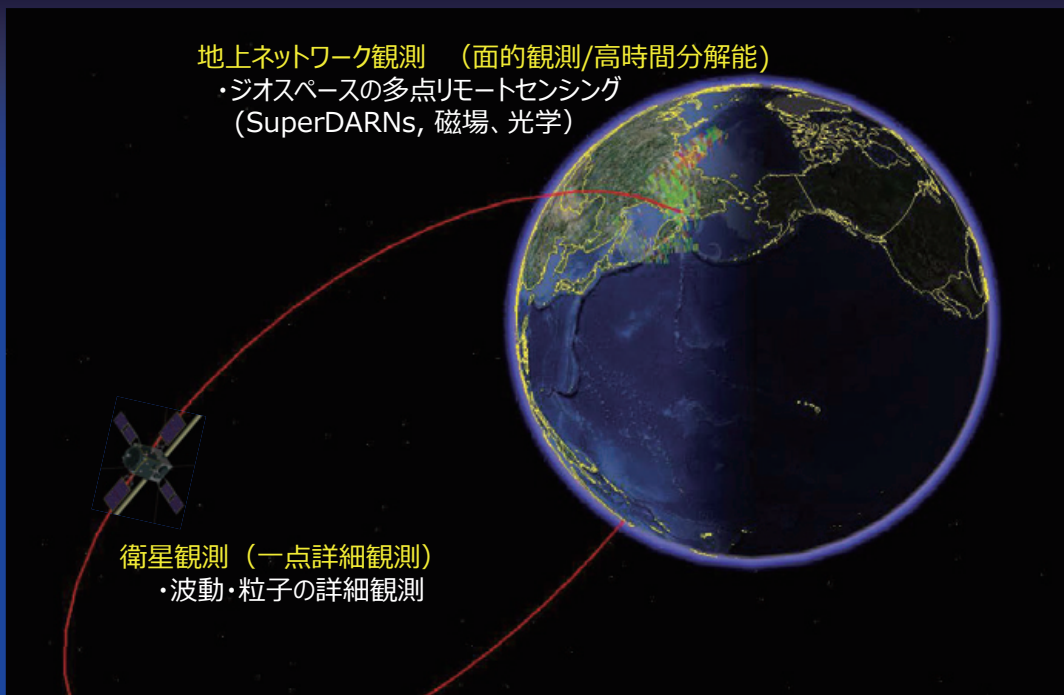
- ・レーダーネットワーク: SuperDARN, FM-CWレーダー
 名大、情報通信研究機構、国立極地研究所、九大
- ・磁力計ネットワーク: MAGDAS/CPMN, 南極大陸ネットワーク etc
 九大、東北大、情報通信研究機構、国立極地研究所、名大、京大
- ・光学ネットワーク: カナダ、ノルウェイ、シベリア、南極
 国立極地研究所、名大
- ・VLF観測: 南極、アイスランド
 国立極地研究所
- ・EISCAT観測: 北欧
 国立極地研究所/STEL
- ・リオメータ観測: 南極、アイスランド
 国立極地研究所
- ・LF電波観測ネットワーク: 日本、ニーオールセン、カナダ
 東北大
- ・気球によるX線観測: 北欧
 京大



領域間結合の解明に向けて：衛星-地上観測

地上ネットワーク観測 (面的観測/高時間分解能)
 ・ジオスペースの多点リモートセンシング
 (SuperDARNs, 磁場、光学)

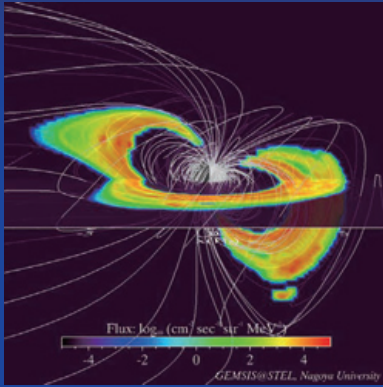
衛星観測 (一点詳細観測)
 ・波動・粒子の詳細観測



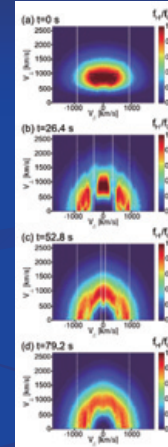
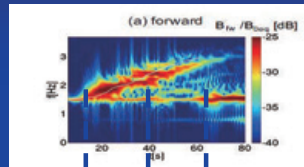
ERG シミュレーション・統合解析 (PI: 名大 関)

観測と実証的に比較できるシミュレーションが要。
GEMISISプロジェクトは、コア活動の一つ

グローバルシミュレーション



ミクロ・素過程シミュレーション



(a) (b) (c) (d)

Shoji and Omura, 2011

- ・グローバルモデルの多くは準線形を仮定してモデル化。
素過程の持つ非線形性を、どのようにグローバルモデルに組み込んでいくか
- ・データ同化の活用による、物理過程の分離
- ・シミュレーションデータの統合解析ツールへの取り込み法

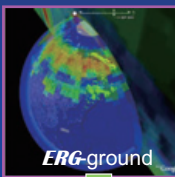
プロジェクトサイエンスセンター



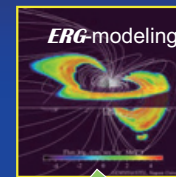
三位一体の研究体制を実現するために
多様なデータを統合して解析するシステムが必要



国内関連大学・機関



国内関連大学・機関



**ERG サイエンスセンター
(名大STEL)**

ISASと名大STELの宇宙科学連携拠点として実施

データベース

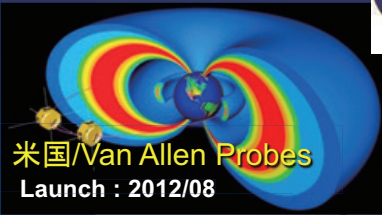
統合解析ツール

コミュニティ・ユーザー


大学間連携事業IUGONETと協力

L2以降の科学データを公開。国際標準フォーマット(CDF)でアーカイブ


他のミッションとの関係



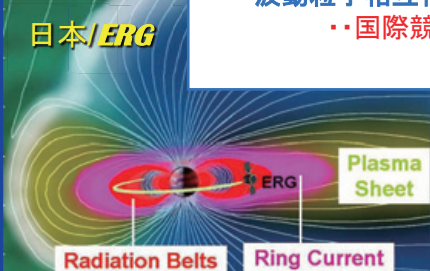
米国/Van Allen Probes
Launch : 2012/08




THEMIS



米国/DSX
Launch : 2016



日本/ERG



ロシア/RESONANCE
Launch : 2015

ジオスペース多点同時観測の好機

- ・国際協調による科学成果の拡大
- 波動粒子相互作用解析装置などのユニークな機能
- ・国際競争力を持った成果の創出

3. まとめ

ERG 衛星プロジェクトの進捗:

- 2016年夏の打ち上げを目指して準備を進めている。

連携地上観測・国際協力・サイエンスセンター:

- ERG衛星打ち上げに向けて、地上観測点の整備が進行中。
- 関連ジオスペース探査プロジェクトとの連携。

宇宙天気研究への貢献:

- 準リアルタイムデータの配信。
- 宇宙放射線環境の実況 (nowcast)データの提供を通して、宇宙環境の把握に貢献。

今後とも、ご支援、ご協力のほど、どうぞよろしくお願いいたします。

ERG プロジェクト事務局:

ERG_adm@st4a.stelab.nagoya-u.ac.jp

2012年3月5日_X1.1フレアに伴う太陽中性子イベントの解析

村木 綏、増田 智(名大 STE)、古賀清一、松本晴久、奥平 修、五家建夫、(JAXA)
小原隆博(東北大)、柴田祥一 (中部大)、山本常夏 (甲南大)、藤井雅之 (ファムサイエンス)

1. ISS 搭載 SEDA-NEM 測定器について

宇宙ステーションに搭載された太陽中性子観測装置 SEDA-NEM には太陽フレアに伴って作られる大量の浸透度の高い高エネルギー放射線(SEP)をいち早く検出し、宇宙ステーションに滞在する宇宙飛行士に、**太陽放射線**による被爆を予知し、被爆線量を少なくするという設置目的がある。いわゆる宇宙天気予報である。宇宙飛行士にとって幸せなことであるが、第 24 期の太陽活動は低調で危険な大量の太陽放射線は宇宙ステーションにまだ飛来してきていない。今期の太陽フレアの強度は、第 22 太陽活動期の頻度と比べて一桁程度低いと言えるだろう。前々期には X10 を超えるような巨大なフレアが何度も発生した。

宇宙ステーションに搭載された太陽中性子観測装置 SEDA-NEM は、太陽活動に伴って加速された陽子やヘリウムイオンが太陽表面を叩くときに太陽表面で発生する中性子を捕えイオン加速過程を研究する目的も含まれている。太陽フレアは従来から X 線望遠鏡や電波望遠鏡、光学望遠鏡を使って研究されている。また荷電粒子の高エネルギーへの加速過程は、ガンマ線検出器を用いて研究されている。太陽フレアに伴って生成される X 線や電波、紫外線は主として電子のシンクロトロン放射で作られられる。従って研究対象は**高温プラズマ**の振る舞いを調べることになる。

一方高エネルギーへの**粒子加速過程**の研究は、高エネルギー電子が制動放射で作るガンマ線や、加速された陽子が太陽表面のヘリウムの原子核と衝突した際バラバラになった中性子が、太陽表面に弾性衝突を繰り返して減速し、やがて陽子と再結合して重水素を形成するときに生成する 2.223MeV のラインガンマ線の研究を通してなされてきた。他に陽電子が電子と対消滅して生成される 1.02MeV のラインガンマ線や励起された炭素の原子核が放出する 4.44MeV のラインガンマ線も研究に利用された。しかしこれらの情報は、データ量は多いが、放出源は低エネルギー粒子であるため、陽子の 10GeV 以上への加速過程の理解のためには、2.223MeV のラインガンマ線の情報だけでは不十分である。**高エネルギー粒子加速過程**の理解や宇宙飛行士への被爆源である SEP の生成過程を理解するための研究課題は重要で、その目的達成ため SEDA-NEM は宇宙ステーションに設置された。

それでは今までに太陽中性子の観測はなかったのかというと、そうではない。最初の太陽中性子の検出は SMM 衛星に搭載された NaI,CsI 検出器によって 1980 年 6 月 21 日になされた[1][2]。一方高山に設置された中性子モニター(NM64)によって、1982 年 6 月 3 日に太陽からの中性子が受信された。大気を浸透してきた中性子が受信された。大気トップの中性子のエネルギーは数 100MeV を有していたと考えられるので、太陽表面で中性子を生成した陽子は数 GeV まで加速されたと考えられる。なお生成過程については 1980 年 6 月 21 日のイベントはガンマ線が発生した約 1 分間の間に、瞬間的に加速されたと考えて解釈できることがわかった(impulsive production)。しかし 1982 年 6 月 3 日のイベントは impulsive production のみで中性子の生成時刻分布を説明するのは難しく gradual production の成分が含まれていた可能性が指摘された[3]。

このような問題が発生したのは、中性子に質量があるため運動エネルギーにより太陽・地球間の飛行時間が異なるためである。この問題を解決するには、エネルギーが測定できる検出器を用いて個々の中性子のエネルギーを計測する必要がある。SEDA-AP はこの条件を満足する装置として設計された。1991 年 12 月頃から、上記の条件を満足する新種の計測器を宇宙に上げて、太陽からの中性子を検出してはどうかとの機運が学会で高まり、JSUP の活動を通して 1994 年に proposal としてまとめ上げられた。そして宇宙ステーション暴露部の計測装置の公募に応募して、1997 年 4 月に ISS の船外活動部に設置する計測器の一つとして決まった。しかし Challenger の事故の為、その実現は 2009 年 7 月 16 日になった。以来、JAXA 宇宙ステーションオペレーション部の協力を得て、順調にデータの取得が行われている。本講演では得られた一例を示し、この原稿の最後に我々が調べたフレアリストと中性子が受信されたイベントのリストを公表する。

2. SEDA-NEM 観測装置の概要とその運用実績

宇宙環境計測装置 (SEDA) には様々なセンサーが搭載されている。そのうちの 하나가高エネルギー中性子検出装置 NEM である。またボナボール型低エネルギー中性子検出装置(BBD)も設置されている。以降は NEM について述べる。NEM は長さ 96mm、幅 6mm、厚さ 3mm のシンチレータ棒 16 本を一列に並べて一層を形成し、16 層を互いに直角に積み上げてできた装置であり、X 層と Y 層を形成している。(図 1) “シンチレータ箱” の 6 面は板状のプラスチックシンチレータで覆われており、荷電粒子を排除するために使用される。このアンタイ機能は大変有効で、膨大な数の荷電粒子から中性子を選別するための強力な役割を荷っている。

信号はシンチレータ棒の先端に付着された光ファイバーを通してマルチアノード光電子増倍管の先端まで輸送される。この光ファイバーの通過のための穴はアンチカウンターのシンチレータに開けられている。光電子増倍管は 256 チャンネルを有しており、X 層の信号と Y 層の信号を別々に受信している。光電子増倍管は高エネルギー研と浜松フォトニクス社が共同開発した H4140-20 を使用している。現在両光電子増倍管には約 1950V の電圧が印加されており、約 55mA の電流が流れている。打ち上げてから約 5 年が経過したが現在のところ、搭載前に心配されていた管面端での放電は見られない。

信号の取得は 3 つの mode に分けられる。イベントの頻度が 15Hz 以下の時は、512 チャンネル信号を ADC によって 8bit に分解し記録する。しかし中性子の飛来が 64Hz 以上になった時は、アノード信号の取得は止めダイノード出力のみを記録する。(打ち上がってから現在まで、そのような巨大フレアは残念ながらまだ受信されていない。) ダイノードの信号のエネルギー分解能はエネルギーによらず約 $\leq 30\%$ であるが、何層通過したかの情報を使って飛跡長(range)を計測する方法では、高エネルギーになるほどエネルギー分解能がよくなる。35MeV の中性子に対して、エネルギー分解能は約 23% であるが、100MeV の中性子に対しては約 4% の精度で計測できる[4]。入射中性子は“シンチレータ箱”の中で陽子に変換され、飛跡長が計測され、太陽方向からの散乱角 θ を使った関係式 $E_n = E_p / \cos^2 \theta$ より E_n が求められる。また中性子の検出効率はモンテカルロシミュレーションで求められており、エネルギーによらず約 20% である。

各チャンネルの信号とノイズのレベルは地上実験で求められており、また上空に上がった後のデータも使って相互チェックが行われている。これらのデータから光電子増倍管の最適電圧が決められる。光電子増倍管に加える電圧は地上のコントロールルームから変更可能である。トリガー信号は X 層と Y 層の光電子増倍管のダイノード信号の論理和または論理積でなされるが、通常は論理積によってデータを取得している。ダイノードへの信号の deposit energy が 35MeV 以上の時、トリガーされることになる。この energy threshold は陽子が 4 層以上(>12mm)通過して、到来方向が原理上区別できるエネルギーとしてセットされている。検出できる中性子の最大エネルギーは約 120MeV でシンチレータ層の最上段で陽子に変換され、最下層で静止した場合に対応している。陽子のエネルギーがそれ以上高くなると、下段の anti 機能用のシンチレータに陽子が到達するので anti 機能が働き、中性子が荷電粒子と判断され排除される。すなわち中性子の検出エネルギー範囲は $E_n = 35\text{-}120\text{MeV}$ となる。

宇宙ステーションは約 90 分で地球を一周する。そのうち約 1/3 が日陰、約 2/3 が日照である。日陰の時間帯には太陽中性子は受信できない。典型的なトリガー頻度は、赤道上空で 数個/分、北極や南極近傍で ~20 個/分程度である。また

南アメリカ異常(SAA)上空では頻度は極端に上昇する。通過する軌道にもよるが約 1600 個/分になる。従って SAA 上空で太陽フレアが発生したら実験室でのデータ解析は止めることになる。また SAA 上空を通過した時に入射する中性子はエネルギーの高いものが多く含まれている。赤道上空は background 中性子の頻度がすくなく、非常に太陽中性子の観測に良好な測定環境にある。上記の background の flux 3~20 個/分に対して方向選別能力を使用して太陽方向から到来した中性子か、宇宙ステーションの物質と宇宙線の衝突により作られた中性子か判別し、background 中性子を排除している。最適な飛行方向と飛行長は画面上で示されるが、約 10%弱のイベントは 2 個の陽子が含まれている。そのため最終的な判断は目視で実施する。太陽方向からほぼ 30 度の円錐中に飛跡がある陽子を太陽中性子の信号とする。この方向判別機能を利用することで background が~1/16 に減少する。従って宇宙ステーションが極域を通過した時に到来した中性子に対して 1~2 例程度 background 中性子が含まれる可能性は排除できない。

今日の講演ではこれらの作業で得られた太陽中性子の候補のなかから、比較的わかりやすいイベントを紹介する。

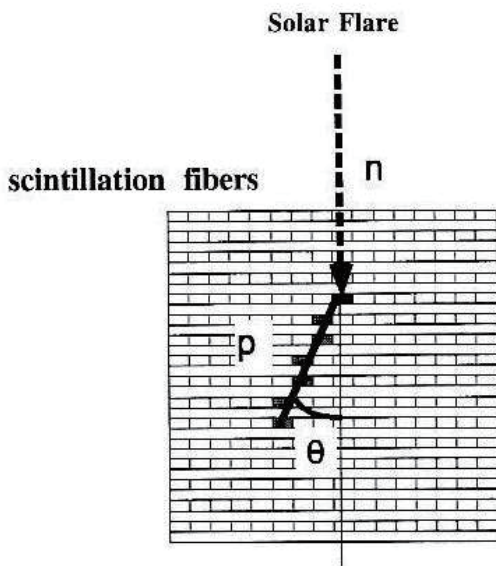


図1 SEDA-FIB 検出器概要

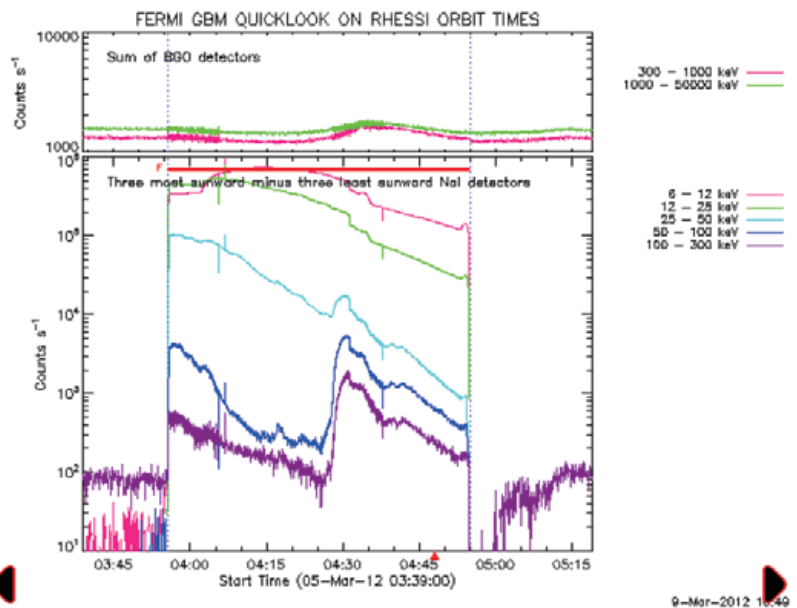


図2 2012.3.5 04UT の hard X 線の時間分布。FERMI-LAT 衛星撮影

3. 2012年3月5日と2012年3月7日のフレア

2012年3月2日から太陽黒点 NOAA region 1429 が活発な活動を始めた。3月5日には黒点は N17E52 に移動し、04:09UT 頃 X1.1 のフレアが発生した。さらに3月7日には黒点は N17E27 に移動し、00:24UT には X5.4 のフレアが発生した。そして3月9日には M6.3 のフレアを、3月10日には M8.4 のフレアをまた3月13日には M7.9 のフレアが発生した。NOAA 1429 に関して太陽中性子の有無を調べた結果を下記の表に記載する。合わせて FERMI-LAT 衛星が高エネルギーガンマ線を検出しているため、両者の観測結果と対比して示す。

Table I 太陽中性子・ガンマ線検出表

日時	X線 class	黒点位置	SEDA	Fermi-LAT	hard X-ray peak(UT)
2012.3.2	M3.3	N16E83	weak	---	no data (GOES 17:45)
2012.3.5	X1.1	N17E52	O	O	03:42? 04:31
2012.3.7	X5.4	N17E27	O	O	00:30? 01:15
2012.3.9	M6.3	---	O	O	03:50 04:01
2012.3.10	M8.4	---	X eclipse	~2 σ	17:55
2012.3.13	M7.9	N18W62	O	~2 σ	17:23

3月5日(X1.1), 3月7日(X5.4), 3月9日(M6.3), 3月13日(M7.9)のフレアに伴ってSEDAで中性子が、またFERMI-LAT衛星では高エネルギーガンマ線が受信された。3月13日のフレアに対してはFERMI-LAT衛星のデータには bump はあるが、 3σ を越える信号ではない。3月13日には黒点は西側に移動したので、フレアに伴って生成された陽子が観測されているが、3月7日には黒点は E27 に移動したので陽子も観測されている。

3月5日のフレアの面白い点は、GOES衛星では一山に見えるソフトX線の時間分布がハードX線で見ると2山になっていることである。(図2) FERMI-LAT衛星の最初のhard X線の山はその立ち上がりは日陰のため検出されていない。そこで野辺山の太陽電波望遠鏡のデータを見てみると、立ち上がり時間は03:32頃に立ち上がり、フラックスのピークは03:50頃である。そこでこれらの時間情報を使い、SEDAのデータを解析することにする。

4. 2012年3月5日のフレアに伴う SEDA のデータ

X1.1 のフレアが発生したときの宇宙ステーションの位置は、03:36-04:17UT までが日陰、03:30-03:46UT と 04:17-05:00UT は日照であった。GOES の発表では start time が 02:30UT, peak time が 04:09UT, soft X-ray flux が 1/2 に減少した時間は 04:43UT となっている。一方 FERMI-LAT 衛星のデータは太陽が衛星の視野に入った 03:55UT にはすでにピークに到達している。100-300keV の hard X-ray はすでに peak になっていた。図 2 のデータは、初めのピークの信号は 04:27UT まで減少し再度 04:31UT に peak に達するという 2 回放射の可能性を示唆している。

我々はこれらのデータと独立に太陽からの中性子放射があるか否かを調べた。図 3 に示すように、中性子も 2 回放射があったと考えられる結果が得られた。図 3 の黒い点は中性子の観測時間を表し、赤い点はエネルギーを求めて飛行時間を考慮し、太陽からいつ出発したかを示したデータである。図 3 の上図はダイノード出力をエネルギーに換算したものを、さらに飛行時間に換算したものであり、下図はレンジを計測してエネルギー→飛行時間に換算したものである。先に述べたように下図の方がエネルギーの決定が正確である。2 回の放射の赤い線は横軸に並行に近く、図 4 に示すように、ハード X 線の強度が最大に達した時刻に太陽から出発したとして説明できることを示している。縦軸は 04:00UT から測定した時刻である。すなわちこれらの中性子は X1.1 の太陽フレアで 2 回作られたと結論できる。図 4 の上図はダイノードのエネルギーを換算した出発時刻分布を表し、下図はレンジ法によって作成した太陽表面出発時刻の分布である。縦軸は 04UT から時刻で単位は分である。エネルギー誤差約 25% を考えれば、ほぼ同時刻に出発したという仮説で説明可能である。すなわち初めの群は 03:52UT に、あとの群は 04:38UT にほぼ同時刻に作られたと考えてよい (impulsive production)。

ここで太陽からの中性子であることを示すもう一つの証拠を示そう。それは到来方向分布である。03:52UT から 04:38UT までの 46 分間に、宇宙ステーションはほぼ地球を半周する。従って初めに太陽を観測した測定器の方向と後で太陽を観測する時間に検出器は反転している。この場合は南緯 50 度付近上空で太陽を見ていた検出器は北緯 50 度から太陽を見ていることになる。そのため太陽方向は両時間でほぼ反対方向になることが理解できる (上下逆転している)。図 5 を見てみよう。確かに中性子の作りだした陽子の方向は反対方向に作られていることがわかる。従ってこれらの中性子は太陽で作られたと考えられる。

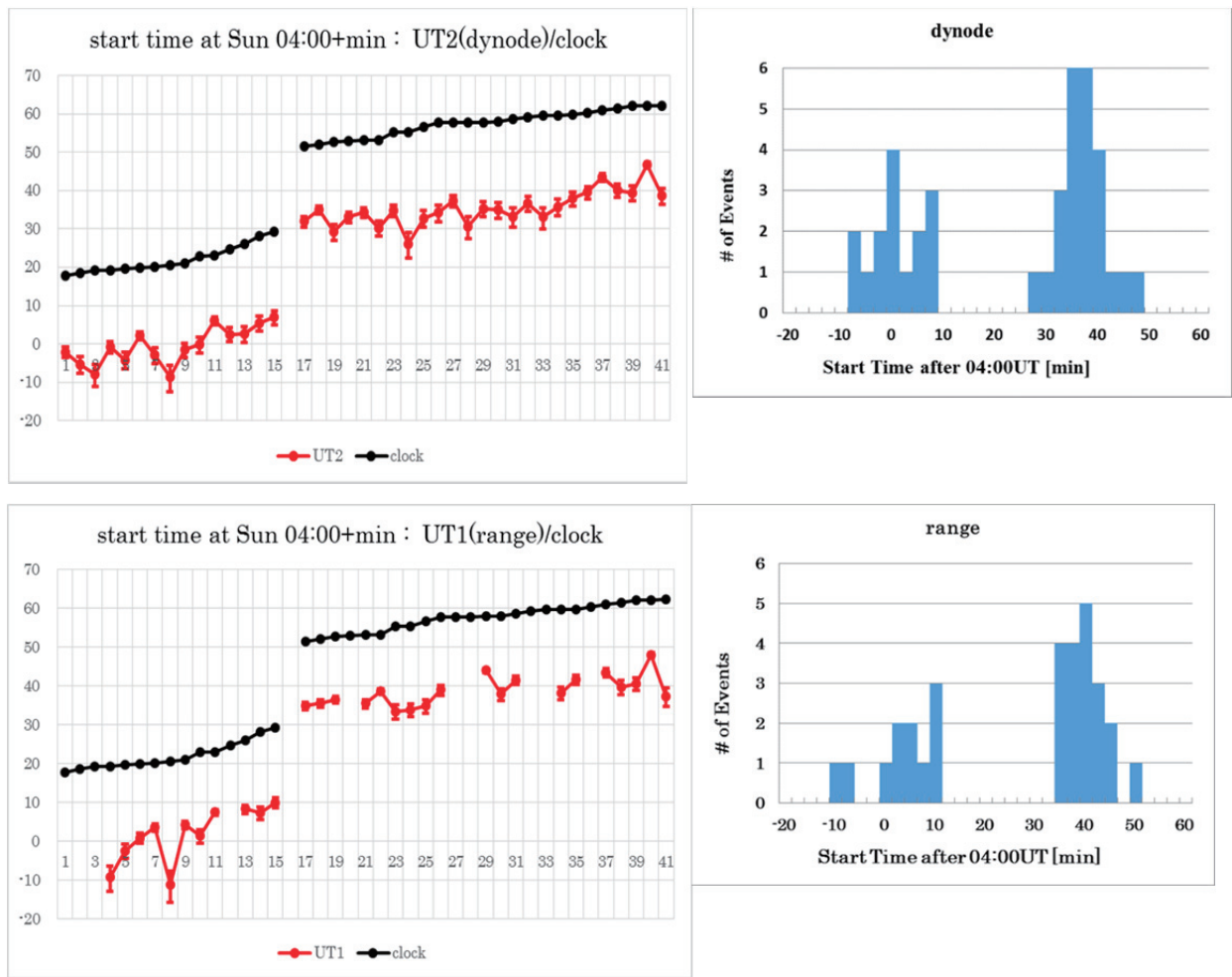
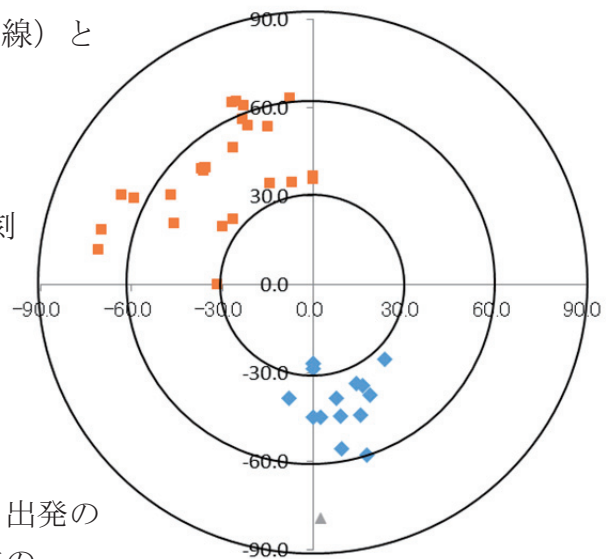


図3、4（上段）ダイノード出力によって求められた太陽表面を出発した時刻（赤線）とその時間分布（右上の青の棒線）。

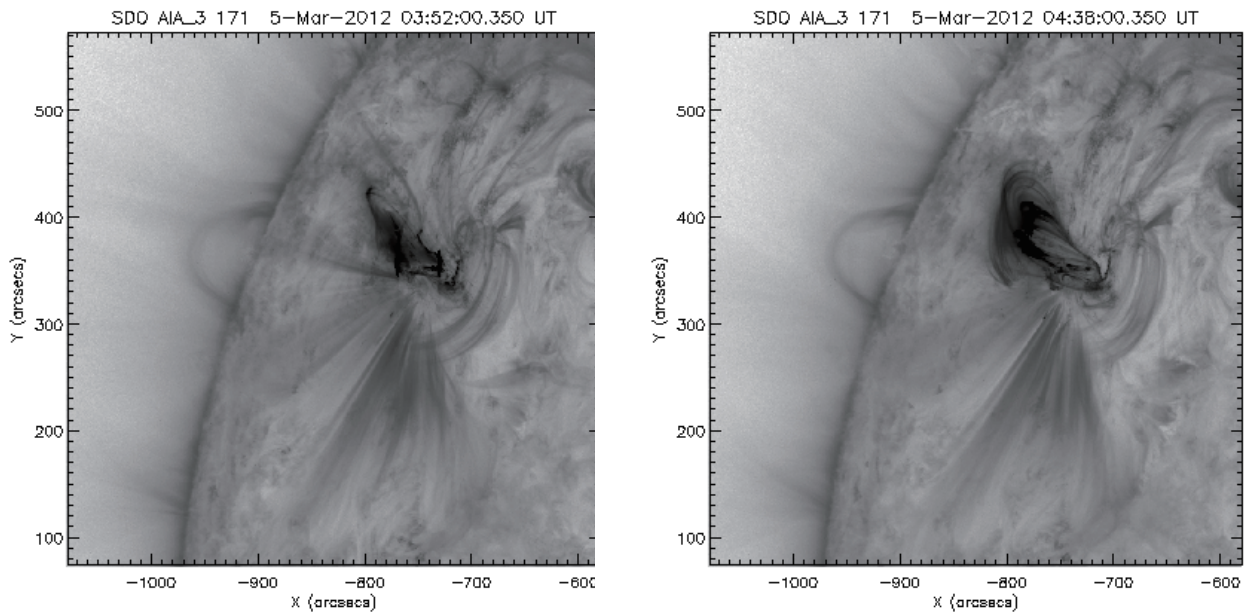
（下段）レンジ法によって求められた太陽表面出発時刻（赤線）とその時間分布（右下の棒線）。黒点は観測時刻を表す。2個のピークが存在がわかる。04:00UTを基準にした時刻で単位は分(minute)である。

図5（右の円）極座標上に投影された太陽中性子の角度分布。青色は03:56UT出発の中性子の方向分布。橙色は04:31UT出発の中性子の方向分布を表す。



5. Solar Dynamical Observatory のデータの解析

それでは 03:52UT と 04:38UT の両時間に太陽表面で何が起こっていたのか？
そこで時刻に太陽表面がどうなっていたのか、Solar Dynamical Observatory の紫
外線連続写真を基に考察をしてみよう。まず解析の結果次のことがわかった。



- (1) 03:33UTCME がスタートしている。実際コロナグラフで 03:36UT にはすでに太陽表面から上昇するコロナが撮像されている。
- (2) 03:42-03:43UT にかけて中央部の南北に走る loop の先端が光り始める。光っている中心の座標は $X=-635\text{arcsec}$, $Y=370\text{arc sec}$ である。
- (3) 野辺山の電波の信号が最大になる 03:56UT 頃にはこの中心部の明るい光のため CCD がハレーションを起こし、詳細に解像できない。
- (4) 04:04UT には中心部の東の loop も明るく光りだす。おそらく高温のプラズマがこの loop に打ち込まれたからであろう。
- (5) 04:38UT の二回目の hard X 線の増光に関して、発光の座標が少し東の方に移動しているように見える。 $X=-615\text{arcsec}$, $Y=400\text{arc sec}$ である。
- (6) ギリシャ文字の Υ のようなフレアが撮像されている。2 個のループの足元近傍で磁気ループが衝突しているように見える。(上の右の写真。04:38UT)

上の左の写真は一回目のフレアの発生場所を示している(03:52UT に撮像)。

以上が SDO の 171nm の写真の概要である。

6. まとめ

今回のデータからは、中性子がどのような粒子の動きで作られたのかまでは観測的に解明できなかった。太陽表面の磁気ループの衝突の際、高い電位差を有する領域が形成されその電場で陽子が加速された可能性や[5]、高温のプラズマ中の陽子が、磁気ループ再結合で作られる高速流のプラズマジェットと衝突を繰り返し、衝撃波加速モデル[6]のように高エネルギーまで加速された可能性が考えられる。

03:00-03:47UT まで“ひので衛星”はこのフレアを Ti-poly 及び Be-thin のチャンネルで多数回観測しており、またフレアが最大に達した 04:20UT には Be-thick, Al-med のチャンネルでも 4 回撮像している。より高温のプラズマ領域が SDO ではハレーションを起こしている領域のどこにあるのかを“ひので衛星”のデータから知ることができるものと思われる。今後の解析に期待したい。

2012 年 3 月 5 日 X1.1 のフレアに伴って、SEDA-NEM 測定器は太陽からの中性子を捉えた。中性子は hard X 線の発生時間分布のように、2 回発生したと考えられる。中性子のエネルギー測定誤差を考慮すれば、中性子はほぼ同時刻に短時間の間に太陽表面で作られたと考えられる。この時 FERMI-LAT 衛星は高エネルギーガンマ線を観測していた。なお SEDA-AP の仕事はつぎの論文で発表されている[7][8][9][10]。

参考文献

- [1] L. Dorman, Solar Neutrons and Related Phenomena, 1-873p, Springer 出版(2010) に詳細にまとめられている。
- [2] E.L. Chupp et al., ApJ 263 (1982) L95.
- [3] E.L. Chupp et al., ApJ 318 (1987) 913.
- [4] I. Imaida et al., NIM A421 (1999) 99.
- [5] G.D. Holman, ApJ, 293 (1985) 584., S. Tsuneta, ApJ 290 (1985) 353.
- [6] S. Tsuneta and T. Naito, ApJ 495 (1998) L67.
- [7] K. Koga et al., Astrophys. Space Sci. Trans., 7 (2011) 411-416.
- [8] Y. Muraki et al., Advances in Astronomy, (2012) 14 pages, doi:10.1155/2012/379304.
- [9] K. Koga et al., Proceed. 32nd ICRC in Beijing, 10 (2011) page 169-173.
- [10] Y. Muraki et al., Proceed. 33rd ICRC in Rio de Janeiro, (2013) paper #65, Oral presentation was given in July 4th, 2013.

以下調べたフレアと中性子の存在の有無を表にする。赤丸は確実なイベント、

緑の weak は 2σ 程度のエクセス、very weak は 1σ 程度、Fermi はガンマ線が FERMI-LAT 衛星で受信されたものに対応している。

フレアリスト

Date	X線強度	衛星位置	中性子存在	コメント (Fermi γ)
• Year 2010 (M>2.0)				
Feb. 6 th 18:59	M2.9	sun side O	neutrons X	
Feb. 7 th 02:34	M6.4	sun side O	neutrons X	near pole
Feb. 8 th 07:43	M4.0	sun side O	neutrons X	
Feb. 8 th 13:47	M2.0	sun side O	neutrons X	near SAA
Feb. 12 th 11:26	M8.3	sun side O	neutrons X	very impulsive
June 12 th 00:57	M2.0			very impulsive
•				
• Year 2011 (M>2.0)				
Feb. 13 th 17:38	M6.6	eclipse X	neutrons X	
Feb. 15 th 01:44	X2.2	eclipse X	neutrons X	
Feb. 18 th 10:11	M6.6	sun side O	neutrons X	after SAA no proton
Feb. 24 th 07:35	M3.5	eclipse X	neutrons X	
Mar. 7th 20:12	M3.7	sun side O	neutrons O	02:10 out from eclipse
Fermi				
Mar. 8 th 10:44	M5.3	eclipse X	neutrons X	10:42:50 in eclipse
Mar. 8 th 18:28	M4.4	eclipse X	neutrons X	18:20:49
Mar. 9 th 23:23	X1.5	eclipse X	neutrons X	23:21:26
Jun. 7th 06:25	M2.5	O \rightarrow X	neutrons O	Fermi
Jul. 30 th 02:09	M9.3	sun side O	neutrons X	maybe no (no proton)
Aug. 3 rd 13:48	M6.0	sun side O	neutrons X	14:06:59 just after SAA
Aug. 4 th 03:57	M9.3	sun side O	neutrons X?	03:58:48 maybe Fermi
Aug. 8 th 18:10	M3.5	sun side O	neutrons X	before SAA very weak
Aug. 9 th 03:54	M2.5	sun side O	neutrons X	04:03:31 before SAA weak
Aug. 9 th 08:05	X6.9	sun side O	neutrons X	no proton
Sep. 6 th 01:50	M5.3	sun side O	neutrons X	after 1:55 OK, SAA
Sep. 6 th 22:20	X2.1	sun side	neutrons ?	very weak Fermi
Sep. 7 th 22:38	X1.8	sun side O	neutrons X ?	Fermi(3.3σ)
Sep. 8 th 15:46	M6.7	sun side O	neutrons X	near SAA
Sep. 9 th 06:11	M2.7	O \rightarrow X	neutrons X	

- Sep. 22nd 11:01 X1.4 O → X neutrons ? **very weak**, soon eclipse
- Sep. 24th 09:40 X1.9 X → O neutrons X
- Sep. 24^h 13:20 M7.1 sun side O neutrons X
- Sep. 24th 19:18 M3.0 sun side O neutrons **O** radio, probably yes **No Fermi !?**
- Sep. 24th 20:36 M5.8 sun side O neutrons X
- Sep. 25th 02:33 M4.4 eclipse (X→O) neutrons ? only tail
- Sep. 25th 04:50 M7.4 eclipse (X→O) neutrons ? **weak signal**
- Sep. 25th 15:33 M3.7 sun side O neutrons X small bkg region → SAA
- Sep. 26th 05:08 M4.0 sun side O neutrons X small bkg region after 05:35
- Sep. 26th 14:45 M2.6 sun side O neutrons X
- Oct. 2nd 00:50 M3.9 sun side O neutrons X
- Nov. 2nd 22:01 M4.3 sun side O neutrons X small bkg region
- Nov. 3rd 20:27 X1.9 sun side O neutrons **O** (X → O after 20:38 OK) **No Fermi**
- Nov. 5th 03:35 M3.7 sun side O neutrons X
- Dec. 25th 18:16 M4.0 eclipse X neutrons X impulsive after 18:45 OK
-
- **Year 2012 (M>3.0)**
- Jan. 19th 16:05 M3.2 sun side X→O neutrons X before 16:32 eclipse
- **Jan. 23rd 03:59 M8.7 sun side O→X neutrons **O** before 04:38 OK **Fermi****
- Jan. 27th 18:37 X1.7 sun side O neutrons X after 18:31 OK **Fermi (4.0σ)**
- Mar. 2nd 17:46 M3.3 sun side O neutrons ? **weak signal**
- Mar. 4th 10:45 M2.0 eclipse X neutrons X before 10:49 OK
- Mar. 5th 04:05 X1.1 X → O **neutrons O** after 04:17 OK **Fermi(3.7σ)**
- Mar. 7th 00:24 X5.4 O → X **neutrons O** 0:28-0:57 eclipse **Fermi**
- Mar. 9th 03:45 M6.3 sun side O neutrons **O** **Fermi (3.6σ)**
- Mar. 10th 17:50 M8.4 eclipse X neutrons X
- **Mar. 13th 17:25 M7.8 sun side O neutrons **O** **No Fermi !?****
- May. 9th 12:32 M4.7 sun side O neutrons X
- May. 9th 21:01 M4.1 sun side O neutrons ? near SAA

- May.10th 04:18 M5.7 sun side O neutrons X
- May.17th 01:47 M5.1 sun side O neutrons X 1st GLE event **Fermi (3.2 σ)**
- Jun. 3rd 17:55 M3.3 not yet analyzed?? **Fermi**
- Jun.14th 14:35 M1.9 not yet analyzed??
- Jul. 2nd 10:52 M5.6 eclipse X neutrons X very impulsive **Fermi (3.1 σ)**
- Jul. 2nd 20:07 M5.6 eclipse X neutrons X very impulsive
- Jul. 4th 09:55 M5.3 sun side O neutrons X very impulsive
- Jul. 4th 22:05 M4.6 eclipse X neutrons X very impulsive
- Jul. 5th 11:44 M6.1 sun side O neutrons X very impulsive
- Jul. 5th 03:36 M4.7 very impulsive not yet analyzed??
- Jul. 6th 23:08 X1.1 X \rightarrow O neutrons X?! **Fermi**
- Jul. 8th 16:32 M6.9 eclipse X neutrons X proton associated
- Jul. 12th 16:49 X1.4 sun side O neutrons X CME
- Jul. 17th 17:15 M1.7 sun side O neutrons ? **weak signal**
gradual
- Jul. 19th 05:58 M7.7 sun side O neutrons X gradual increase
- Jul. 27th 17:26 M2.7 X \rightarrow O neutrons ? **weak signal**
- Jul. 28th 20:56 M6.1 eclipse X neutrons X over SAA
- Aug. 18th 01:02 M5.5 sun side O neutrons ? **very weak signal**
- Aug. 31st 20:43 C8.4 eclipse X eclipse X proton event
- Sep. 27th 23:57 C3.7 X \rightarrow O neutrons X proton event
- Oct. 20th 18:14 M9.0 sun side O neutrons X
- Oct. 22nd 18:51 M5.0 sun side O neutrons X proton event
- Oct. 23rd 03:17 X1.8 sun side O neutrons X impulsive flare
- Nov. 8th 02:23 M1.7 sun side O neutrons X gradual flare
- Nov. 13th 02:04 M6.0 sun side O neutrons ? impulsive
- Nov. 13th 20:54 M2.8 sun side O over SAA impossible
- Nov. 21st 15:30 M3.5 sun side O neutrons ? impulsive
-
- Until March 2013, solar flares with M>3.0 were **NOT** observed
- **Also no signal observation by the FERMI-LAT detector.**
-
- **Year 2013 (M>3.0)**
- Apr. 11th 07:16 M6.5 sun side O neutrons **O** **Fermi**

•	Apr. 12 th	20:38	M3.3	sun side O	neutrons O	weak signal
•	May. 10 th	00:57	M3.9	sun side O	neutrons O	weak signal
•	May. 13 th	02:17	X1.7	O → X	neutrons X !?	Fermi
•	May. 13 th	16:05	X2.8	eclipse X	neutrons X !?	Fermi
•	May. 14 th	01:11	X3.2	O → X	neutrons X !?	Fermi
•	May. 15 th	01:48	X1.2	sun side O	neutrons X	
•	May. 17 th	08:57	M3.2	sun side O	neutrons X	
•	May. 22 nd	13:20	M5.0	O → X	neutrons O	weak signal
•	Jun. 7 th	22:49	M5.9	no observation		
•	Oct 22 nd	21:20	M4.2	sun side O	neutrons ?	weak signal
•	Oct 24 th	00:08	M3.1	eclipse X	neutrons X	
•	Oct 24 th	00:30	M9.3	sun side O	neutrons ?	weak signal
•	Oct 24 th	10:33	M3.5	sun side O	neutrons X	
•	Oct 25 th	03:02	M2.9	sun side O	neutrons ?	weak signal
•	Oct 25 th	08:01	X1.7	sun side O	neutrons X !?	p-event Fermi
•	Oct 25 th	15:03	X2.1	X → O	neutrons X	proton event
•	Oct 26 th	19:27	M3.1	sun side O	neutrons X	
•	Oct 27 th	12:48	M3.5	sun side O	neutrons X	
•	Oct 28 th	02:03	X1.0	sun side O	neutrons X	
•	Oct 28 th	04:41	M5.1	O → X	neutrons X	proton event
•	Oct 28 th	15:15	M4.4	sun side O	neutrons ?	weak signal (3σ) Fermi
•	Oct 29 th	21:54	X2.3	sun side O	neutrons X	proton event
•	Oct. 31 st	13:51	M1.9	sun side O	neutrons X	proton event
•	Nov. 1 st	19:53	M6.3	sun side O	neutrons ?	weak signal
•	Nov. 3 rd	05:22	M5.0	sun side O	neutrons X	
•	Nov. 5 th	22:12	X3.3	sun side O	neutrons X	
•	Nov. 7th	00:02	M1.8	sun side O	neutrons O	proton event
•	Nov. 8 th	04:26	X1.1	X → O	neutrons X	
•	Nov. 10 th	05:14	X1.1	sun side O	neutrons X	
•	Nov. 19 th	10:26	X1.0	sun side O	neutrons X	
•	Dec. 19 th	23:10	M3.5			impulsive
•	Dec. 22 nd	15:00	M3.3			impulsive
•	Dec. 28 th	17:50	C9.3			p-event
•	Dec. 29 th	07:50	M3.1			impulsive
•	Dec. 31 st	21:45	M6.4			impulsive
•	Jan. 1 st	18:40	M9.9			impulsive

- Jan. 4th 19:00 M4.0 p-event (small size) / 22:40 M1.9 the second flare
- Jan. 6th 09:30 C2.6 p-event (3 bumps)
- Jan. 7th 10:00 M7.2 impulsive
- Jan. 7th 18:00 X1.2 p-event (important)
- These events could not be detected due to the lack of the power supply from the space station.

•

• Year 2014 (M>3.0)

- Jan. 27th 22:10 M4.9 sun side O neutrons X
- Jan. 28th 07:31 M3.6 sun side O neutrons X very weak($\sim 1\sigma$)
- Jan. 28th 15:26 M3.5 sun side O neutrons X very weak($\sim 1\sigma$)
- Jan. 28th 19:40 M4.9 X -> O neutrons X 19:51~
- Jan. 30th 16:11 M6.6 eclipse X neutrons X
- Feb. 1st 07:23 M3.0 X -> O neutrons X 07:30~
- Feb. 2nd 09:31 M4.4 eclipse neutrons X 09:50~
- Feb. 2nd 18:11 M3.1 sun side O neutrons X
- Feb. 4th 01:23 M3.8 sun side O neutrons X ~01:33 pair flare
- Feb. 4th 04:00 M5.2 sun side O neutrons X
- Feb. 12th 04:25 M3.7 sun side O neutrons ? weak ($\sim 2\sigma$) pair flare
- Feb. 20th 07:56 M3.0 eclipse neutrons X O->X->O 08:20~ proton event
- Feb. 25th 01:00 X4.9 eclipse neutron X O -> X ->O ~00:47, 01:20~

Fermi

- Mar. 11th 03:50 M3.5 O -> X neutrons X
- Mar. 12th 22:34 M9.3 sun side O neutrons X
- Mar. 29th 17:48 X1.0 O->X->O neutrons X
- Apr. 2nd 14:05 M6.5 sun side O neutrons ? weak signal strong CME
- Apr. 18th 13:03 M7.3 O->X neutrons X proton flare
- Apr. 25th 00:27 X1.3 X -> O neutrons X
- May. 8th 10:07 M5.2 X -> O neutrons X
- May. 27th 22:10 M4.9
- Jun. 10th 11:42 X2.2 S15E80 pair (1)
- Jun. 10th 12:52 X1.5 S17E82 pair (1) strong CME
- Jun. 11th 08:09 M3.0 S18E68 pair (2)
- Jun. 11th 09:06 X1.0 S18E65 pair (2) weak CME

- Jun. 11th 21:03 M3.9
- Jun. 12th 09:37 M1.8 S25W53 pair(3)
- Jun. 12th 10:21 M2.7
- Jun. 12th 21:13 M1.0
- Jun. 12th 22:16 M3.1 S20W55 pair(3) strong CME
- Jun. 13th 07:56 M2.6
- Due to the heat problem, those flares were not observed by SEDA.(May 8th-June 20th)
-
- Jul. 8th 16:20 M6.5 sun side O neutron **O** very impulsive, SONTEL
- Aug. 20th 13:36 M3.4 sun side O neutron X
- Aug. 24th 12:17 M5.9 eclipse X neutron X
- Aug. 25th 15:11 M2.0 sun side O neutrons ? very weak signal
- Aug. 25th 20:21 M3.9 sun side O neutrons? **weak signal** (~2 σ)
- Sep. 3rd 13:54 M2.5 O→X→O neutrons **O**
- Sep. 8th 00:29 M4.5 O→X→O neutrons X
- Sep. 10th 17:45 X1.6 O→X neutrons X
- Sep. 14th 02:16 M1.5 X SAA
- Sep. 28th 02:58 M5.1 sun side O neutron **O**
- Oct. 2nd 19:01 M7.3 O→X SAA
- Oct. 14th 18:37 M1.1 sun side O neutrons X
- Oct. 14th 21:21 M2.2 O→X→O neutrons ? **very weak**
- Oct. 16th 13:03 M4.3 X neutrons X
- Oct. 19th 05:03 X1.1 sun side O neutrons X
- Oct. 20th 09:08 M3.9 sun side O neutrons X
- Oct. 20th 16:32 M4.5 X→O neutrons X
- Oct. 22nd 01:40 M8.7 O→X neutrons X SAA
- Oct. 22nd 14:30 X1.6 O→X neutrons X
- Oct. 24th 21:35 X3.1 sun side O neutrons **O**
- Oct. 25th 17:05 X1.0 X→O neutrons X
- Oct. 26th 10:50 X2.0 sun side O neutrons X
- Oct. 26th 18:10 M4.2 sun side O neutrons ? **very weak**
- Oct. 26th 20:21 M2.4 sun side O neutrons ? **weak** (~2 σ)
- Oct. 27th 00:20 M7.1 sun side O neutrons X
- Oct. 27th 10:05 M6.7 sun side O neutrons ? **weak** (~2 σ)
- Oct. 27th 14:45 X2.0 sun side O neutrons X
- Oct. 28th 02:42 M3.4 sun side O neutrons X

•	Oct. 28 th	03:32	M6.6	O → X	neutrons X	
•	Oct. 30 th	01:35	M3.5	sun side O	neutrons ?	very weak
•	Nov. 3 rd	11:50	M2.2	sun side O	neutrons X	
•	Nov. 3 rd	22:40	M6.5	sun side O	neutrons X	
•	Nov. 4 th	08:38	M2.6	sun side O	neutrons ?	very weak (flare two peaks)
•	Nov. 5 th	09:48	M7.9	sun side O	neutrons X	
•	Nov. 5 th	19:44	M2.9	sun side O	neutrons ?	weak (~2σ)
•	Nov. 6 th	01:38	M3.2	eclipse X → O	neutrons X	after 01:52 OK
•	Nov 6 th	03:45	M5.4	sun side O	neutrons X	
•	Nov. 6 th	22:15	M2.5	sun side O	neutrons ?	very weak
•	Nov. 7 th	02:50	M2.7	sun side		directional information ?
•	Nov. 7 th	17:26	X1.6	no data		
•	Nov. 15 th	12:03	M3.2	sun side O	neutrons X	
•	Nov. 15 th	20:46	M3.7	eclipse X	neutrons X	
•	Nov. 16 th	17:48	M5.7	sun side O	neutrons X	(17:57-18:08) over SAA

太陽活動の地球気候への影響

- Top down scenario か bottom-up scenario か？

村木 綏、柴田 隆 (名古屋大学)、柴田祥一 (中部大学)

1. はじめに

太陽活動が地球の気候に影響を与えているのかという問題は、太陽地球系科学の中心問題の一つである。太陽活動が地球の超高層に影響を与えていることは疑う余地がないし、今までにも多数の優れた研究がなされている。古い時代には短波通信に与えるデリンジャー現象が有名であった。しかし最近では光ファイバーによる通信が主流のため太陽活動から国際通信は free になっている。地球の大気上層に太陽活動が影響を与えていることは明白であるが、地球の対流圏下の気候に影響を与えているかは、必ずしも確定したことはないという著者は考える。この仮説は **top-down scenario** と呼ばれる。

一方海洋や対流圏が太陽活動の影響を受け、気候に変動を与えているという仮説を **bottom-up scenario** と呼んで区別する。果たして **top-down scenario** が正しいのか、**bottom-up scenario** が正しいのか、あるいは両仮説が同時に成立しているのか、本当に太陽活動が地球の気候変動を引き起こしているのかという根本的な疑問も含めて、学会で盛んな議論が展開されている。国際気候変動パネル (IPCC) の推定値は、太陽活動の地球気候への影響は温暖化ガスの 5% 程度である。約 $1/8 \text{watts/m}^2$ である。また Lean and Rind の解析によると、太陽活動による地球の気温への影響は北緯・南緯 40 度近傍が最大であり約 0.5K と推定している[1]。この値は過去 118 年間の世界の気象 data を解析して得られたものである。このように太陽活動の気候への影響はわずかなので、本当に影響があるのかということまで含めて議論を呼んでいる。

以上のような背景の中で、我々は **bottom-up scenario** に関連する面白い気象データを見いだしたので、ここで報告しておく。

2. 屋久島気象データの解析

屋久島は良く知られたように、降雨量の大変多い島である。年間の降雨量 4,500mm にも及ぶ。特に 6 月の降雨量が多く一か月で 770mm にもなる。屋久島のすぐ南を黒潮暖流が流れており島の気温は安定している。また屋久島には標高が 2,000m 近くの山がある。

屋久島の気象は屋久島測候所により測定されており、1,938年から75年間の気象データが存在している。これらの気象データは気象庁のホームページから公開されており、我々はそのデータを使用して解析した[2]。

まず図1と図2に、気温と水蒸気圧の値に対してフーリエ解析をした結果を示す。図の横軸は月単位で示されており、12か月の所に鋭いピークがある。これは取りも直さず春夏秋冬の季節変動に対応するものである。しかしそれ以外に特に際立ったピークは無い。一方図3に示すように、日照時間に対するフーリエ解析の結果は少し違って成分が含まれている。春夏秋冬に対応する鋭いピークはあるが、それ以外におよそ22年に対応する周期の存在がある。ここで日照時間とは太陽を直接見たとき、120watts/m²以上になる日射量の時間と定義されている。日照時間が120watts/m²以下になると、影が見えなくなる程度の日射量である。

そこでさらに日照時間の分析を進めた。各月毎に周期解析を行ってみた。その結果6月に太陽周期に対応する11年周期が見られ、7月に倍周期の22-24年周期の存在が分かった。図4と図5にその結果を示す。

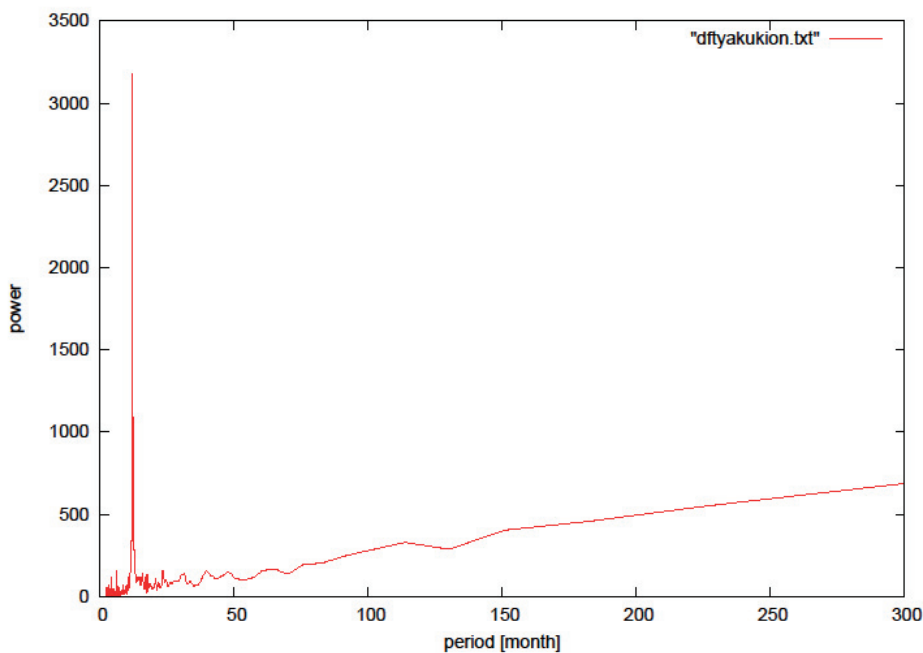


図1. 気温のデータに関する周期解析結果。使用した気温データは1938年から2013年間に屋久島で測定されたもので、横軸は月単位で表してある。

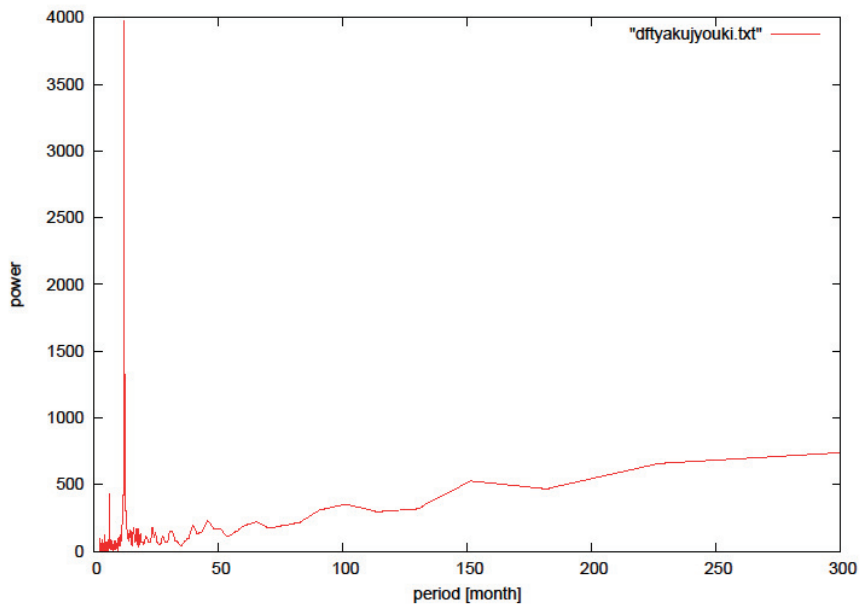


図 2. 水蒸気圧に対するフーリエ解析の結果。横軸は月単位で表されている。12 か月に鋭いピークが見られる。使用したデータは 1938-2013 年度。

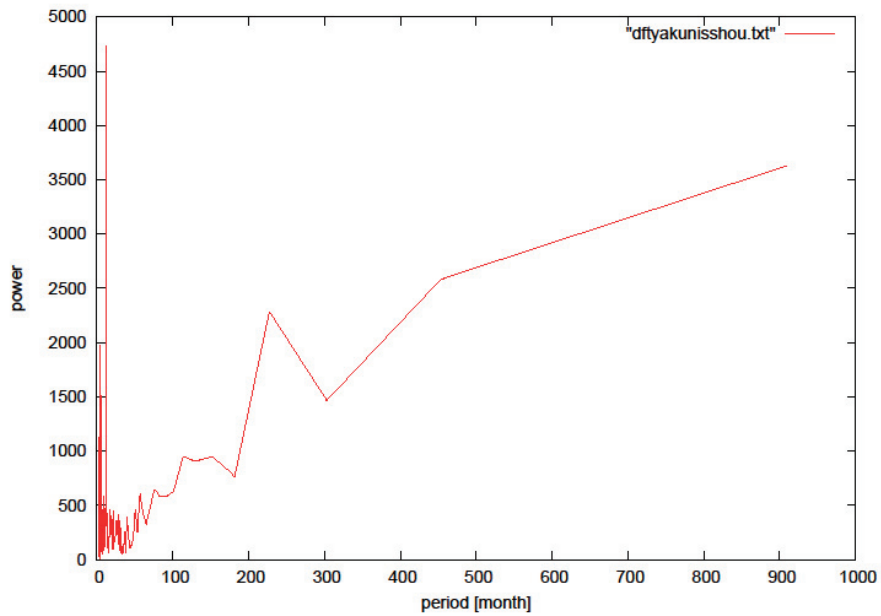


図 3. 日照時間に対するフーリエ解析結果。12 か月の鋭いピークの他に、240 か月近傍にもエクセスが認められる。

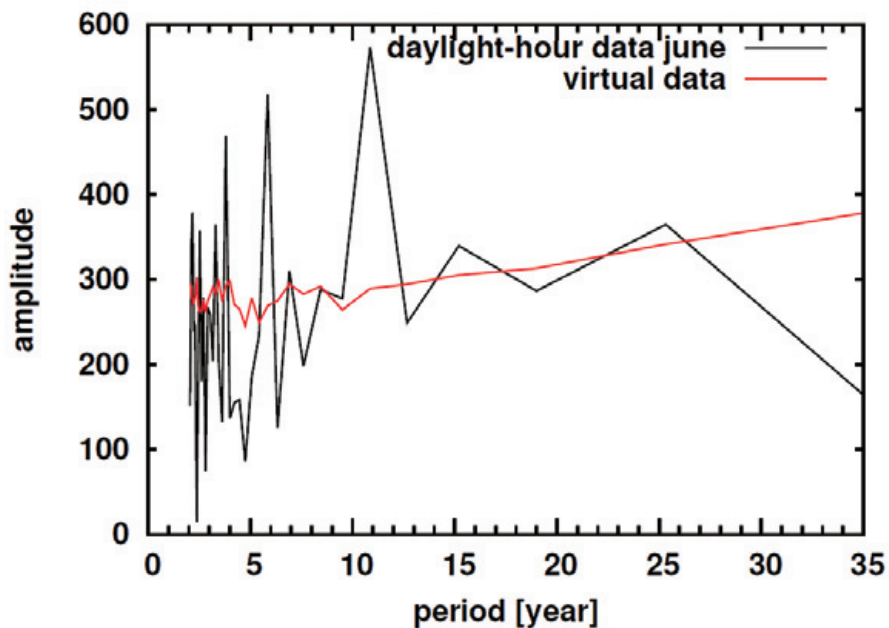


図 4. 屋久島日照時間 6 月に対するフーリエ解析の結果。周期 11 年のところに約 2σ のエクセスが認められる。赤線は background に対するフーリエ解析の結果。1938-2013 年のデータを使用。

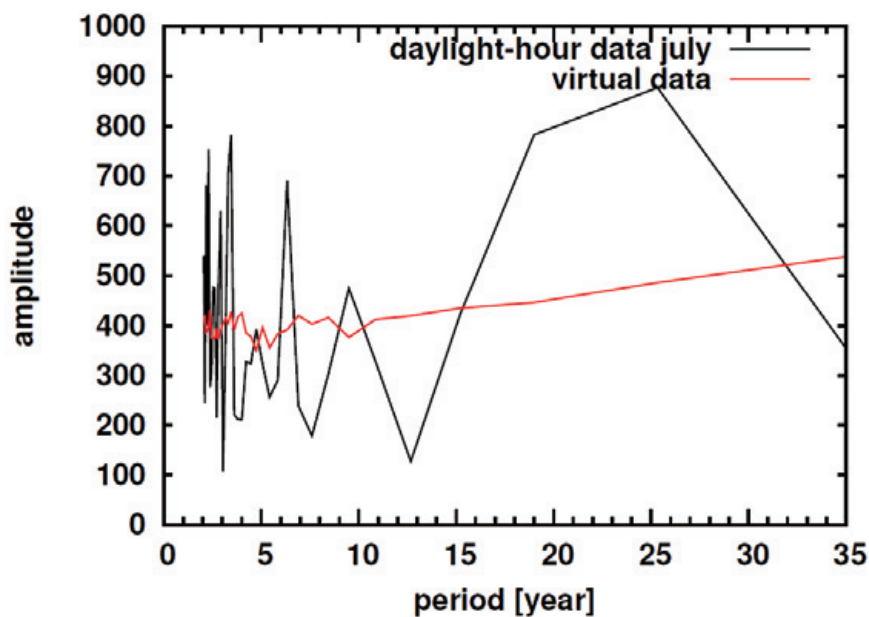


図 5. 屋久島日照時間 7 月に対するフーリエ解析の結果。縦軸は振幅を表す。赤線は background に対するフーリエ解析の結果。19 年と 25 年の周期にエクセスが認められる。統計的有意性はそれぞれ 2σ 弱である。しかし 2 点にまたがっているので、結合すれば有意性があると思われる。

3. 屋久島日照時間データと太陽活動の相関

ここまでは何も細工をしていない、“解析したらこうなりました”という報告である。ここで終わってもよいのであるが、少しその原因を考察してみよう。6月は梅雨前線の活動が活発になる時期であり、7月は夏の太平洋高気圧が張り出してくる月である。

11年周期と言えば太陽活動を思いつく。そこで太陽活動と相関があるのか否か調べて見た。6月の日照時間の変動には他の要因が含まれている。それは火山活動による、火山灰の到来による日照時間の減少である。この混濁係数を補正して、本来の値に直した日照時間と太陽黒点数を比較したものが図6である。両者はかなり連動しているように見える。ちなみに両変動量間の相関係数をとってみると0.47となった。おおよそ0.5である。日照時間と黒点数には相関があることがわかった。

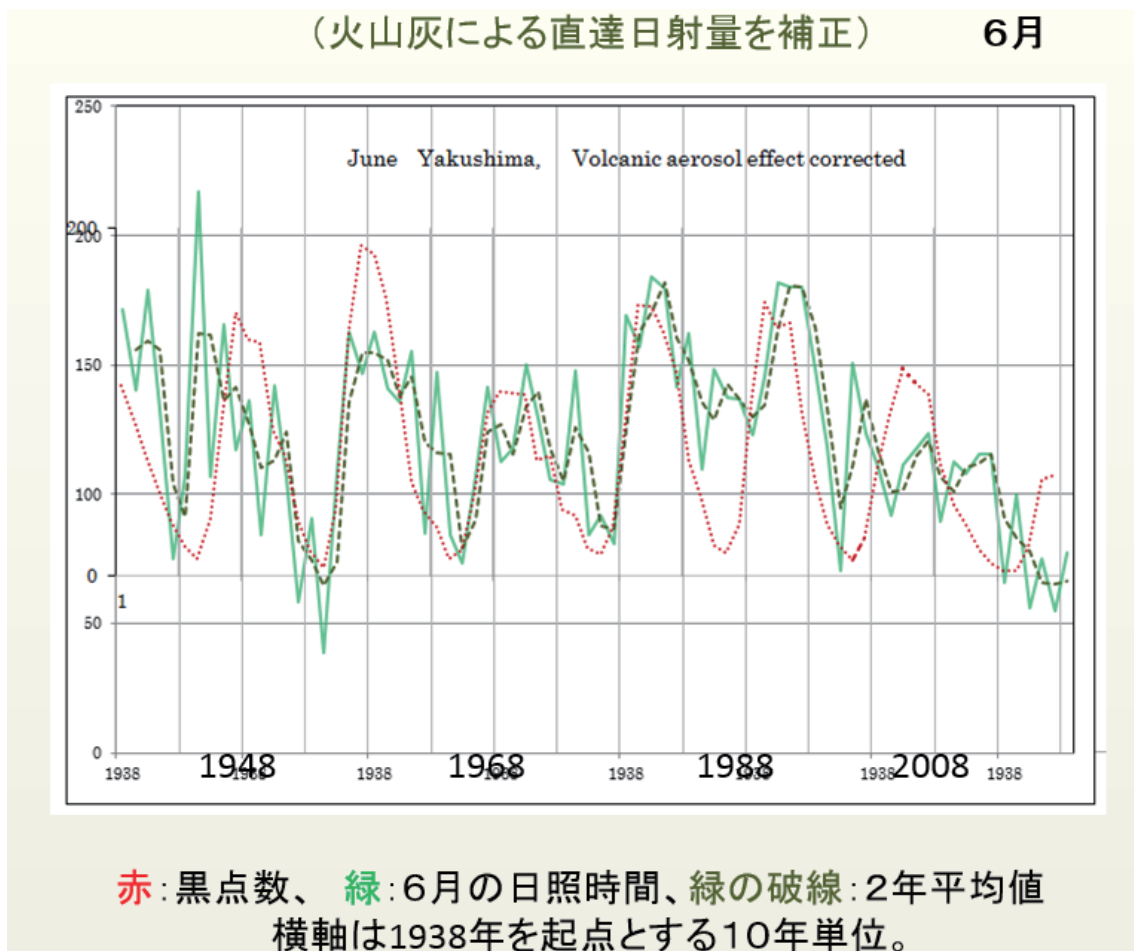


図6. 日照時間と太陽黒点数を重ねた図。赤の点線が黒点数を表し、緑の点線が

日照時間の2年移動平均をとったものに対応。

4. 八丈島の日照時間の解析

屋久島で見つかった日照時間と太陽活動の相関が、たまたま屋久島だけのものか、広域にまたがっている現象なのかを調べるために、同じような条件下の気象データをフーリエ解析してみた。その結果を次に述べる。黒潮が流れていて、山がある島を探したら八丈島が見つかった。八丈島では屋久島よりも測候所の記録が長く、なんと明治40年から106年間の貴重なデータがある。そこで6月と7月の日照時間に対して同じようにフーリエ解析を実施した。すると同じような傾向が見つかった。すなわち屋久島に存在した周期は八丈島にも存在していた。かなり普遍的であることがわかる。結果を図7と図8に示す。

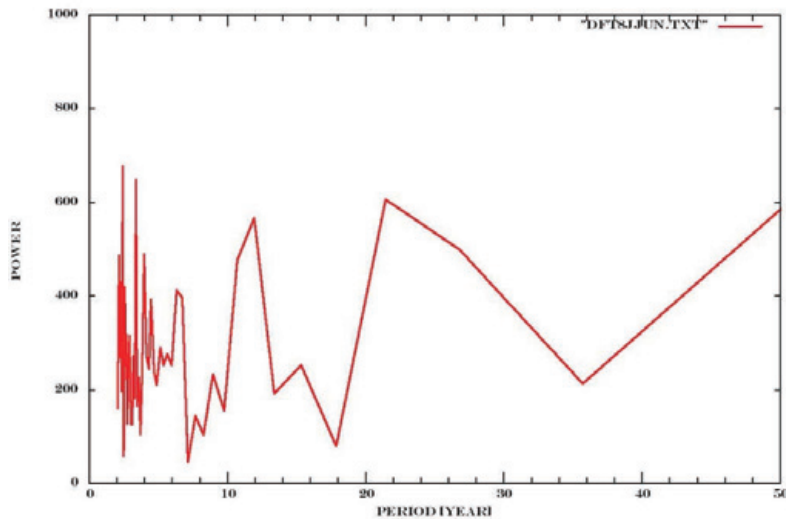


図7. 八丈島の6月日照時間に対するフーリエ解析の結果。11-12年周期の箇所と、22年周期の箇所にそれぞれ 3σ 弱のアクセスが認められる。

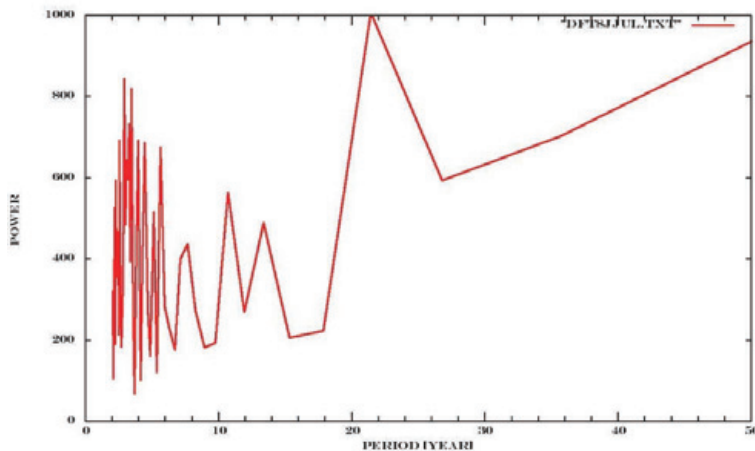


図8. 八丈島の7月日照時間に対するフーリエ解析の結果。

22年周期の箇所にも 3σ 程度のエクセスが認められる。

5. NZ ラウル島の日照時間

日本で見つかった日照時間に現れたフーリエ解析の結果が global に成り立つものか否かを知るため、赤道をはさんだ屋久島の反対側の島のデータ解析をした。暖流が流れており、島に山があればオーストラリア領の島でもよかった。さしあたりデータが得られた NZ のケルマディック諸島、ラウル島(Raoul)のデータを解析した。(このデータは NZ 気象庁から公開されているが、月毎に整理されておらず、全部の生データを処理するのに著者の一人は《柴田祥一》大変苦労した。) 島には標高 516m の山がある。島の地理的位置は、南緯 29 度 27 分西経 177.92 度でほとんど日付変更線上にある。図 9 に解析結果を示す。この場合は現地が梅雨に相当する 12 月のみのデータに 11 年周期が認められた。

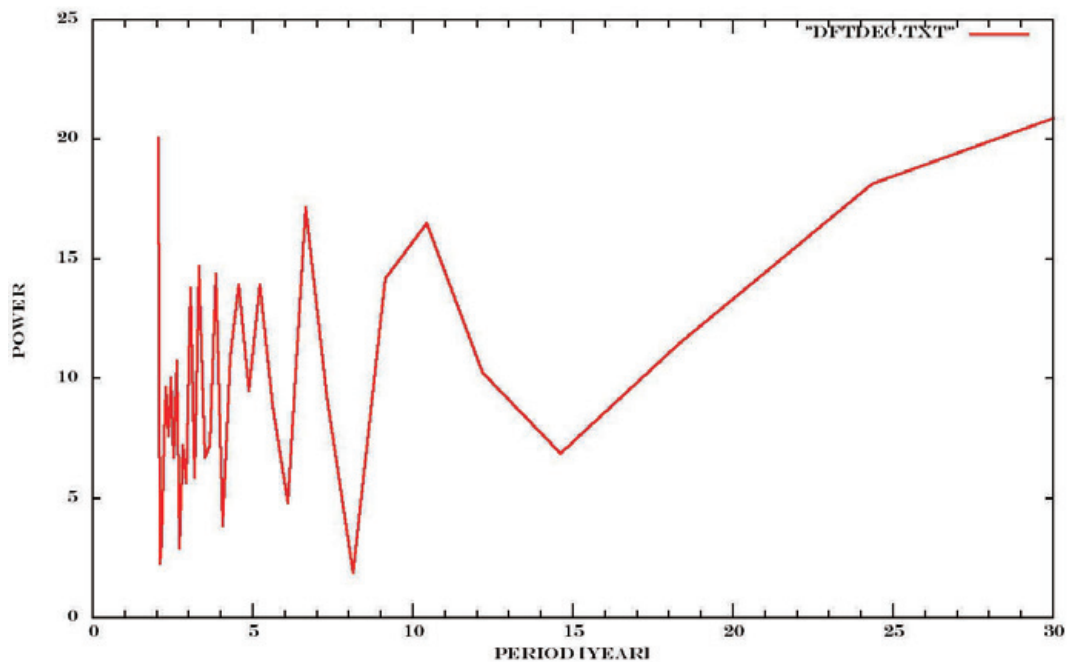


図 9. NZ ケルマディック諸島、ラウル島の 12 月の日照時間に対するフーリエ解析結果。12 年周期の存在が認められるが、統計的有意性は 2σ 程度である。使用したデータは 1940-2013 年度のものである。

まとめ

八丈島も屋久島もラウル島も太陽が真上に上ってくる 6 月または 12 月に 11 年周期が卓越している。八丈島の山の標高は屋久島のように 2,000m 級の山があるわけではないが、標高 700m と 860m の山が 2 つ存在している。暖流も流れている。山がある島に関連した気象現象かもしれない。そこで次にその

原因を考えてみよう。

6. 考察

それでは太平洋上の諸島の梅雨の期間の日照時間がどうして太陽活動の変動の影響を受けているのか、もし本当なら何が原因かを考えてみる。そこで以下に並べるような推論を立てよう。

1. 雲はエアロゾルに水滴が吸着した雲核(CCN)が生長して作られる。(☺ok)
2. 雲を形成する基になるエアロゾルは海上から波しぶきや風で巻き上げられた海塩粒子が主体である。(☺ok)
3. 水分子は衝突して合体(凝結)するが、小さな水分子の集団から水分子が表面張力に打ち勝ち蒸発する場合もある。(☺ok)
ここで大きな仮定を導入する。
4. 太陽紫外線が水分子や水分子集団中の水分子の共有結合を破壊する役割を果たしていると考え。そして大きな水分子集団の形成を遅らせる(第二間接効果)。すなわち太陽活動が盛んだと雲の生長が遅れる。

水分子の結合が、水素原子と酸素原子間の結合エネルギー(4.6 eV)に相当する太陽紫外線(240nm)がこの結合を破壊する。水分子自身を破壊しているのはいか？こう考えると太陽活動と日射時間の相関はすっきり説明できる。

この仮説に基づき本格的に考えるべきことか否かは数値計算(MC計算ではない)によって一応当たった。全く起こりえない数値ではなかった。しかし実験で証明するのがベストである。例えば飽和水蒸気に近い chamber の中に10-100nm 程度のエアロゾルを吹き込む。その時240nm 近傍の紫外線を当てて雲に生長する割合を測定すればよい。最近の chamber 実験ではオゾンが無いと雲核へと成長しないという報告がある[3][4]。しかし水分子が紫外線でイオン化されればオゾンができるので同じ効果があると考えられる。更なる室内実験が必要であると思われる。島だけの現象なのか、大陸の気象にも適用できるのかを調べるためには多数の気象データの解析も必要となる。また衛星を使って地球からの240nm 線の強度モニターも重要であろう。

参考文献

- [1] J. L. Lean and D. H. Rind, GRL, 35 (2008) L18701.
- [2] <http://www.data.jma.go.jp/obd/stats/etrn/index.php?>
- [3] 伊澤雄貴、宇宙線と雲核生成との関連性の検証実験、名大宇宙線研究室記事 2012年3月、page 85-154. (修士論文)
- [4] K. Yoshihara, Y. Takatori, K. Miyazaki, and Y. Kajii, Ultraviolet light-induced water-droplet formation from wet ambient air, Proc. Jpn. Acad. Ser. B83 (2007) 320.

中性大気密度計測用加速度計に関する6自由度制御の研究

○大里優一郎(都市大), 新谷昌人(東大), 東尾奈々(JAXA), 渡邊力夫(都市大)

Study on the six-DOF control for a neutral atmospheric density measurement accelerometer

Yuichiro Osato (Tokyo city university), Akito Araya (The university of Tokyo), Nana Higashio (JAXA), and Rikio Watanabe (Tokyo city university)

A low-orbit spacecraft receives large air drag because neutral atmosphere gets denser in lower earth orbit. A thermosphere model NRL-MSIS00 was established based on measurement data of neutral atmospheric density and it is currently used for spacecraft drag estimation. However, the model is unable to be applied to the super low Earth orbit because measurement of neutral atmospheric density at this altitude is difficult due to high density of air. In order to obtain neutral atmospheric density, an accelerometer is used to detect deceleration of spacecraft due to air drag. In the case of super low altitude air density estimation, highly sensitive and wide-range accelerometers that can detect 10^{-8} ~ 10^{-2} m/s² is required. Thus a new type of accelerometers which consists of contactless optical displacement sensors and a magnetic actuators that has enough controlling force is proposed. This research investigates of elemental technology of the new type accelerometer. An experimental model of the new type of accelerometer demonstrated detection of two-DOF acceleration. A six-DOF accelerometer extended from the two-DOF will be constructed.

Key words: Space, Neutral atmospheric density, Accelerometer, Six-DOF control

1 研究背景

地球を周回する衛星は、高度が下がるにつれて非重力外乱の1つである中性大気抵抗による影響を受け衛星の速度が減少し高度が下がる。大気抵抗は中性密度を計測することによって求めることができる。計測データを基にした経験モデルのNRL-MSIS00^[1]があるが低高度でのモデルは計測がデータが不足しておりモデルの精度が悪いと言われている。低高度での大気密度の計測はESAなどで行われておりCHAMP衛星^[2]は高度450km付近の計測を行った。CHAMP衛星に搭載された加速度計は静電容量の変化によって変位を6自由度で検出し、静電アクチュエータで制御をかける仕組みとなっている。より低高度での計測を行うためには、大きい大気抵抗を検出する必要があり強い制御力が必要であるが、CHAMP衛星の加速度計の制御力として用いられている静電アクチュエータは制御力が弱く、最大で並進方向 10^{-4} m/s²、回転方向 10^{-3} rad/s²までしか計測できず、低高度の加速度の計測が行えない。

現在、低高度での衛星の運用及び再突入、デブリの観測が増えてきており正確な中性大気密度の計測が求められている。特に計測データが不足している高度200km以下の超低高度での中性大気密度の計測をすることで大気密度モデルの改善がされ、衛星の高度補償や再突入時の軌道計算のデータの向上につながると期待されている。超低高度での計測を行うための加速度計には最大加速度 10^2 m/s²の性能が要求されており、かつ衛星の自由度に対応した6自由度で、高度400kmにおける大気変動(±10%)を検出できるような 10^{-8} m/s²の高分解能、非接触変位検

出が行える光センサと強い制御力を持つ磁気アクチュエータを使用した加速度計^[3]による大気密度計測が提案されている。目標スペックをTable1に示す。

Table1 Accelerometer spec

Altitude	100km-400km
Measurement range	1×10^{-2} m/s ²
Resolution	1×10^{-8} m/s ²
Size	10cm × 10cm × 20cm (Input power supply)
Mass	~5kg
Parameters	6DOF
Power consumption	~20W
Sample rate	1Hz

2 研究目的

光による高分解能の非接触変位検出、磁気アクチュエータによる強い制御を組み合わせた零位法による高精度な加速度検出を衛星の自由度に対応する全ての並進成分と回転成分を含む6自由度に適用する制御に関する研究を行う。

3 計測原理

3.1 大気密度

大気抵抗は中性密度を計測することによって求めることができ衛星の質量 m [kg]、加速度 a [m/s²]、大気密度 ρ [kg/m³]、表面積 A [m²]、速度 v [m/s]、無次元数の抗力係数 C_D を用いて式(1)で表すことができる。

$$ma = \frac{1}{2} \rho v^2 AC_D \quad (1)$$

このうち加速度と大気密度以外は、衛星の設計や軌道計画によって定めることができるパラメータとなっており中性大気密度は、加速度の計測によって求められる。

3.2 加速度

加速度は Fig.1 に示す重さ m [kg] の振り子が外部の変位 y [m] によって振り子が x [m] 変位し力 f_e [N] 発生したときの関係は減衰率 γ を用いて運動方程式から以下のように表される^[4]。

$$\ddot{x} + 2\gamma(\dot{x} - \dot{y}) + \frac{g}{l}(x - y) = \frac{f_e}{m} \quad (2)$$

外部の変位とおもりの変位の差を d とおいて周波数領域で考えると式(2)になり伝達関数 $H(\omega)$ は式(3)とする。

$$H(\omega) \left(-\omega^2 y(\omega) - \frac{f_e(\omega)}{m} \right) = d(\omega) \quad (3)$$

$$H(\omega) = \frac{1}{-\omega^2 + j\omega \frac{\omega_0}{Q} + \omega_0^2} \quad (4)$$

変位差 d を 0 にするためにフィードバック制御の伝達関数 $F(\omega)$ を加える。このときの関係をブロック線図で表すと Fig.2 になり加える制御力は以下ようになる。

$$\frac{f_e}{m} = \frac{H(\omega)F(\omega)}{1 + H(\omega)F(\omega)} (-\omega^2 y(\omega)) \quad (5)$$

よって制御力を加えることによって外部からの加速度はゲイン $|H(\omega)F(\omega)|$ を大きくとった時に式(7)となり求めることができる。

$$-\omega^2 y(\omega) = \frac{1 + H(\omega)F(\omega)}{H(\omega)F(\omega)} \frac{f_e(\omega)}{m} \quad (6)$$

$$-\omega^2 y(\omega) = \frac{f_e(\omega)}{m} \quad (7)$$

初期位置に戻すときの力を検出する零位法^[5]では振り子が糸による復元力の影響を受けず高精度に加速度の検出を行うことができる。

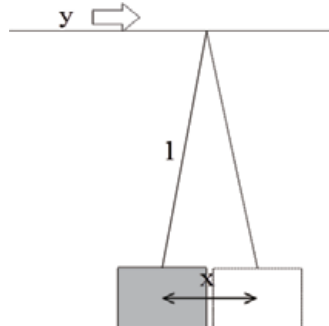


Fig.1 Principle of accelerometer

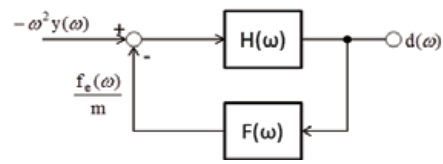


Fig.2 Block diagram

4 6 自由度加速度計の構成

変位の検出器を Fig.3, Fig.4 に示す。LED からの光をビームスプリッターで参照部とおもり先端のナイフエッジ部のフォトダイオードに分割して照射する。ナイフエッジに照射された光は、振り子に動きが生じたときの受光量の変化を受光素子で電圧変化として検出し増幅する。エッジの入っていない一定の光量を受光した電圧との差をとって検出結果として出力する。これにより LED による光量の変化を受けずにエッジの変位を検出できる。出力結果を制御回路に通してコイルドライバによって電流を増幅させコイルに電流を流し磁石との間に磁力を働かせ光の受光量を一定にするように振り子を初期位置に戻す。制御で加えた力を電圧として検出し加速度を計測する。1 自由度の加速度を計測する手法を Fig.5 に示す。同一平面に 2 つ変位検出器を取り付けることによって並進と回転の運動による 2 自由度の加速度を検出でき、他の軸に拡張することで 6 自由度の加速度を検出できる。

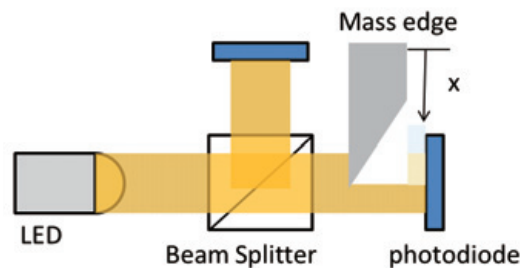


Fig.3 Principle of photo detector

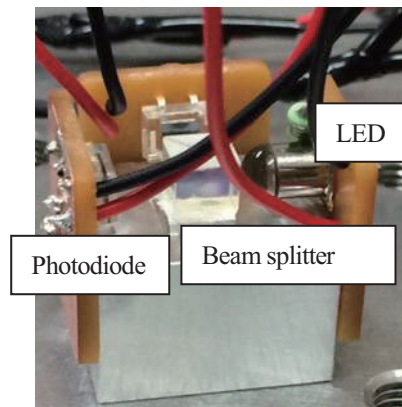


Fig.4 Photo detector

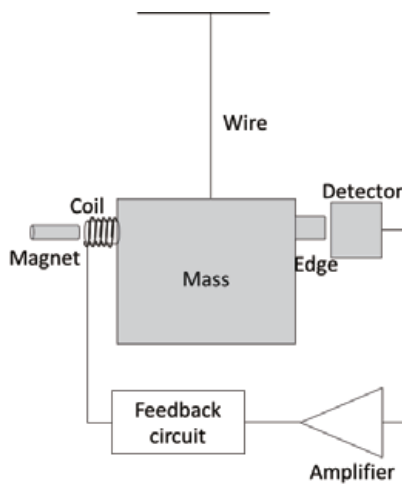


Fig.5 1-DOF accelerometer model

5 実験結果

5.1 伝達関数

1 自由度での構成から振り子の伝達関数を実験的に求めた。実験構成を Fig.6 に示す。伝達関数のモデル式は検出器の電圧と距離の比例定数 α [m/V], コイル電流と磁力の比例定数 β [N/A] と入出力の電圧出力から以下のように表せる。

$$H(\omega) = \frac{1}{-\omega^2 + j\omega\frac{\omega_0}{Q} + \omega_0^2} = \frac{md}{F} = \frac{mR\alpha}{\beta} \frac{V_{out}}{V_{in}} \quad (8)$$

入力電圧の周波数を 6.4 [Hz] まで変化させた結果を Fig.7 に示す。伝達関数のモデル式と 1.6[Hz] までほぼ一致した結果が得られた。

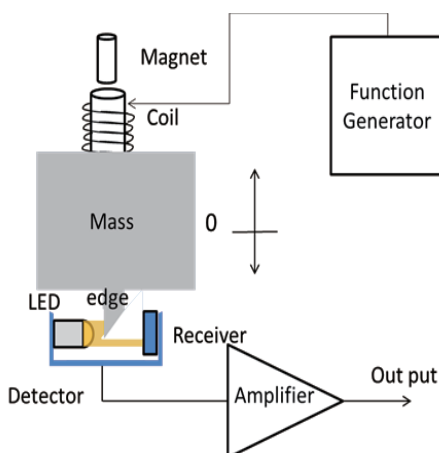


Fig.6 Measurement of the pendulum transfer function

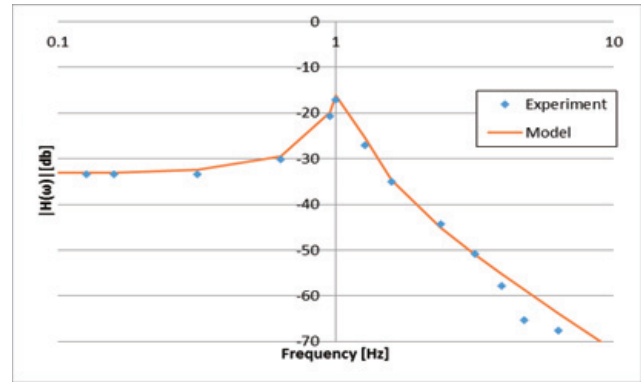


Fig.7 Relation of frequency and transfer function

5.2 フィードバック制御

並進, 回転成分の 2 自由度での制御の実験を行うため, 制御を二系統とした。実験構成図を Fig.8 に 実験結果を Fig.9 に示す。いずれの変位検出も 0[V] 付近に収束しているので制御が行えていることが分かる

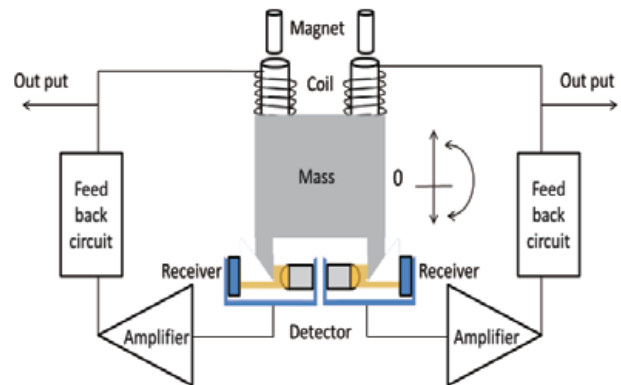


Fig.8 Setup of 2-DOF control experiment

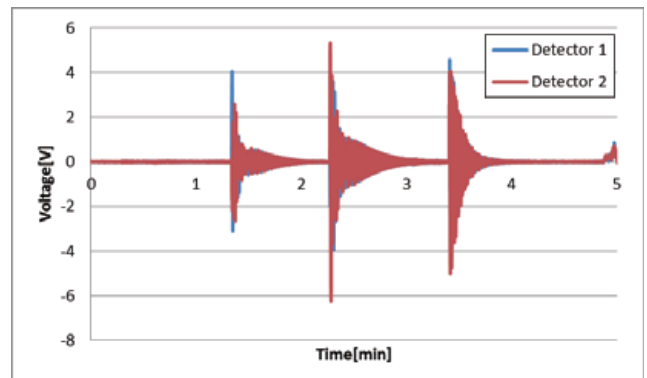


Fig.9 Output of the photo sensors

6 6 自由度加速度計へ拡張するにあたっての課題

2 自由度加速度計から 6 自由度加速度計に拡張するには, 他軸に検出器とコイル, 磁石, フィードバック回路からなるシステムを取り付けることで 6 自由度加速度計となる。本システムは Fig.4 に示すように, おもりに磁

場による影響を与えないために振り子側にコイルを取り付けている。そのためコイルから伸びる線が振り子を吊るすワイヤー以外の支点となり振り子の動きに影響を与えている。Fig.6 に示す構成でコイルを2つに増やしたときの伝達関数の計測結果である Fig.10 に影響が現れており、構成上ではコイルを増やしても伝達関数は変化しないが、計測値はコイルを1つのときと比べて低周波と共振周波数において値が小さくなっていた。これはコイル線によって新たな減衰力が発生していることを示している。モデル式では、コイル線による減衰力を考慮していないため値に誤差が生じてしまったと考えられる。自由度の拡張により新たな支点ができるためコイル線による減衰力を考慮して伝達関数のモデルを補正する必要がある。

小型化を考慮しながら6自由度に拡張するにあたって検出器の配置も課題として挙げられる。重心と変位検出器間の配置が角加速度の測定値に影響を及ぼすためである。

宇宙環境での計測に対応できるようにするため材料の温度変化による依存性を考慮した選定や打ち上げ時の振動などについても影響を考えていく必要がある。

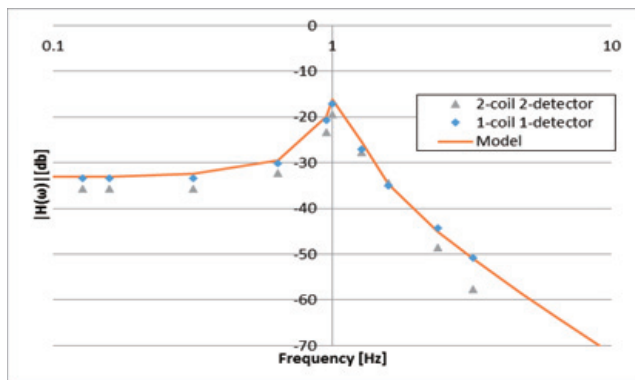


Fig.10 Difference of transfer function for the number of coils

7 結論

従来の静電容量による変位検出と静電アクチュエータによる制御を用いた加速度計では計測できない超低高度での大気密度を計測するために光による変位検出と磁気アクチュエータによる制御を用いる加速度計の要素技術研究を行った。

1 自由度での加速度計の振り子の伝達関数を求めフィードバック回路を導入し2自由度での制御を行い結果から1軸上での並進成分と加速度成分を求めることができた。求められた加速度は既知の力を加えたものと比べて誤差が大きいため精度を向上させるために、加速度計の振り子に掛かる力について検討し直し力学モデルを補正することが求められる。

参考文献

- [1] Alan E. Hedin, "MSIS-86 THEMOSPHERIC

MODEL" JOURNAL OF GEOPHYCAL RESEARCH ,
MAY 1,1987, VOL92 , NO A5 p4649-4662

- [2] 大久保 修平ほか, "衛星搭載型加速度計開発",
精密衛星測位による地球環境監視技術の開発研究成果の
詳細報告
- [3] S. Bruinsma et al, "Atmospheric densities derived from
CHAMP/STAR accelerometer observations", Planetary and
Space Science , 2004, vol.52, PP.297-312
- [4] A.Araya et al, "Highly sensitive wideband seismometer using a
laser interferometer", Review of Scientific Instruments 64, 1993
- [5] T.Kawasaki, Theory and technology of astronautics,
CHIJINSYOKAN, P125

小型ダイポール磁場の プラズマ流応答に関する 3次元粒子シミュレーション

白井 英之¹、芦田 康将²、篠原 育³、中村 雅夫⁴、梅澤美佐子¹、
三宅 洋平¹、山川 宏²、西野 真木⁵

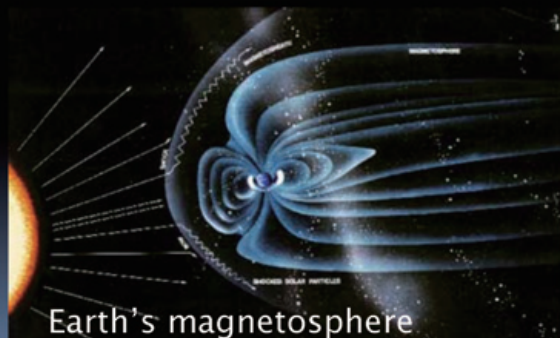
- 1) 神戸大学 大学院システム情報学研究科,
- 2) 京都大学 生存圏研究所,
- 3) JAXA/ISAS,
- 4) 大阪府立大学
- 5) 名古屋大学 STEL

宇宙環境シンポジウム 2014/12/10,11

1

研究背景

- 太陽風のイオン慣性長やイオンラーマ半径よりも小さいダイポール磁場に対するプラズマ流応答。
(磁気セイルシステム、月面異常磁場)
- 地球磁気圏の場合とどう違う？ 密度、電流構造

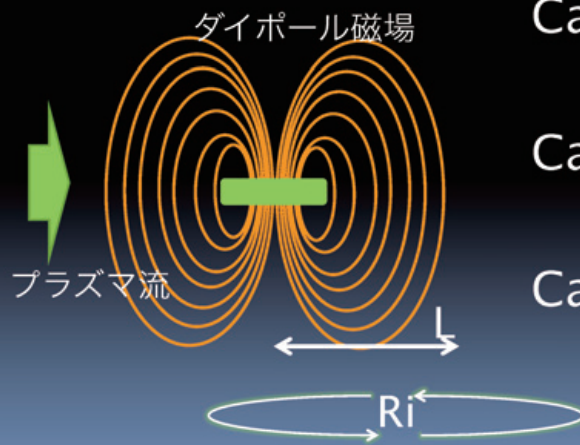


宇宙環境シンポジウム 2014/12/10,11

2

空間スケール

L : MHD的な磁気圏サイズ
 (プラズマ流の圧力と磁気圧のつり合い点)
 Ri : L位置でのイオンラーマ半径



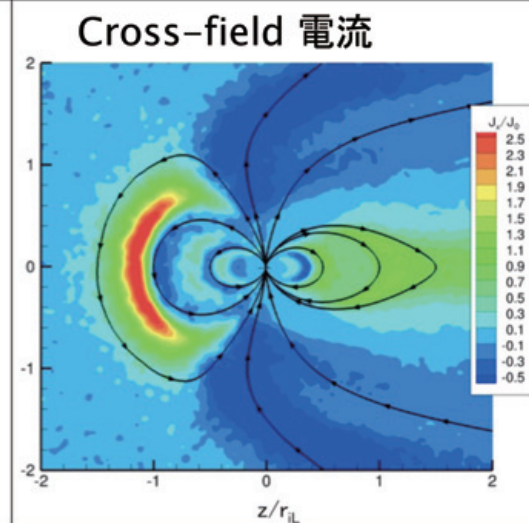
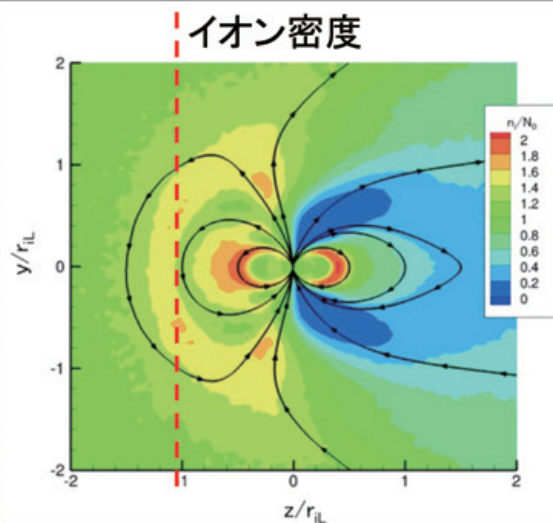
Case (1): $L/Ri=1.0$
 (イオンスケール)

Case (2): $L/Ri=0.1$
 (メソスケール)

Case (3): $L/Ri=0.01$

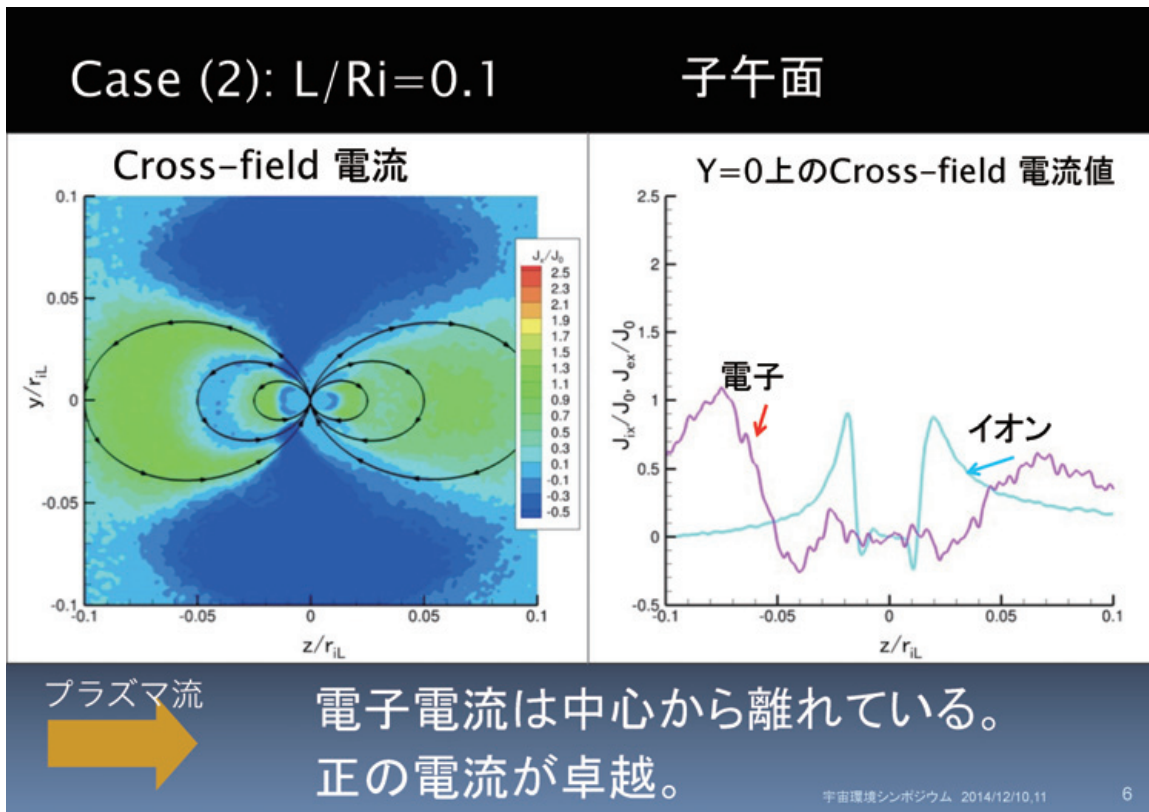
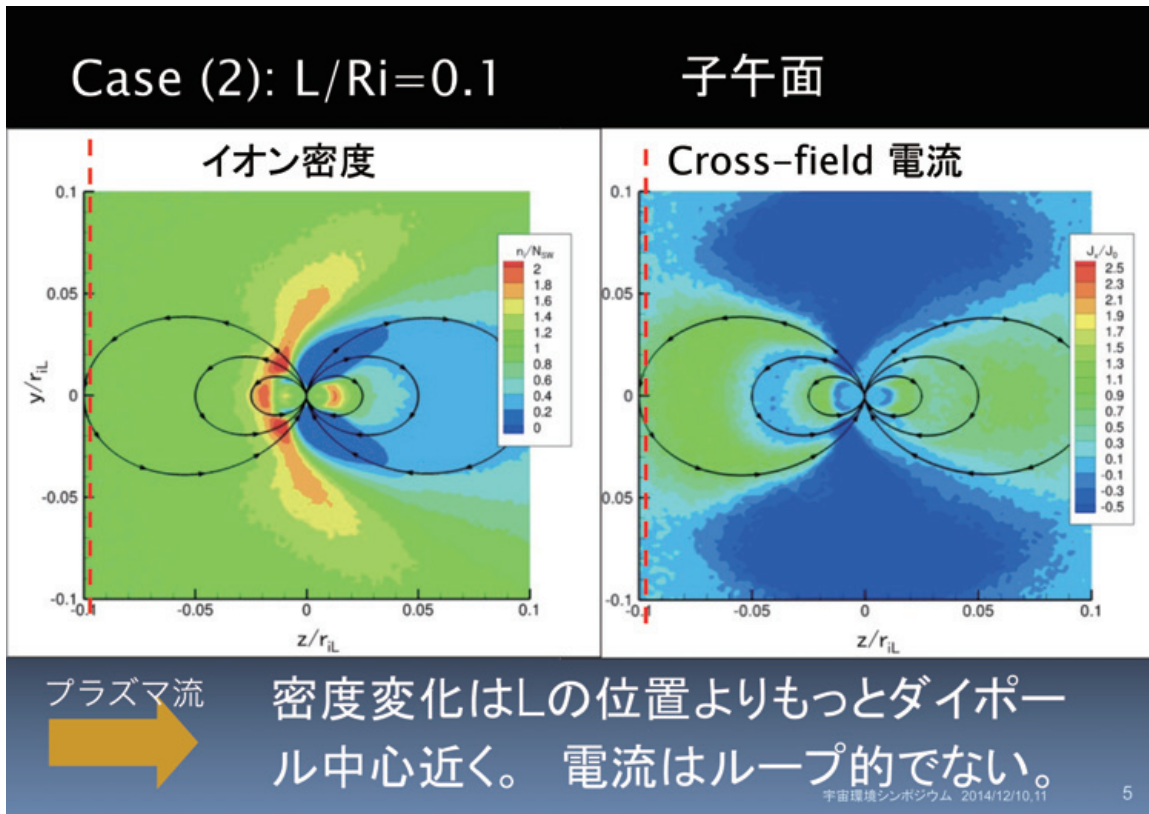
Case (1): $L/Ri=1.0$

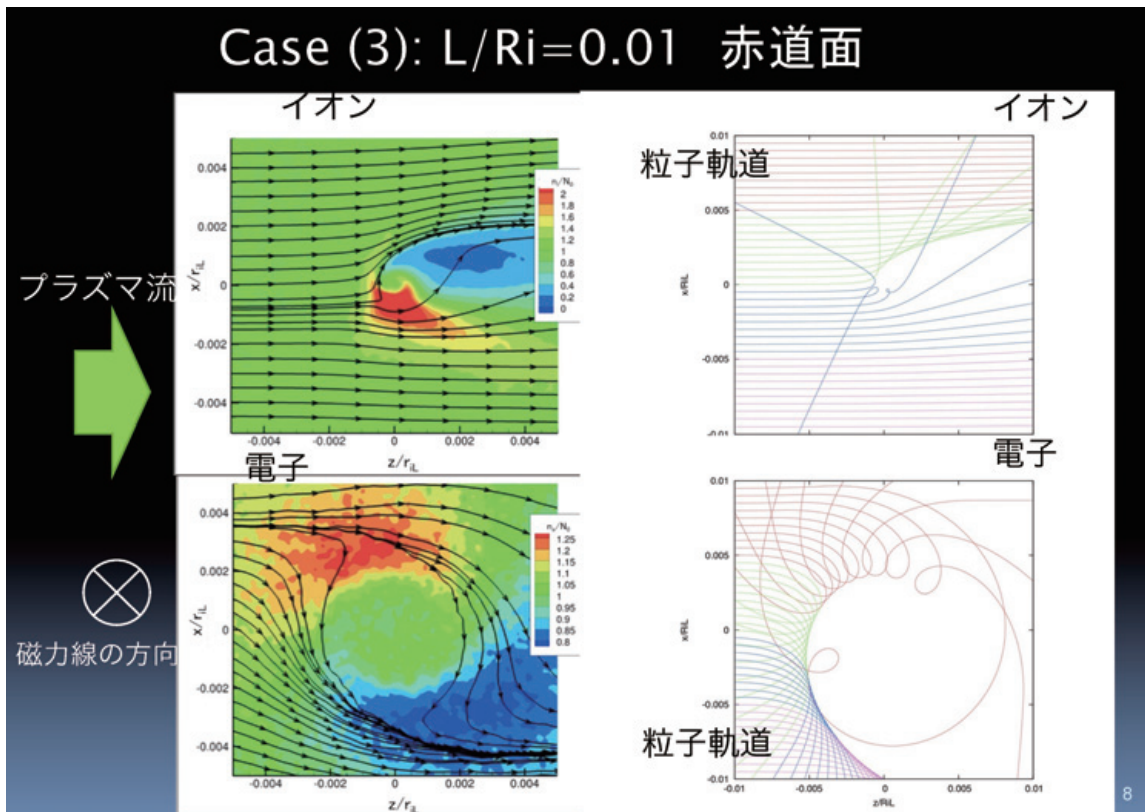
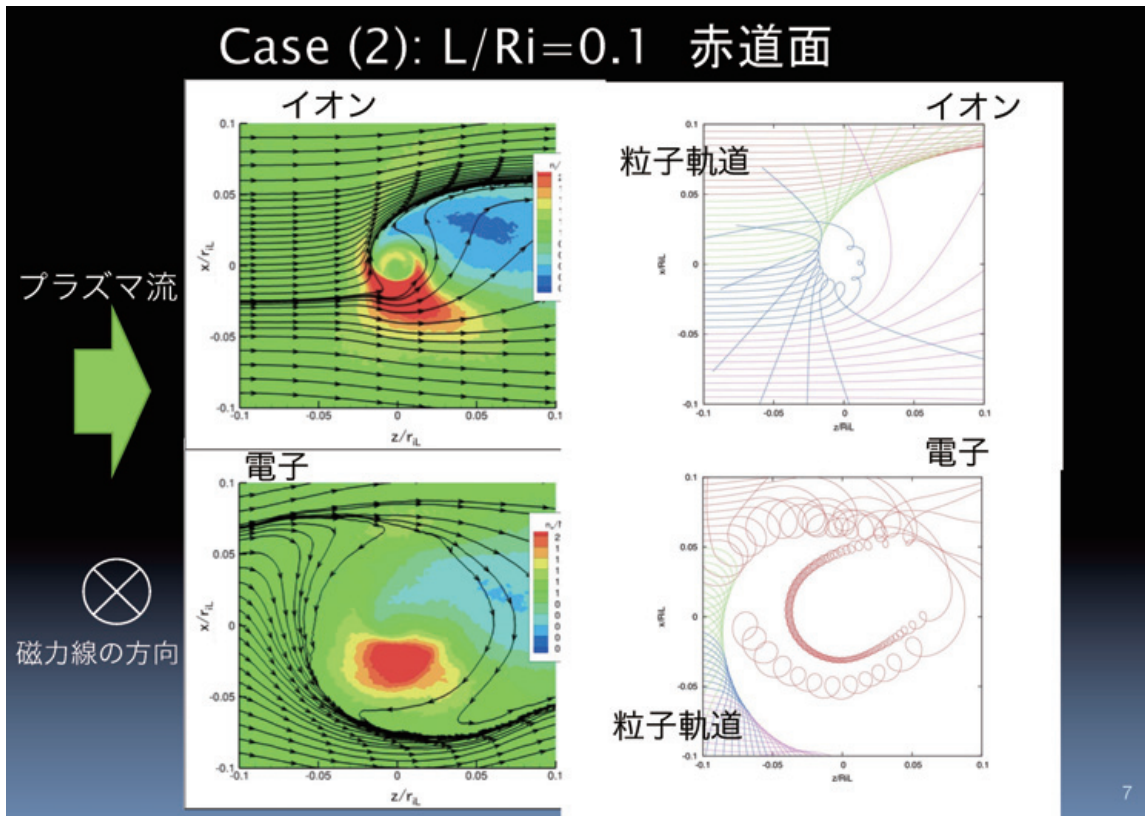
子午面

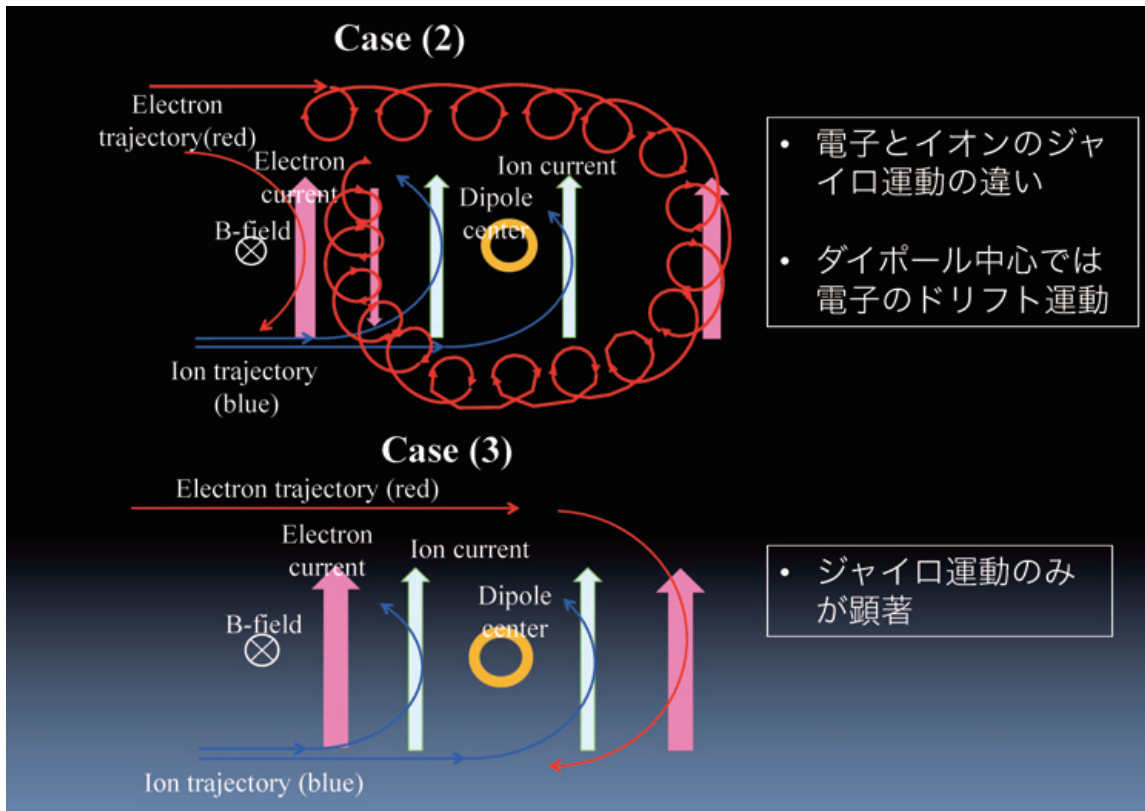


プラズマ流

ほぼLの位置でmagnetopause
 (まだMHD的描像)







まとめ

- 小型ダイポール磁場に対するプラズマ流応答には粒子軌道レベルの解析が必要
- ローカル磁場に対する電子とイオンの運動差（ジャイロ運動の違い）が電流構造を決定（Case(2)では電子はドリフト運動も関与）
- 月面磁気異常上空での太陽風応答に関する3次元粒子シミュレーションを開始。密度非対称。イオン反射の確認、観測と合致。

宇宙天気科学・教育との連携による スペースデブリの光学と軌道上計測

花田俊也, 吉川顕正, 山岡均 (九州大),
北澤幸人 (IHI),
柳沢俊史, 松本晴久 (JAXA)

Optical and In-situ Debris Measurements in Collaboration with Space Weather Science and Education

Toshiya Hanada, Akimasa Yoshikawa, Hitoshi Yamaoka (Kyushu Univ.),

Yukihito Kitazawa (IHI Corporation),

Toshifumi Yanagisawa, Haruhisa Matsumoto (JAXA)

Key Words: Spacecraft, Space Environment, Orbital Debris

Abstract

Kyushu University established International Centre for Space Weather Science and Education, shortly ICSWSE, in April 2012. The ICSWSE is leading two major research areas: 1) magnetized environment of the Earth, and 2) space debris environment. To contribute to the protection of space environment and space situational awareness the ICSWSE fuses these two major research areas into one new project through a technical and human network established under the MAGnetic Data Acquisition System / Circum pan Pacific Magnetometer Array (MAGDAS/CPMN) project at the ICSWSE. Now, the ICSWSE is willing to establish a measurement network for space debris using small-aperture optical telescopes and a small satellite constellation, being named DEBris Data Acquisition System (DEBDAS). The telescopes are well organized to be robotically and remotely controlled, including sophisticated image processing techniques and orbit estimation software. The satellites are conducting in-situ measurements of micron-size debris using an easy-to-operate new sensor developed at JAXA. Data acquired from the systems will be analyzed and modeled in a manner coupled with space weather science to provide a better understanding of the present and future space debris environment. The ICSWSE also aims at education for practical astronomy and space engineering at Kyushu University, collaborative measurements in combination between robotic telescopes and small satellites, space environmental awareness and space science, including debris generation and resulting environment. Practical astronomy provides you with planning and observation, processing and detection, and origin identification. Space engineering provides you with small satellite design, production, and operation.

1. はじめに

平成23年4月に九州大学に設置された国際宇宙天気科学・教育センター (International Centre for Space Weather Science and Education, ICSWSE) は, 世界に72個の磁力計を配置する, 地磁気データ収集システム (MAGnetic Data Acquisition System, MAGDAS) および環太平洋地磁気ネットワーク (Circum-pan Pacific Magnetometer Network, CPMN) を構築している. ICSWSEは, このMAGDAS/CPMNにより, 宙空領域の宇宙電磁大気環境予測技術の確立を目指し, 宇宙環境予測研究を先導すると共に, その成果を国際的な若手研究者のキャパシティ・ビルディングに活用することによって, 宇宙環境観測網の長期的維持・発展と, 我が国研究者の国際教育能力の向上, 国際的視野を持つ人材育成に資する事業を展開している.

ICSWSEは, このMAGDAS/CPMNを通して構築し

てきた学術的, 技術的, そして国際的ネットワークを利用して, 宇宙天気科学・教育を融合する新しい観点によるスペースデブリ環境の予測技術の確立を目指し, 地上に配備される光学望遠鏡網と軌道上に配備される小型衛星群から構成される, スペースデブリデータ収集システム (DEBris Data Acquisition System, DEBDAS) を構築する. DEBDASは, 地球を周回する軌道上で, その存在と挙動が不明確なサイズ域のスペースデブリの分布を正確に把握する計測システムである. ICSWSEは, これまでに開発した, スペースデブリ分布と分布の推移を記述する力学モデルとDEBDASにより取得する実観測データとを組み合わせることで, 現在の状況を逐次更新することが可能な「動的スペースデブリ環境モデル」を世界に先駆けて開発することを目指している.

2. 地上に配備される光学望遠鏡網

地球の周りには、23,000個にも及ぶ人工物が地上から追跡されているが、その起源物体が特定されている人工物（Correlated Targets）は17,000個程度に留まる。人工物の軌道が決定できれば、軌道逆伝播によりその起源物体をある程度推定することは可能であるが、実際には軌道摂動の不確定性と軌道伝播誤差により、精度よく軌道を逆伝播できても、位置については十分な精度を担保できず、軌道の逆伝播が長期に及ぶほど起源物体の推定は難しくなる。また、起源物体と考えられる人工物の破砕事象も多数に及び、この中から正しい起源物体を特定するのは難しい。

九州大では、破砕によって発生する破片の大きさ、面積質量比、質量および放出速度を記述する数学モデル（破砕モデル）と人工物の軌道を計算する数学モデル（軌道伝播モデル）を組合せ、任意観測領域を任意時刻に通過する破片群の存在確率および移動量を推定することにより、未知スペースデブリ探索の効率化を図る手法を静止軌道において研究開発している。この手法は、ある特定の破砕事象あるいは軌道異常（破片の放出は確認されていないが、軌道が異常に変化している現象）を対象とすることにより、その破砕事象・軌道異常を起源とする人工物を効率的に検出できるだけでなく、検出した人工物の起源物体を確実に特定できる。

九州大は、宇宙航空研究開発機構ほかと連携し、上記の手法により、1992年2月に爆発した米国Titan IIIC Transtage（国際標識68081E）を起源とする人工物の検出に成功している。この人工物は、検出後に公表された国際標識68081Rであった。また、1981年3月に軌道異常を経験している米国Titan IIIC Transtage（国際標識73040B）と1987年3月に軌道異常を経験した米国Titan IIIC Transtage（国際標識75118C）を起源とする人工物の検出に成功している。

スペースデブリ環境の評価精度を向上させて、衛星システムや測位の安全・安心に資するため、広域でのスペースデブリ観測網と研究設備に対する社会的ニーズが顕在化している。特にアジア域ではスペースデブリの観測網が構築されておらず、また観測点も不足している。

ICSWSEが配備を検討している観測点は、光学望遠鏡、CCDカメラ、画像・データ解析サブシステム、とこれらの制御システムから構成され、主要機能として以下を有する：1）九州大学及び国内外の研究室／教室からの遠隔観測機能、2）天候、望遠鏡の状態等を検知し、観測可否を分析する安全機能、3）破砕理論に基づく、宇宙デブリの存在頻度予測機能、4）観測から物体の検出、位置同定を実施するため

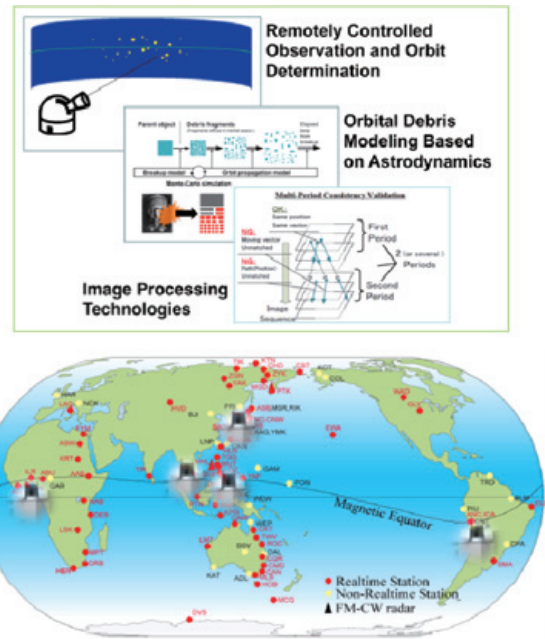


図2：地上に配備される光学望遠鏡網

の画像解析機能、5）画像処理技術により光学限界等級を2～3等級増感可能な画像処理機能、および6）物体の軌道を算出するための軌道決定機能。

今後、アジアを軸に世界各地と交流・連携する拠点として、九州大学に基幹観測拠点を構築し、基幹観測拠点の運用を通して、今後構築する3次元観測ネットワークの最適化（観測効率、観測点配置検討、ビッグ・データ処理等）の研究や、MAGDAS/CPMNとの連携観測により、スペースデブリ軌道変化から演繹される宙空大気密度変動モデルの構築研究等を行う予定である。

3. 軌道上に配備される小型衛星群

NASA/ORDEMとESA/MASTERは、いずれも宇宙開発利用に広く利用される、スペースデブリの環境モデルであるが、全く異なるアプローチで構築されている。NASA/ORDEMは、既存の宇宙機、ロケット上段機体およびミッション関連物体から、サイズに応じた一定の割合で放出された微小デブリの中で、実環境に寄与した微小デブリのみを抽出し、実環境としての期待値が最大となるように構築されている。一方、ESA/MASTERは、過去の史実に基づき、微小デブリの発生起源ひとつひとつを記述する詳細モデルに基づいて構築され、また実環境と比較・検証して信頼性を高めている。

微小デブリの実環境として参照している回収表面の衝突痕分布は、サイズ・空間領域の限られた、時刻情報のない過去の積分情報であるため、回収後に発生した大規模な破砕（2007年1月の中国衛星破壊兵

器実験や2009年2月の米ロ通信衛星衝突事故)により、劇的に変化したスペースデブリ環境を正確に記述できていない。また、地上から認識できない衝突や衛星表面の劣化で新たに放出される微小デブリにより、恒常的に変動しているスペースデブリ環境を正確に記述できていない。恒常的に変動するスペースデブリ環境を正確に記述するためには、実環境をすばやく正確に認識する観測手法の確立が不可欠である。

JAXAは、大型実用衛星のリスク評価・健全性確認に資するインパクトセンサを開発した。このセンサは、薄膜に等間隔で配置された導線の断線を検出することで、インパクト情報（衝突時刻と微小デブリのサイズ）を計測できるものである。このセンサを小型衛星に搭載し、軌道上に配備することで、回収表面の衝突痕解析では限られていた、サイズ・空間領域の拡充を実現し、スペースデブリ環境をすばやく正確に認識することができる。このアイデアが、九州大の学生により「デブリ環境の“その場”認識」を意味する英語の頭文字を並べたアイデア（In-situ Debris Environmental Awareness, IDEA）計画として具体化されている。

また、九州大は、過去の史実に基づく、宇宙機、ロケット上段機体、ミッション関連物および破片の初期軌道を現在まで計算して得られるスペースデブリ環境に、新たな衛星の打上げ、運用終了後の軌道外投棄・大気圏再突入促進、不用人工物の除去などが与える影響・効果を100年以上の長期に亘って評価するスペースデブリ環境の推移モデルを開発している。ICSWSEでは、この開発で蓄積されたモデリング技術を応用し、スペースデブリ環境をすばやく正確に認識できるような軌道上センサ配置、衛星上センサ配置面、センサ面積とミッション期間を最適化し、さらに、時々刻々と送信されるインパクト情報を動的に反映するモデルを構築する予定である。

5. まとめ

近年、スペースデブリによる宇宙環境汚染および宇宙活動へのリスクが増大している。比較的大きなスペースデブリ（10cm以上）は地上から追跡できるので、衝突を回避できる。しかし、地上から追跡で

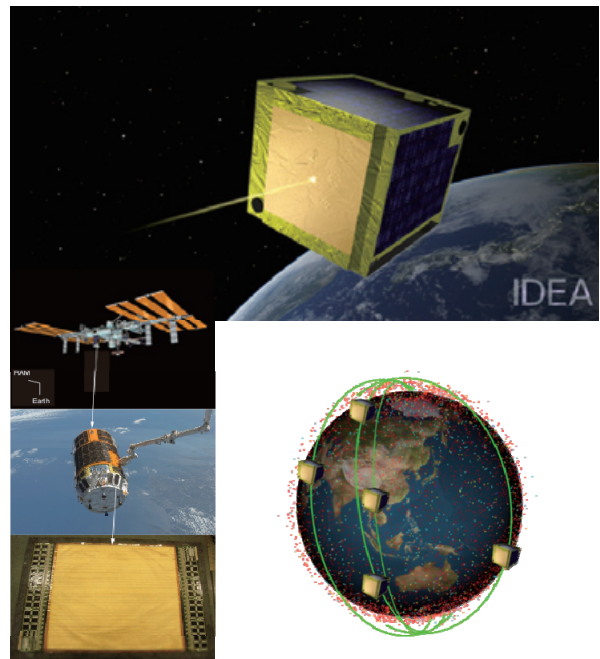


図3：軌道上に配備される小型衛星群

きないスペースデブリ（10cm以下）に対しては、衝突による被害を最小化する対策が必要である。適切な対策を検討するために、機能喪失に至るような被害を与え得るスペースデブリ（100um以上）の環境（分布と衝突頻度）を正確に認識しなければならない。

一方で、衝突による被害を最小化する対策が有効なスペースデブリ（1cm以下）と衝突を回避できる、つまり地上から追跡できるスペースデブリ（10cm以上）とのギャップが残る。衝突による被害を最小化する対策が無効な、未知のスペースデブリ（10cm以下）の環境（位置と速度）も正確に認識しなければならない。

ICSWSEは、「宇宙環境保全」及び「安心・安全な宇宙活動」に資するため、地上に配備される光学望遠鏡網と軌道上に配備される小型衛星群から構成される、スペースデブリデータ収集システムDEBDASを構築し、宇宙天気科学・教育を融合する新しい観点によるスペースデブリ環境の予測技術の確立を目指す。

宇宙環境が人工衛星に与える影響について

小原 隆博

東北大学 理学研究科 惑星プラズマ・大気研究センター
東北大学 災害科学国際研究所 災害理学部門(兼務)
宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 宇宙環境 G(招聘)

1. はじめに

人工衛星が飛翔する宇宙空間は、太陽活動の影響を受けて激しく変動することが、これまでの研究によって判明している。変動する宇宙環境を分類すると、A)中性大気、B)高エネルギー粒子、C)電磁波、D)プラズマ、E)宇宙デブリ・宇宙塵に区分され、影響で分類すると、1)表面劣化、2)衛星帯電、3)半導体損傷になる。人工衛星ではないが、測位など衛星電波利用への影響や、宇宙飛行士などへの被曝もあり、多岐にわたる影響が識別出来る。

宇宙環境からの影響に対する対策が、近年積極的にとられていて、対策技術の開発も進んでいる。宇宙環境に強い衛星表面材料の開発、光学特性・熱特性が劣化しない表面材料の開発、帯電コーティング、帯電しない宇宙材の開発、帯電を緩和する仕組み、放射線に強い半導体の製造、半導体異常の発生時に自己復旧する回路の設計、などの要素技術の開発が行われている。

また、低高度を飛翔する国際宇宙ステーション (ISS) に特化した対策として、ISS を宇宙塵・宇宙デブリから守ると特殊バンパーの開発や、急激な大気膨張を予測する大気変動モデル、太陽放射線や地球の捕捉放射線の変動を予測する宇宙放射線予測モデルなどの開発も進んでいる。後者は、ISS のみならず、各種人工衛星にも適用され、宇宙天気予報の重要項目でもある。

以上の、宇宙環境技術の開発成果を国際的に展開する努力も続けられていて、衛星設計標準の策定が進んでいる。国際連合の宇宙空間平和利用委員会 (UN COPUOS) では、2011年から長期的宇宙活動維持作業部会(LTS WG)がスタートし、配下の専門家会合として、宇宙環境専門家会合がスタートしている。同会合では、宇宙環境対策にかかわる範例を収集するとともに、具体的指針を宇宙天気専門家会合報告として2014年春に公表した¹⁾。

本報告では、表面劣化、衛星帯電、そして半導体損傷に焦点を合わせて、現状の技術開発を、上記の順にレビューする。

2. 表面劣化

宇宙機の表面を見ると、構体は熱制御材で覆われている。そして、構体からは、アンテナやセンサーが展開されていたり、切欠きにはラジエーターなどが装備されている。大きな展開物は、電源パネルで、最近では10メートルを超えるものもある。

宇宙機の暴露部は、長期間にわたり宇宙環境に露出する。ここで、懸念になるのが、宇

宙放射線、紫外線、X線、そして原子状酸素である。宇宙材料や宇宙部品には、これらに対して十分な耐性があることが求められる。

2-1. 宇宙材料

a) 熱制御フィルム

宇宙材料の代表格は、熱制御フィルムである。宇宙開発の初期の頃は、良質の熱制御は無かったが、近年では技術開発の結果、品質の良い熱制御フィルムが、多数開発されている。熱制御フィルムは、高分子フィルムを単層（あるいは多層）に加工したもので、裏面に粘着剤を塗ったテープの形状をとるものが多い。熱制御フィルムにはカプトンという商品名のポリミドフィルムや、フッ素系のフィルムがある。裏面に銀やアルミニウムを蒸着していて、ポリイミドの場合は金色に、フッ素系フィルムは銀色に見える。

フィルムは帯電防止の観点から、導電化が行われている。表面に酸化イリジウム（ITO）を被せたり（表面処理）、ポリイミド自体にカーボンを加える内部処理が行われる（ブラックカプトン）など、導電化が励行されている。

熱制御材は、低高度衛星あるいはISSでは、特に原子状酸素への対策が重要である。表面が酸化して失われないように、SiO₂（二酸化ケイ素）やGe（ゲルマニウム）を表面付与する事が最近行われている。

b) 反射材

太陽光を反射させる素子で、OSR(Optical Solar Reflector)と呼ばれる。OSRは、可視光を透過させ、赤外線を反射させる。この事で、適切なエネルギー授受を実現する。OSRは、ガラスを基材としている。

能動的に、衛星内部から外部に向けて熱放出をする機器もある。サーマルルーバと呼ばれるが、これに対しても、光学特性・熱特性の詳細が検討されている。

c) ベータクロス

ガラスクロスにフッ素系樹脂を含浸させたもので、外観は白色を呈する。ガラス繊維が基材なので、原子状酸素に対して、特に強い性質がある。また、宇宙デブリ衝突など、機械特性に優れている利点がある。現在、ISSでは、ベータクロスを外面に貼って、宇宙環境からISS本体や付属物を護っている。

d) 塗料

宇宙機やISSに用いられる塗料は、白色や黒色を呈することが多い。白色塗料はシリコン系を基材としているが、黒色塗料ウレタン系を使用している。

衛星塗料の目的は、熱設計を保障することにある。太陽光と地球からの反射光そして内部機器からの発熱が、熱入力である。初期のころは良質の熱制御材も少ないこともあって、特に黒色塗料を塗布する事が多かった。表面に露出していて熱入力が少ない部分は、よく冷える。そのような部分については、現在も熱的結合を図る目的で、黒色塗料を塗布している。

2-2. 材料劣化

a) 放射線

衛星表面材料の劣化を考える時、宇宙放射線は重要な要素である。宇宙空間における放射線は、X線やγ線などの電磁波の範疇に属する物と、宇宙線に代表される非常にエネルギーの高いプロトン（陽子）や重粒子、そして電子も、放射線（放射線粒子）である。

表面材料に与える放射線の影響は、大まかに言って、分子鎖の切断や架橋である。さらに、表面材料の変色や特性の変化も引き起こす。

b) 紫外線

衛星表面物質に与える紫外線の影響は、特に重要であるので、ここでは、特別に紫外線について詳細を述べる。

放射線と同様に、紫外線も分子鎖の切断・架橋を引き起こす。また、表面の変色やクラックの発生による機械的特性の劣化も発生させる。特に表面の変色は、太陽光や地球の反射光に対する光学特性を変化させ、熱構造に与える影響が大きい。

紫外線の照射による、太陽光吸収率の変化も、厳密に計測されていて、JAXAの衛星設計基準に加えられている。

太陽からの紫外線量は、非常に変化が大きく、最大60%以上も変化する。数年以上の運用を予定する人工衛星にとっては、今後数年の太陽紫外線予測は、熱制御の観点から重要であり、精度の高い紫外線予報が期待されている。

太陽からの紫外線量は、太陽の表面状況、特に活動領域の有無に大きく依存している。今後の太陽活動の推移予測は、重要な宇宙天気予報項目であり、科学研究の早急な進展が強く要請されている分野でもある。

c) 原子状酸素

衛星表面の多層断熱膜は、化学的に非常に活性な原子状の酸素により酸化や、場合によってはエロージョンを起こす。薄膜の場合は、非常に短い時間（数ヶ月程度）で、完全に消失する事もある。

原子状酸素の存在する範囲は、100km以上の高度であるが、180km程度から650km程度の高度範囲では、大気の主成分になっている。よって、国際宇宙ステーションを含む、低高度衛星において、原子状酸素からの影響が不可避で、十分な対策が必要になる。

工学的・技術的な対策は後述するが、大気科学モデルの開発も喫緊の課題と言える。世界には、幾つかの大気モデルは存在しているが、変動する太陽活動や高緯度のオーロラ活動の影響を含んだ高精度のダイナミックモデル開発も進んでいる。こうしたモデルの実用化は、衛星表面材料の耐久性を評価する上で大切な事項である。

3. 衛星帯電

静止軌道衛星や低高度衛星が飛翔する空間は、中性大気の密度が著しく低下しているが、荷電粒子（プラズマ）については、その密度が増加している空間でもある。低高度衛星で

は1立方センチメートル当たり10,000個程度、静止軌道でも100個程度のプラズマが存在している。

この空間がひとたび、オーロラ等に代表される嵐の状態になると、プラズマ密度が大きく増加すると共に、その温度も著しく増加する。このような時に人工衛星の表面が帯電する。帯電は、時間と共に程度を増していき、閾値を超えた時に放電が発生する。放電の影響が、非常にしばしば、衛星搭載の部品や装置に悪い影響を与え、衛星運用に支障が生じる。これを、衛星のアノマリー、あるいはマルファンクションと呼ぶ。

3-1. 表面帯電

宇宙機の表面を見ると、構体は熱制御材で覆われている。そして、構体からは、アンテナやセンサーが展開されていたり、切欠きにはラジエーターなどが装備されている。大きな展開物は、電源パネルで、最近では10メートルを超えるものもある。

前述のように、衛星周辺にはプラズマが存在していて、更に太陽光も衛星に照射している。このような状況で、衛星の電位は、外部とやり取りする正電流と負電流が均衡するように決定される。

よく知られたように、衛星から流れ出す負電流は、外部から飛び込む電子が電流のほとんどである。一方、衛星に流れ込む正電流は、外部から飛び込む正イオン、衛星から飛び出す光電子、そして外部から飛び込んだ電子によって生じた二次電子が主たるキャリアーである。

低高度の極軌道衛星は、夜側オーロラ帯上空で帯電をする事がある。磁気緯度65度から75度はオーロラ帯と呼ばれ、オーロラが頻発する。オーロラを起こす電子は、磁力線に沿って非常に速いスピード（高速の数10%程度）で降下してくる。加速電圧に換算すると10キロボルト(kV)にも達する。このような電子が大量に衛星に衝突すると、瞬時に衛星はマイナスに帯電する。帯電は絶縁部分に顕著で、電子が拡散せずに誘電体部分に滞留する事による²⁾。こうした帯電は、部分的に起こることから局所帯電と呼んでいる。

次に静止軌道について考える。静止軌道では、衛星に衝突するプラズマは、プラズマシートのプラズマである。プラズマシートとは、赤道域にシート状に薄くそして広く分布するプラズマのシートであるが、通常の状態では、シートの地球側境界は、静止軌道より遠い位置にある。ひとたび、オーロラ活動が活発化すると、プラズマシートの内側境界は、夜側の静止軌道位置まで近づき、静止軌道はプラズマに浸ることになる。プラズマのエネルギーは約1キロ電子ボルト(keV)あることから、衛星は、1kV程度、容易に帯電を起こす。

太陽電池の表面は、次に述べる宇宙放射線対策で、カバーガラスで覆われることが多いが、太陽光の影響で、カバーガラスから光電子が放出される。負に帯電した衛星構体との間に、より大きな電位差が生まれ、放電事故に至るケースが、静止軌道には多い。

基本的に帯電が発生する衛星表面や太陽電池パネルであるが、以下のような対策が取られている。いずれも、電荷を逃がすことが、指導原理になっている。

- ・表面に物体間を銅線で結線する。

- ・太陽電池のカバーガラスの導電性被膜を塗布する（酸化イリジウムを多く用いる）。
- ・熱制御材表面に酸化イリジウムを被覆する。
- ・熱制御材は、高誘電率の素材（テフロン）を避けて、高電導度の素材を用いる。

などである。

工学的・技術的な対策は前述の通りであるが、オーロラ発生の科学モデルの開発も喫緊の課題と言える。世界には幾つかのオーロラ発生モデルは存在しているが、変動する太陽活動の影響を含んだ高精度のダイナミックモデル開発も進んでいる³⁾。こうしたモデルの実用化は、衛星のライフタイム全般をカバーする表面材料の帯電特性を設計する上で、大切な事項である。

3-2. 内部帯電

放射線電子など高いエネルギーを持つ電子は、衛星の構体を貫通し、衛星内部に帯電する。具体的には、アースのない金属、電子回路の基板間、同軸ケーブルの線間の容量や誘電体に帯電する。

衛星内部には達するため（衛星構体を貫通するため）に、 0.1keV 以上のエネルギーを持つ必要があるが、あまりに高い場合は、通り抜けてしまう。よって、 $0.1\text{MeV}\sim 3\text{MeV}$ が、内部に影響を及ぼす電子エネルギーと言える。

内部帯電の対策として、

- ・アルミ 3mm に相当するシールドで囲む。
- ・テフロンやカプトンなどの誘電体材料の使用量を少なくする。
- ・回路基板などに、電流のリークパスを必ず付ける。
- ・スポット的な放射線シールドの金属材には、必ずリークパスをつける。

などである。

4. 半導体損傷

人工衛星には、多くの半導体素子が搭載されており、昨今は、その集中化が著しい状況にある。そうした集積回路に放射線粒子が飛び込むと、半導体中にて電離作用により、電荷が発生する。以下では、半導体の損傷の視点から、現象を記述していく。

4-1. 電離損傷

放射線粒子によって、半導体中の電子が励起されて、伝導電子や正孔が生じることで、素子の特性が変化する。これを総称して、電離損傷と呼ぶが、以下のようにいくつかの区分され理解されている³⁾。

a) シングルイベントアップセット

宇宙機器が受ける放射線影響の一例として、放射線電子による内部帯電については、3-2で述べた。ここでは、もう一つの放射線粒子である陽子（プロトン）について述べることにする。

陽子（プロトン）の半導体に与える影響の代表例が、シングルイベントである。半導体

に陽子が飛び込むと、電離作用により発生した電荷が、疑似パルスが発生させる。これをシングルイベント（単発現象）とよび、その結果生じる論理反転をシングルイベントアップセット（SEU）と呼んでいる。この現象は、放射線帯内帯において顕著であるが、静止軌道にも見られる。前者は、放射線帯内帯の主たる構成要素の陽子（プロトン）が原因であるが、後者は、太陽フレアによって発生したプロトンや重イオンが、SEUの原因となる。

シングルイベントの防止には、プロトンの侵入を防ぐ事が重要で、半導体を十分にシールドする等の手段がとられている。しかし、シールド厚を増すことは衛星の重量に直接に影響するので、部品レベルでの対策が極めて重要になる。もちろんプロトンの異常増加を予知する事により、危険な状況から回避出来るが、その時は通電オフなどの動作は免れない。

b) その他の現象

シングルイベントアップセットの他の単発現象に、シングルイベントラッチアップ、シングルイベントバーンアウトがある。

シングルイベントラッチアップは、CMOS 素子全体に見られ、異常電流の生成によって、誤動作が継続される。通電を止めて、状態の復帰を行うが、完全復帰は難しい場合もある。

シングルイベントバーンアウトは、突入した放射線の影響で、回路中に大電流が流れるパス（経路）が形成され、その部分が課題電流によって焼失してしまう現象であり、復帰は出来ない。

電子や陽子などの定常的な放射線被曝によって、半導体素子の特性変化が起こることが多い。これをトータルドーズ効果と呼ぶが、リーク電流の増加、消費電流の増加を伴う場合が多い。

5. 国連ベストプラクティス・ガイドラインにおける宇宙環境対策

宇宙環境対策技術は、日々、進化している。放射線による論理反転については、設計段階で自己修復回路を導入したり、放射線耐性の大きい素子の開発も、進んでいる。宇宙材料についても、帯電対策を施した新材料が製造されているなど、世界的に宇宙環境対策技術開発が進んでいる。

一方、人工衛星の高度化に伴い、衛星自体の宇宙環境への耐性が低下することも顕在化していて、世界の各国・各機関にて、ノウハウを出し合って、宇宙空間で安全を確保しようとする機運が近年、高まっている。

a) 国連宇宙天気専門家会合の設立

国連宇宙空間平和利用委員会 (UN COPUOS) は、56 年前に国連の宇宙活動の平和利用支援のために設立され、これまで月面の平和安全利用、宇宙ステーションの平和安全利用などについて、国際協調の視点から、技術的・法律的に検討を続けて来ている。

今般、宇宙デブリの異常な増加に伴う宇宙活動の安全性への危惧が高まりつつある中で、2010年に宇宙天気専門家会合をスタートさせた。同会合では、共同議長システムが採用され、筆者とカナダ・アルバータ大学のイアン・マン教授が宇宙天気専門家会合の共同議長に選出され、2011年後期から活動を開始した。

b) 範囲

宇宙天気専門家会合の所掌する範囲は、以下の4点に集約されている。

- i) Collection, sharing and dissemination of data, model and forecast tool (データ、モデル、および予報に関する情報の収集、共有、および配布に関して)
- ii) Capabilities to provide a comprehensive and sustainable network of sources of key data in order to observe and measure phenomena related to space weather in real time or near-real time (リアルタイム・準リアルタイム観測と持続的データ交換をサポートする情報ネットワークに関して)
- iii) Open sharing of established practices and guidelines to mitigate the impact of space weather phenomena on operational systems (宇宙天気影響軽減するための手法およびガイドラインの非制限的共有に関して)
- iv) Coordination among State on ground-based and space-based space weather observations in order to safeguard space activities (安全な宇宙活動遂行を目的とした、地上と宇宙からの観測に関する各国調整に関して)

以上の項目に対して、本専門家会合では、2種類の文書を準備する事を合意した。それらは、グループレポートと、ガイドラインである。

・グループレポートは、各国ならびに国際的な範囲で活動する機関からの、最新の宇宙天気活動にかかわる情報、すなわち観測の状況、モデルの開発状況、衛星などへの影響に関する取組などについて、情報を収集し、統括的にまとめる。

・ガイドライン文書は、宇宙天気のリスクの評価と、宇宙天気影響を低減する手法、技術標準などの開発について、ベストプラクティスを紹介しつつ、統括的にまとめる。

宇宙天気専門家会合では、年に2回の会合を持ちながら、上記の1) および2) について2014年2月までに仕上げた。

c) 策定されたガイドライン

報告書については、昨年、本シンポジウムで報告したので⁴⁾、今回はガイドラインについて述べる。2014年2月までに合意された5項目のガイドラインは、以下の表1の通りである。

Guideline 1	Support and promote the collection, archiving, sharing, inter-calibration and dissemination of critical space weather data (データの共有、相互利用)
Guideline 2	Support and promote further coordinated development of advanced space weather models and forecasting tools in support of user needs (モデル、予測ツール開発の情報交換)

Guideline 3	Support and promote the coordinated sharing and dissemination of space weather model outputs and forecasts (モデル出力、予測情報の共有)
Guideline 4	Support and promote the collection, sharing and dissemination of the data and access to information relating to best practices for mitigating the effects of space weather on terrestrial and space-based systems and related risk assessments (データ並びに減災技術情報へのアクセス)
Guideline 5	Promote the education, training and capacity-building required for a sustainable global space weather capability (啓蒙・教育)

表 1：現在議論されているガイドラインの内容

d) 現状

その後「宇宙天気ガイドライン」は、宇宙活動の長期的持続の観点から、「宇宙デブリのガイドライン」とマージされて、統一的に議論が進んでいる。そこに至る過程で、上記の1～4は、整理統合され、以下の2つの大くくりのガイドラインになりつつある。

即ち、

- 1) Sharing operational space weather data and forecasts(宇宙天気データと予報の共有):

States and international intergovernmental organizations should support and promote the collection, archiving, sharing, intercalibration, long-term continuity and dissemination of critical space weather data and space weather model outputs and forecasts, where appropriate in real time, as a means of enhancing the long-term sustainability of outer space activities. (国家・国際政府組織は、宇宙活動の長期持続性の強化手段として、クリティカルな宇宙天気データと宇宙天気モデルの出力並びに予報について、リアルタイムでの収集・保管・共有・校正・配布を支援し、促進すること。)

- 2) Development of space weather models and tools and collection of established practices on the mitigation of space weather effects (宇宙天気モデル・ツールの開発と宇宙天気の影響低減のベストプラクティスの収集):

States and international intergovernmental organizations should support and promote the development of advanced space weather models and forecasting tools and the collection, sharing and dissemination of, and access to, information relating to established practices for mitigating the effects of space weather on terrestrial and space-based systems, as a means of enhancing the long-term sustainability of space activities. (国家・国際政府組織は、宇宙活動の長期持続性の強化手段として、先進宇宙天気モデルと予報ツールの開発、宇宙天気の地上及び宇

宙システムに対する影響を低減するために確立された実行手段に関する情報の収集・共有・配布・アクセスを支援し、促進すること。)

に集約された。

上記に示した、策定過程のガイドライン・勧告は、世界における宇宙天気研究の一層の推進を促す内容であり、宇宙天気サービスの精度向上に繋がる内容である。

6. 結語（今後に向けて）

国連での動きについても、第5節で加えたが、今後、早急に進めるべき内容は

- ・クリティカルな宇宙天気データを継続的に取得するシステム
- ・高精度宇宙天気モデル開発の推進
- ・上記情報のリアルタイム公開
- ・地上及び宇宙システムに対する影響を低減するための技術開発
- ・上記内容の非制限的共有

である。

翻って、日本の状況を考えると、宇宙開発の担当機関である JAXA（宇宙航空研究開発機構）と、宇宙天気予報の実施機関である NICT（情報通信研究機構）への期待が大きい。もちろん、大学など JAXA, NICT 以外の研究組織に於いても、宇宙天気科学と宇宙環境技術開発が実施されている。よって、オール日本の宇宙天気に関する協議会組織を、アドホック的に設立し、その中で、今後のアクションプランを議論する必要がある。

本シンポジウムのもう一つの意義は、宇宙天気にかかわる関係者が集うところにあり、この機会を積極的に活用したいと筆者は考えている。

謝辞：

JAXA 研究開発本部宇宙環境G、松本G長、古賀主任には貴重な情報とご助言を頂きました。感謝申し上げます。

参考文献：

- 1) Obara Takahiro and Ian Mann, Working report of expert group C: Space weather, UN COPUOS Report, pp. 53, A/AC.105/C.1/2014/CRP.13, 2014
- 2) 小原隆博、第5章磁気圏、宇宙環境科学、オーム社、2000
- 3) 小原隆博、放射線粒子環境、P251-258, 日本航空宇宙学会誌、2003
- 4) 小原隆博、第10回宇宙環境シンポジウム報告、2013

JAXA 宇宙環境計測実験室におけるペレットロン加速器の運用

金子貴博²、東尾奈々¹、松本晴久¹、大友洋光²、平尾敏雄²、広瀬孝幸²

1：宇宙航空研究開発機構

2：菱栄テクニカ株式会社

1. はじめに

宇宙空間において、太陽宇宙線、銀河宇宙線、バンアレン帯起源の地球を取り巻く宇宙放射線が宇宙飛行士及び衛星の活動に影響を及ぼしている。宇宙飛行士や衛星が宇宙放射線環境下で安全に活動するためには宇宙環境の把握が不可欠である。JAXA 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 宇宙環境グループでは計測技術の研究や計測機器の開発を行っており、様々な衛星に宇宙環境計測装置を搭載し放射線計測を行なうことで放射線環境の把握に努めている。そして宇宙環境において使用される放射線機器の研究、開発のためにペレットロン加速器が導入された。

弊社 (菱栄テクニカ株式会社) は加速器導入当初から加速器の運用、保守、管理を行なう形で業務支援している。本稿では宇宙環境グループ殿が保有するペレットロン加速器とそれに付随する設備の概要⁽¹⁾について述べる。

2. ペレットロン加速器の概要

2000年に米国 NEC 社のペレットロン加速器が筑波宇宙センター内に導入され、開発機器 (宇宙環境計測機器) に対して電子線、陽子線を照射することで開発を行なってきた。本加速器の仕様を表 1、加速器の構成

表 1. 加速器の仕様

加速電圧範囲	0.4~2.0MV
加速粒子	電子、陽子、イオン(He~Ar)
ビーム強度	~10nA
照射方法	スポット、スキャン照射 (最大 60mm×60mm)
照射環境	真空中 (10^{-4} ~ 10^{-6} Pa)

を図 1 に示す。

これまで加速粒子は主に電子と陽子を中心として運用してきたが、現在は窒素イオンの運用に向けて準備を進めている。また本加速器には 10^{-4} ~ 10^{-6} Pa の真空範囲で照射を行なうことが可能な真空チャンバが設置されており、0.4~2.0MeV 以下のエネルギー領域において実宇宙環境を模擬した照射装置となっている。ビームは、イオン源で発生した荷電粒子が加速管にて加速され、マグネットで 90 度偏向されて真空チャンバへ輸送される仕組みとなっている (図 1)。これまでは輸送経路におけるマグネット通過後のファラデーカップ (FC) やプロファイルモニターで照射されるビームの状態を確認していたが、昨年度はさらにマグネット直前にも FC や荷電粒子検出器 (SSD) を新設し、ビームの状態をより詳細に確認できる設備とした。

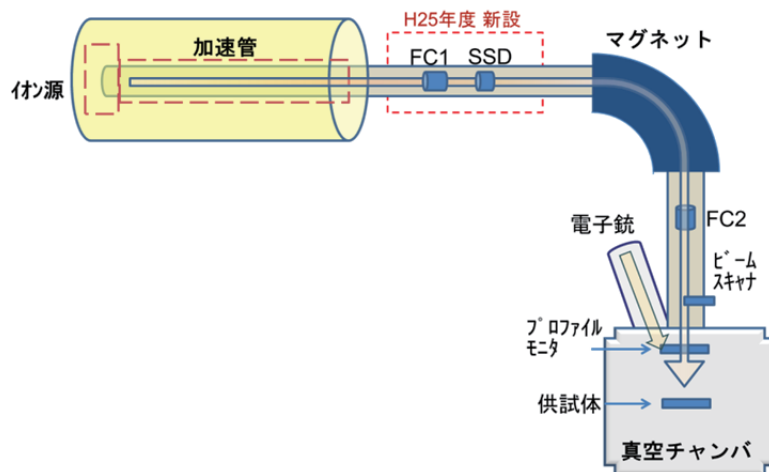


図1. 加速器の構成

本装置には、更に 5keV から 50keV の電子を発生できる 50kV スイープ電子銃が備えられており、0.1fA から 10nA の範囲で供試体に対してイオンビームと電子ビームを同時に照射できる複合照射が可能となっている。

ビームライン終端の真空チャンバ内には供試体を設置するための直線ステージを用意している (図2)。このステージは3軸で稼働することができ、ビームラインに対して X、Y、Z 方向に $\pm 40\text{mm}$ 移動できる。また、Y 軸を中心に角度を $\pm 40^\circ$ 振ることが出来る (図3)。また、真空チャンバ内に設置した供試体に対する電圧印加及び信号ラインは、チャンバ壁に設けた様々なコネクタを有するインターフェースフランジに接続することで行なうことができる。

3. 照射試験の流れ

本設備を用いた照射試験では、セットアップ、真空引き、ビーム調整、照射試験、撤収作業というのが一連の流れとなる。セットアップでは真空チャンバへの供試体

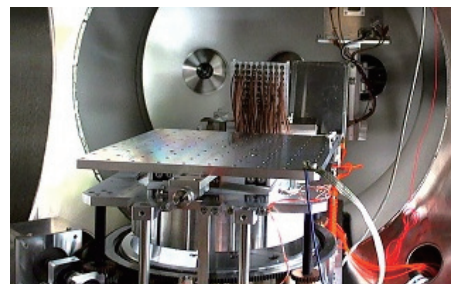


図2. 4軸ステージ

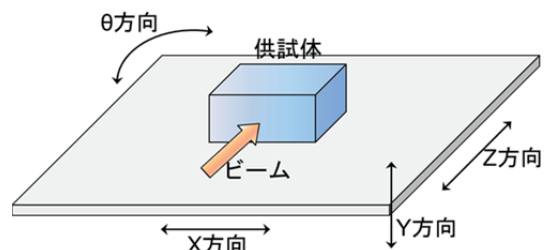


図3. 4軸ステージの稼働方向

の設置や信号ライン等の接続、動作の確認等を行ない、その後チャンバの真空引きを開始する。本設備では $10^{-4} \sim 10^{-6}\text{Pa}$ という高真空状態で試験を実施できる。照射試験当日は加速器を立ち上げ、加速電圧、ビーム強度、分布等をユーザの要求する条件で調整し、照射を実施する。

照射試験終了後は供試体回収と共に汚染検査を実施しており、支援においては放射

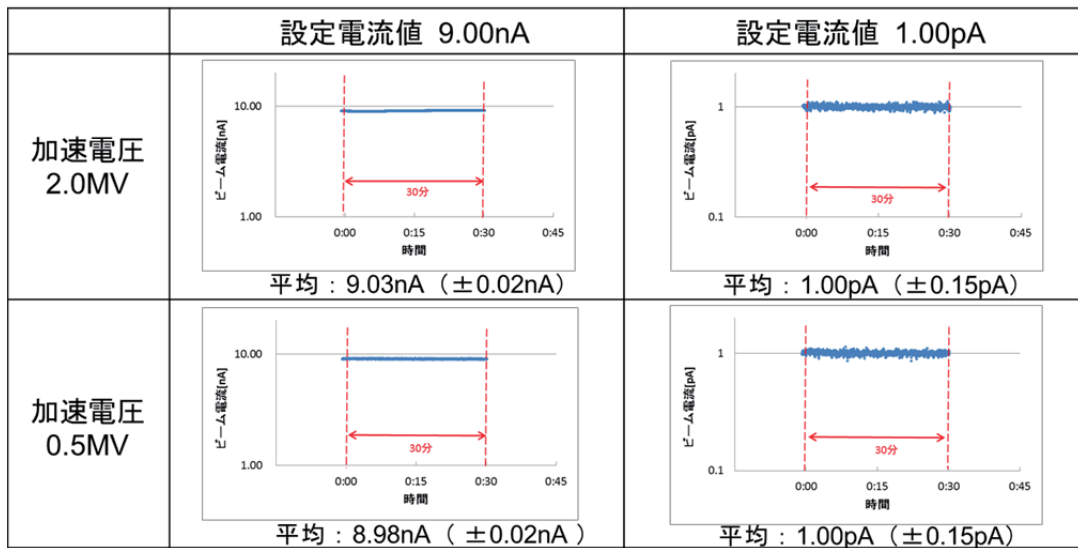
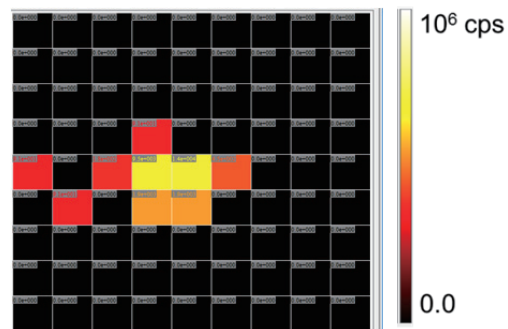


図 4. 電子ビームの電流値変動



(a). 発光体画像 (2.0MeV)



(b). プロファイルモニタ (2.0MeV)

図 5. 電子ビームの形状と分布

線管理を徹底して行っている。

4. 電子ビームの情報

本設備において照射されるビームのうち、電子ソースにおけるデータを紹介する。

4.1 電子ビームの電流安定度

宇宙放射線計測用装置の開発において、加速器における入射粒子数の安定性は重要なパラメータである。加速電圧が 2.0MV と 0.5MV の時の電子ビームにおける電流値の変動を図 4 に示す。電流値は図 1 の加速器構成における FC2 で計測しており、設定電

流 9nA と 1pA に対する 30 分間の電流値の変動を確認している。その結果、図 4 に示す通り、どの条件においても電流値は 30 分間設定電流値を維持できており、平均値も設定値とほぼ同じ値であった。このように本加速器においては設定した電流で安定した照射が可能となっている。

4.2 電子ビームの形状と分布

計測装置開発において、供試体の照射領域に対応したビームの形成を知ることは必要である。2.0MeV と 0.5MeV における電子ビームにおける位置や形状、分布を確認し

たものを図 5 に示す。まず図 5(a)は真空チャンバのステージ上に設置した発光体でビームの位置、形状を確認したものである。発光体は照射試験前に供試体の置かれる位置に設置し、ビームの状態を事前に確認、調整するために使用している。スポットに調整したビームの位置やスキャンした場合のビームの広がりを確認しながら調整することができ、照射試験では同じ条件でビームを再現して照射することができる。

一方で図 5(b)はプロファイルモニタにより確認されるビームの分布を示しており、cps 単位の低いレート 1×10^4 cps 以下のビーム分布を確認することができる。プロファイルモニタはビームライン上における供試体の直前に設置されており、照射試験時に実際に照射されるビームのカウント数や分布を確認するために使用している。図 5(b)のように 1cm^2 あたりのカウント数と分布の確認、調整が可能となっている。ここで調整することにより要望にあったビームを供試体へ照射することができる。従って本加速器では高いレートだけでなく、低いレートまで細かく調整されたビームの把握、調整が可能となっている。

5. まとめ

本加速器では 2.0MeV 以下の低エネルギー領域において、安定したビームの提供やビームの位置、形状、分布、カウントレート等の精密な調整把握が可能となっており、特に cps 単位での直流照射が可能という点においては国内でも貴重な装置である。

現在は電子と陽子のみの運用としているが、窒素などその他のイオン源も現在開発中であり、今後は更にユーザの要望に沿っ

た提供ビームの精度向上を図る予定である。

参照

- (1) 東尾奈々、立原祐司、松本晴久、「JAXA ペレトロン加速器の現状」、第 26 回タンデム加速器及びその周辺技術の研究会 報告書

宇宙ステーション「きぼう」船外簡易取付機構(ExHAM)を用いた CFRP 製軽量高精度鏡の長期宇宙曝露実験(CAGOME)準備の状況

○西堀 俊幸, 神谷 友裕, 宇都宮 真, 永松 愛子, 石村 康生, 後藤 健 (宇宙航空研究開発機構),
大西 裕貴, 石田 良平, 真鍋 武嗣 (大阪府立大),
落合 啓 (情報通信研究機構)

1. はじめに

サブミリ波帯以上の高周波での実用化を目指した CFRP 製軽量高精度反射鏡の宇宙長期曝露実験 (CAGOME) を国際宇宙ステーション(ISS)日本実験棟「きぼう」にて実施する。

CAGOME 実験は、宇宙用反射鏡の実用に向けて研究開発した CFRP 製軽量高精度反射鏡 (カーボン鏡) の実験試料を、ISS の軌道(LEO)にて、最長 2 年間に亘り宇宙空間に曝露した後、実験試料を地上に持ち帰り、地上では模擬出来ない、熱サイクル、紫外線、放射線、原子状酸素などの宇宙複合環境ストレスによる材料、鏡面、反射鏡構造の耐性の確認を行い、長期間の経年劣化を定量的に評価する実験である。CAGOME 実験で得られた成果により、将来の CFRP 製軽量高精度鏡 (サブミリ波帯以上) の長期信頼性と寸法安定性の技術を前進させ、将来ミッション¹⁾ に向けて技術の還元を狙う。

2. CAGOME 実験試料

CAGOME の実験試料は、ゼロ熱膨張設計を行ったオール CFRP ハニカムサンドイッチパネルを主構造とする金属反射鏡面を持つカーボン鏡 (鏡面精度: 10 μm rms, 鏡面粗度(Rq): 1 μm rms) である。実験試料を ISS の「きぼう」船外簡易取付機構(ExHAM) に搭載し、長期間 (1~2 年間以上) 宇宙空間に実験試料を曝露させた後に、実験試料を地上に持ち帰り詳細に検査を行うことで、実際の宇宙環境における複合的な劣化要因に対するカーボン鏡の耐性を評価する。CAGOME 実験の研究計画を図 1 に、実験目的を以下に示す。

- ① 熱サイクルによる鏡面やマトリックス樹脂のマイクロクラック増加による長期的な材料物性の変化を確認する
- ② 原子状酸素から鏡面を守る SiO₂ コートの性能を確認する

- ③ 紫外線、放射線による表皮、ゲルコート層の劣化を確認する
- ④ マイクロデブリによる鏡面の損傷を確認する

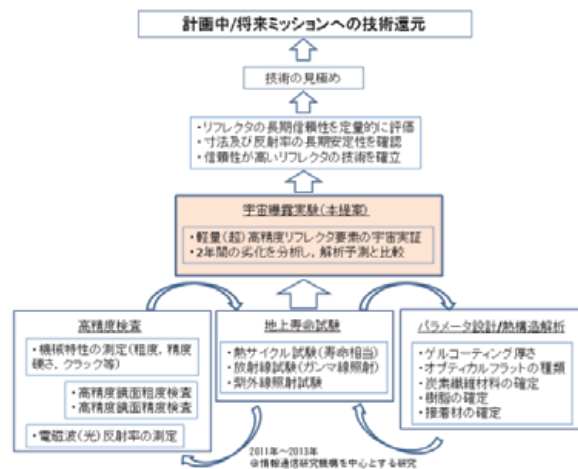


図 1 CAGOME 実験の研究計画

開発したカーボン鏡は、反射鏡面の製造方法等の違い等により、1) 蒸着鏡面タイプ (アルミニウムの真空蒸着)、2) 溶射鏡面タイプ (アルミニウムのプラズマ溶射)、3) 接着鏡面タイプ (インバーの接着)、4) 蒸着鏡面分割タイプ (材料試験及び従来技術の評価用) の 4 種類である (図 2~図 5)。

蒸着鏡面タイプはアルミニウムの真空蒸着で反射鏡面を形成したもので、可視光領域での応用を狙った超高精度(nm 精度)な軽量鏡である^{2),3)}。高い鏡面精度と鏡面粗度を実現するため、表皮の繊維が蒸着層に転写しないように (プリントスルー問題を解消)、エポキシ樹脂 (厚さ約 60 μm) を用いて高精度な光学フラットな面をゲルコート層に転写した上でアルミニウムを蒸着したものである。

溶射鏡面タイプは表皮の上にアルミニウムをプラズマ溶射して比較的厚いアルミニウム層を形成し、さらに機械研削と鏡面研磨により薄いアルミニウムの反射鏡面を製作したものである。鏡面には溶射によるミクロなポーラスが残るが、蒸着鏡面タイプより厚く安定な反射鏡面を形成出来る利点がある。残

留するマイクロポーラスの影響で、表面の粗度を向上させるためには限界があるが、サブミリ波帯までの高周波に適用出来る軽量鏡である。

接着鏡面タイプは表皮にインバー(Inver)を接着した後に機械研削によりインバーを薄くした軽量高精度鏡である。インバーは鉄とニッケルの合金で、ニッケルの含有率を35%とすることでCTEを $2 \times 10^{-6}/K$ 以下とした特殊な合金である。アルミニウムと比較して線膨張係数がカーボン表皮により近いインバーを用いることで、熱変化により生じるパネルの反りなどを低減し、機械的、熱的に安定な反射鏡面の実現を狙っている。

蒸着鏡面分割タイプは、従来技術(AMSR2のミリ波帯アンテナ)の長期耐性と、カーボン鏡に使用している材料の長期耐性を確認する実験試料である。表面は4分割(パネルは2分割)されており、1)カーボン表皮、2)表皮の上にエポキシ樹脂によるゲルコート層を形成したもの、3)カーボン表皮に直接アルミニウムを蒸着したもの、さらに4)3)に二酸化珪素でコート形成したものから構成される。3)と4)はAMSR-2のアンテナと同じ製造プロセスで製作している。

カーボン鏡本体はシアネートエステル系樹脂(NM-31)と60トンクラスの高弾性ピッチ系炭素繊維(YSH-60A-30S)を用いたNGF社製特注UDプリプレグ(NM6037E-12C)を16plyした表皮と、Ultracor社のカーボンハニカムコア(溶射鏡面タイプを除く)との組み合わせにより製作したオールCFRP製のハニカムサンドイッチパネルである(表1)。表皮は繊維方向にゼロ膨張(CTE: $10^{-7}/K$ 以下)に近いパネルになるように製作するため、UDプリプレグ材を擬似等方積層して製作した。使用するマトリックス樹脂は地上での吸湿変形を抑えるためにシアネートエステル系樹脂とし、さらに鏡面を二酸化珪素でコート(厚さ約100nm)することで、原子状酸素から反射鏡面を保護する設計とした。

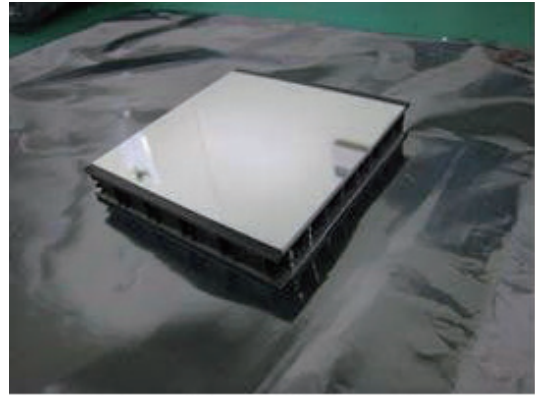


図2 蒸着鏡面タイプ

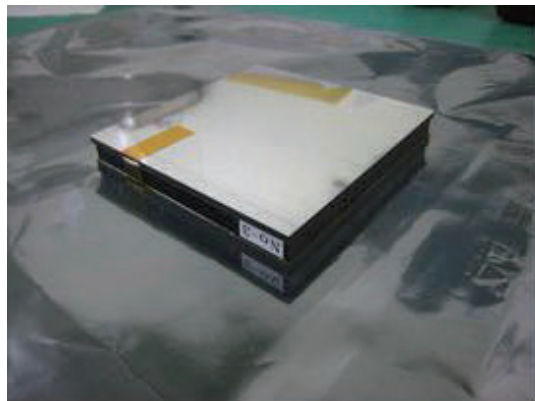


図3 溶射鏡面タイプ

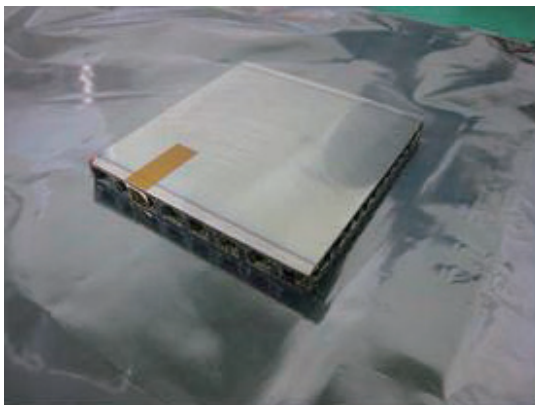


図4 接着鏡面タイプ

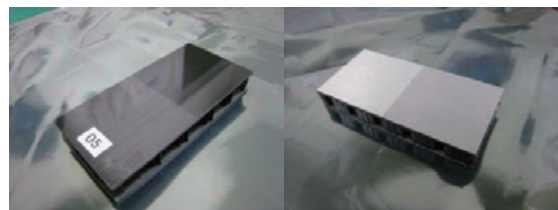


図5 蒸着鏡面分割タイプ
(左:表皮+レプリカ層, 右: AMSR2 模擬)

表 1 カーボンミラーの主材料 (UD プリプレグ)

項目	品名	備考
品名	NM6037E-12C	日本グラファイトファイバー社製
炭素繊維	YSH60A-30S	60 トンクラス、ピッチ系高弾性炭素繊維
マトリックス樹脂	NM-31	シアネートエステル樹脂
FAW	125±6 [g/m ²]	単位面積あたりの繊維重量
RC	28±3 [wt%]	レジンコンテンツ

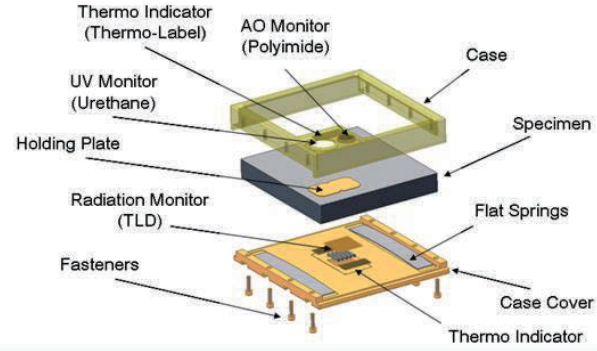


図 7 CAGOME 実験試料の分解図

3. 実験試料の構成

カーボン鏡を組み込んだ実験試料のフライト品を図 6 に、分解図を図 7 及び図 8 に示す。



図 6 CAGOME 実験試料 (フライト品)

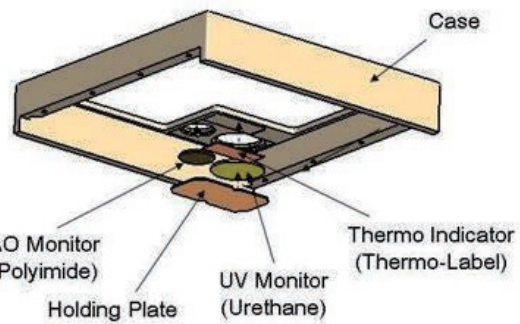


図 8 CAGOME 実験試料の分解図 (裏側から見る)

ExHAM とのインタフェースの要求により、実験試料の大きさは 100×100×20mm の平板で、200g 以下の重量でなければならない。実験試料の搭載位置による宇宙環境の違いを記録するため、全ての試料に環境モニタを取り付けた。有人の安全要求を満たすため、カーボン鏡本体は PEEK 材(Ketron1000)のケースとカバーで覆った。

実験試料は反射鏡面が宇宙空間に曝露する構成になっている。カーボン鏡の寸法は 89×93×13mm 以下とした。ハニカムサンドイッチパネルの厚さは試料種により異なるため、カバーと試料裏面の間に挿入した SUS 製の板バネ 2 枚により、試料をケースに押しえ付ける構造とし、打上げ時の振動や熱によるケースと試料の隙間の変化を製造公差と板バネで吸収する構成とした。なお、カーボン鏡単体の質量は 150g/個以下とした。

カーボン鏡のケースとカバーには 4 種類の環境モニタ材 (原子状酸素モニタ, 紫外線モニタ, 最高到達温度モニタ, 放射線モニタ) を取り付けた。これら環境モニタ材は全て材料曝露実(MPAC&SEED)で使用実績がある。

試料の最高到達温度はケース裏とカバーに貼り付けた 3 種類のサーモラベル (不可逆性温度シール, VL-40、VI-60、VL-80) により判定する。これにより、試料が経験した最高温度を 40℃から 95℃まで 5℃間隔で記録する。

試料の反射鏡面が受ける紫外線のトータル照射量を求めるために、ケースの円形開口 (φ : 15mm) にはポリウレタンフィルムを配置した。紫外線照射量 (UV) は、曝露後のポリウレタンフィルム (Seedom 社製 DUS601-CDS) の太陽光吸収率 α_s の変化と紫外線照射量対太陽光吸収率の地上較正データから算出する。

試料の反射鏡面に衝突する原子状酸素(AO)のトータル照射量をモニタするために、ケースの円形開口部 (φ : 10mm) にデュボン社製ベスペル(SP-1, 100% ポリイミド樹脂) を配置した。トータル照射量は、曝露後のベスペルの質量変化から算出する。紫外線

モニタ材と原子状酸素モニタ材はケースの開口部径より 2mm 以上大きいため、曝露面に飛び出すことは無い構造になっている。また、モニタ材は PEEK 材の押さえ板によりカーボン鏡の鏡面に接触する構造になっている。

実験試料が受ける放射線のトータル吸収線量を得るために熱ルミネッセンス線量計(TLD)を試料ケースのカバーに搭載する。搭載する TLD は「きぼう」船内で多くの測定実績がある PADLES で使用されているトーレック社製 TLD MSO-S を 5 本である。トータル吸収線量は PADLES と同様に TLD リーダーにより熱蛍光線量測定を行い、TLD の吸収線量を算出する。TLD セルはカバーにセル 1 個単位の溝を PEEK 材に作り、その溝に TLD セルを埋め込んだ。TLD セルは Mg₂SiO₄:Tb (ケイ酸マグネシウム) の結晶をパイレックスガラスに封入したものである。そのため、セルが破損した時により生じる恐れがある微粒子の飛散を防止する安全要求を満たすため、TLD は TLD カバー (カプトンフィルム) で覆った。TLD カバーにより密閉された領域の空気を排出するため、35 μm のメッシュを持つ SUS 製のネットで覆った上で直径 3mm のベントホールを設けた。

CAGOME 実験試料のフライト機が未確定だったため、打上げと回収を運用中の宇宙ステーション往還機全てを考慮し、ワーストな環境条件 (振動, 温度, 減圧/加圧) を設計条件として取り入れた。実験試料は与圧実験用の荷物として打上げられるため、CTB(Cargo Transfer Bag)に収納される。そのため、振動試験は実際の梱包状態を再現して実施した。

4. 試験及び検査

カーボン鏡のフライト品候補の製造 (各種 6 個) が完了した後、打上げ前の試料の状態を詳細に記録するため、カーボン鏡に対して、1)寸法, 2)鏡面精度 (形状誤差), 3)鏡面粗度, 4)内部断面(X線 CT), 5)硬さ, 6)質量, 7)鏡面全面撮影, 8)サブミリ波反射率の検査 (ベースライン検査) を実施した。なお、この検査項目は曝露実験後、実験試料を地上に回収後にも実施する。

実験試料をインテグレーションした後に受入試験として、1)ランダム振動試験(15.63Grms, 60 秒), 2)高温晒し試験(70°C, 30 分), 3)低温晒し試験(-100°C, 30 分), 4)ExHAM との適合性試験, 5)レーザ干渉計 (DynaFiz, NewView7300)による表面精度・表面粗さの精密測定を実施した。受入試験前後でカーボン鏡のベースライン検査を実施し、検査結果からフライト

品 (各試料 2 個) を選定した。受入試験後のカーボン鏡の面精度と面粗度を表 2 に示す。反射率測定は 640GHz 帯の直交する 2 直線偏波にて実施し、98%以上の反射率を確認している^{4),5)}。

受入試験後の検査により、鏡面精度等は目標とした仕様を満たしたが、蒸着鏡面タイプの試料はパネルの薄さの関係で、レプリカを取る作業 (脱型) による湾曲が残留し、鏡面精度 (形状誤差) が想定より大きいことが判明した。さらに、低温晒し試験でアルミ蒸着層にクラックが確認された。

蒸着鏡面タイプのアルミ蒸着層に発生したクラックの発生メカニズムを調査するため、レーザ干渉計で鏡面の全面撮影を実施しながら、常温から低温に向け実験試料を冷却する再現実験を 9 月に実施し、クラック発生メカニズムを解明する予定である⁶⁾。

フライト品が ExHAM に問題無く取り付けられるかどうか等、手順を含めて確認するために実施した適合性試験の様子を図 9 に示す。

表 2 カーボン鏡の面精度と面粗度

種類	鏡面粗度 (Rq) [μm rms]	鏡面精度 [μm rms]
蒸着鏡面タイプ	0.02	1.6
溶射鏡面タイプ	0.76	3.0
接着鏡面タイプ	0.14	4.5
蒸着鏡面分割タイプ	0.45	0.8

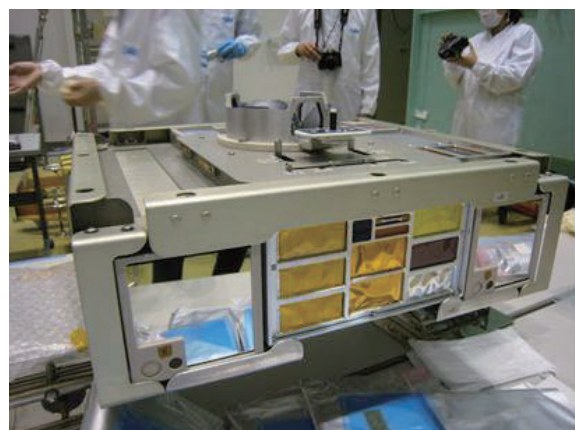


図 9 ExHAM との適合性試験の様子

一方で、宇宙ステーションのフラクチャコントロールの要求として、打上げ時の振動と減圧/加圧により、実験試料の破壊、損傷、TLD のガラスセルの破損が無いことを確認する必要があった。そのため、

認定品(QM)を製作し、1)ランダム振動試験(30.45Grms, 180 秒), 2)高温晒し試験(86°C, 30 分), 3)低温晒し試験(-116°C, 30 分)を認定試験として実施し、カーボン鏡、インテグレーション部品、環境モニタ材に異常が生じないことを確認した。

引き渡し準備を終えた CAGOME 実験試料を図 10 に示す。



図 10 打上げ準備を終えた CAGOME 実験試料

5. 曝露実験と地上対照試験

実験試料は ISS に輸送された後、日本実験棟「きぼう」船内実験室に運ばれ、エアロックテーブル上の ExHAM に取り付けられる(クルーによる取付け)。実験試料の取付位置を図 11 に示す。

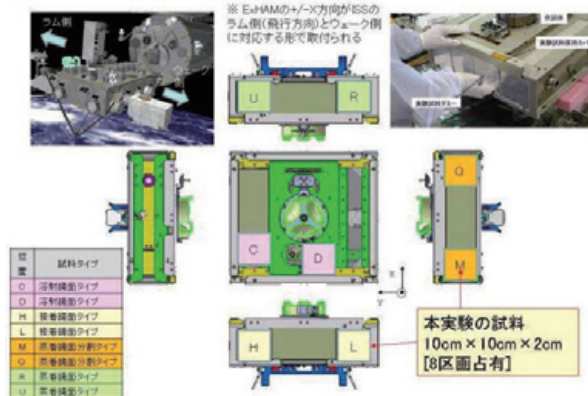


図 11 CAGOME 実験試料の取付け位置

試料の取付けが完了した ExHAM はエアロックを介して船外に搬出され、ロボットアームの子アームにより、ExHAM を把持し、船外プラットフォームのハンドホールに取り付けられる。なお、ロボットアームの操作は地上からの遠隔操作により行われる。実験試料の取り外しと回収は上記と逆の手順で実施される。

ExHAM には 4 種類の CAGOME 実験試料を各 2 個(合計 8 個)取り付ける。曝露実験 1 年を経過した後、各種 1 個を ExHAM から取外し、地上に持ち帰る。さらに 2 年経過した後、残りの試料を全て回収

する。ExHAM を使った曝露実験の様子を図 12 に示す⁷⁾。

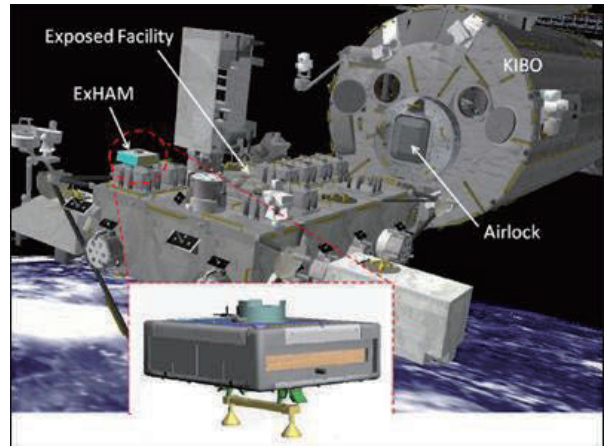


図 12 ExHAM を使った曝露実験の予想図

2015 年以降は実験試料の曝露実験と並行し、地上対照実験として、軌道上宇宙環境に相当したストレスを試料に加える寿命試験(熱サイクル試験、放射線試験等)を実施し、回収した試料と劣化状況を比較する予定である。

6. おわりに

国際宇宙ステーション日本実験棟「きぼう」の汎用宇宙曝露実験用ハンドレール取付機構(ExHAM)を用いた CFRP 製軽量高精度鏡の宇宙長期曝露実験(CAGOME)の準備が完了した。

ExHAM は ATV5(本年 7 月)により既に ISS に運ばれており、CAGOME 実験試料はソーラセイル材料テーマとともにシグナス補給船運用 3 号機(Orb-3)にて 10 月に ISS に運ばれた後、ExHAM1 号機に取り付けられ、「きぼう」船外プラットフォームで長期曝露実験を開始する予定であった。しかしながら、Antares ロケットの打上げ失敗で実験試料を全て喪失した。現在、JAXA ではリカバリプランとして、実験試料フライト品の再製作を進めるとともに、打上げ機会の調整を行っている。

参考文献

- 1) Y.Kasai, H.Sagawa, T.Kuroda, T.Manabe, S.Ochiai, K.Kikuchi, T.Nishibori, P.Baron, J.Mendrok, P.Hartogh, D.Murtagh, J.Urban, F.Scheele, U.Frisk, "Overview of the Martian Atmospheric Submillimetre Sounder FIRE", Planetary and Space Science 63-64(2012)62-82, 2011.
- 2) S.Utunomiya, R.Shimizu, "Monitoring of Dimensional

- Stability of CFRP Mirrors for Space Telescopes by Using Embedded FBG Sensors”, Proc. ICCM-17, Scotland, 2009.
- 3) T.Kamiya, S.Utsunomiya, K.komatsu, R.Shimizu, “Improvement of The CFRP Composite Mirror Surface Using A Replica Method”, Proc. ICCM-18, Jeju Island, 2011.
 - 4) 独立行政法人宇宙航空研究開発機構、西堀、菊池、水越、真鍋、“サブミリ波反射損失の測定方法及び測定装置”、特開 2012-078249、2012-04-19.
 - 5) 大西、真鍋、西堀、飯田、菊池、落合：CFRP 軽量高精度リフレクタ実験試料のサブミリ波帯反射特性の測定、1N14、第 58 回宇宙科学技術連合講演会、2014.
 - 6) 西堀、神谷、宇都宮、落合、大西、石田、真鍋：CFRP 製軽量高精度鏡のアルミ蒸着鏡面に生じたクラックの原因究明、A2-13、第 39 回複合材料シンポジウム、2014.
 - 7) 渡辺、西堀、白澤、佐巻：「きぼう」日本実験棟における船外簡易取付機構（ExHAM）を用いた実験計画について、2K01、第 57 回宇宙科学技術連合講演会、2013.

Si, Ti 添加 DLC 膜表面酸化反応における 原子状酸素衝突エネルギーの影響

○渡邊大樹¹⁾、初田光嶺¹⁾、古山雄一²⁾、神田一浩³⁾、
吉越章隆⁴⁾、寺岡有殿⁴⁾、横田久美子¹⁾、田川雅人¹⁾
¹⁾神戸大学大学院工学研究科、²⁾神戸大学大学院海事科学研究科、
³⁾兵庫県立大学高度産業科学技術研究所、⁴⁾日本原子力研究開発機構

Hydrogenated diamond-like carbon (DLC) film is a promising candidate for next generation solid lubricant applicable in space. However, it has been reported that non-dope hydrogenated DLC films are easily eroded away by the hyperthermal O-atom collision in low Earth orbit (LEO). Metal-doping is expected to protect DLC film from a direct collision of O-atom by forming non-volatile surface oxide layer. In this study, effect of collision energy of O-atom on the oxide film formation at the Si or Ti-doped DLC surfaces was investigated. Hyperthermal O-atom collision in LEO was simulated by the laser-detonation atomic beam source which has widely been used for ground-based O-atom testing. A high-speed mechanical chopper wheel system (9000 rpm) located in front of the specimen converted the energy distribution of the O-atom pulses into the spatial distribution over the specimen. Surface oxidation states were analyzed by either conventional x-ray photoelectron spectroscopy. It was observed that the SiO₂ and TiO₂ were formed at the position relatively high-energy collision was occurred. In contrast, sub-oxides were observed where low-energy collision was occurred even though the fluence of O-atom is much higher than high-energy positions.

1. 目的および背景

水素化ダイヤモンドライクカーボン(Hydrogenated Diamond-Like Carbon: DLC)は真空中で超低摩擦を実現できることから¹⁾、次世代の宇宙用潤滑剤として注目されている。しかしながら DLC は原子状酸素(Atomic Oxygen: AO)に対しての耐性が低く、そのままでは宇宙環境での使用に耐えることができないことが報告されている²⁾。宇宙環境での AO による劣化を抑制するため金属元素を加えた DLC が開発されており、Si や Ti を添加した DLC は低地球軌道において AO との衝突反応により表面保護膜を形成することで高い健全性を示すことが期待されている³⁾。地上装置を用いて AO 照射を行う際には、衝突エネルギーを実宇宙環境と同じにすることは原理的に困難であり、レーザーデトネーション法を用いても衝突エネルギー分布幅は実宇宙環境に比べて大きくなる(エネルギー半値幅 1.7 eV に対し 5.4 eV)。しかしながら、DLC 中の Si, Ti と AO との高エネルギー衝突プロセスによる酸化膜形成における衝突エネルギーの影響については、これまで十分な知見は得られていない。

そこで本研究では Si および Ti 添加 DLC における表面酸化膜形成に対する AO 衝突エネルギーの影響を調べた。

2. 実験装置および実験方法

本研究では AO 照射装置として神戸大学のレーザーデトネーション装置を使用した⁴⁾。サンプルは RF-CVD 法により Si(100)基板上に成膜した DLC (15 mm×30 mm)である。Figure 1 に AO 照射装置の概略を示す。本実験では AO ビームのエネルギー分布幅を狭域化するため、レーザー動作と同期した 9000 rpm のチョッパーホイールを用いた。ビーム上流のアーチャー(30 mm)でブロードビームを形成しサンプル直前に設置したチョッパーホイールのスリッ

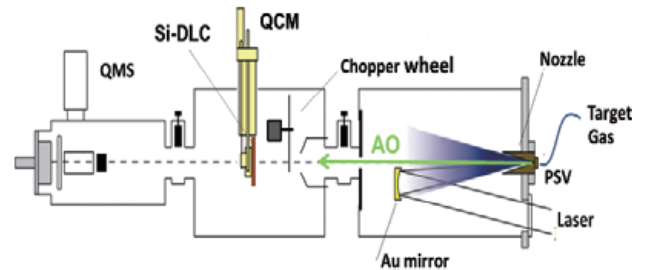


Figure 1 The configuration of the laser detonation O-atom beam source with chopper wheel.

ト(幅 5 mm) がビーム到達時刻にビームを横切るように設定することで、スリットを通過できる AO の並進運動エネルギー分布がサンプル上での空間分布へと変換される。サンプル上の各点における AO 並進運動エネルギー分布はビーム軸上に取り付けらた

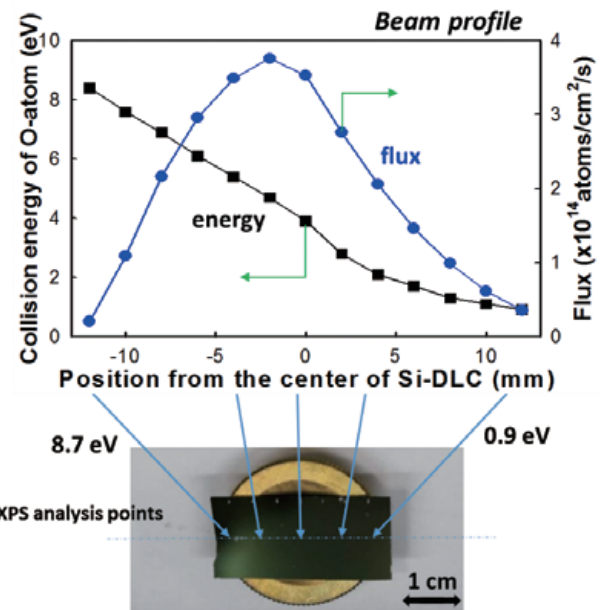


Figure 2 The beam profile and the photograph of Si-DLC specimen.

四重極質量分析管により飛行時間分布 (TOF) から測定された。本実験装置から得られた beam profile と Si-DLC サンプルの相関を Figure 2 に示す。サンプル上の位置によって AO 衝突エネルギーが 0.9~8.8 eV の範囲に変化していることが示されている。また、Figure 2 において各点におけるフラックスはビーム強度が最大となるサンプル上-2 mm の位置における TOF スペクトルの面積強度と DLC の代わりに設置したポリイミドの質量減少レートを基準とし、各点における TOF 面積強度との比から次式に従い計算した。

$$F = \frac{\Delta w}{E \cdot A \rho} \times \frac{I}{I_{-2 \text{ mm}}} \quad (1)$$

- F : フラックス (atoms/cm²/s)
 Δw : QCM の質量減少レート (g/s)
 E : 反応率 (cm³/atom)
 A : QCM 面積 (cm²)
 ρ : QCM 密度 (g/cm³)
 $I_{-2 \text{ mm}}$: サンプル上-2 mm における TOF 面積強度 (arb.unit)
 I : TOF 面積強度 (arb.unit)

ここで、反応率 3.0×10^{-24} cm³/atom は初期の宇宙曝露実験において計測された値であり多くのフライト試験及び地上試験においても使用されている値である⁵⁾。

AO 照射後のサンプル表面は 2 mm おきに X 線光電子分光法により解析した。X 線光電子分光測定における励起光エネルギーは 1486.6 eV、測定空間分解能は 0.2 mm、脱出角度は 45 度である。

3. 実験結果及び考察

3.1 Si-DLC

Figure 3 に AO 照射後の Si-DLC 各点における Si2p スペクトルを示している。左上の数字は Figure 2 におけるサンプル上の位置に対応し、最下段はコントロールサンプルである。Figure 3 よりコントロールサンプルでは 100 eV 付近にブロードなピークが観察されるが、AO 照射表面では 102 eV 付近に新たなピークが観測され、100 eV 付近のピークは-6 mm から 0 mm 付近ではほとんど観測されないことがわかる。これらの変化を詳細に分析するために、Si2p ピークのピーク分離を行った。Si2p 光電子ピーク分離に関してはこれまでも多くの報告があるが、本研究では高桑の報告に従い、以下の条件で 5 つのピークに分離した⁶⁾。

- Si (metallic): 98.7 eV (+0 eV)
 SiC: 99.7 eV (+1.0 eV)
 SiO: 100.5 eV (+1.8 eV)
 Si₂O₃: 101.4 eV (+2.7 eV)
 SiO₂: 102.4 eV (+3.7 eV)

この時、半値幅は 1.5-1.7 eV としてピーク分離を行った。Si-DLC 上の各サンプル位置に対するピーク分離結果を Figure 4 に示す。コントロールサンプル

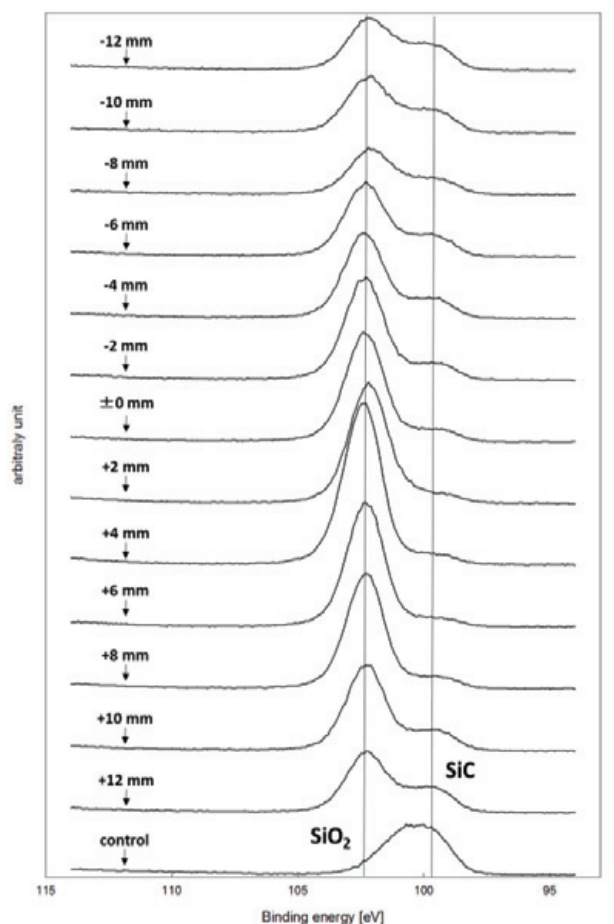


Figure 3 Si2p photoelectron spectral changes by AO beam exposures with the chopper wheel. The peak positions of Si2p for SiC and SiO₂ are indicated by the lines.

に対するピーク分離結果は右端に示されている。低エネルギーの AO が照射された 0 mm から +12 mm の領域では SiO や Si₂O₃ などのサブオキサイドや、SiC が 30~50%含まれているが、高エネルギー AO が照射された 0 mm から -8 mm の領域では表面の 90%以上が SiO₂ 酸化膜で覆われていることが明らかになった。さらに -10 mm から -12 mm の領域では再びサブオキサイドが残存している。高エネルギー側におけるサ

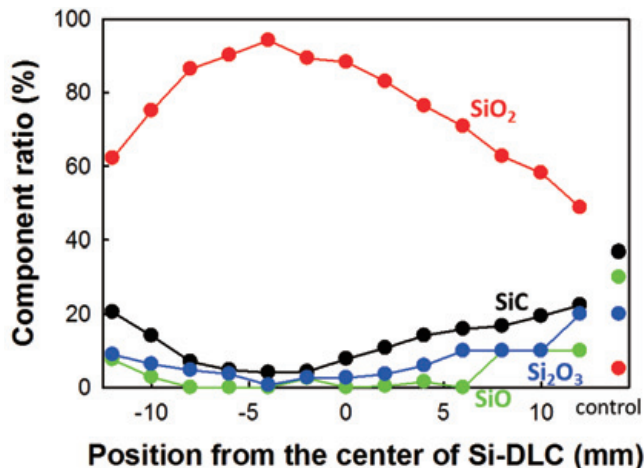


Figure 4 Peak fitting results of Si2p spectra as a function of sample positions.

ブオキシドの残存は AO フルーエンスが不十分であるためと考えられる。+10 mm から 0 mm にかけての領域で SiC あるいはサブオキシドから SiO₂ へ酸化状態の変化が観察されているが、これにはエネルギーの増大による酸化反応イールドの増加とフルーエンスの増大による酸化反応の促進効果の 2 つの原因が考えられる。これら 2 つの効果を切り分け、SiO₂ 形成に対する衝突エネルギーの効果을明らかにするため、Si-DLC サンプル上で AO フルーエンスがほぼ等しい -8 mm と +4 mm の位置における Si2p スペクトルの比較を行った結果を Figure 5 に示す。-8 mm の位置における AO 衝突エネルギーは 6.9 eV、+4 mm の位置では 2.1 eV である。Figure 5 より、SiO₂ は +4 mm において 76% であるのに対し、-8 mm では 86% と SiO₂ の割合が増加していることが分かる。さらに、+4 mm の位置では 8% であるサブオキシド量が -8 mm の位置においては 5% と減少しており、これらの値をコントロールサンプルでの値(51%)と比較すると、高エネルギー AO 照射により SiO あるいは Si₂O₃ から SiO₂ の反応イールドが増大していることが確認された。

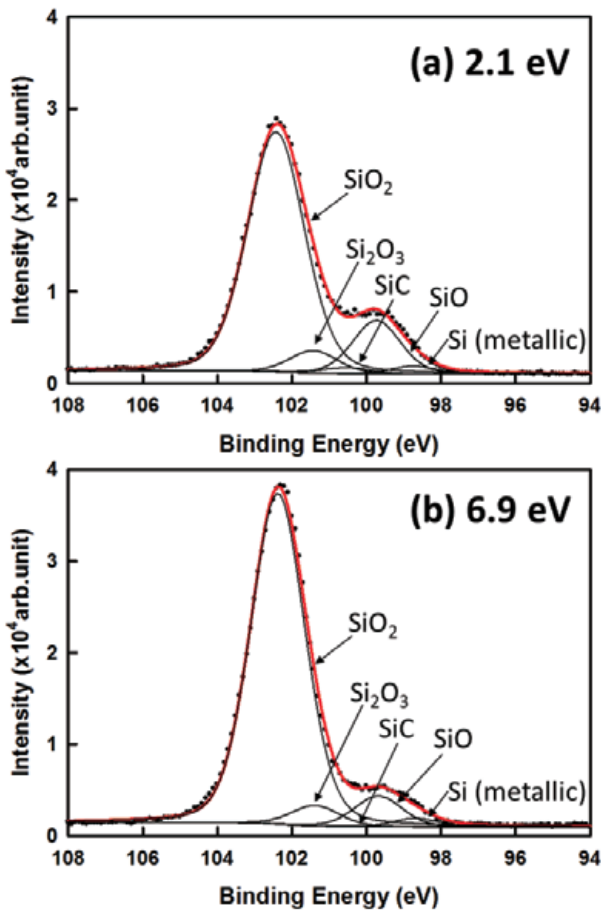


Figure 5 Si2p photoelectron spectra at the sample positions same fluence but different energies, (a): 2.1 eV, (b): 6.9 eV.

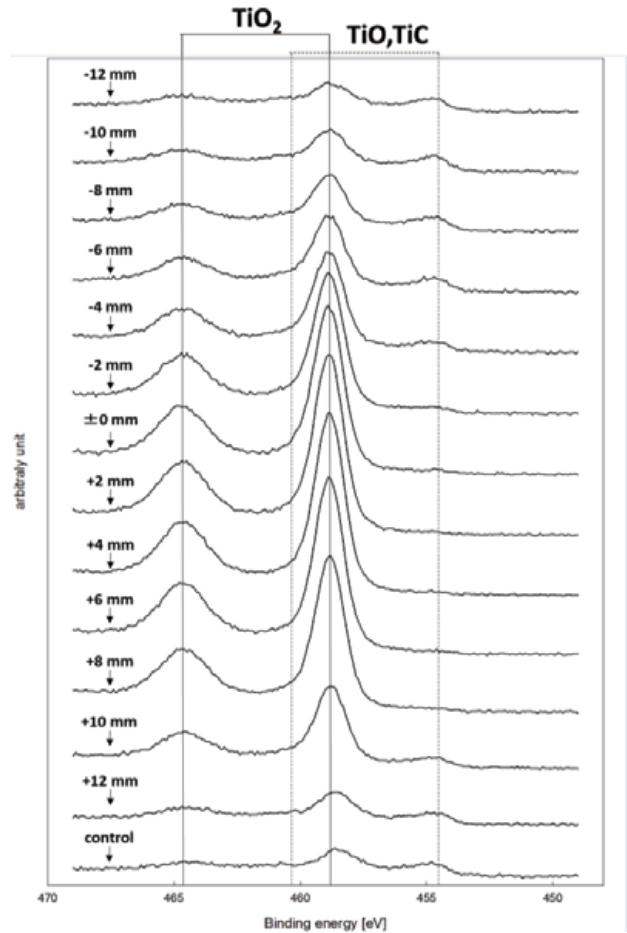


Figure 6 Ti2p photoelectron spectral changes by AO beam exposures with the chopper wheel. The peak positions of Ti2p for TiC, TiO and TiO₂ are indicated by the lines.

3.2 Ti-DLC

Figure 6 に AO を 5 時間照射した Ti-DLC サンプルにおける Ti2p の測定結果を示す。Si-DLC と同様に、左上の数字はサンプル上の位置に対応し、最下段はコントロールサンプルである。Figure 6 よりコントロールサンプルでは 454 eV, 458 eV 付近にブロードなピークが観察されるが、AO 照射表面では 458 eV と 464 eV 付近にピークが顕著に観測され、454 eV 付近

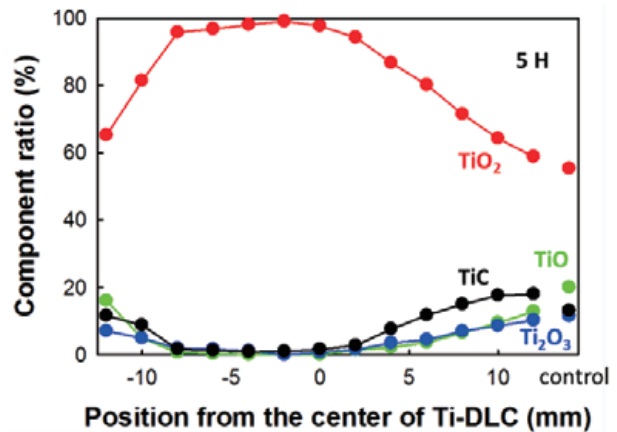


Figure 7 Peak fitting results of Ti2p spectra as a function of sample position (Exposure time: 5 hrs).

のピークは-8 mm から 0 mm 付近ではほとんど観測されないことがわかる。これらの変化を詳細に分析するために、Ti2p ピークのピーク分離を行った。Ti2p 光電子ピーク分離も Si2p ピークのピーク分離と同様に高桑の報告に従い、以下の条件で 4 つのピークに分離した⁶⁾。ただし、Ti (metallic)と TiO はピーク位置が非常に近く、ピーク分離することができない。そこで本研究では、そのピークを TiO と考えピーク分離を行った。

TiC: 454.5 eV (0 eV)

TiO: 455.4 eV (+0.9 eV)

Ti₂O₃: 457.2 eV (+2.7 eV)

TiO₂: 458.6 eV (+4.1 eV)

Peak shift = 5.75 eV

Area ratio = Ti2p 1/2 : Ti2p 3/2 = 1:2

各々のサブピークの半値幅は 1.3-1.5 eV としてピーク分離を行った。Ti-DLC 上の各サンプル位置に対するピーク分離結果を Figure 7 に示す。コントロールサンプルに対するピーク分離結果は右端に示している。Ti-DLC は Si-DLC とは異なり、初期状態ですでに 60%が TiO₂として存在しており、Si-DLC の初期状態と比較すると Ti の反応性が非常に高いことがわかる。低エネルギーの AO が照射された+6 mm から+12 mm の位置では TiO や Ti₂O₃ などのサブオキサ

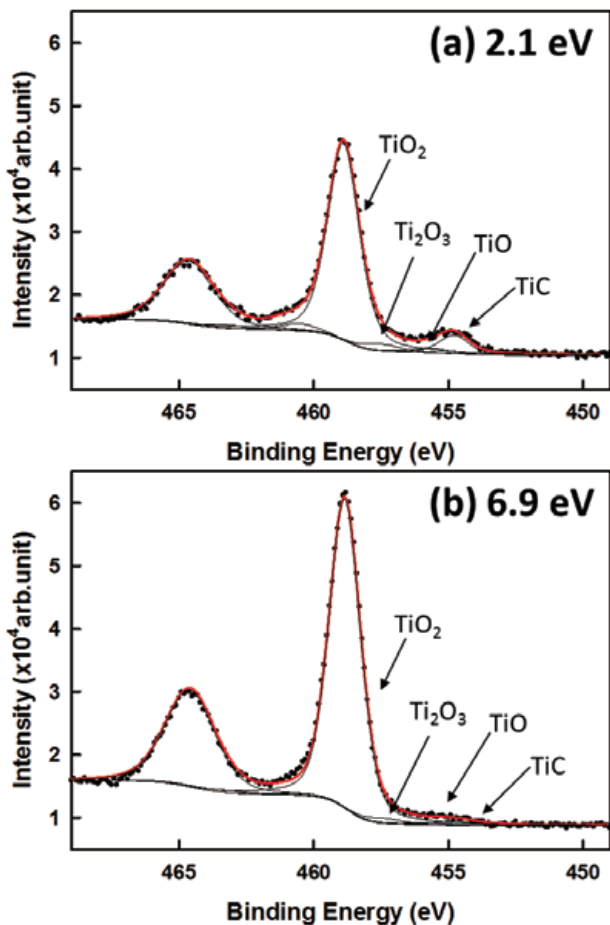


Figure 8 Ti2p photoelectron spectra at the sample positions same fluence but different energies, (a): 2.1 eV, (b): 6.9 eV.

イドや、TiC が 20~40%含まれているが、高エネルギーAOが照射された 0 mm から-8 mm の領域では表面の 96%以上が TiO₂ 酸化膜で覆われていることが示されている。さらに-10 mm から-12 mm の領域では再びサブオキサイドが残存している。

次に Ti-DLC においても Ti-DLC サンプル上で AO フルーエンスがほぼ等しい-8 mm と+4 mm の位置における Ti2p スペクトルの比較を行った。その結果を Figure 8 に示す。Ti2p はスピン軌道分裂により Ti2p1/2 と Ti2p3/2 のピークが観察されるが⁷⁾、ここでは Ti2p3/2 のみを表示している。-8 mm の位置における AO 衝突エネルギーは 6.9 eV、+4 mm の位置では 2.1 eV である。Figure 8 より、TiO₂ 酸化膜は+4 mm において 87%であるのに対し、-8 mm では 96%と TiO₂ 酸化膜の割合が増加していることが分かる。さらに、+4 mm の位置では 5%であるサブオキサイド量が-8 mm の位置においては 3%以下に減少しており、これらの値をコントロールサンプルでの値(23%)と比較すると、高エネルギーAO 照射により TiO₂ 形成の反応イールドが増大していることが確認された。

Ti-DLC に対して AO を 10 時間照射したサンプルの各位置のピーク分離結果を Figure 9 に示す。Figure 7 と Figure 9 を比較すると、+12 mm から+8 mm の低エネルギーAO 照射領域ではサブオキサイドの量は変化していないが、-8 mm~-12 mm の高エネルギーAO 照射領域ではサブオキサイドが消失し、ほぼ完全に TiO₂に変化していることが示されている。このことから、Figure 7 における高エネルギーAO 照射領域でのサブオキサイドの残存は AO フルーエンスが不十分であったことが原因であるのに対し、2 eV 以下の衝突エネルギーでは原理的にサブオキサイドの TiO₂ への変化が生じないことが明らかである。

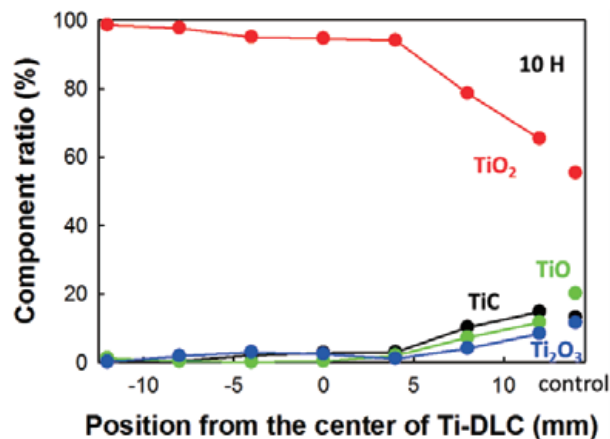


Figure 9 Peak fitting results of Ti2p spectra as a function of sample position (Exposure time: 10hrs).

3.3 実宇宙環境における DLC 表面酸化

宇宙環境では AO は約 5 eV の衝突エネルギーを有している。本実験において衝突エネルギー 5 eV は Figure 2 のビームプロファイルから -3 mm の位置であることがわかる。Figure 5 及び Figure 8 において、-3 mm の位置におけるオキサイド組成に注目すると、SiO₂ が約 91%、TiO₂ が約 98% であり、両サンプル共に酸化物のほとんどが SiO₂ もしくは TiO₂ であることが分かる。したがって、Si, Ti-DLC は宇宙環境では SiO₂ または TiO₂ 酸化膜が形成されることが予想できる(ただし、衝突角度によるノーマルエネルギーの変化に対しては未確認である)。一方、地上試験を行う際は、AO 衝突エネルギーを約 2 eV 以上に設定する必要があり、それ以下のエネルギーでは宇宙環境で起こる酸化反応を正しく再現できない可能性が示唆された。

4. 結論

レーザーデトネーション型装置とチョッパーホイールを組み合わせることで、原子状酸素の衝突エネルギーが Si, Ti 添加 DLC 膜表面酸化反応に与える影響について研究し、以下に示す結論を得た。

1. Si, Ti 添加 DLC 共に AO 衝突エネルギーに対して酸化状態が変化する。
2. AO 衝突エネルギーが低い場合にはサブオキサイドが形成され、衝突エネルギーが 2 eV 以上では、ほぼ SiO₂, TiO₂ に変化する。
3. 実宇宙環境を想定した場合、AO は約 5eV の相対衝突エネルギーを有しているため、垂直入射では Si-DLC, Ti-DLC 表面は各々 SiO₂, TiO₂ が形成され、エロージョンを防止する効果が期待できる。

上記に示す結論より、宇宙環境下での Si, Ti 添加 DLC 表面の保護膜形成とその地上評価には AO 衝突エネルギーの効果を正しく理解する必要性が示された。

謝辞

本研究の一部は日本学術振興会科学研究費補助金(助成金) No.25630392, 25289307, 26289322 のご支援により行われたものである。

参考文献

- 1) A. Vanhulsel, F. Velasco, R. Jacobs, L. Eersels, D. Havermans, E.W. Roberts, I. Sherrington, M.J. Anderson, L. Gaillard: Tribology International Vol.40 (2007) 1186-1194.
- 2) M. Tagawa, K. Yokota, K. Matsumoto, M. Suzuki, Y. Teraoka, A. Kitamura, M. Belin, J. Fontaine, J-M. Martin: Surface & Coatings Technology Vol.202 (2007) 1003-1010.
- 3) K. Yokota, M. Tagawa, A. Kitamura, K. Matsumoto, A. Yoshigoe, Y. Teraoka, J. Fontaine, M. Belin: Trans. JSASS Space Tech. Japan Vol.7, No. ists26 (2009), pp.

Pc_37-Pc_42.

- 4) K. Yokota, S. Yasuda, A. Mizutani, M. Tagawa: Japanese Journal of Applied Physics Vol.52 (2013) 038002.
- 5) 藤本晋嗣: 神戸大学卒業論文 (2011).
- 6) Y. Takakuwa, S. Ogawa, S. Ishidzuka, A. Yoshigoe, Y. Teraoka: Journal of Surface Analysis Vol.13 No. 1 (2006) pp. 36 - 84.
- 7) 日本表面科学会 編「X 線光電子分光法」丸善株式会社, 東京 (1998) ISBN: 4-621-04469-9 C3342.

InGaP 太陽電池の低エネルギー電子線照射効果

奥野泰希^{#A)}, 奥田修一^{A)}, 小嶋崇夫^{A)}, 岡喬^{A)}, 川北史朗^{B)}, 今泉充^{B)}, 舩分宏昌^{B)}

^{A)} 大阪府立大学

^{B)} JAXA

1、緒言

宇宙太陽電池は、人工衛星の電力源として利用されている。宇宙環境は、宇宙放射線、真空、無重力および激しい温度変化など過酷な環境である。その中でも宇宙放射線は、太陽電池の性能を劣化させる主な要因である。太陽電池が劣化すると人工衛星に供給される電力が少なくなる。そのため太陽電池の劣化を予測し、人工衛星の運用時間を決定するために様々な太陽電池の照射試験がこれまでに行われてきた[1]。

3 接合型太陽電池は、現在宇宙太陽電池として用いられている。この太陽電池は、InGaP トップサブセル、GaAs ミッドサブセル、Ge ボトムサブセルの3つのセルで構成されており、高効率、軽量および高放射線耐性といった特徴を持っている[2]。これらのセルは、III-V 族化合物半導体であり、一般的に動作領域が浅いこと、直接遷移型であるため少数キャリア拡散長が短いことが高放射線耐性である理由として考えられている。また InGaP セルは、これらのセルの中でも最も放射線耐性が高いとされている。そのため現在の3接合型太陽電池の高放射線耐性を超える新しい太陽電池を提案するために、InGaP 太陽電池の放射線劣化機構と回復現象等の解明が行われてきた[3]。

InGaP 太陽電池は、多元素化合物であり、放射線照射による劣化機構は非常に複雑なものである。従来放射線耐性の照射試験として用いられる線源は、1 MeV 程度の電子線や 30 keV 程度の陽子線である。しかしながら、これらの線源を照射した場合、結果的にセル内部で複数種の欠陥が同時に生じるため欠陥評価は容易ではない。

InGaP 構成元素の電子線 NIEL を計算したところ、各元素のはじき出しエネルギー閾値がことなっていることが明らかになった[3]。P、Ga および In のエネルギー閾値はそれぞれ、100、300 および 320 keV 程度である。この結果よると 320 keV 程度以上の電子線を InGaP 太陽電池に照射した場合、In、Ga および P が同時にはじき出される。一方 100-300 keV 程度の電子線を照射した場合、P のみのはじき出される。そのため低エネルギー（600 keV 以下）電子線を用いることによって軽い元素からはじき出すことができる。本研究では、各元素のはじき出しエネルギー閾値を超えた電子線を照射したときに、太陽電池の性能に変化があることを調査することによって、InGaP 太陽電池の劣化機構を調査する。

2、実験

図1に照射試験システムを示す。加速器はコッククロフトウォルトン型電子線加速器である。この加速器で加速された電子は、エネルギーの均一性のため、および電子線以外の粒子線を取り除くために偏向コイルによって直角に曲げられる。曲げられた電子線は、試料への均一な電子線照射のために収束用コイルで絞られた後、スキャンコイルで上下左右

にスキャンされ試料へと到達する。試料台には、温度計、フルーエンスモニターが設置されており各種特性をモニターすることができる。フルーエンスモニターは $5 \times 10 \text{ mm}$ の銅板であり、試料横に設置されている。また試料台裏に冷却ラインおよび加熱ヒーターが設置されており、試料の温度を $-196 - +300 \text{ }^\circ\text{C}$ の範囲で変化させることが可能である。試料にはプローブを設置可能であり、照射した状態で電氣的測定を行うことができる。また試料横の窓から光学的測定も行うことが可能である。

本研究では、InGaP 太陽電池 ($10 \times 10 \text{ mm}$) へ、60、150 および 400 keV の電子線を照射した。フルーエンスは、 $3 \times 10^{14} - 3 \cdot 10^{16} \text{ cm}^{-2}$ であった。温度および気圧は、それぞれ室温および $1 \times 10^{-6} \text{ Torr}$ 以下であった。AM0 ソーラーシミュレーターを用いて光電流電圧 (LIV) 特性の測定を行い、InGaP 太陽電池は評価された。この測定は、照射後すぐに試料台に設置したまま行われた。また電子線照射の他に大阪府立大学大規模 γ 線照射施設を用いた InGaP 太陽電池への γ 線照射も行った。試料温度、線量率はそれぞれ室温および 3.7 kGy/h であった。

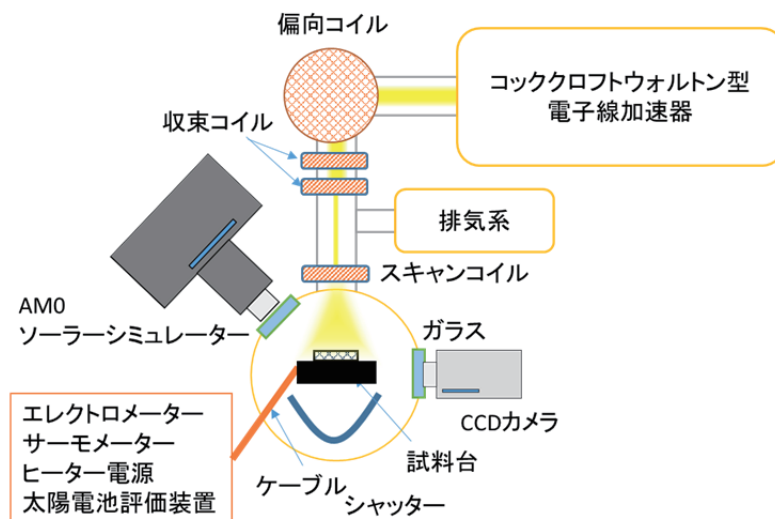


図 1. 大阪府立大学低エネルギー電子線照射システム

3、結果および考察

図 2 に 150 keV の電子線照射における InGaP 太陽電池の LIV 特性を示す。この結果は、150keV の電子線を照射が、InGaP 太陽電池の開放電圧(I_{sc})、短絡電流(V_{oc})および最大電力(P_{MAX})の低下を引き起こしていることを示している。60、150 および 400 keV における LIV 特性の I_{sc} および V_{oc} の保存率(Remaining Factor)をそれぞれ図 3 の(a)および(b)に示す。 V_{oc} の保存率は、電子線エネルギーが増加すると低下することが明らかになった。また 60 keV の電子線照射においても劣化することが明らかになった。はじき出しエネルギーの計算では、100 keV 以下の電子線で InGaP 太陽電池においてははじき出しが発生しないと

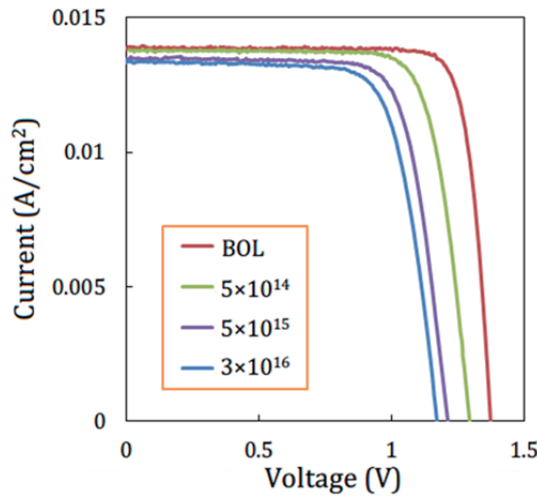


図2. 150 keV の電子線照射における InGaP 太陽電池の LIV 特性

縦軸および横軸は、それぞれ電流(A/cm²)と電圧(V)である。光源は AM0 ソーラーシミュレーターを使用した。Beginning of Life(BOL)は照射前の InGaP の LIV 特性である。またそれぞれの LIV 特性はフルーエンス 5×10^{14} 、 5×10^{15} および 3×10^{16} cm⁻² における LIV 特性を示している。

考えられているため、照射欠陥が生成されず劣化が起きないと予測されていた。そのためこの結果は予想に反したものである。Iscの保存率は、各エネルギーによって低下に違いが見られた。60 keV の場合、Iscは、各フルーエンスでほとんど劣化していない。150 keV の場合は、60 keV と比較すると劣化していることが明らかである。150 keV では 60 keV と

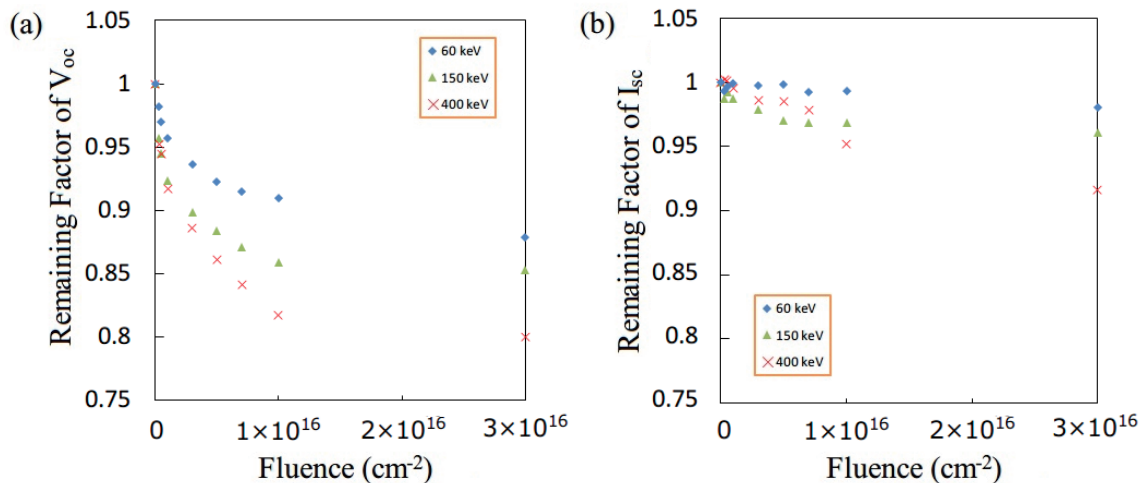


図3. 各電子線エネルギーにおける Voc および Isc の保存率

(a)および(b)はそれぞれ VOC および ISC を示している。電子線エネルギーは、60、150 および 400keV である。縦軸および横軸は、それぞれ保存率およびフルーエンスを示している

比較すると、Pのはじき出しが発生すると考えられる。そのためPのはじき出しによって生成された欠陥が I_{sc} を低下させる要因であると考えられる。400 keVの場合、ISCの保存率はフルーエンス $1 \times 10^{15} \text{ cm}^{-2}$ 以下では150 keVよりも低下していない。400 keVではPの欠陥も生成されているので、この結果は I_{sc} の低下が400 keVの電子線照射によって抑制された可能性があることを示している。400 keVでは150 keVと比較するとPのはじき出しに加えてGaおよびInのはじき出しが発生していると考えられている。またInのはじき出しによる欠陥は、アクセプター順位を生成する。そのためGaまたはInのはじき出しによって生成された欠陥がこの I_{sc} 低下の抑制に関与したと考えられる。

γ 線照射によるInGaP太陽電池のLIV特性の変化を図4に示す。この結果は、 γ 線照射によって V_{oc} および P_{MAX} が劣化したことを示している。 γ 線照射の場合、電子線と比較すると原子との衝突によるのはじき出しは生じない。そのため γ 線による太陽電池の損傷は、イオン化損傷によるものと考えられる。また60 keVの電子線を照射したときにも V_{oc} および P_{MAX} が劣化しているため、InGaP太陽電池は、非イオン化損傷だけでなくイオン化損傷によって性能が劣化する可能性がある。

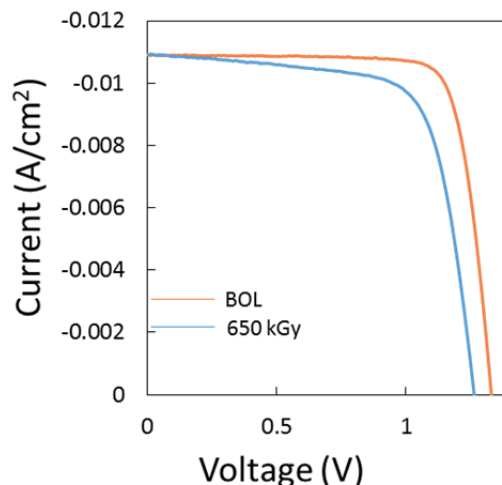


図4. γ 線照射におけるLIV曲線の変化

縦軸および横軸は、電流(A/cm^2)および電圧(V)である。BOLおよび650 kGyの γ 線照射時のLIV特性が示されている。

4、まとめ

InGaP太陽電池の各元素におけるのはじき出しエネルギー閾値に対して電子線を照射した場合、 I_{sc} の保存率の低下に違いが見られた。Pのはじき出しが生じるエネルギーの電子線を照射した場合、 I_{sc} は低下することが明らかになった。Pに加えてInおよびGaのはじき出しが生じるエネルギーの電子線をフルーエンスが $1 \times 10^{15} \text{ cm}^{-2}$ 以下で照射した場合、Pのみがはじき出されるエネルギーの電子線を照射したときに比べて、 I_{sc} の保存率の低下が

抑制されることが明らかになった。また 60 keV の電子線を照射した場合、はじき出しが生じないと考えられているが、 V_{oc} および P_{MAX} の劣化が確認された。また 60 keV の LIV 特性の変化は γ 線照射時の変化と類似している。そのため、60 keV での劣化は、イオン化損傷によるものと考えられる。

本研究の一部は、平成 25 年度 KEK 大学等連携支援事業の支援により行われた。

参考文献

- [1] M. Yamaguchi Solar, Energy Materials & Solar Cells **68**, 31 (2001).
- [2] S.Sato, T.Ohshima and M. Imaizumi, JOURNAL OF APPLIED PHYSICS **105**, 044504 (2009).
- [3] M. Imaizumi, C. Morioka¹, T. Sumita¹, T. Ohshima and S. Okuda, IEEE (PVSC) **37**, 1579 (2011).

静電気放電に於ける電子デバイスの 保護素子と静電気対策材料の効果の比較

Comparison of the effect between protective elements on electric devices and ESD countermeasure material of the electronic devices in electrostatic discharge

大津孝佳¹、堂山英之¹、石塚裕康²、鷺坂功一³

Takayoshi Ohtsu¹, Hideyuki Doyama¹, Hiroyasu Ishizuka² and Kouichi Sagisaka³

鈴鹿工業高等専門学校¹, 日本電子デバイス信頼性センタ², (株)油化電子³
Suzuka National College of Technology¹, RCJ², Yuka Denshi Co., Ltd³

【要旨】

携帯電話、スマートフォン、タブレット端末などユビキタス時代の到来とともに、半導体製品が様々な環境下で使われるようになってきている。特に、静電気により数 kV に帯電した人体からの放電、摩擦や静電誘導によって帯電した機器との接続による放電など、静電気放電による電子機器の破壊や誤動作は深刻な問題である。よって、コンポーネントレベルでの静電気対策のみならず、システムレベルでの静電気対策が急務とされる。本研究の目的は、ESD ガン印加時や静電気放電時の放電電圧波形、放電電流波形、放射電磁波波形の観察できる静電気放電観察装置により、保護素子と静電気対策材料を比較し、宇宙環境等も含めシステムレベルでの静電気放電対策を支援することにある。

1. はじめに

携帯電話、スマートフォン、タブレット端末などユビキタス時代の到来とともに、半導体製品が様々な環境下で使われるようになってきている。特に、静電気により数 kV に帯電した人体からの放電、摩擦や静電誘導によって帯電した機器との接続による放電など、静電気放電による電子機器の破壊や誤動作は深刻な問題である[1-8]。2008 年米国アリゾナで開催された半導体国際会議(IRPS: International Reliability Physics Symposium)」において、Chravaka Duvvur 氏 (TI) を始めとする半導体製造グループより、今後、保護素子のみでの継続的対応は不可能であることが報告された[9]。それに基づき、組立工程における静電気

対策とシステムレベルでの対応が急務とされ、国内外に於いて取り組みが始まっている。例えば、半導体高機能化(微細化)と ESD 耐性はトレードオフ関係にあり、コンポーネントレベルでの静電気耐力を従来通りのレベルで維持することが困難であるとし、System Level での対策を行うとの重要性として、Industrial Council や米国 ESD Association の中で White Paper 3 System Level ESD Part I: Common Misconceptions and Recommended Basic Approaches(2010) 等を作成している[10]。また、静電気耐力の評価方法は、HBM (人体帯電モデル) による ESD ガン評価とされ、製品品質の基本とされている。しかしながら、この評価結果だけでは、不良解析の結

果とは必ずしも一致していない。今後、半導体のコンポーネントレベルでの静電気仕様を下げることが提案されている今日、基板レベルや携帯電話等への実装レベルでの実際の使用環境を考慮した静電気仕様との関係を明確にする必要がある。そこで、本研究の目的は、保護素子への ESD ガン印加時の放電電流波形のみならず、放射電磁波波形及び、放電電圧波形の観察できる静電気放電観察装置により、保護素子による放電電流、放電電圧、放射電磁波の違いを調べ、システムレベルでの静電気放電対策を支援することにある。

2. 実験方法

図1に実験装置を示す。電流波形、電圧波形、放射電磁波の観察は、カレントトランス (CT6)、高耐圧・高周波アッテネータ、及びモノポールアンテナ (5 mm) を組み合わせた自作プローブをロボットアームに取り付けた静電気放電観察システムを用い、オシロスコープ (WAVERUNNER 640Zi) で観察した。実験サンプルは、保護素子なしのテストボード、テストボードに A 社、B 社の保護素子をそれぞれ取り付けたものの3つを用いた。ESD ガンの印加電圧を 1~4kV とした場合の A 社と B 社の保護素子による放電電流、放電電圧、放射電磁波の違いを調べた。

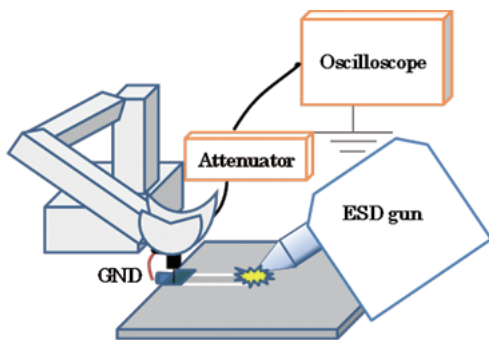


図1 実験装置

3. 実験結果及び考察

3.1 測定波形

図2~4に電流波形 (上)・電圧波形 (中)・放射電磁波波形 (下) の観察例を示す。図2は保護素子無の場合 (1kV)、図3は保護素

子A社の場合 (1kV)、図4は保護素子B社の場合である。保護素子により波形が異なることが分かる。

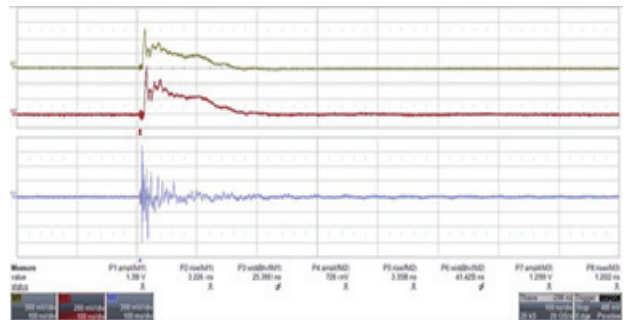


図2 保護素子無 (1kV)

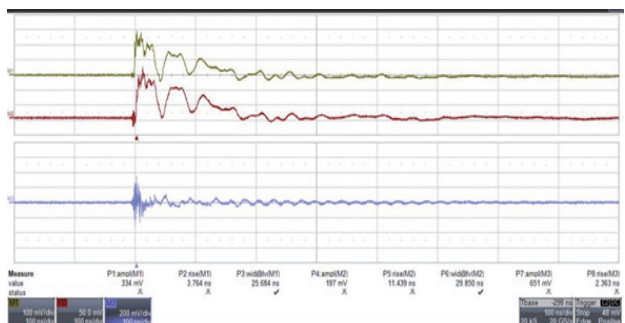


図3 保護素子 A 社 (1kV)

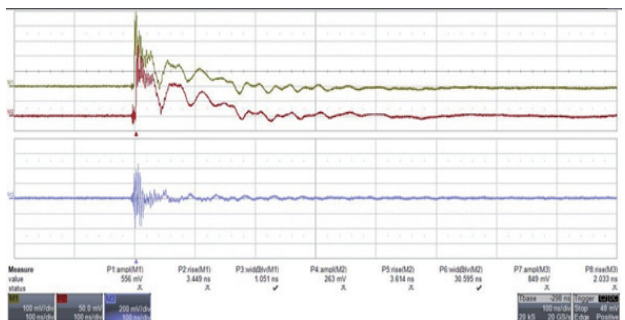


図4 保護素子 B 社 (1kV)

3.2 放電電流の観察

図5に放電電流の印加電圧依存性を示す。保護素子により放電電流を 1/2~1/8 程度に低減できることがわかる。また、A 社の方が B 社よりも放電電流の値は小さい。

図6に放電電流の立ち上がり時間の印加電圧依存性を示す。A 社より B 社の方が、立ち上がり時間が短い。

図7にピークの値が 1/2 になるまでの時間を示す。B 社の方が A 社よりも減衰時間は短いことがわかる。

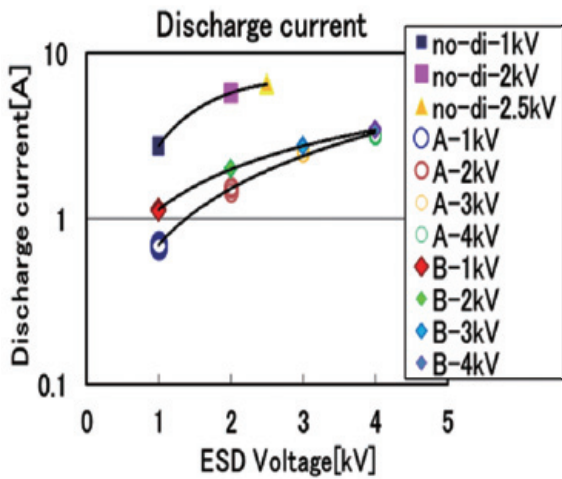


図5 印加電圧と放電電流

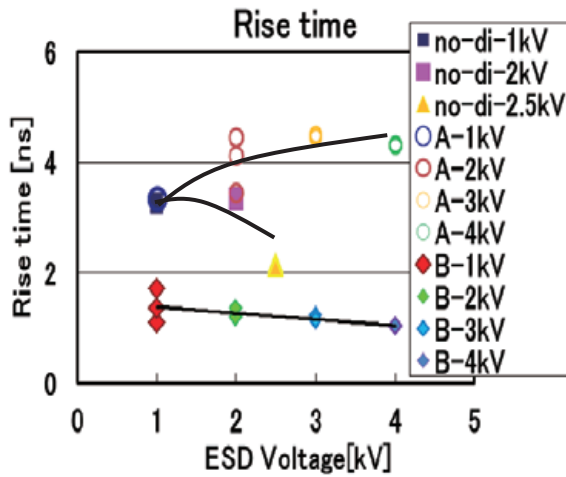


図6 印加電圧と立ち上がり時間

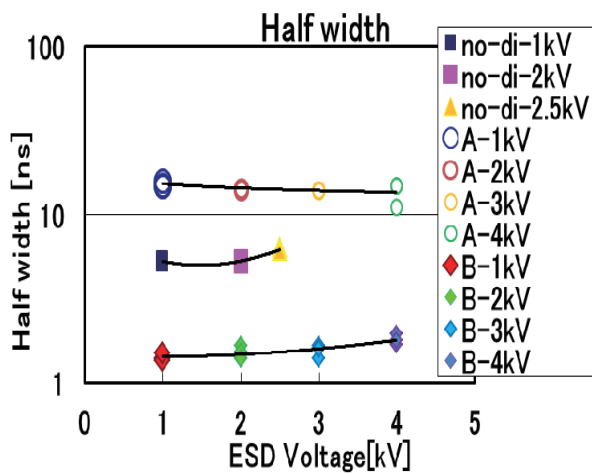


図7 印加電圧と半値幅

3.3 放電電圧の観察

図8に放電電圧の印加電圧依存性を示す。保護素子により放電電圧を1/2~1/8程度に低減できることがわかる。また、A社の方がB社よりも放電電圧の値は小さい。

図9に放電電圧の立ち上がり時間の印加電圧依存性を示す。A社のよりB社の方が、立ち上がり時間が短い。さらに、A社の立ち上がり時間の印加電圧依存性は小さいが、B社の方が印加電圧を大きくすると立ち上がり時間が短くなる。

図10にピークの値が1/2になるまでの時間を示す。B社の方がA社よりも減衰時間は短いことがわかる。

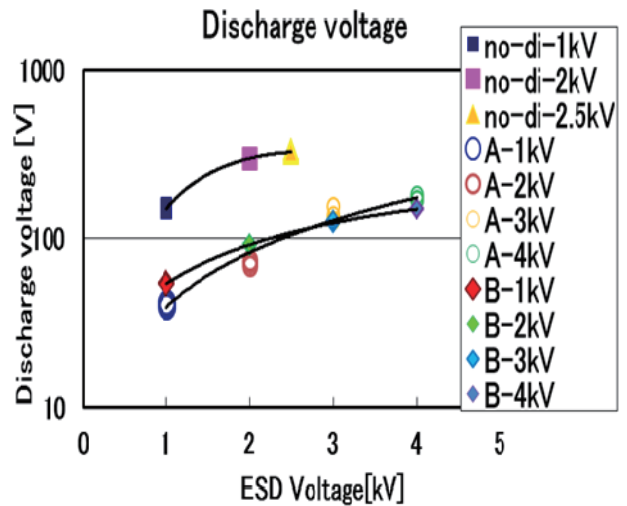


図8 印加電圧と放電電圧

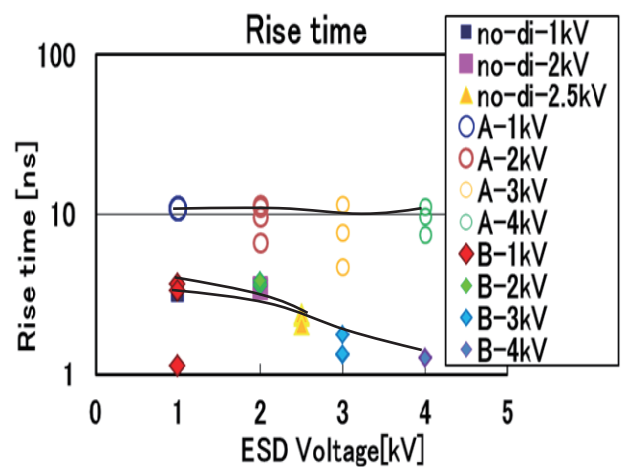


図9 印加電圧と立ち上がり時間

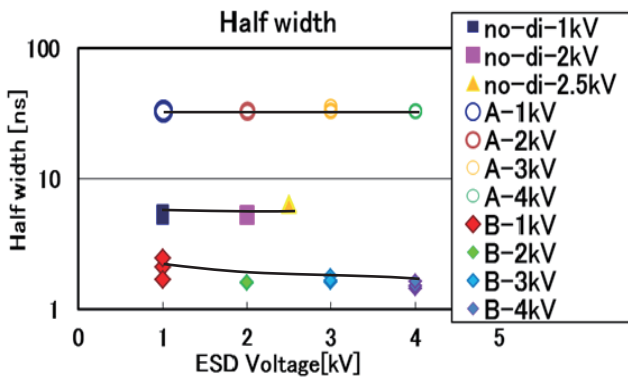


図 10 印加電圧と半値幅

3.4 放射電磁波の観察

図 11 に放射電磁波の印加電圧依存性を示す。保護素子が無い場合と比較し、放射電磁波の値は小さくなっている。また、B 社の方が A 社より若干放射電磁波の値は大きい。

図 12 に放射電磁波の立ち上がり時間の印加電圧依存性を示す。保護素子が無い場合と比較し、放射電磁波の立ち上がり時間は小さくなっている。

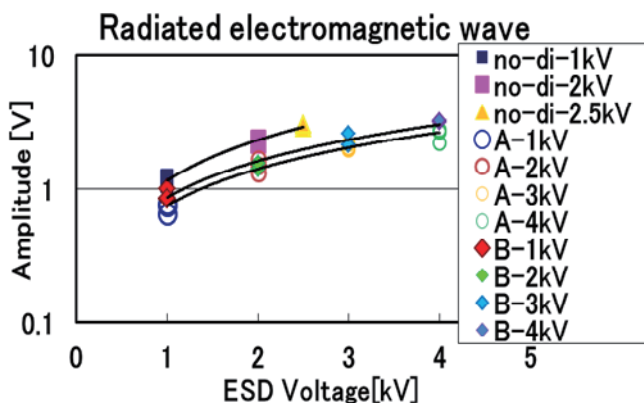


図 11 印加電圧と放射電磁波強度

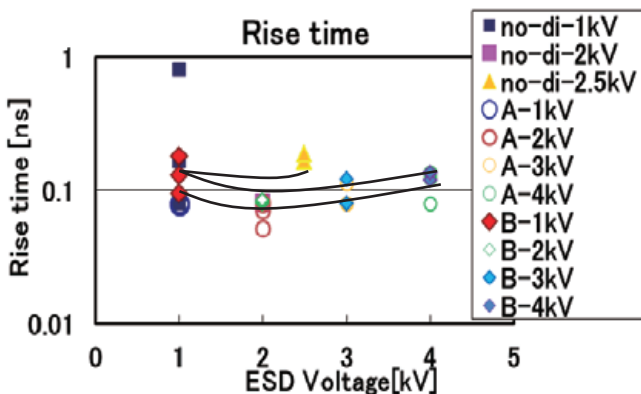


図 12 印加電圧と立ち上がり時間

4. 静電気保護材料との比較

保護素子と静電気対策材料の効果の比較を行う為、表面抵抗の異なる導電性セラミックス (Ceramic-1,2,3)、ステンレス(SUS)、及び、導電性ポリカーボネートとして、カーボンナノチューブ (CNT-1,2,3)、カーボンファイバー (CF-1,2)、カーボンナノファイバー(CNF-1,2)での測定を行った。図 13 は各種材料を 1.2kV に帯電させた場合の放電電圧の比較である。CNT の放電電圧は他の材料と比較し低く、良好であることが分かる。図 8 より 1.2KV 印加時の保護素子での印加電圧は約 50V であり、これは、図 13 より 10E7 の CF と同様であることが分かる。また、静電気対策材料での効果として、CNT が CF より低い。

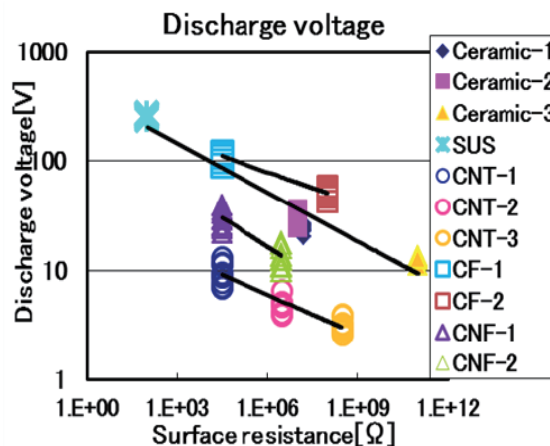


図 13 表面抵抗と放電電圧

4. まとめ

静電気放電観察装置にて、保護素子の評価を行い次のことが明らかとなった。

- (1) A社はB社と比較し、放電電圧も放電電流の値は小さくなっている。
- (2) B社の立ち上がり時間は印加電圧が大きい程、短くなる。A社の立ち上がり時間の印加電圧依存性は小さい。
- (3) 本評価方法は、システムレベルでの静電気対策の検討に有効である。
- (4) 放電電圧での静電気対策材料との比較を行い保護素子と材料との比較ができる。
- (5) 静電気対策材料としてCNTが優れている。

参考文献

- 1) H.Tian and J.K.Lee: IEEE Trans. Magn., Vol.31, No.5, 2624, 1995.
- 3) Takayoshi Ohtsu, Hitoshi Yoshida and Noriaki Hatanaka: EOS/ESD Symposium Proceedings, EOS-23, 173, 2001.
- 4) Takehiko Hamaguchi, Takayuki Ichihara and Takayoshi Ohtsu: EOS/ESD Symposium Proceedings, EOS-24, 119, 2002.
- 5) A. Wallash and M. Honda: EOS/ESD Proceedings, EOS-19, pp.382-385.1997.
- 6) M. Honda and Y. Nakamura: EOS/ESD Proceedings, EOS-9, pp.96-103. 1987.
- 7) Takayoshi Ohtsu, "Study on ESD/EMI Phenomena for Magnetic Reproducing Head", IEEJ Trans.FM, Vol.130, No5, 473-478 (2010)
- 8) Takayoshi Ohtsu, "Study on ESD Phenomena of Magnetic Head by 1ns Pulse ESD", APEMC, Beijing, China (2010)
- 9) C. Duvvury, "Paradigm Shift in ESD Qualification" Reliability Physics Symposium, Phoenix, AZ, 27 April - 1 May 2008.
- 10) White Paper 3: System Level ESD. Part I: Common Misconceptions and Recommended Basic Approaches, Industry Council on ESD Target Levels, Dec 2010.

謝辞

本研究は株式会社半導体理工学研究センター (STARC) との共同研究の成果の一部である。

異なる温度環境条件下における絶縁体宇宙材料の 二次電子放出係数および抵抗値の測定

○宮原信（九工大・電気電子），川崎和貴（九工大・電気電子），Wu Jiang（西安交通大学），
Arifur Rahman Khan（九工大），豊田和弘（九工大・電気電子），趙孟佑（九工大・先端機能）

Total Electron Emission Yield and Resistance Measurement of Polyimide Film Due to Different Temperatures

Akira Miyahara, Kazutaka Kawasaki (Kyushu Institute of Tech.), Wu Jiang (Xi'an Jiaotong University),

Arifur Rahman Khan, Kazuhiro Toyoda, Mungu Cho (Kyushu Institute of Tech.)

Key Words : Total Electron Emission Yield, Insulator, Charging, Temperature

Abstract

Electron induced secondary electron emission from space insulator is a very important factor in understanding spacecraft charging behavior. Due to the injection of primary electrons and the emission of secondary electrons in the surface layer of insulator, the target surface will be negatively or positively charged. Additionally, the electron emission yield of the spacecraft surface materials is highly dependent on space environments, such as the temperature variation. In our tests, we chose the polyimide film (Kapton 100H) and the cover glass (CMG) the research object, and used a single short, low-density pulsed beam, and also developed a scanning method for the total electron emission yield (TEEY) measurement, which can avoid surface potential influence for insulating materials. Moreover for the TEEY system, we installed a heater for high temperature (around 100°C) and the shroud by using liquid nitrogen for low temperature (around -50°C). Under this experimental situation, TEEY of polyimide films of room, high and low temperature was tested respectively. The conductivity variation of the polyimide film and the cover glass due to the different temperatures was considered to influence TEEY.

1. はじめに

人工衛星を運用するにあたって、常に念頭に置いておかなければならないのが、放電事故の危険性である。地上の環境とは異なり宇宙空間上では、電子と陽子が乖離して形成されたプラズマ環境が、宇宙機の帯電・放電現象を誘発する。仮に太陽パネル上で放電事故を起こした場合、電力供給量の低下がそのまま運用停止につながることもある。

2003年10月、地球観測衛星みどり2号の身に起きた放電故障事故をきっかけに、九州工業大学では衛星帯電解析ソフトウェア(通称MUSCAT)の開発を手がけた。この衛星帯電解析に必要なパラメータが、宇宙機表面を構成している物質の二次電子放出係数、光電子放出係数、抵抗値にあたる。さらに状況に応じて、材料の劣化具合、温度環境といった情報を加味しなければならない。このように、あらゆる環境・状況におけるパラメータを有するデータベースの構築が、より正確な帯電解析の実現につながる。

現在、データベース構築のために、同大学では宇宙材料の二次電子放出係数測定装置の開発を行っている。二次電子放出係数とは、すなわち物質の帯電のしやすさを表す指標である。宇宙空間のような電子の衝突しやすい環境の中で、この係数の高い物

質は正に、逆に係数の低い物質は負に帯電しやすい傾向をもっている。

この二次電子放出係数の測定を行うにあたって、低圧環境と電子の衝突環境の模擬を、電子銃を備えたオージェ電子測定装置を用いて行なった。空間の圧力は 5×10^{-5} Pa、電子銃は25 eV~3000 eVのレンジで電子を照射することができる。また、絶縁体の測定において”帯電現象”が測定に大きな影響を及ぼすことが知られているが、我々は絶縁体の薄膜サンプルについて、“パルス・スキャン法”と呼ばれる方法を用いることによって、電子照射後に残る帯電をほぼ無視しながら二次電子放出係数の測定を行える。

これらの測定環境から、導体・絶縁体を含む様々な宇宙材料に加えて、それらの劣化サンプル(原子状酸素劣化、紫外線劣化)に関する測定を行ってきた。本稿では、この装置に加熱器と冷却器を搭載し、高温・低温環境における二次電子放出係数の測定方法について記載する。さらに、実験によって得られた結果を常温の結果と比較しながら考察を行う。

2. 二次電子放出係数

低圧環境下において電子が宇宙機材料に衝突した場合、入射電子の数とは別個数の電子が放出される。

このとき、入射電子の数(N_{in})と放出電子の数(N_{out})を比で表したものを二次電子放出係数 σ と定義する。

$$\sigma = \frac{N_{out}}{N_{in}} \quad (1)$$

もし、放出電子の数が入射電子の数よりも多ければ($\sigma > 1$)、材料は正に帯電しようとする。逆にもし、放出電子の数が入射電子の数よりも少なければ($\sigma < 1$)、材料は負に帯電しようとする。二次電子放出係数は材料の種類だけではなく、表面状態や温度によっても変化する。[1]

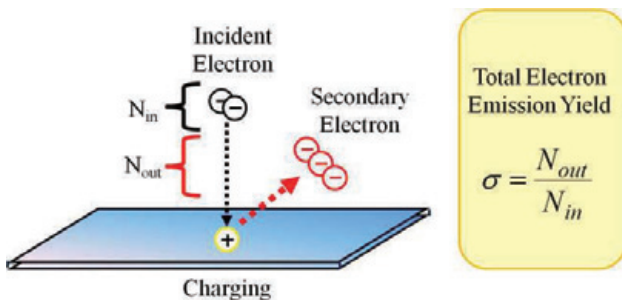


図 1 二次電子放出現象

3. 測定方法

異なる温度環境下における二次電子放出係数の測定は、以下の3つの試験の複合により構成される。

- (1). 二次電子放出係数の測定
- (2). 温度環境の構築
- (3). サンプル温度の測定

以上を踏まえて試験方法を記載する。

3.1. パルス・スキャン方法

薄膜サンプルの二次電子放出係数を測定するために、オージェ装置を使用した。この装置は大きく分けて、電子を照射する電子銃、サンプルを移動・固定するステージ、放出した電子を捕獲するコレクタの3つの機器によって構成されている。そして、 10^{-3} Pa - 10^{-5} Paの圧力下で、固定されたサンプルに電子ビームを照射することが可能である。また、ステージとコレクタには-300 Vと-250 Vの負バイアスコンデンサを設け、コレクタとステージ間に電位差50 Vの電界を形成している。このバイアスによるメリットは2つある。ひとつは、電子ビームの照射出力が300V増しになることで、低エネルギー電子の放出係数を擬似的に測定することが出来ること。バイアスを掛けた場合、300 eV以下の電子はサンプルまで到達できずに離散してしまう場合がある。もう一つは、50Vの電界を形成することで電子がコレクタに引きつけられ、電子が捕獲しやすくなることである。この電界に引きつけられた放出電子はコレクタに捕獲

され、コレクタ電流(I_{co})としてオシロスコープで観測される。また、サンプルが得たあるいは失った電子を補うように移動する電子電流をサンプル電流(I_{sa})として同時に観測する。これら I_{co} 、 I_{sa} はnA単位の非常に小さな電流であるため、高速電流アンプで増幅してから測定を行なった。(図2)

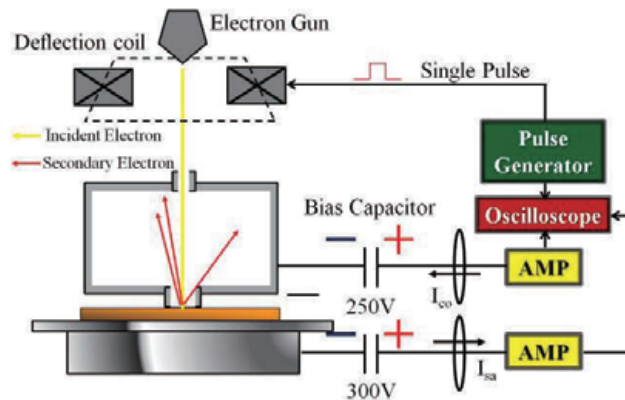


図 2 オージェ装置

二次電子放出係数は、入射する電子数に対する放出する電子数との比で表せるため次式(2),(3)で計算される。

$$\sigma = \frac{N_{out}}{N_{in}} = \frac{I_{out}}{I_{in}} \quad (2)$$

$$\sigma = \frac{I_{co}}{I_{co} + I_{sa}} \quad (3)$$

ここで I_{out} は放出した電子電流、 I_{in} は入射電子電流を表す。以上の測定装置の校正を、式(3)を用いて金サンプルの二次電子放出係数の測定で行なった。その結果を次の図3に示す。[2]

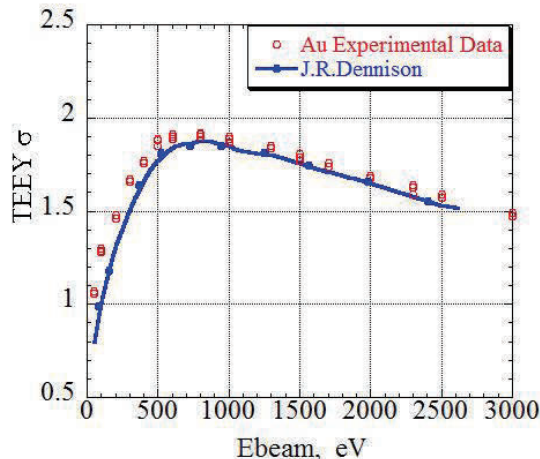


図 3 金を用いた二次電子放出係数測定の校正。

導体の測定とは異なり、絶縁体の二次電子放出係数の測定では、電子照射による帯電現象を考慮する必要がある。絶縁体サンプルは、一度電子を照射すると、物質表面の電位が正または負に帯電する。物質表面の帯電は電子の放出を妨げ、二次電子放出係数の測定に大きな誤差を与える。ここで、我々は”パルス・スキャン方法”を用いることで、絶縁体の帯電をある程度回避することに成功した。[3]

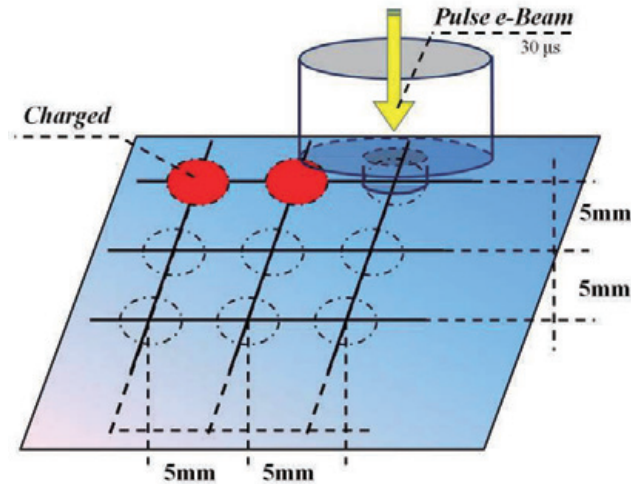


図 4 パルス・スキャン方法

パルス・スキャン方法では、電子ビームを30 μs のパルス波で照射する。パルス波を用いることで、絶縁体表面の帯電を最小限に抑えることができる。また、一度の測定ごとに照射位置を変えた。実際の測定では図4で示すように、測定箇所を5×5個用意した。これにより、常に帯電の影響を無視した測定を行うことができる。

3.3. サンプルの加熱システム

計測装置にはベーキング用のヒーターが備え付けられている。このヒーターを使用することで、装置内部を100℃以上加熱することができる。ヒーターの最大電圧は130Vであり、サンプル温度を100℃に達するためには40Vのバイアスを付加する必要がある。またサンプル温度の測定には熱電対を使用し、温度調節器に使われるリレー装置(ESCN omron社製)をヒーターのスイッチに組み込む事で、温度を一定に保った。

3.3. サンプルの冷却システム

計測装置に液体窒素タンクを設け、サンプルの冷却システムを構築した。加熱システムであるヒーターの位置も同時に図5に示す。

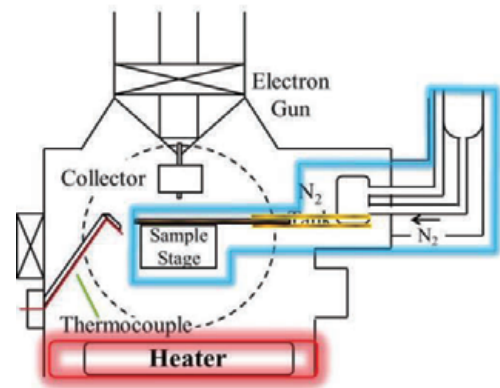


図 5 温度環境の構築装置

サンプルの冷却には、液体窒素タンクから伸ばした銅板をサンプルの下に敷き、接触冷却を試みた。ただし、ステージは可動式のため、ステージに取り付けられた銅板を、タンクに取り付けられた2枚の銅板に挟みこむような形で接続されている。また、コレクタ、ステージには200V以上の負バイアスがかけられているため、銅板には薄い絶縁テープで絶縁処置を施している。

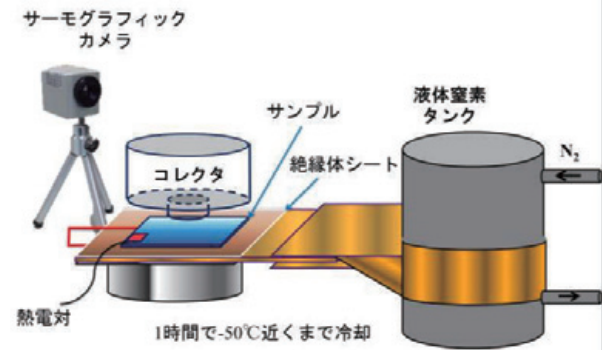


図 6 温度環境の構築装置

低温試験を行うにあたって、サンプルの正確な温度を記録できなければならない。これらの温度の測定のために熱電対とサーモグラフィを使用した。一度サンプルに熱電対を取り付け、その温度を観測する。そしてさらに、チャンバー外の覗き窓には、サーモグラフィのカメラが設置されている。これにより、チャンバー内の温度分布と温度変化の様子を視認することができる。以上の方法によりサンプル温度約-50℃を観測したが、詳しい結果については4.3章にて後述する。

3.4. 試験環境

以下の表1にて試験環境を示す。

表 1 システム詳細

Catalog	Value
圧力	7.2×10^{-5} Pa
入射電子エネルギー	50 eV ~ 3 keV
入射電子電流	10 ~ 30 nA
照射パルス長	30 μ s
照射面積	1 mm ²
バイアス (ステージ/コレクタ)	-300 V / -250 V
SN 比	High
サンプル	金蒸着ガラス (Au) /ポリイミド薄膜 (Kapton 100H) /カバーガラス (GMG)
サンプル厚さ	25 μ m / 100 μ m
測定可能な厚み	0 ~ 2.5 mm
温度 (高温 / 室温 / 低温)	100 / 23 / -20 $^{\circ}$ C

4. 試験結果

4.1. 常温環境試験

先に説明したオージェ装置とパルス・スキャン法を用いることで、室温における絶縁体薄膜(Kapton 100H)の二次電子放出係数測定を行なった。参考資料との比較結果を以下図7に示す。

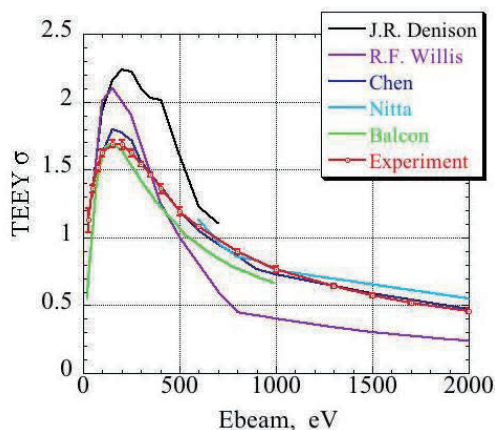


図 7 絶縁体材料の二次電子放出係数(Virgin)

図7より、すべての曲線において約200 eV付近にてピークをとる結果が得られている。入射電子エネルギーの増加に伴い上に凸となる曲線を描くのは、電子の浸透深さが深くなっていることを意味している。基本的に二次電子の放出数は、入射電子のエネルギー値に依存している。しかし、入射電子のエネルギーが大きくなるに従って、電子は物質表層深くまで

潜り込む。深層に潜り込んだ電子のエネルギーは二次電子放出現象には使われず、物質中でエネルギーを吸収されてしまう。したがって、高エネルギー電子の衝突の際には、物質の電位は負に沈むことが示される。

J.R. Denison様、R.F. Willis様の曲線^[4]と我々の試験結果との比較を見ると、ピークエネルギー値は同じであっても、電子の放出数に違いが出ていることがわかる。これは帯電緩和方法の違いが起因しているのではないかと考える。我々の用いたパルス・スキャン法以外にも、帯電緩和の手段はいくつかあり、低エネルギー電子やイオンの照射、紫外線による光電効果、加熱といったものが挙げられる。

4.2. 高温環境試験

ベーキング用ヒーターと温度調節器により100 $^{\circ}$ Cを保った高温環境で、Kapton 100Hの二次電子放出係数測定を行なった。その結果を次の図8に示す。

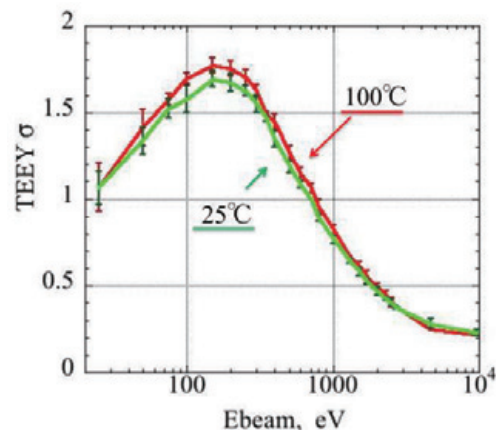


図 8 高温環境における絶縁体の二次電子放出係数

図8の結果は、室温・高温の各点それぞれ5~10回に渡る測定の統計データをもとに比較しており、またエラーバーはその時の標準偏差を表す。この結果より、常温時のピーク値1.7 (入射エネルギー: 160eV) に対して高温ではピーク値1.8の値をとった。また図8の傾向から、高温サンプルは常温時に比べて高い二次電子放出率を持つことが見て取れる。これは、加熱エネルギーが電子の動きを活発にさせたことにより放出率が上がったのではないかと考えている。

4.3. シュラウドによる冷却効果

二次電子放出係数測定試験を行う前に、熱電対によるサンプル温度の変化を記録した。その結果を図9に示す。

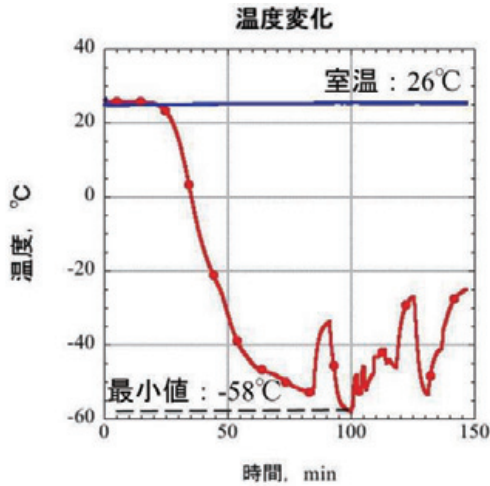


図 9 サンプルの冷却温度

使用した液体窒素は3リットル程度、冷却時間は2時間である。結果、-58℃までサンプル温度が下がることを確認した。また、サーモグラフィによる撮影を行なった為、何度か液体窒素タンクとの接続を断ち、これにより一時的に温度が急上昇した。この時の上昇速度は毎分約1℃であった。再接続をした際には同様の速度で温度が低下することも確認できた。

しかしパルス・スキャン方法の特性上、必ずサンプルステージを動かさなければならない。このため熱を伝える銅板と液体窒素タンクとの接触面積が測定点ごとに変化し、サンプル温度もこれに依存してしまう。したがって、事前に5×5の測定ポイントにおける最低温度を測定した。その様子を図10に示す。

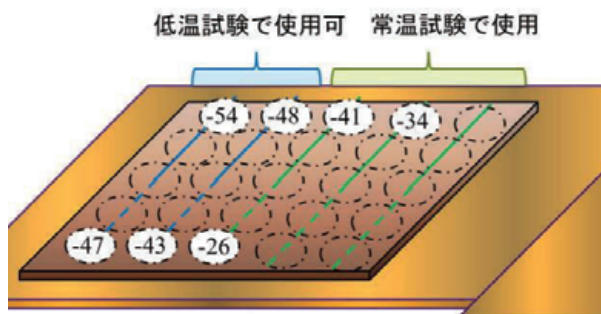


図 10 各測定点における最低温度

図10より、-40℃以下を設定温度に添えた場合、わずか2列しか測定に使用できないことが見て取れる。したがって実際の試験では、まず右反面を室温試験で使用し、続けて左半分を低温試験で使用した。この時の二次電子放出係数測定結果を図11に示す。

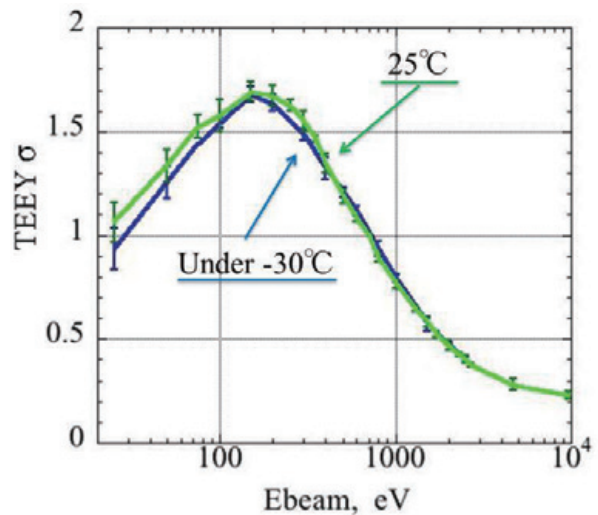


図 11 低温環境下における絶縁体(Kapton 100H)の二次電子放出係数

図11の結果も高温と同様、各エネルギーにつき5~10回に渡る測定の統計データをもとに比較しており、またエラーバーはその時の標準偏差を表している。これより室温と-30℃以下の低温環境下との比較では、多少の下降傾向が見られたものの、二次電子放出係数の曲線に殆ど変化が見られなかった。

4.4. カバーガラス(CMG)における二次電子放出係数温度特性

絶縁体宇宙材料として代表されるカバーガラス(CMG100-OCLI社製)について、同様の方法で高温・常温・低温状態における二次電子放出係数の測定を行なった。ただし、カバーガラスには絶縁コーティング(CMG)を施されたものを使用している。その結果を図12に示す。

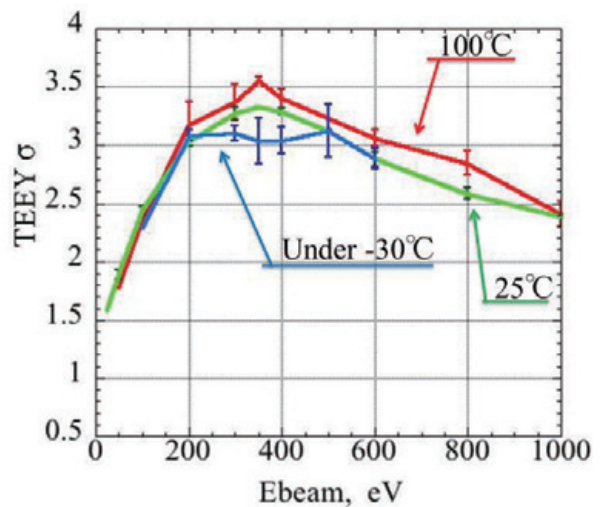


図 12 カバーガラス(CMG100)の二次電子放出係数温度特性

図12結果は、5-10回に渡る測定の実験データをもとに比較しており、またエラーバーはその時の標準偏差を表している。ただし測定方法の都合上、低温サンプルは1回の試験における測定点が少ないため、ピーク付近(100eV-600eV)の値のみ測定した。

この結果より、常温時のピーク値3.3 (入射エネルギー：350eV) に対して、高温では3.5、低温では3.0と異なる値を示した。図12の3波形の傾向から、二次電子放出係数は高温時で上昇傾向、低温時は下降傾向となる特性が見られた。

4.5. 導体(Au)における二次電子放出係数温度特性

導体であるAuについて同様の方法で、高温・常温・低温状態における二次電子放出係数の測定を行った。その結果を図13に示す。

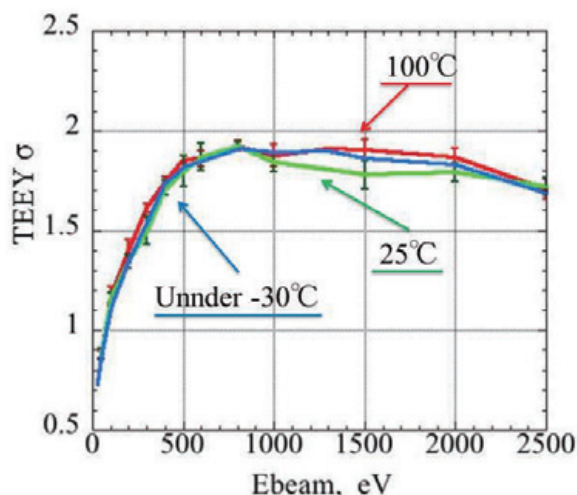


図 13 導体(Au)の二次電子放出係数温度特性

図12結果は、10回に渡る測定の実験データをもとに比較しており、またエラーバーはその時の標準偏差を表している。

この結果より、各温度でピーク値はほぼ一致した。このため導体(Au)では温度による二次電子放出係数の変化はあまり見られなかった。

5. 結論・考察

3つのサンプル (Au, Kapton100H, CMG100) について高温・室温・低温環境下における二次電子放出係数の測定を行った。室温を25°Cとし、高温100°C、低温-30°C以下までサンプルの温度を変化させて試験を行なった。温度の値は熱電対によって計測されたものである。この時、各サンプルについてピーク値の変化をまとめたものを表2に示す。

表2 導体・絶縁対の二次電子放出係数温度特性

Sample	High 100°C	Room 25°C	Low under-30°C
Kapton100H	1.8	1.7	1.7
CMG100	3.5	3.3	3.0
Au	1.9	1.9	1.9

絶縁体であるKapton100Hでは、高温時に放出係数のピーク値に5.9%の上昇傾向が現れた。同じく絶縁対であるCMG100に、は高温時のピーク値に6.1%の上昇傾向と低温時に9.1%下降傾向がみられた。また導体であるAuには、二次電子放出係数のピーク値に変化は見られなかった。

我々はこの結果に対して、各サンプルの抵抗率に着目し考察を行なった。

5.1. 抵抗率の温度特性

一般的に物質の抵抗値は、導体・絶縁対を問わず温度に依存して変化することが知られている。基本的には室温 T_1 とした時の温度係数を α_{T_1} 、抵抗値を R_{T_1} とすると、温度 T における物質の抵抗値 R_T は次の式(4)で表せる。

$$R_T = R_{T_1} [1 + \alpha_{T_1} (T - T_1)] \quad (4)$$

温度係数 α_{T_1} は物質によって異なる値を示し、導体ならば正の値を、半導体や絶縁体ならば負の値をとることが知られている。すなわち、導体であれば温度上昇と共に抵抗値も上昇し、電流は流れにくくなる。逆に絶縁体や半導体であれば温度の上昇につれ抵抗率は下がり、電流は流れやすくなる。

我々の試験においてこの特性を考慮すると、高温および低温でのサンプル内部の電子の動きが想像できる。

まず導体サンプルに電子が照射され、二次電子をピーク値で放出した場合を考える。この時、電子を失った箇所では周りの自由電子が瞬時に補充される。また、接地されていれば二次電子を放出し続けることも出来る。ここで温度が変化した場合、抵抗値も変化するが依然高い伝導性を保ち続けていることには代わりはない。すなわち、失った電子を補充するという点において、導体は温度による影響を受けにくいことを意味している。

しかし絶縁体の場合、電子を失った箇所の周りには自由電子が存在しないため、電子を補充することが出来ず帯電してしまう。しかし、たとえ絶縁体であっても物質の電気伝導率によって、わずかな電子の補充が生じると考えられる。この時、絶縁体のサンプルが加熱され抵抗率が下がれば、電子照射時に通常より多くの電子が補充され、常温以上の電子を放出していた可能性に繋がる。逆にサンプルを冷却

することにより抵抗率が上がれば、より電子の補充が難しくなるため二次電子放出係数は低下するとかんがえられる。

参考として、九州工業大学の利光智圭様の文献より、カバーガラスの低効率温度特性に関する測定結果を図14、表3に示す。[5] ただし表3の値は図5.1のグラフから各温度の抵抗値を読み取ったものである。

参考文献

- 1) J. B. Johnson and K. G. McKay et al: Secondary Electron Emission of Crystalline MgO, Physical Review Vol. 91, Number 3, pp.582-587 (1953).
- 2) J. R. Dennison et al: Evolution of the Electron Yield Curves of Insulators as a Function of Impinging Electron Fluence and Energy, IEEE Trans. Plasma Sci., 34(2006), pp. 2204-2218.
- 3) Jiang Wu et al: Effects of Energetic Electron and Proton Irradiation on Electron Emission Yield of Polyimide Induced by Electron and Photon, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol.12, No. ists29 (2014), pp. 13-19.
- 4) R. F. Willis and D. K. Skinner: Secondary Electron Emission Yield Behaviour of Polymers, Solid State Communications, Vol.13, pp.685-688 (1973).
- 5) 利光智圭 et al: 宇宙用太陽電池アレイ上での放電頻度の温度特性、九州工業大学修士学位論文、pp.83-86

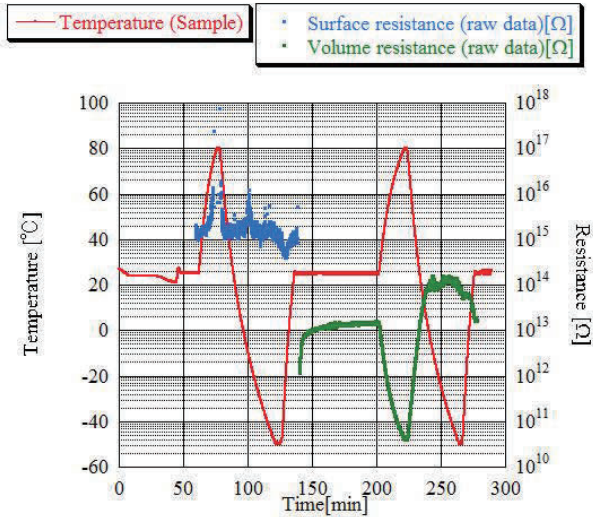


図 14 温度過程とカバーガラス(CMG)の表面抵抗および体積抵抗測定結果^[5]

表3 体積抵抗の温度特性

温度	表面抵抗[Ω/m ²]	体積抵抗 [Ωm]
高温 (80℃)	1×10 ¹⁶	4×10 ¹⁰
常温 (21℃)	1.5×10 ¹⁵	1.5×10 ¹³
低温 (-40℃)	1.5×10 ¹⁵	1×10 ¹⁴

6. 今後の予定

今後、様々な宇宙材用について二次電子放出係数の温度特性を測定する予定である。

また温度変化に伴う抵抗値変化と二次電子放出係数変化の関係性を確認するため、九州工業大学先端システム工学科のArifur Rahman Khan助教授の指導のもと高温・室温・低温におけるポリイミド薄膜とカバーガラスの抵抗値の測定を行っていく。

実環境を模擬した二次電子放出係数の測定及び 二次電子放出係数物理モデルの考案

長門 拓* 谷口 大明 三宅 弘晃 田中 康寛 (東京都市大学)
大平 正道 奥村 哲平 川北 史朗 高橋 真人 (宇宙航空研究開発機構)

Measurement of the Secondary Electron Emission Yield in Simulated Real Condition and Devising of the Physical Model for Secondary Electron Emission Yield

Hironu Nagato* Hiroaki Taniguchi Hiroaki Miyake Yasuhiro Tanaka (Tokyo City University)

Masamichi Ohira Teppei Okumura Shiro Kawakita Masato Takahashi (JAXA)

1. はじめに

人工衛星などの宇宙機は、温度変化の激しい宇宙環境において機内の温度を一定に保持する為に、MLI (Multi-layer Insulator) と呼ばれる多層の絶縁フィルムから成る熱制御材料が宇宙機表面に使用されている。宇宙空間には放射線や高エネルギー粒子 (電子、陽子、重イオン)、プラズマが存在する。これらに曝されることで宇宙機表面に用いられている絶縁体は帯電していく。過度の帯電により静電放電 (Electro Static Discharge: ESD) が発生すると、宇宙機用絶縁材料の劣化や機器の誤作動などの事故を引き起こし、最悪の場合、運用不能に陥る可能性もある。従って、設計段階から宇宙機運用環境条件に基づいた電位解析を実施し、帯電・放電を考慮した材料選定が求められている。国内の衛星開発では、国産の衛星帯電解析ソフトウェア (Multi-utility Spacecraft Charging Analysis Tool: MUSCAT) を使用して衛星表面の電位解析を行っている。この解析を行うにあたり、衛星形状や表面材料の二次電子放出係数、光電子放出電流といった帯電に関する物性値が必要である。そこで本研究では二次電子放出係数 (SEE yield) σ の測定に着目した。

現在は、 σ の最大値 σ_m とその時の電子線照射エネルギー E_m を半経験式に代入することで得られ

る二次電子放出特性を用いて解析を行っている。しかし、衛星の帯電・放電設計標準に記載されている二次電子放出係数のモデル式や、A. J. Dekkerらのモデル式を基に考案された E. A. Burke の半経験式では、実際の測定結果との間に差異が確認され、特に電子線照射エネルギーが 2 keV 以上では乖離が無視できない程大きい。そこで本発表では、Dekker らが提唱している二次電子放出係数の物理モデル式 (以下、Dekker のモデル) に反射電子放出係数 η を導入し、実験に即した二次電子放出係数物理モデルの考案を行ったので報告する。

2. Dekker のモデル

これまでに当研究グループでは、Dekker のモデルを用いて測定結果に対する回帰計算を行ってきた。(1)式に、Dekker のモデル式を示す^(1,2)。

$$\delta(E_p) = \frac{BE_p\lambda_d}{\zeta R(E_p)} (1 - e^{-R(E_p)/\lambda_d}) \quad (1)$$

現在我々は、試料に電子線を照射した際に試料から放出される電子をファラデーカップにより収集するという測定系を用いて測定している。従って我々の測定結果には、電子線照射に伴い試料内部の電子が電離し、試料内部から放出された“真の”二次電子の他に、照射電子が試料表面あるいは内部において弾性散乱した後に試料外へ

放出される反射電子（後方散乱電子）も含まれている。しかし(1)式は、“真の”二次電子のみを考慮したものであり、反射電子は考慮されていないため、本研究の測定結果に対して Dekker のモデルでは不十分であると考えられる。

実験に即した二次電子放出係数物理モデルの考案にあたり、モンテカルロ法を用いた電子飛跡の計算コードである CASINO を用いて η を計算し、Dekker のモデルに導入した⁽³⁾。(2)式に、Dekker のモデルに基づいて今回考案した、実験に即した二次電子放出係数物理モデルを示す。一般に、 η を考慮した二次電子放出係数は σ で表される。

$$\sigma(E_p) = \frac{BE_p\lambda_d}{\zeta R(E_p)}(1 - e^{-R(E_p)/\lambda_d}) + \eta(E_p) \quad (2)$$

3. 二次電子放出物理モデルによる特性曲線の回帰計算

3.1. CASINO により算出した反射電子放出係数
図 1, 2 に、CASINO により算出した金属および高分子材料の η を示す。横軸は E_p [eV]、縦軸は η 及び近似式と η の残差 ε である。

両図より、各試料において η は E_p の関数であると考えられる。しかし、 η の物理モデルを考案できていないため、本報告では η に対して(3)式を用いて回帰を行い計算した。

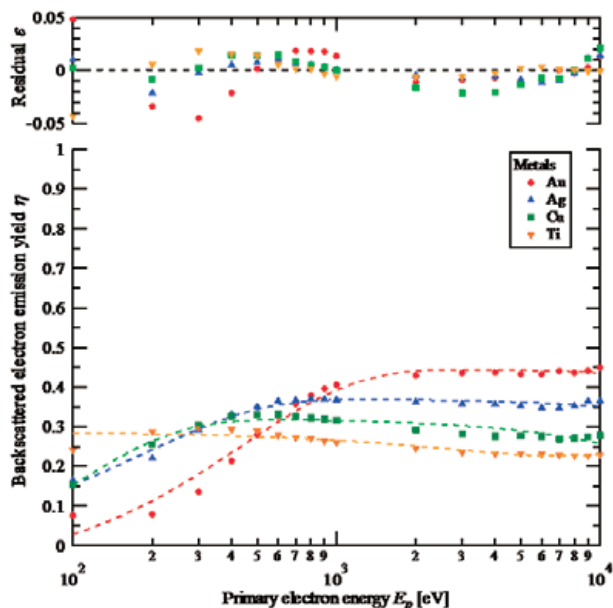


図 1 金属材料における η の E_p 依存性

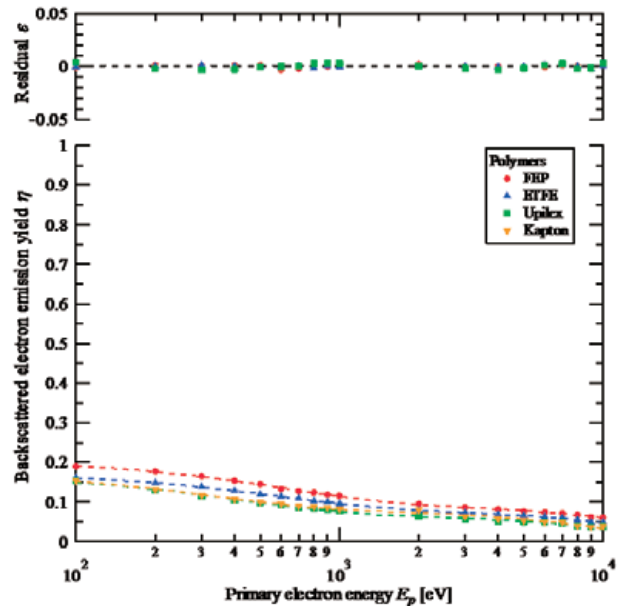


図 2 高分子材料における η の E_p 依存性

$$\eta(E_p) = (H_1 + H_2 \times E_p) + (H_3 \times e^{-\frac{E_p}{H_4}}) \quad (3)$$

ここで H_1, H_2, H_3, H_4 は回帰係数である。

3.2. Au の測定結果に対する回帰計算
図 3 に、Au の σ 測定結果に対して Dekker のモデルと今回考案したモデルを用いた回帰曲線及び、測定結果と各モデルとの間の残差 ε を示す。横軸は E_p [eV]、縦軸は σ 及び ε である。また、プロットは測定結果、実線は考案したモデル (MOD Dekker と表記)、破線は Dekker のモデルである。

同図より、Dekker のモデルと比べ考案したモデルの方が、測定結果に対する残差が小さく、精度のよい回帰が行われていることが分かる。これは Au の σ 中に占める η の割合が大きく無視できないため、考案したモデルの方が測定結果に即した回帰曲線が得られたと考えられる。

3.3. Upilex の測定結果に対する回帰計算
図 3 に、Upilex の σ 測定結果に対して Dekker のモデルと考案したモデルを用いた回帰曲線及び、測定結果と各モデルとの間の残差 ε を示す。

同図より、Au に比べ考案したモデルと Dekker のモデルとの差異が小さいことがわかる。Upilex の η は Au に比べ小さく、 σ 中に占める η の割合が小さいため、考案したモデルは Dekker のモデルと同等の回帰曲線になったと考えられる。

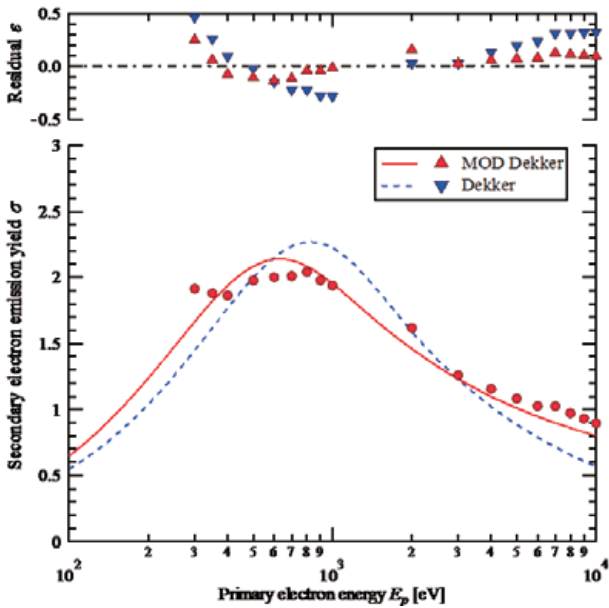


図3 Auにおける σ の測定結果と各モデル曲線との比較

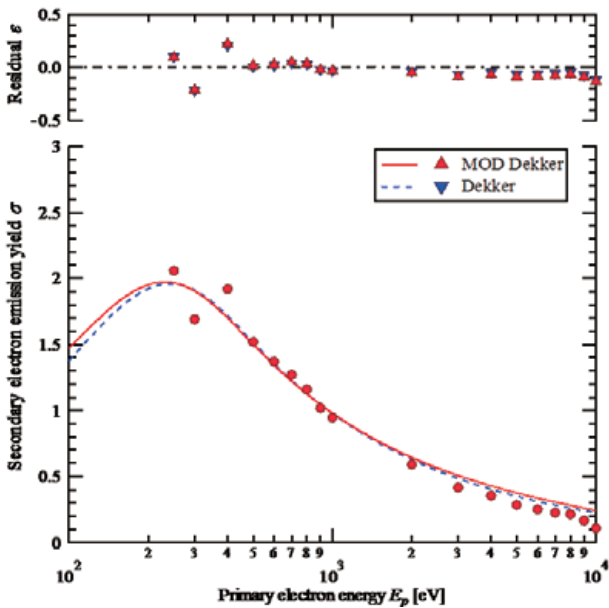


図4 Upilexにおける σ の測定結果と各モデル曲線との比較

4. 実環境を模擬した二次電子放出係数の測定

宇宙機の帯電解析に用いる二次電子放出係数をはじめとした材料の電気的特性は、BOL (Beginning of Life) 時の特性を適用しているのが現状である。しかしながら、宇宙機が放射線環境に曝されることにより、宇宙機用材料の電気的特性は変化することが考えられる。そこで我々は電子線を照射された材料における二次電子放出係数の測定を当研究グループが開発した複合物性

計測チャンバーを用いて行った⁽⁴⁾。

4.1. 電子線照射条件 宇宙機を GEO (Geostationary Earth Orbit) 上で一年間運用した際に宇宙機に照射される電子の量を 10^{15} 個/cm² とし、その量の電子線を材料に照射した前後における二次電子放出係数特性の変化を調査した。電子線の照射エネルギー 50 keV、照射電流密度 45 nA/cm² (Kapton のみ 121 nA/cm²)、照射時間 60 min (Kapton のみ 22 min) で照射を行った。なお、電子銃は物性計測チャンバーに取り付けられており、照射から測定まで真空中にてシームレスに行える。

4.2. ポリイミド系材料の二次電子放出係数 図5に、50 keV 電子線照射前後におけるポリイミド系材料の二次電子放出係数の比較を示す。また表1に、電子線照射前後における σ_m と E_m [eV]を示す。

同図より、Kapton 及び Black Kapton については電子線照射前後で σ の有意な変化を観測することは出来なかった。しかしながら、Kapton については電子線照射条件が他の2試料とは異なるため、再度測定を行う必要がある。また Upilex については、電子線を照射することにより σ が上昇し、有意な変化を観測することが出来た。

4.3. ガラスを母材とした材料の二次電子放出係数 図6,7に、50 keV 電子線照射前後におけるCMG 100 及び CMX 100 を母材とした材料の二次電子放出係数の比較をそれぞれ示す。

表1 電子線照射前後の σ_m と E_m

Sample	Before E-beam		After E-beam	
	σ_m	E_m [eV]	σ_m	E_m [eV]
Kapton	1.77	400	1.43	600
Black Kapton	2.07	350	2.08	300
Upilex	2.23	300	1.99	350
CMG 100 AR	5.02	400	4.69	300
CMG 100	15.72	800	2.59	350
CMX 100 AR	4.65	350	2.99	300
CMX 100	11.31	800	350	500

両図より、CMG 100 及び CMX 100 においては電子線照射に伴い σ の減少が確認できた。また AR コーティングが施された CMG 100 AR 及び CMX 100 AR は測定した領域において非常に高い σ を観測し、電子線照射に伴い σ の大幅な減少が確認できた。特に CMG 100 AR については母材である CMG 100 の σ を下回る結果になった。

5. まとめと今後の課題

金属及び高分子材料において二次電子放出係数の測定を行い、実験に即した二次電子放出の物理モデルを用いて測定結果に対して回帰を行った。その結果、既存のモデルに比べ、今回提案したモデルの方が測定結果に近い回帰曲線が得られた。しかしながら本報告では、反射電子放出係数はシミュレーションにより得られた値の回帰曲線を用いた。従って今後は、反射電子放出の物理モデルを考案しモデルを改良することで、より実験に即したモデルの構築を目指す。

また実環境を模擬するために、50 keV の電子線を照射した材料における二次電子放出係数の測定を行った。その結果、Kapton 系材料においては照射前後で二次電子放出係数の有意な変化は見られなかったが、Upilex においては照射後において二次電子放出係数が上昇した。しかしながら、ガラスを母材とした材料においては、照射後において二次電子放出係数が減少した。このような結果が得られた原因を解明するために、今後は SEM や FT-IR といった表面分析を行う予定である。

文 献

- (1) R. G. Lye and A. J. Dekker, "Theory of secondary emission," *Physical Review*, vol. 107, no. 4, pp. 977-981, August, 1957
- (2) Gregory Wilson, and JR Dennison, "Approximation of Range in Materials as a Function of Incident Electron Energy," *Proceedings of the 11th Spacecraft Charging Technology Conference*, pp. 1-6, 2010
- (3) CASINO: Monte Carlo Simulation for Electron Trajectory in Solids [Online], <http://www.gel.usherbrooke.ca/casino/>
- (4) 長門 拓・荒井 立朗・三宅 弘晃・田中 康寛・大平 正道・奥村 哲平・高橋 真人 (2013) 「金属材料における二次電子放出係数曲線物理モデル式の最適化及び測定システムの改修」『第10回 宇宙環境シンポジウム 講演論文集』

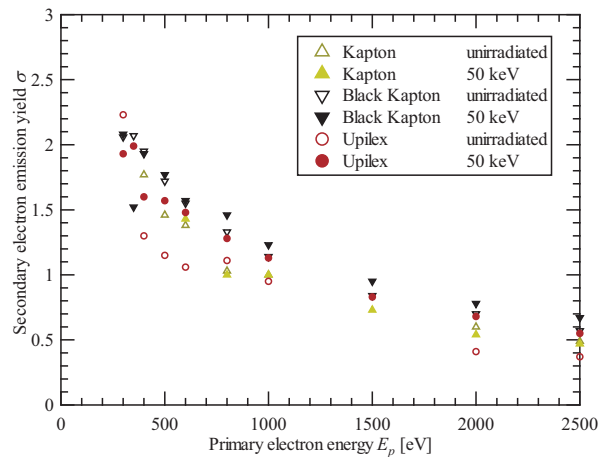


図5 50 keV 電子線照射前後におけるポリイミド系材料の二次電子放出係数比較

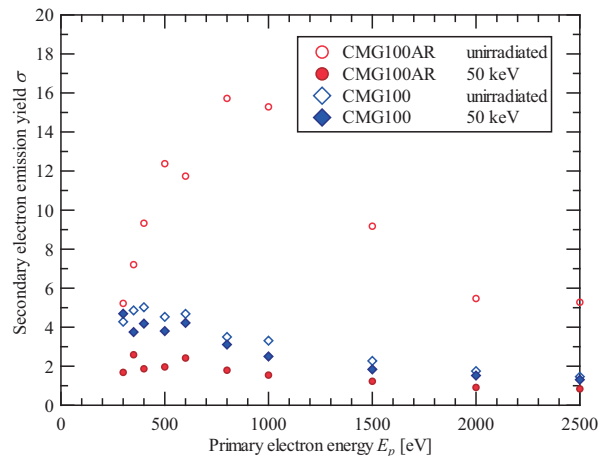


図6 50 keV 電子線照射前後における CMG 100 を母材とした材料の二次電子放出係数比較

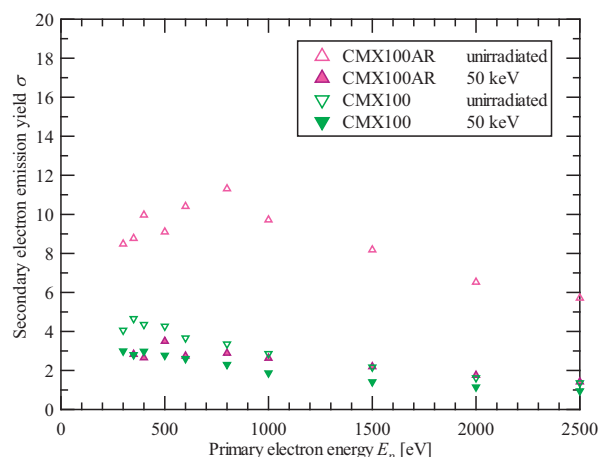


図7 50 keV 電子線照射前後における CMX 100 を母材とした材料の二次電子放出係数比較

実環境を模擬した光電子放出電流測定及び 光電子放出物理モデルの考察

矢部 謙治* 津田 祐介 三宅 弘晃 田中 康寛 (東京都市大学)
大平 正道 奥村 哲平 川北 史朗 高橋 真人 (宇宙航空研究開発機構)

Measurement of the Photoelectron Emission Current in Simulated Real Condition and Discussion of Photoelectron Emission Physical Model

Kenji Yabe* Yusuke Tsuda Hiroaki Miyake Yasuhiro Tanaka (Tokyo City University)
Masamichi Ohira Teppei Okumura Shiro Kawakita Masato Takahashi (JAXA)

1. はじめに

近年、通信や地球観測などの用途で数多くの人工衛星が宇宙空間で運用されている。しかし、これらの衛星は社会基盤に必要不可欠なシステムであるにもかかわらず、帯放電による誤作動・事故による被害が生じている⁽¹⁾。よって宇宙機的设计段階から帯放電現象を把握し、帯放電を考慮した材料選定を実施する必要がある。軌道上での衛星帯電の主要因として、放射線帯に捕捉されている電子や陽子、太陽光があげられる。この中でも、日照中における帯電は太陽光による光電子放出が支配的になるため、宇宙機の表面帯電量を見積もるうえでも、光電子放出を定量評価可能な量子効率重要な物性値となる。これまで真空紫外分光を用いた宇宙機用絶縁材料の光電子放出電流測定装置の開発し、宇宙機材料の量子効率を明らかにしてきた。さらに、数値計算を実施する上で、実験に即した光電子放出特性のモデル化が必要となってくる。しかしながら、実験に即した光電子放出物理モデルは存在しないため、現在当研究グループでは光電子放出過程の物性検討を行っている。そこで本論文では、光電子の放出過程から考えた光電子放出物理モデルの考察、さらに電子線照射された材料における光電子放出電流測定も行った為その結果を報告する。

2. 光電子放出過程の考察

光が照射された際の光電子の放出原理を図1に示す。光電子放出は①光の吸収割合 $A(h\nu)$ 、②材料内の量子効率 q_e 、③励起された電子の表面到達確率 P_L 、④表面脱出確率 P_S の4つのパラメータの積算であり、量子効率 $q(h\nu)$ は(1)式で表す事ができる。

$$q(h\nu) = A(h\nu) \times q_e \times P_L \times P_S \quad (1)$$

まず①光の吸収割合では、材料に照射された光子が材料に吸収される割合とし(1)式の右辺第1項で示す。次に②材料内の量子効率は、1個の光子で

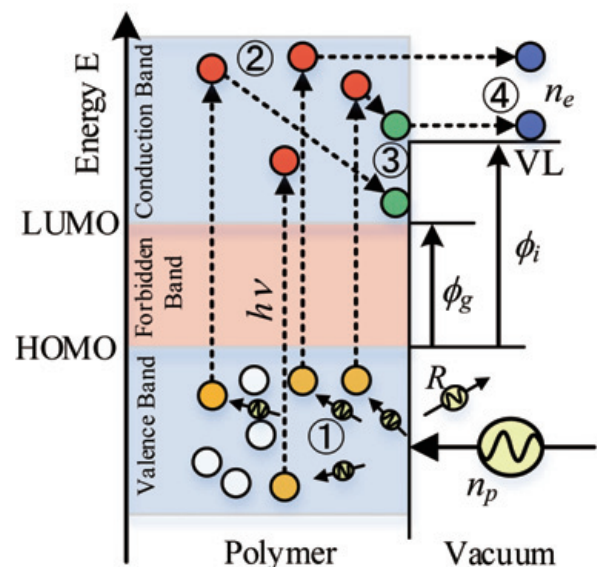


図1 光電子放出の放出原理

真空順位 (VL) 以上に励起する光電子数とし(1)式の右辺第2項で示す。次に③励起された電子の表面到達確率は、VL 以上に励起した光電子が試料表面まで到達する際の減衰割合とし(1)式の右辺第3項で示す。最後に④表面脱出確率は、電子が試料表面から真空へ放出される確率とし(1)式の右辺第4項で示す。ここで各過程においての詳細な説明を以下に示す。

2.1 光の吸収割合

光が試料に照射された際、光の反射率 R 、透過率 $T(h\nu)$ 、吸収率 $A(h\nu)$ の関係は(2)式で表す事ができる。

$$A(h\nu) = 1 - R - T(h\nu) \quad (2)$$

ここで、光を材料に入射すると材料中の光は吸収係数 $\alpha(h\nu)$ の割合で自然対数的に吸収されるため、試料中距離 z における透過率 $T(h\nu)$ は(3)式で表す事ができる。

$$T(h\nu) = e^{-\alpha(h\nu)z} \quad (3)$$

このとき試料内の光の吸収は試料厚 L まで生じる ($z=L$)。また吸収係数 $\alpha(h\nu)$ は、(4)式の Tauc プロットの式より算出する。(2)

$$\alpha(h\nu) = \frac{k\sqrt{h\nu - \phi_g}}{h\nu} \quad (4)$$

ここで、 k は材料ごとの比例定数である。

2.2 材料内の量子効率

材料内の量子効率 q_e は(5)式で表す事ができる。

$$q_e = \frac{n}{n_{ph}} \quad (5)$$

n は伝導電子密度 [個/m³]、 n_{ph} は光子の一粒子密度 [個/m³] である。図2に(a)電子の状態密度、(b)電子の占有確率、(c)電子分布の図を示す(3)。

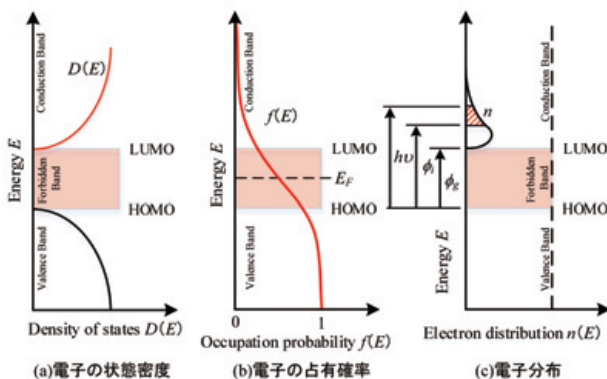


図2 絶縁体の伝導電子分布

同図より伝導電子密度 n は(a)電子の状態密度 $D(E)$ と(b)電子の占有確率 $f(E)$ を掛け合わせて照射光子エネルギー $h\nu$ まで積分したものとなり、(6)式で表す事ができる。

$$n = \int_{\phi_i}^{h\nu} n(E) dE = \int_{\phi_i}^{h\nu} D(E) f(E) dE \quad (6)$$

ここで、

$$D(E) = 4\pi \left(\frac{2m_e}{h^2} \right)^{3/2} \sqrt{E - \phi_g} \quad (7)$$

$$f(E) = e^{-\frac{(E - E_F)}{kT}} \quad (8)$$

である(3)。 m_e は電子の有効質量[kg]、 h はプランク定数[eVs]、 ϕ_g はエネルギーバンドギャップ[eV]、 E_F はフェルミ準位エネルギー[eV]を示している。図2及び(6)式より今回はVL以上の励起を考えているため積分区間はイオン化エネルギー ϕ_i から照射光子エネルギー $h\nu$ までとなっている。また、(8)式より占有確率 $f(E)$ は温度 T (熱エネルギー) に依存することがわかる。その為今回は、照射光子エネルギー $h\nu$ が全て励起エネルギー (熱エネルギー) に変換されると仮定して占有確率 $f(E)$ を算出した ($h\nu = kT$ ※単位は eV に統一)。ここで、(5)式の一粒子密度 n_{ph} は回帰係数により示す。

2.3 励起電子の表面到達確率及び表面脱出確率

今回は上記で示した光子の一粒子密度 n_{ph} 及び、励起された電子の表面到達確率 P_L 、表面脱出確率 P_S を光子エネルギー $h\nu$ の EXP 関数として考え以下のように示した。

$$(n_{ph})^{-1} \times P_L \times P_S = F_1 \times e^{-(h\nu \times F_2)} \quad (9)$$

その際、 F_1 、 F_2 は光電子放出測定によって算出された量子効率に即する様、回帰係数によって求めた。(4)

以上のことから、量子効率 $q(h\nu)$ は(10)式より得られる。

$$q(h\nu) = (1 - R - e^{-\alpha(h\nu)}) \times \int_{\phi_i}^{h\nu} D(E) f(E) dE \times F_1 e^{-(h\nu \times F_2)} \quad (10)$$

3. 光電子放出物理モデルによる回帰計算

図 3,4 に(10)式より導き出した Kapton 及び FEP における量子効率の理論値と実験値の比較を示す⁽⁴⁾。このとき理論値導出の際は反射率 $R=0$ とした。同図より、理論値と実験値の傾向は概ね一致しているが、 ϕ_i の値に大きな差異が確認できる。これは測定における測定限界の値を ϕ_i と設定している為である。また、今回の計算では一部パラメータに実験値による回帰係数を用いており、現段階では物理的な意味を持たないため、今後は計算条件や各パラメータの見直し及び取得を行って行く。

4. 実環境を模擬した光電子放出電流測定

現在我々は、測定により BOL (Beginning of Life) 時の光電子放出特性を取得しているのが現状である。しかしながら、実際の宇宙機は常に放射線環境に曝されており、宇宙機用絶縁材料の電気的特性は変化することが考えられる。そこで我々は電子線照射された材料における光電子放出電流の測定を行った。

4.1 測定試料及び電子線照射条件

測定試料はポリイミド系材料である Kapton、Upilex、Black Kapton 及び、ガラスを母材とした材料である CMG 100、CMX 100 さらに、ガラス母材に AR コーティングが施された CMG 100 AR 及び CMX 100 AR である。光電子放出測定及び材料の劣化には当研究室で開発した複合物理計測チャンバを用いた⁽⁴⁾。また、電子線を照射する際は、宇宙機を GEO (Geostationary Earth Orbit) 上で一年間運用した際に宇宙機に曝される電子の量 (10^{15} 個/cm²) を照射し、照射前後における光電子放出電流の変化を調査した。電子線の照射エネルギー 50 keV、照射電流密度 45 nA/cm² (Kapton、Upilex のみ 121 nA/cm²)、照射時間 60 min (Kapton、Upilex のみ 22 min) で照射を行った。

4.2. ポリイミド系材料の光電子放出特性

図 5 に 50 keV 電子線照射前後におけるポリイミド系材料の量子効率の比較を示す。また表 1 に、電子線照射前後のイオン化エネルギー ϕ_i の値を示

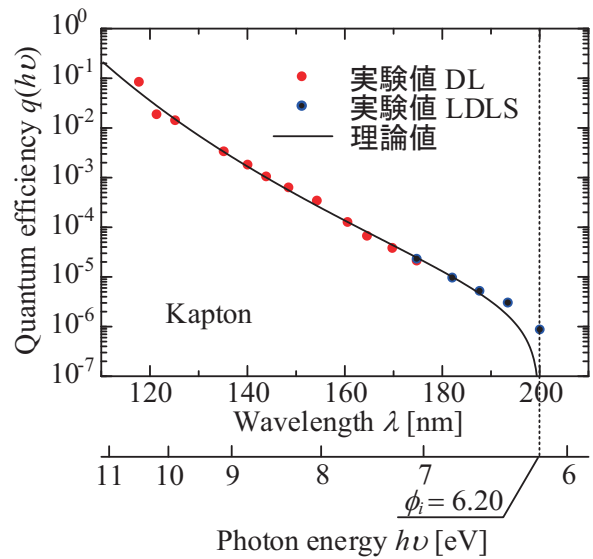


図 3 Kapton における実験値と理論値の比較

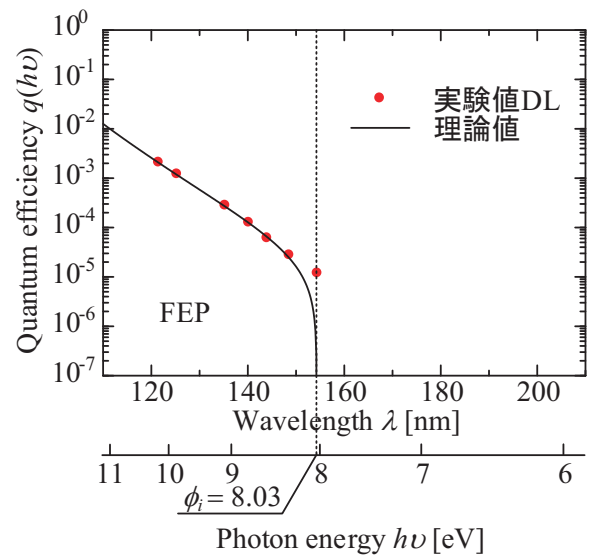


図 4 FEP における実験値と理論値の比較

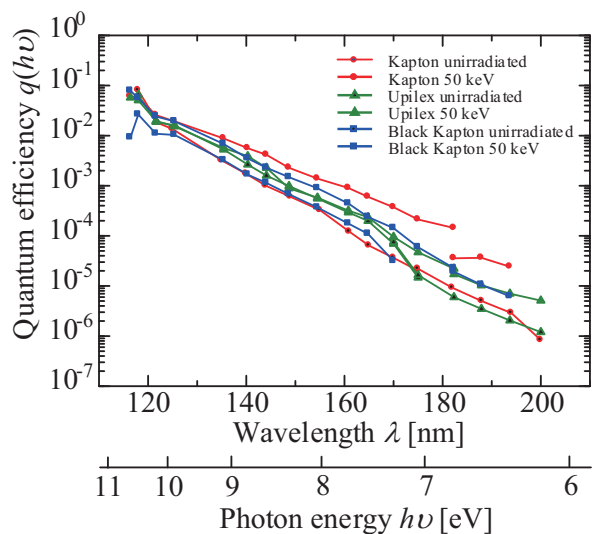


図 5 50 keV 電子線照射前後におけるポリイミド系材料の量子効率比較

す。同図より、すべての材料において量子効率が上昇していることが確認できる。また、同じポリイミド系材料でも電子線の影響は材料ごとに異なることがわかった。本測定では2種類の光源を用いているが Kapton については電子線照射後の結果($\lambda = 182.3 \text{ nm}$)において異なる光源の結果に差異が観測できる為この原因について調査していく必要がある⁽⁴⁾。また、試料ごとに照射条件を揃える為 Kapton、Upilex においては再度測定を行う必要がある。

4.3. ガラスを母材とした材料の光電子放出特性

図6, 7に、50 keV 電子線照射前後における CMG 100 及び CMX 100 を母材とした材料の量子効率の比較をそれぞれ示す。両図より、母材となるガラス材料の違いや AR コーティングの有無にかかわらず、電子線照射により量子効率が上昇していることが確認できる。ここで表1より、ほとんどの材料において ϕ_i の変化が確認できた為、エネルギーバンド構造が微小変化したことが考えられる。

5. まとめと今後の課題

今回考案した光電子放出物理モデルより算出した Kapton 及び FEP における量子効率の理論値と実際の測定により得られた実験値の比較を行い概ね一致していることを確認した。しかし、今回のフィッティングは回帰係数を用いており、現段階では物理的な意味を持たないため、今後は、計算条件や各パラメータの見直し及び取得を行って行く。また実環境を模擬するため、50 keV の電子線を照射した材料における光電子放出電流測定を行い、全ての材料において照射後に量子効率の上昇が確認できた。今後はこのような結果が得られた原因を解明するために、本測定システムを用いた吸光度測定を行うことで材料内の光吸収量の変化から考察を行って行く。

文 献

- (1) H. C. Koons et al: "The impact of the space environment on space systems", Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, Air Force Research Laboratory, AFRL-VS-TR-20001578, pp.7-11, (1998)
- (2) 工藤 恵栄:「光物性基礎」,オーム社, pp.171-190,(1996)
- (3) 酒井 祐之:「誘電体現象論」,社団法人 電気学会, pp.220-242,(1973)
- (4) K. Nomura et al: "Analysis of the physical properties of the

polymeric material for spacecraft charging by measuring the photoelectron emission current", Proceedings of 29th International Symposium on Space Technology and Science, pp.1-4, (2013)

表1 電子線照射前後のイオン化エネルギー ϕ_i

Sample	unirradiated	50 keV
	ϕ_i [eV]	ϕ_i [eV]
Kapton	6.20	6.40
Upilex	6.20	6.20
Black Kapton	7.29	6.40
CMG 100	7.09	4.96
CMG 100 AR	6.60	5.20
CMX 100	7.09	4.96
CMX 100 AR	7.52	4.96

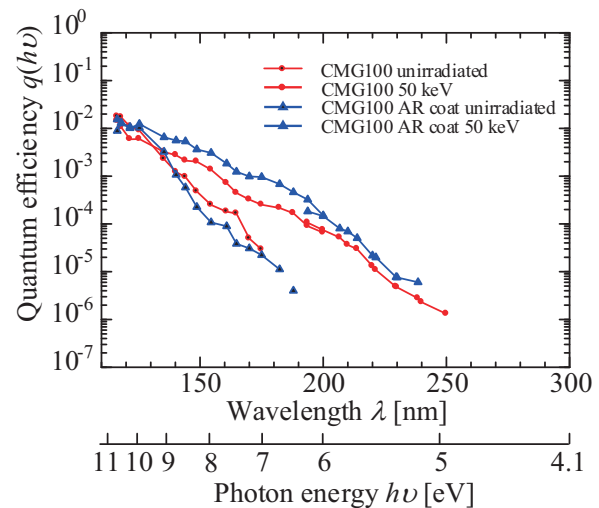


図6 50 keV 電子線照射前後における CMG 100 を母材とした材料の量子効率比較

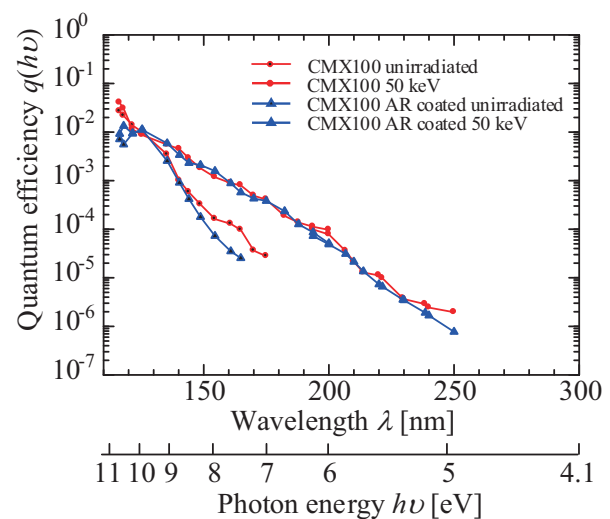


図7 50 keV 電子線照射前後における CMX 100 を母材とした材料の量子効率比較

高分子フィルムの帯電計測による物性評価

Electrical Properties of Polymer Films Obtained by Low Energy Electron Beam Charging Method

藤井 治久

Haruhisa Fujii

奈良工業高等専門学校 電気工学科

Nara National College of Technology, Department of Electrical Engineering

fujii@elec.nara-k.ac.jp

大平 正道・奥村 哲平

Masamichi Oohira and Teppei Okumura

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

1. はじめに

地球近傍の宇宙環境には高エネルギー荷電粒子やプラズマが存在し、軌道に投入された宇宙機は、それらとの相互作用により帯電放電現象を来すことが知られている⁽¹⁻³⁾。帯電放電現象が発生すると宇宙機は種々の悪影響を受けるため、この帯電放電現象は宇宙機の信頼性にとって大きな脅威になっている。そのため、宇宙機の開発においては、その帯電放電現象を如何に防止・抑制するかということが重要な課題となっている。そこで、宇宙環境の中で宇宙機の帯電状況を予測するための帯電解析手法の開発が各国で精力的になされ、わが国では、帯電解析プログラム MUSCAT (Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool) が九州工業大学 趙教授らによって開発され⁽⁴⁾運用されている。この MUSCAT プログラムには、各種表面材料の体積抵抗率や2次電子放出係数、光電子放出係数、RIC (Radiation-Induced Conductivity)、光電導度などの物性値をデフォルトとして入力しておく必要があるが、現時点では必ずしも十分な材料の物性値が入力されている状況ではない。そこで、筆者らは、これまで行ってきた電子ビーム照射による各種表面材料の帯電特性データ(照射中並びに照射後)から、電気的物性値として重要な体積抵抗率や2次電子放出係数を導出し、MUSCAT プログラムに反映させることを目的として研究を行っている^(5,6)。筆者らは前報⁽⁶⁾において、50 μm 厚ポリイミドカプトンフィルムの物性値について報告した。今回、ポリイミド系フィルムの種類や厚さ、コーティングが物性値(特に、2次電子放出係数)に与える影響を検討したので、報告する。

2. 実験方法

2.1 実験方法

本研究に用いた実験系の概略を図1に示す。

試料を真空チャンバに取り付けた後、真空チャンバを真空引きし、 $1.3 \times 10^{-4} \text{Pa}$ 以下の圧力下で、エネルギー E 、電流密度 J_b の電子ビームを試料に照射した。

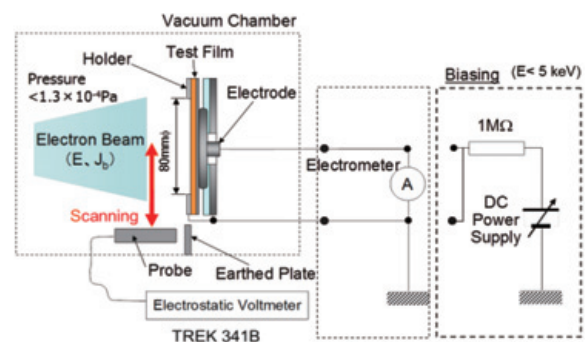


図1 実験系の概略

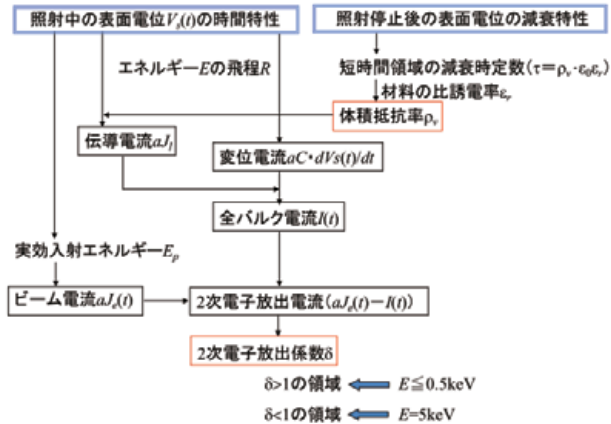
電子ビーム照射中および照射停止後の試料の表面電位は、非接触表面電位計 (TREK 341B) に接続されたプローブ (TREK 3450E) を、直線運動導入機により、試料表面上 3~5mm の距離を保って挿引し計測した。また、試料裏面の金属蒸着層から電極を通して流れる電流 $I(t)$ を、内部抵抗 $1\text{M}\Omega$ のペンレコーダ (横河電機 LR-8100) により計測した。

なお、本実験においては、2次電子放出特性の評価を中心に行った。前報^(5,6)で述べたように、通常2次電子放出係数が1になるエネルギー E_{II} は5keV以下に存在すると考えられるので、 $E \leq 5\text{keV}$ の電子ビーム照射による帯電計測を行った。 $E < 5\text{keV}$ の場合、電子加速電圧を -5kV 固定とし、直流安定化電源 (菊水電子 PAD 1K-0.2L) により試料全体を負の電位 V_b にバイアスし電子のエネルギーを減速して試料に照射した。な

お、バイアス時には、電流計測は行っていない。また、実験は全て室温（約 20°C）で行った。

2.2 実験と解析の流れ⁽⁷⁾

本実験では、前述したように、 $E \leq 5\text{keV}$ の電子ビーム照射を行った。この照射実験から、2 次電子放出係数、体積抵抗率の導出に関しては、図 2 のフローに従って実施した。



対象評価試料をエネルギー E の電子ビームで照射し、照射中の表面電位を TREK 表面電位計により計測する。また、ビーム照射停止後の表面電位減衰特性も TREK 表面電位計により計測する。

まず、表面電位減衰特性から、減衰時定数 τ を導出する。この減衰時定数 τ は、材料の誘電率 $\epsilon_0 \epsilon_r$ (ϵ_0 : 真空中の誘電率 (= $8.9 \times 10^{-12} \text{F/m}$)、 ϵ_r : 比誘電率) と体積抵抗率 ρ_v の積

$$\tau = \epsilon_0 \epsilon_r \cdot \rho_v \quad \dots (1)$$

で表され、比誘電率 ϵ_r が既知であれば、体積抵抗率 ρ_v を得ることができる。

次に、この体積抵抗率 ρ_v を用いて、照射中の表面電位 $V_s(t)$ から、伝導電流 I_l を次式により導出する。

$$I_l = aJ_l = a \cdot \frac{1}{\rho_v} \cdot \frac{V_s(t)}{d-R} \quad \dots (2)$$

ここで、 a : ビーム照射領域、 J_l : 伝導電流密度、 d : 試料厚さ、 R : 電子の侵入深さ（飛程）、である。また、 $V_s(t)$ から、ビーム照射中の変位電流 I_d を次式により求める。

$$I_d = a \cdot C \frac{dV_s(t)}{dt} = a \cdot \frac{\epsilon_0 \epsilon_r}{d-R} \cdot \frac{dV_s(t)}{dt} \quad \dots (3)$$

ここで、 C : 試料の単位面積あたりの静電容量、であ

る。 I_l と I_d の和が全バルク電流 $I(t)$ であり、次式で示される。

$$I(t) = a \left\{ \frac{\epsilon_0 \epsilon_r}{d-R} \cdot \frac{dV_s(t)}{dt} + \frac{1}{\rho_v} \cdot \frac{V_s(t)}{d-R} \right\} \quad \dots (4)$$

一方、電子ビーム照射により表面電位が $V_s(t)$ になった時、実質的に試料表面に入射する電子のエネルギー $E_p(t)$ は、

$$E_p(t) = E + V_s(t) \quad \dots (5)$$

で表されるので、試料に入射する 1 次入射電子電流密度 J_e は、ビーム電流密度 J_b により、

$$J_e(t) = J_b \cdot \left(\frac{E_p(t)}{E} \right)^{1/2} \quad \dots (6)$$

となる。したがって、試料表面から放出される 2 次電子放出電流密度を J_{se} とすると、

$$a(J_e(t) - J_{se}(t)) = I(t) \\ \therefore aJ_{se}(t) = aJ_e(t) - I(t)$$

となるので、2 次電子放出係数 δ は、

$$\delta(t) = \frac{aJ_{se}(t)}{aJ_e(t)} = \frac{aJ_e(t) - I(t)}{aJ_e(t)} \quad \dots (7)$$

となり、照射中に時々刻々と変化する。したがって、照射中の $E_p(t)$ と $\delta(t)$ が得られれば、2 次電子放出係数の入射エネルギー依存性が得られることになる。

通常、2 次電子放出係数が 1 になる入射電子のエネルギーを E_{II} とすると、 $E > E_{II}$ の領域では負に帯電し、時間とともに電位が負に高くなっていく。実質的な入射エネルギー $E_p(t)$ が E_{II} に近づいてくると、表面電位は負電位で飽和するようになる。

一方、 $E < E_{II}$ の場合は、 $\delta > 1$ なので正に帯電し、時間と共に電位が正に高くなっていき、 $E_p(t)$ が E_{II} に近づいてくると、表面電位は正電位で飽和するようになる。通常、 $E < E_{II}$ の電子ビームを照射すると正帯電が生じるため、放出された低エネルギー（数 eV 程度）の 2 次電子が試料表面に引き戻されるが、本手法においては、試料全体を負にバイアスして $E=5\text{keV}$ の電子を減速して照射するので、2 次電子の試料表面への引き戻しが起こりにくいと考えられる⁽⁹⁾。したがって、本実験では、 $E=5\text{keV}$ で負の表面電位がほぼ飽和するまで照射した。それによって、 $E_{II} \sim 5\text{keV}$ のエネルギー領域の 2 次電子放出係数 δ が導出でき、また、 $E \leq 0.5\text{keV}$ の電子を正の表面電位がほぼ飽和するまで照射した。そ

れによって、 E_{II} より低いエネルギー領域の2次電子放出係数 δ が求まり、 δ の最大値 δ_{max} とその時のエネルギー E_{max} も得られることになる。

2.3 実験試料

今回、実験に供した試料は、ポリイミド系の3種類のフィルム、カプトン、UPILEX_R、Apicalである。試料の諸元を表1に示す。

大きさ約90mm×90mmの試料を試料ホルダに取り付け、直径80mmの穴の開いた厚さ1mm-100mm×100mmのアルミ板でカバーした。このため、電子ビーム照射領域 a は、 $4^2\pi$ (=50.3)cm²であった。

表1 供試試料の諸元

フィルム名	記号	厚さ(μm)	比誘電率	表面コート
Kapton	AK50	50	3.5	なし
	AK25	25	3.5	なし
UPILEX_R	UPILEX_R25	25	3.2	なし
	SQ-coated UPILEX_R25	25	3.2	あり
Apical	Apical_AH25	25	3.3	なし
	SQ-coated Apical_25	25	3.3	あり

3. 実験結果

3.1 カプトンフィルム

まず、50μmのカプトンフィルム(AK50)に対して、 $E=5keV$ で電子ビームを照射した場合の帯電特性について述べる。図3(a)は、照射中の表面電位とバルク電流の時間特性を示し、また、同図(b)には照射停止後の表面電位減衰特性を示す。図3(b)の電位減衰特性から、短時間領域(<200min)の減衰時定数から体積抵抗率を(1)式から導出すると、 $4.4 \times 10^{15} \Omega m$ であった。ここで得られた体積抵抗率を用い、2.2節で説明した手法により、2次電子放出特性を評価した。その結果、2次電子放出係数 $\delta(t)$ と実質的な入射電子のエネルギー $E_p(t)$ の時間特性を示すと、図4になった。この特性から、入射エネルギーの関数として2次電子放出係数が得られ、そのエネルギー領域は1.7keV~5keVである。

次に、図5に、 $E=0.15keV$ (電子加速電圧-5.0kVに対して試料を $V_b=-4.85kV$ にバイアス)で照射した場合のAK50の表面電位の時間特性(a)と照射停止後の電位減衰特性(b)を示す。この表面電位減衰特性から減衰時定数を求め、体積抵抗率を導出すると、 $4.2 \times 10^{16} \Omega m$ であった。この抵抗率と図5(a)の照射中の表面電位特性から、2次電子放出係数と実質的な入射エネルギー $E_p(t)$ の時間特性を求めると、図6のようになった。この図より、入射エネルギーが0.15keV~1keVの範囲で2次電子放出係数が得られる。これら図4および図6から、2次電子放出係数の入射エネルギー依

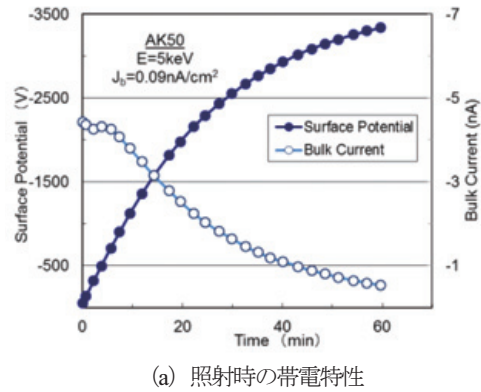
存性を示すと図7のようになった。この図より、AK50の2次電子放出特性として、

$$\delta_{max} \doteq 1.7 @ E_{max} \doteq 0.4keV$$

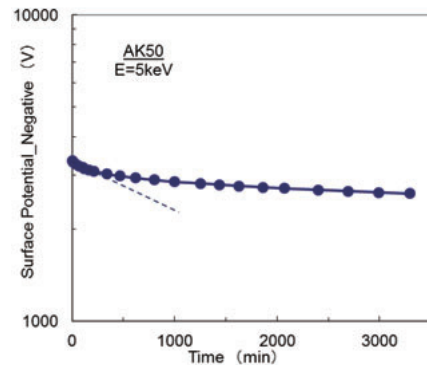
$$E_{II} \doteq 1.3keV$$

が得られた。

次に、AK25の結果について述べる。図8に、 $E=5keV$ で照射中の表面電位特性(a)と照射後の電位減衰特性(b)を示す。この電位減衰特性から、体積抵抗率が $3.6 \times 10^{15} \Omega m$ が得られた。また、図9に、 $E=0.3keV$ で



(a) 照射時の帯電特性



(b) 照射後の電位減衰特性

図3 50μmカプトンフィルムAK50に $E=5keV$ 、 $J_b=0.09nA/cm^2$ の電子ビームを照射した時の帯電特性

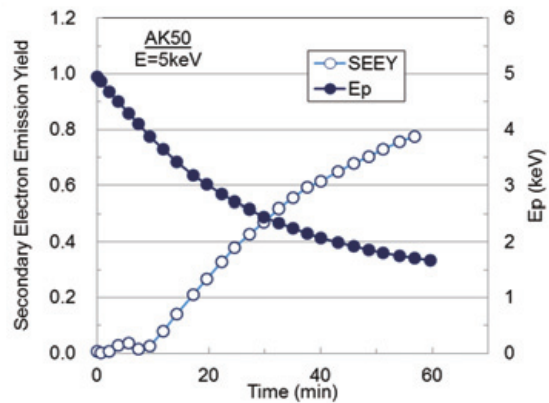
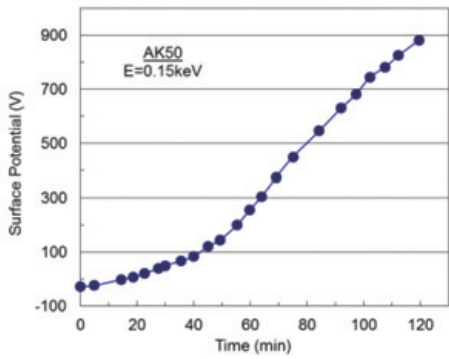
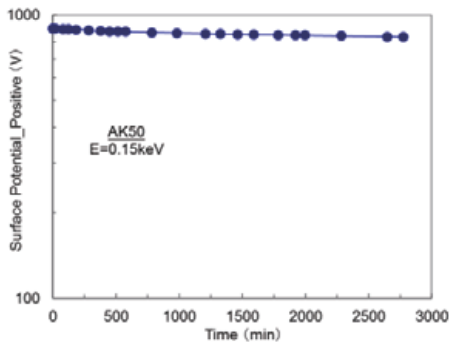


図4 AK50の $E=5keV$ の帯電特性から求めた2次電子放出係数と実質的な入射エネルギーの時間依存性

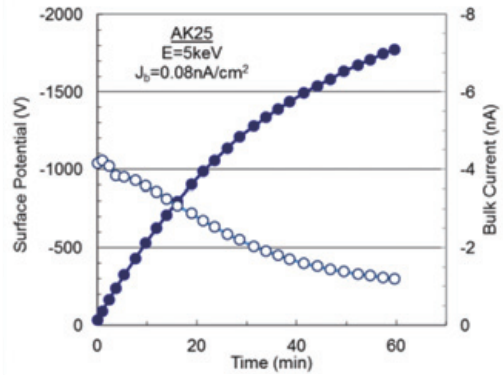


(a) 照射時の帯電特性

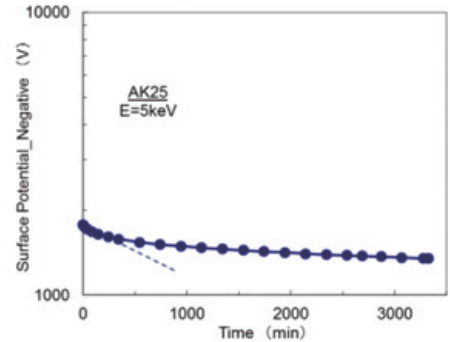


(b) 照射後の電位減衰特性

図5 AK50 に $E=0.15\text{keV}$ 、 $J_b=0.07\text{nA/cm}^2$ の電子ビームを照射した時の帯電特性



(a) 照射時の帯電特性



(b) 照射後の電位減衰特性

図8 AK25 に $E=5\text{keV}$ 、 $J_b=0.08\text{nA/cm}^2$ の電子ビームを照射した時の帯電特性

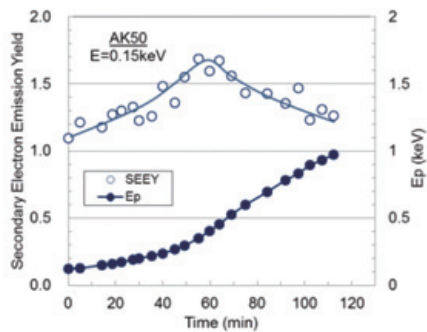


図6 AK50 の $E=0.15\text{keV}$ の帯電特性から求めた2次電子放出係数と実質的入射エネルギーの時間依存性

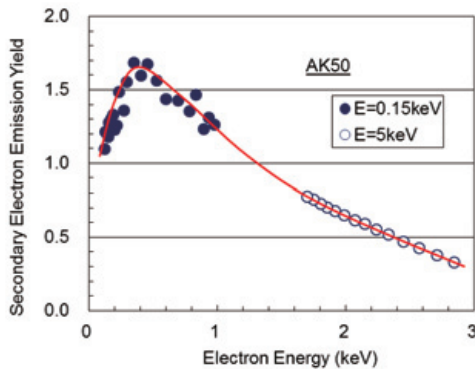
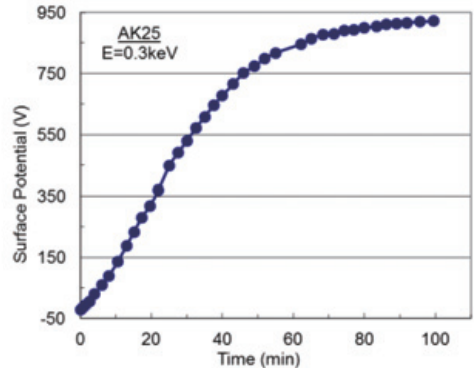
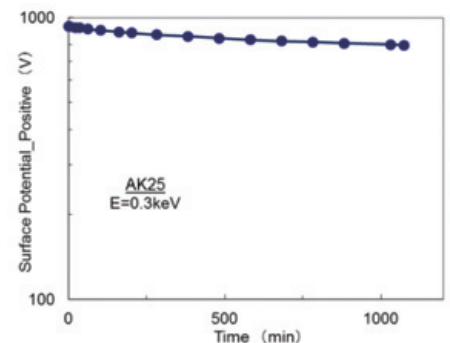


図7 50 μm カプトンフィルム AK50 の2次電子放出特性



(a) 照射時の帯電特性



(b) 照射後の電位減衰特性

図9 AK25 に $E=0.3\text{keV}$ 、 $J_b=0.18\text{nA/cm}^2$ で電子ビームを照射した時の帯電特性

照射中の表面電位特性 (a)、電位減衰特性 (b) を示す。この電位減衰特性から、体積抵抗率 $7.5 \times 10^{15} \Omega m$ が得られた。これら、2つのエネルギーで照射した帯電特性から、2次電子放出係数の電子エネルギー依存性を示すと、図10のようになった。この図から、

$$\delta_{max} \doteq 1.8 @ E_{max} \doteq 0.4 \text{keV}$$

$$E_{II} \doteq 1.2 \text{keV}$$

となり、ほぼ AK50 と同じで、厚さが変わっても2次電子放出特性は変化しないと考えられる。

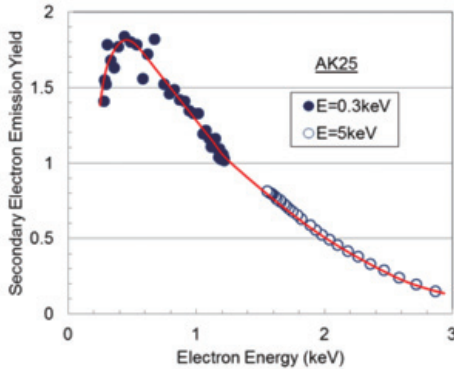


図10 25 μm カプトンフィルム AK25 の2次電子放出特性

3.2 UPILEX_R

次に、25 μm 厚 UPILEX_R の結果について述べる。

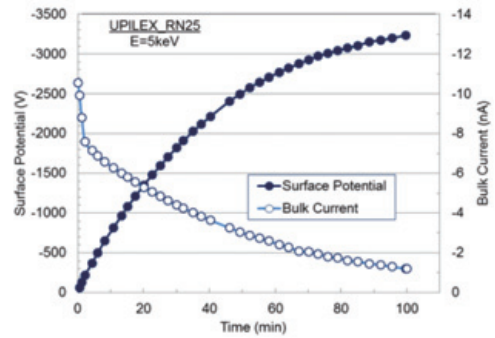
図11に、 $E=5 \text{keV}$ で照射したときの帯電特性 (a) と電位減衰特性 (b) を示し、また、図12に、 $E=0.3 \text{keV}$ での帯電特性 (a) と電位減衰特性 (b) を示す。図11 (b) の電位減衰特性から、体積抵抗率 $4.1 \times 10^{15} \Omega m$ が得られ、また図12(b)の表面電位減衰特性から、体積抵抗率 $1.6 \times 10^{17} \Omega m$ が得られた。これらをもとに、2次電子放出係数の電子エネルギーを求めると、図13のようになった。この図から、

$$\delta_{max} \doteq 1.5 @ E_{max} \doteq 0.4 \text{keV}$$

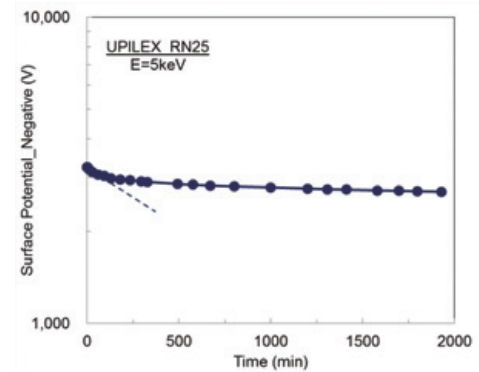
$$E_{II} \doteq 1.2 \text{keV}$$

が得られた。この値は、カプトンの場合とほぼ同じであるが、若干2次電子放出係数が小さくなるようである。

次に、この25 μm UPILEX_R に耐酸素原子性コーティング膜を施したもの (SQ_coated UPILEX_R25) の帯電特性について説明する。図14に、 $E=5 \text{keV}$ での帯電特性を、また、図15には $E=0.3 \text{keV}$ の帯電特性を示している。これらの減衰特性から、体積抵抗率を評価すると、 $E=5 \text{keV}$ の場合は $5.3 \times 10^{15} \Omega m$ 、 $E=0.3 \text{keV}$ の場合は $1.2 \times 10^{17} \Omega m$ が得られた。これらのデータから、2次電子放出係数の電子エネルギー依存性を求めると図16が得られた。ただし、図には $E=1.5 \text{keV}$ での結果も示している。これは、図15からわかるように、

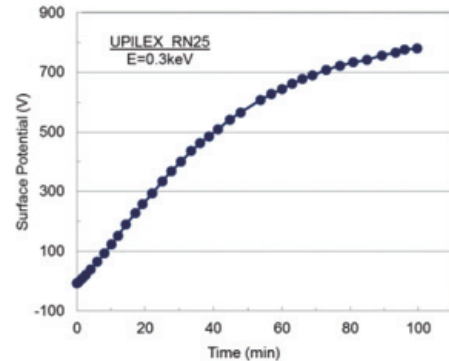


(a) 照射時の帯電特性

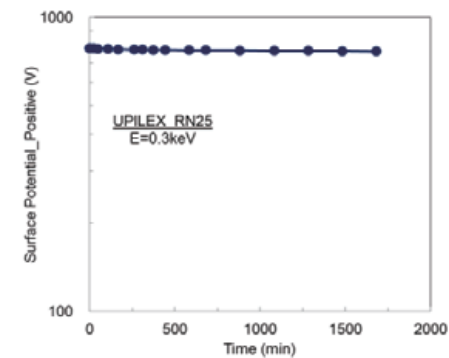


(b) 照射後の電位減衰特性

図11 25 μm UPILEX_R に $E=5 \text{keV}$ 、 $J_b=0.21 \text{nA/cm}^2$ で電子ビームを照射した時の帯電特性



(a) 照射時の帯電特性



(b) 照射後の電位減衰特性

図12 25 μm UPILEX_R に $E=0.3 \text{keV}$ 、 $J_b=0.20 \text{nA/cm}^2$ で電子ビームを照射した時の帯電特性

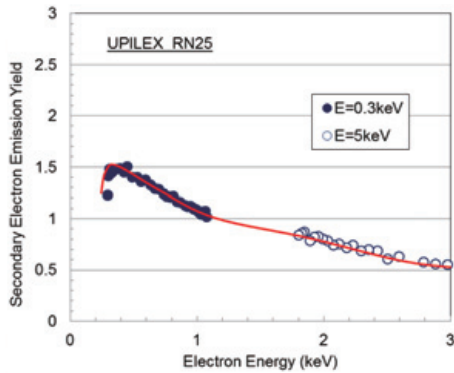
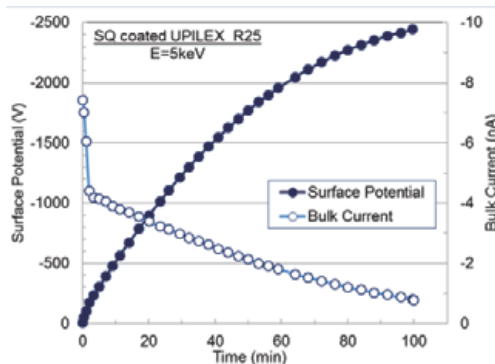
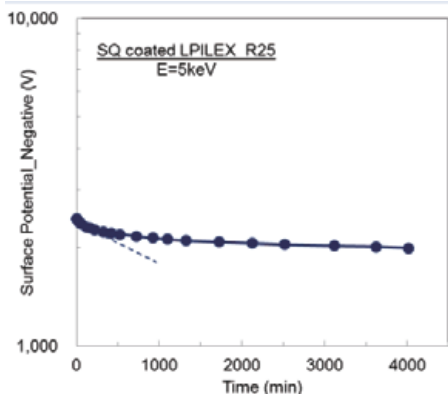


図13 25μmUPILEX_Rの2次電子放出特性



(a) 照射時の帯電特性



(b) 照射後の電位減衰特性

図14 25μm SQ コート UPILEX_R に E=5keV、 $J_b=0.08\text{nA/cm}^2$ で電子ビームを照射した時の帯電特性

E=0.3keVで100分間照射しても飽和電位に達しなかったため、追加で実施したものである。

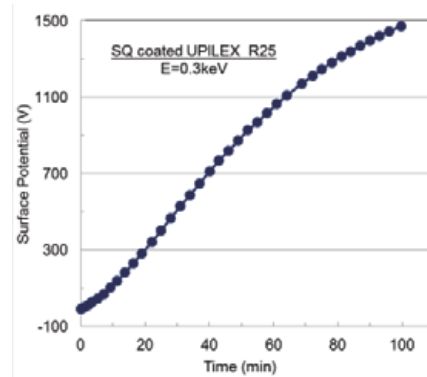
この図16から、SQ コートを施すと、2次電子放出特性は、

$$\delta_{max} \doteq 2.4 @ E_{max} \doteq 0.4\text{keV}$$

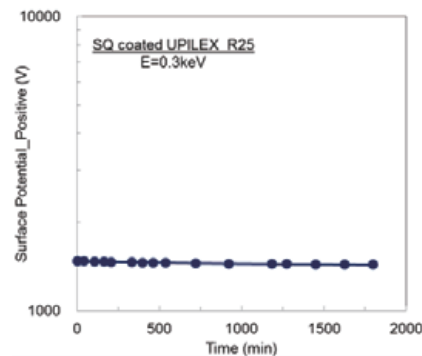
$$E_{II} \doteq 2.2\text{keV}$$

となった。SQ コートを施すと、2次電子放出係数が大きくなり、 E_{II} も高エネルギー側にシフトすることがわかる。

3.3 Apical



(a) 照射時の帯電特性



(b) 照射後の電位減衰特性

図15 25μm SQ コート UPILEX_R に E=0.3keV、 $J_b=0.08\text{nA/cm}^2$ で電子ビームを照射した時の帯電特性

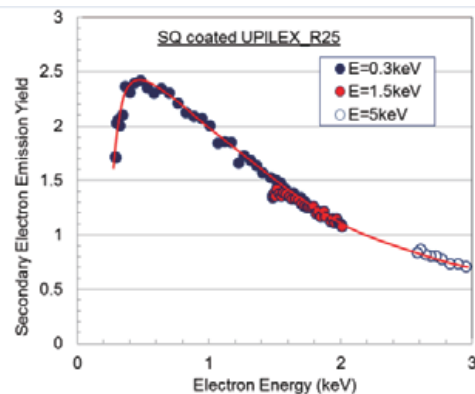


図16 25μm SQ コート UPILEX_R の2次電子放出特性

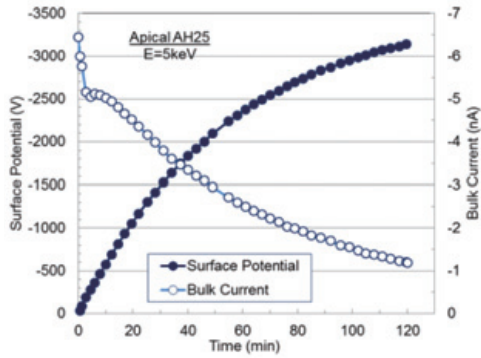
次に、25μm厚 Apicalの結果について述べる。

図17に、E=5keVで照射したときの帯電特性と電位減衰特性を示し、また図18に、E=0.3keVでの帯電特性と電位減衰特性を示す。図17(b)の電位減衰特性から体積抵抗率 $2.6 \times 10^{15} \Omega\text{m}$ が得られ、また、図18

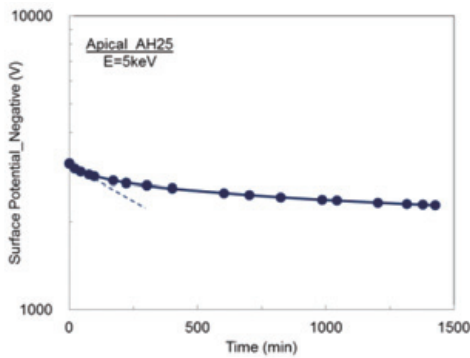
(b)の表面電位減衰特性から体積抵抗率 $3.1 \times 10^{16} \Omega\text{m}$ が得られた。これらをもとに、2次電子放出係数の電子エネルギーを求めると、図19のようになった。この図から、

$$\delta_{max} \doteq 1.6 @ E_{max} \doteq 0.4\text{keV}$$

$$E_{II} \doteq 1.2\text{keV}$$

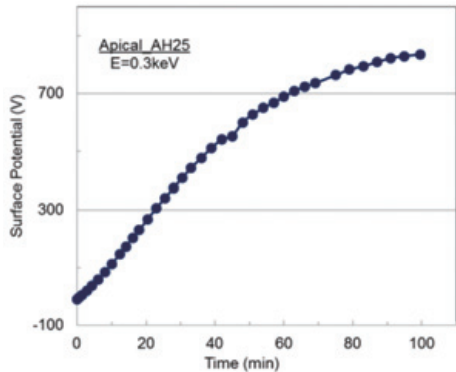


(a) 照射時の帯電特性

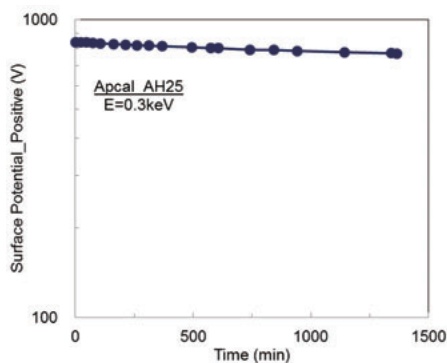


(b) 照射後の電位減衰特性

図17 25 μ m Apical に $E=5\text{keV}$ 、 $J_b=0.13\text{nA/cm}^2$ で電子ビームを照射した時の帯電特性



(a) 照射時の帯電特性



(b) 照射後の電位減衰特性

図18 25 μ m Apical に $E=0.3\text{keV}$ 、 $J_b=0.18\text{nA/cm}^2$ で電子ビームを照射した時の帯電特性

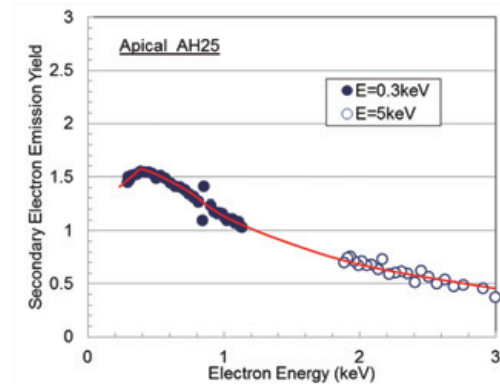
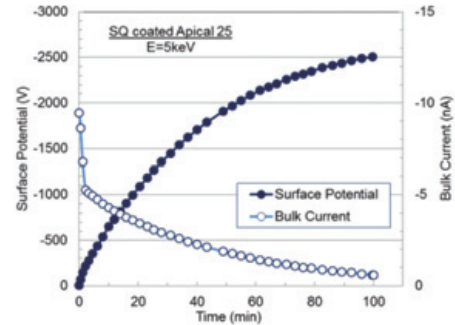


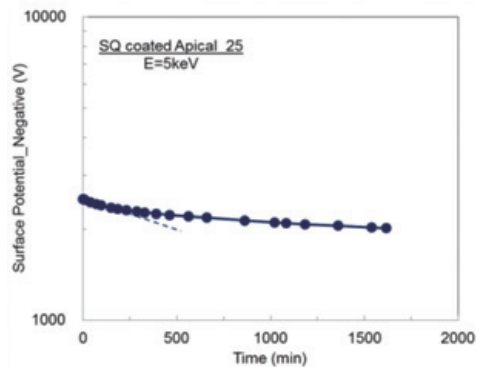
図19 25 μ m Apical の2次電子放出特性

が得られた。この値は、カプトンやUPILEX_Rの場合とほぼ同じである。

次に、この25 μ m厚 Apical にも珪酸素原子性コーティング膜を施し (SQ coated Apical_25)、帯電特性から2次電子放出特性を評価した。図20に $E=5\text{keV}$ での帯電特性を、また、図21に $E=0.3\text{keV}$ の帯電特性を示す。これらの減衰特性から、体積抵抗率を評価すると、 $E=5\text{keV}$ の場合は $5.0 \times 10^{15}\Omega\text{m}$ 、 $E=0.3\text{keV}$ の場合は $3.8 \times 10^{15}\Omega\text{m}$ が得られた。これらのデータから、2次電子放出係数の電子エネルギー依存性を求めると図22が得られた。ただし、図には $E=1.8\text{keV}$ での結果も示し

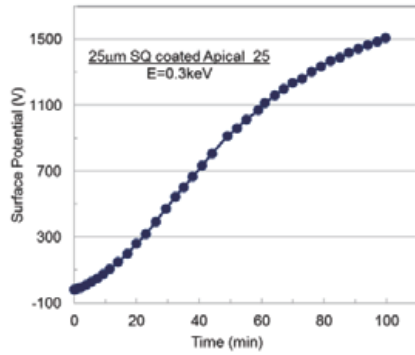


(a) 照射時の帯電特性

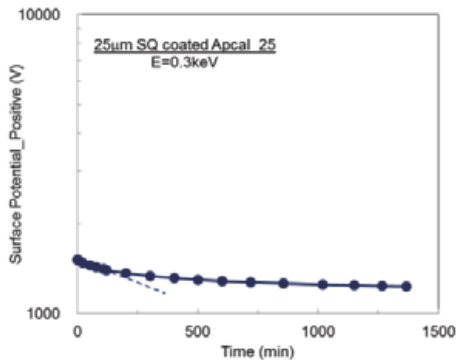


(b) 照射後の電位減衰特性

図20 25 μ m SQ コート Apical に $E=5\text{keV}$ 、 $J_b=0.19\text{nA/cm}^2$ で電子ビームを照射した時の帯電特性



(a) 照射時の帯電特性



(b) 照射後の電位減衰特性

図21 25 μ m SQ コート Apical に $E=0.3\text{keV}$ 、 $J_b=0.09\text{nA/cm}^2$ で電子ビームを照射した時の帯電特性

ている。これは、図21からわかるように、 $E=0.3\text{keV}$ で100分間照射しても飽和電位に達しなかったため、追加で実施したものである。

この図22から、Apical_25にSQコートを施すと、

$$\delta_{max} \doteq 2.5 @ E_{max} \doteq 0.5\text{keV}$$

$$E_{II} \doteq 2.2\text{keV}$$

が得られた。UPILEX_R25の場合と同様に、SQコートを施すと、2次電子放出係数が大きくなり、 E_{II} も高エネルギー側にシフトする。この2次電子放出特性はSQ coated UPILEX_Rの場合とほぼ同じ値で、コート膜が2次電子放出特性を支配していると考えられる。

4. まとめ

宇宙機の熱制御材料として用いられる3種類のアルミ蒸着ポリイミドフィルム、カプトン、UPILEX_RとApicalに対して、宇宙環境プラズマ中の電子流を模擬した低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、その結果から2次電子放出係数と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) カプトンフィルムにおいて、厚さに関係なく2次電子放出係数はほぼ同じである。

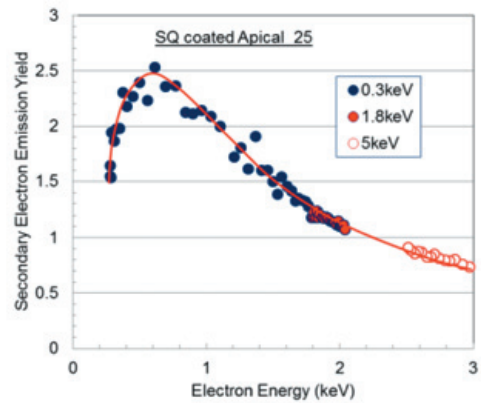


図22 25 μ m SQ コート Apical の2次電子放出特性

- (2) カプトン、UPILEX_R、Apicalは、ほぼ同じ2次電子放出特性を示す。
- (3) UPILEX_RとApicalに耐酸素原子性コーティングを施すと、2次電子放出係数が大きくなり、かつ、2次電子放出係数が1となるエネルギー E_{II} も高エネルギー側にシフトする。

文献

- (1) H. B. Garrett: "The charging of spacecraft surfaces", Rev. Geophys. Space Phys., Vol.19, pp.577-616 (1981)
- (2) 趙・藤井: 「宇宙環境での帯電放電現象についての研究動向と将来課題 第1回 宇宙環境と宇宙機の帯電電位」、日本航空宇宙学会誌、Vol.51、No.591、pp.109-117 (2003)
- (3) 藤井: 「宇宙塵・宇宙帯電と衛星技術」、静電気学会誌、Vol.25、pp.11-18 (2001)
- (4) T. Muranaka, S. Hosoda, J. Kim, S. Hatta, K. Ikeda, T. Hamanaga, M. Cho, H. Usui, O. Ueda, K. Koga and T. Goka: "Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)", IEEE Trans. Plasma Sci., Vol.36, pp.2094-2102 (2008)
- (5) 藤井・奥村・高橋: 「電子ビーム照射による帯電計測から宇宙機表面材料の物性評価について」、第9回宇宙環境シンポジウム講演論文集、pp.119-126 (2012)
- (6) 藤井・奥村・高橋: 「電子ビーム照射による帯電計測から宇宙機表面材料の物性評価について (II)」、第10回宇宙環境シンポジウム講演論文集、pp.89-94 (2013)
- (7) 藤井・大平・奥村: 「宇宙用高分子フィルムの2次電子放出係数と体積抵抗率の同時計測」、第58回宇宙科学技術連合講演会講演集、2F08 (2014)

宇宙用太陽電池カバーガラスの帯電特性評価

○宮本直典・山中直輝・松原貴幸・藤井治久(奈良高専)、大平正道・奥村哲平(JAXA)

1. はじめに

1990年代より、宇宙機単体の大型化、大電力化が顕著になり始めた。宇宙環境には荷電粒子や紫外線などが存在し、これらが宇宙機との相互作用を引き起こし、安定運用に大きな影響を与える。そのため、宇宙機には、電気・電子機器を熱真空環境から保護する目的で宇宙機表面に熱制御材料が取り付けられ、電力源となる太陽電池の表面には放射線などを防ぐためにカバーガラスが取り付けられている。しかし、1997年にアメリカの100Vバス電圧放送衛星Tempo-2において、静止軌道上で発電電力が低下するという事象が確認された。その原因として、プラズマ粒子によるカバーガラス上の静電気放電とそれに基づくアレイ回路の持続放電現象が考えられている¹⁾。そのメカニズムについては十分理解されているとは言えず、太陽電池セルにおける帯電放電現象のメカニズムを解明することが非常に重要な課題となった。また、そのような宇宙機の帯電現象を防止するためには、予め帯電解析する必要がある。わが国においては、宇宙機の帯電解析プログラムMUSCATが開発された²⁾。そのプログラムには、表面材料の各種物性パラメータを予め入力しておく必要があり、その代表的な体積抵抗率や2次電子放出係数の取得が要請されている。著者らは、これまで高分子フィルムのパラメータを取得してきた³⁾が、今回、太陽電池のカバーガラスの二次電子放出特性、体積抵抗率の検討を行ったので報告する。

2. 実験方法

2.1 実験試料

実験試料はARコートカバーガラス単体3種類、ARコートのないカバーガラス単体1種類、シリコン接着剤で貼り付けたカバーガラス1種類である。表1に実験試料の諸元を示す。

図1にCMXカバーガラスを使用した実験試料の構成を示す。カバーガラスは厚さ0.1mmである。表面はARコーティングされている。図1(a)は、カバーガラス単体の特性を評価するため、カバーガラス裏面にアルミ蒸着した試料で、アルミ板に銀ペーストで貼り付けた。図1(b)は、実際のカバーガラスの貼りつけ状態を模擬するため、カバーガラスをシリコン接着剤(Dow Corning Toray, SE9186 clear)⁴⁾を使用してアルミニウム板に貼り付けた試料である。

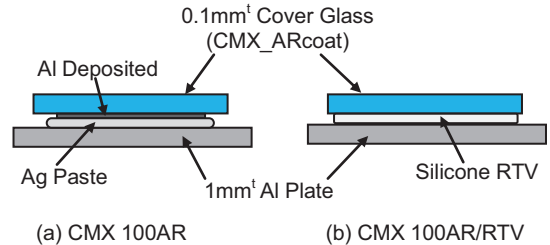


図1 実験試料構成図

表1 実験試料の諸元

試料	カバーガラス厚さ[mm]	ARコート	シリコン接着剤
CMX500AR	0.5	あり	なし
CMX100AR	0.1	あり	なし
CMX100AR/RTV	0.1	あり	あり
CMX100NC	0.1	なし	なし
CMG100AR	0.1	あり	なし

2.2 実験方法

図2に実験系の概略図を示す。

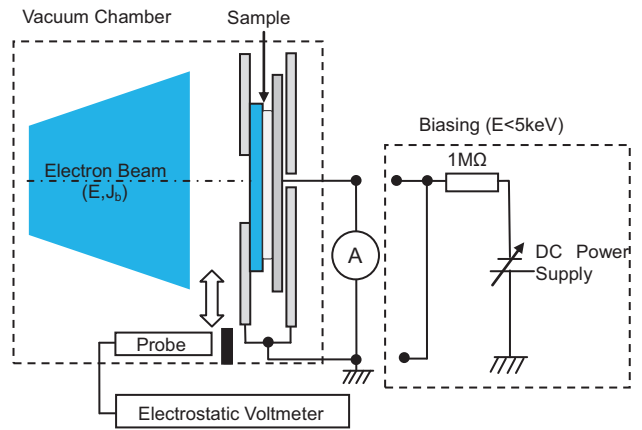


図2 帯電計測実験系概略図

宇宙環境を模擬するため試料を真空チャンバ内に設置し、ロータリーポンプとターボ分子ポンプを使用してチャンバ内の圧力を 1×10^{-6} Torr程度にした。電子銃で加速された電子ビーム(エネルギーE、電流密度 J_b)を試料に照射した。その時の表面電位は、試料上をプローブ(TREK、Model 3455E)で挿引することにより非接触表面電位計(TREK、Model 341B)で測定した。また、試料に流れる電流はペンレコーダ(横河電機、LR8100)で測定した。電

電子ビームのエネルギーE(keV)は 0.2~7keV の範囲で設定し、数分おきに試料の表面電位を測定した。照射時間は10~60分とし、室温にて行った。なお、電流密度 J_b はほぼ一定(0.1nA/cm²)とした。照射領域は、カバーガラスのサイズが 60×43mm² の場合は 18cm²、76.2×37.3mm² の場合は 14cm² である。

E<5keV の場合は、直流電源(菊水電子,PHS10K)を使用して試料に負の DC 電圧をバイアスすることで、試料に照射されるエネルギーを減速させた。

3. 実験結果

3.1 CMX 100AR

まず、カバーガラス単体の特性の例として CMX100AR の結果について述べる。図 3 に E=5keV の時の表面電位と電流の時間特性、図 4 に 0.2keV ~7keV のエネルギーの電子ビームを照射した時の表面電位の時間特性を示す。

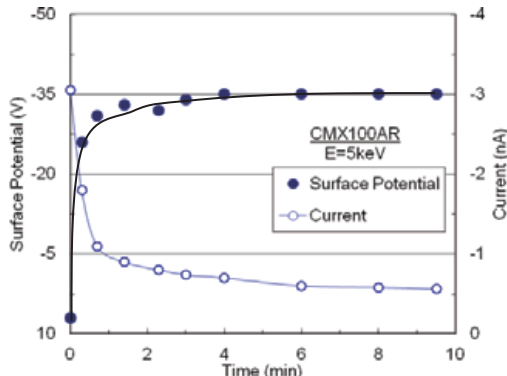


図 3 E=5keV、 $J_b=0.22nA/cm^2$ で電子ビームを照射した時の電流、表面電位の時間特性

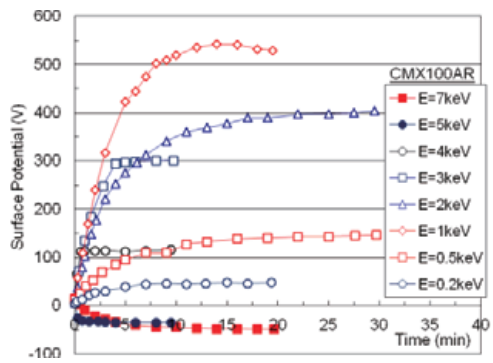


図 4 照射エネルギーを変化させた時の表面電位の時間特性

図 3 より電流は時間と共に急激に減少し、ほぼ一定の値になる。また、表面電位は時間と共に増加し-35V ほどで飽和した。図 4 において、5keV 以上では負に帯電し、4keV 以下では正に帯電することがわかる。そして、負帯電時は照射エネルギーが大きくなるにつれ表面電位が高くなり、正帯電時では照射エネルギーが小さくなるにつれ表面電位が高くなることわかる。

図 5 に飽和表面電位の照射エネルギー依存性を示す。図 5 より正負帯電の閾値エネルギーは約 4.5keV であることがわかった。

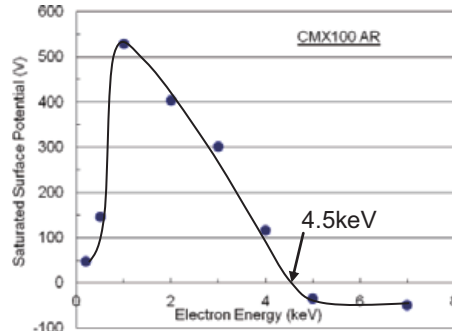


図 5 飽和表面電位の照射エネルギー依存性

次に、図 6 に正帯電時と負帯電時の電子ビーム照射停止後の電位減衰特性の例を示す。

図 6 より負帯電時、正帯電時共に減衰速度が速いことがわかる。また、照射エネルギーE=5keV の時、約 10 分で表面電位が負極性から正極性に変化した。

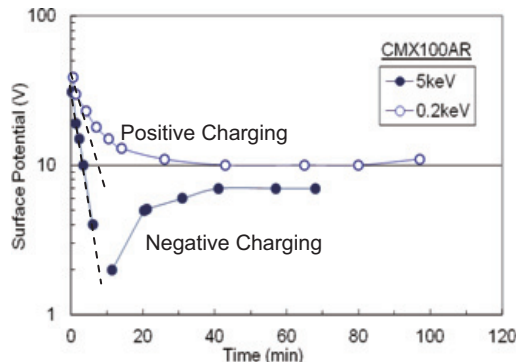


図 6 CMX100AR における電位減衰特性の例

3.2 CMX 100AR/RTV

次に、接着剤 RTV で貼り付けた CMX100AR/RTV の結果について述べる。図 7 に E=5keV の時の表面電位と電流の時間特性、図 8 に各エネルギーの電子ビームを照射した時の表面電位の時間特性を示す。

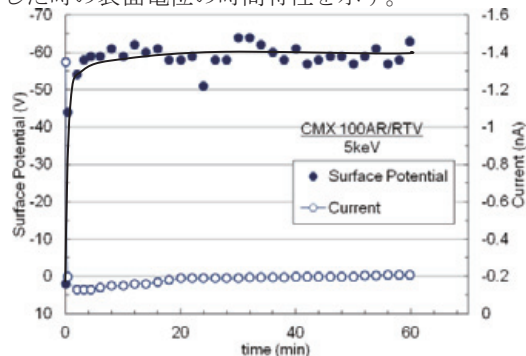


図 7 E=5keV、 $J_b=0.08nA/cm^2$ で電子ビームを照射した時の電流、表面電位の時間特性

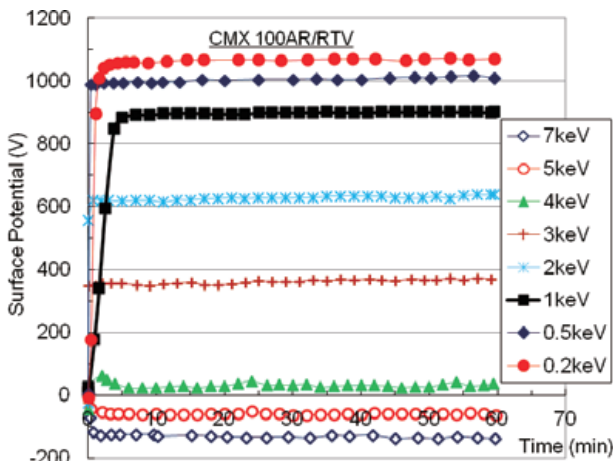


図8 照射エネルギーを変化させた時の表面電位の時間特性

図7より電流は時間と共に急激に減少し、約5分から緩やかに上昇していることがわかる。表面電位は時間と共に増加し-60Vほどで飽和した。図8において5keV以上では負に帯電し、4keV以下では正に帯電することがわかる。そして、負帯電時は照射エネルギーが大きくなるにつれ表面電位が高くなり、正帯電時には照射エネルギーが小さくなるにつれ、表面電位が高くなることわかる。同図の結果から、表面電位60分値の照射エネルギー依存性を示すと図9のようになる。

図9より、正負帯電の閾値エネルギーは約4.5keVであることがわかった。

次に、図10に正帯電時と負帯電時の電位減衰特性を示す。

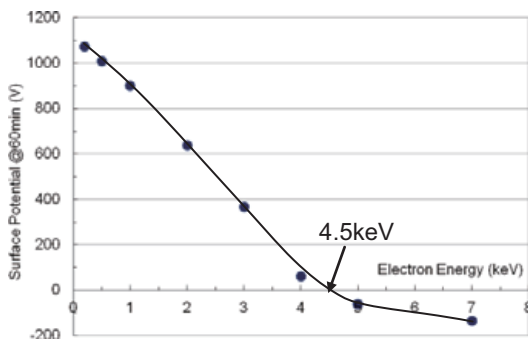


図9 表面電位60分値の照射エネルギー依存性

図10より負帯電時、正帯電時共に図5に示したCMX100ARの電位減衰速度より減衰が遅いことがわかる。また、照射エネルギーE=5keVの時、約170分で表面電位が負極性から正極性に変化した。

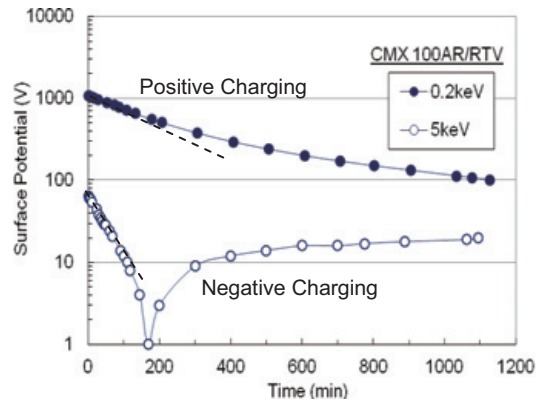


図10 CMX100AR/RTVにおける電位減衰特性の例

4 実験結果の検討

4.1 二次電子放出特性の検討

節3.1と3.2で述べたCMX100ARとCMX100AR/RTVの飽和電位の照射エネルギー依存性において、いずれもE≒4.5keVにおいて表面電位が0になるということがわかった。このエネルギーの電子を照射すると、帯電が生じない。このことは、入射電子数に対して放出する二次電子の数が等しいことを示している。つまり、このE≒4.5keVが、二次電子放出係数が1になるエネルギーであることを示している。

次に、厚さ0.5mmのCMX500ARの飽和表面電位の電子エネルギー依存性を図11に示す。これよりCMX500ARの閾値エネルギーも約4.5keVであることがわかる。

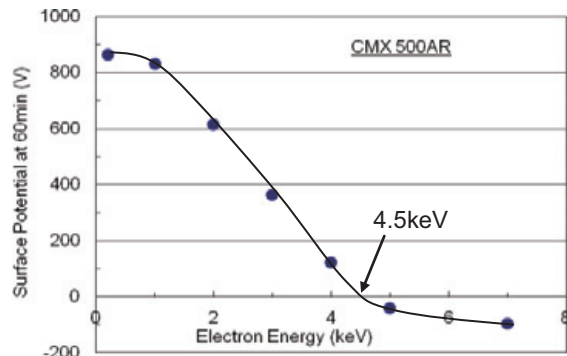


図11 $J_b \approx 0.1 \text{ nA/cm}^2$ の条件におけるCMX500ARの飽和表面電位の照射エネルギー依存性

次の図12にARコートのないCMX100NCの飽和表面電位のエネルギー依存性を示す。CMX100NCの閾値エネルギーも約4.5keVであり、CMX100AR、CMX500ARとほぼ同じであることがわかる。ただ、正帯電時、図5に示したCMX100ARに比べると表面電位が小さいことがわかる。このことは、ARコートが二次電子を放出しや

すくしていると考えられる。

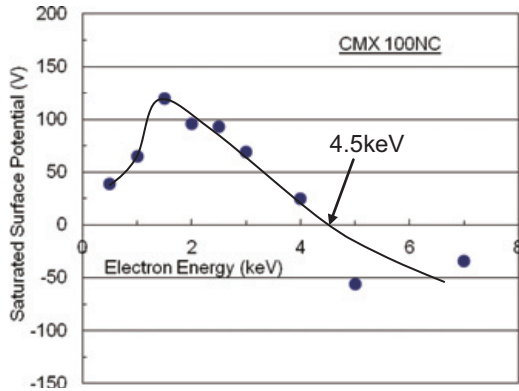


図 12 $J_b \doteq 0.1 \text{ nA/cm}^2$ の条件における CMX100NC の飽和表面電位の照射エネルギー依存性

次の図 13 に CMG100AR の飽和表面電位のエネルギー依存性を示す。図 13 より CMG100AR の閾値エネルギーは約 4.8keV であり、若干 CMX よりも高いエネルギーとなり、閾値エネルギーは母材の影響を受けると考えられる。

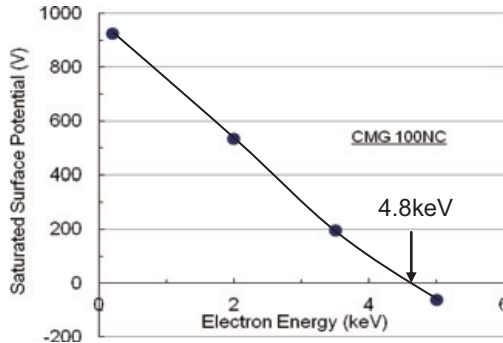


図 13 $J_b \doteq 0.1 \text{ nA/cm}^2$ の条件における CMG100AR の飽和表面電位の照射エネルギー依存性

4.2 体積抵抗率の評価

次に電位減衰特性の結果から体積抵抗率を検討する。一般に表面電位 V_s の減衰は次式で表される。

$$V_s = V_0 \cdot \exp\left[-\frac{t}{\tau}\right] \tag{1}$$

(1)式において、 V_s は減衰時の表面電位(V)、 V_0 は電位初期値(V)、 t は減衰中の時間(sec)、 τ は減衰時定数(sec)を示している。この時定数 τ は次式で表される。

$$\tau = \epsilon_0 \epsilon_r \cdot \rho_v \tag{2}$$

(2)式において、 ϵ_0 は真空の誘電率($=8.85 \times 10^{-12} \text{ F/m}$)、 ϵ_r は各カバーガラスにおける比誘電率、 ρ_v は体積抵抗率である。また、各カバーガラスの比誘電率 ϵ_r は LCR メ

ータ(Agilent U1733C)を使用して測定した。表 2 に各カバーガラスの比誘電率 ϵ_r を示す。また、シリコン接着剤の比誘電率は $\epsilon_{9186} = 2.7$ である⁵⁾。

表 2 各カバーガラスの比誘電率

カバーガラス	比誘電率
CMX500AR	9
CMX100AR	9
CMX100NC	10
CMG100AR	8.6

シリコン接着カバーガラスはカバーガラスと接着剤の二重構造であるため複合誘電体として考えることができる。(3)式に複合誘電体の比誘電率を表わす式を示す。

$$\epsilon_r = \frac{\epsilon_1 \epsilon_2 (d_1 + d_2)}{\epsilon_2 d_1 + \epsilon_1 d_2} \tag{3}$$

(3)式において、 ϵ_1 はカバーガラスの誘電率、 ϵ_2 は接着剤の誘電率、 d_1 はカバーガラスの厚さ、 d_2 は接着剤の厚さである。

なお、CMX100AR/RTV の接着剤の厚さは 0.45mm であり、(3)式より比誘電率は 3.1 である。

これらの式を使って、各カバーガラスの表面電位減衰特性から、体積抵抗率を評価し、照射エネルギーの関数として表わすと図 14 のようになる。図 14 中には、RTV 単体の体積抵抗率の測定値を示している。

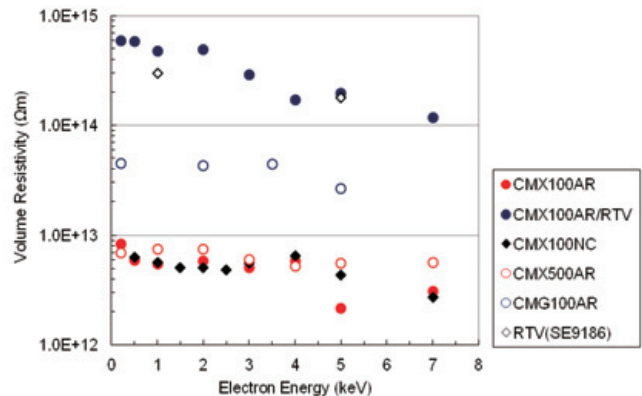


図 14 各試料での体積抵抗率の照射エネルギー依存性

図 14 から各試料の体積抵抗率は各照射エネルギーに対してほぼ一定である。

CMX 100AR/RTV は CMX 100AR より約 2 桁大きいことがわかる。この抵抗値は接着剤単体の体積抵抗率とほぼ等しいので、接着剤の体積抵抗率による影響であると考えられる。

CMX500AR と CMX100AR の体積抵抗率はほぼ同じ $(5 \sim 7) \times 10^{12} \Omega \text{ m}$ であることがわかる。このことは、体積抵抗率は厚さによらないと考えられる。

CMX100NC の場合も各照射エネルギーに関係なく体積抵抗率は約 $6 \times 10^{12} \Omega \text{m}$ である。このことは、体積抵抗率は AR コートの影響を受けないと考えられる。

しかしながら、CMG100AR の体積抵抗率は約 $4 \times 10^{13} \Omega \text{m}$ であり、CMX100AR より 1 桁ほど大きい。これは、ガラス組成が異なるためであると考えられる。

最後に図 15 に、CMX100AR の体積抵抗率を各照射エネルギーでの飽和表面電位の関数として示す。

体積抵抗率は表面電位に対してほぼ一定であることがわかる。そのため、体積抵抗率はバルク電界強度による影響がないと考えられる。

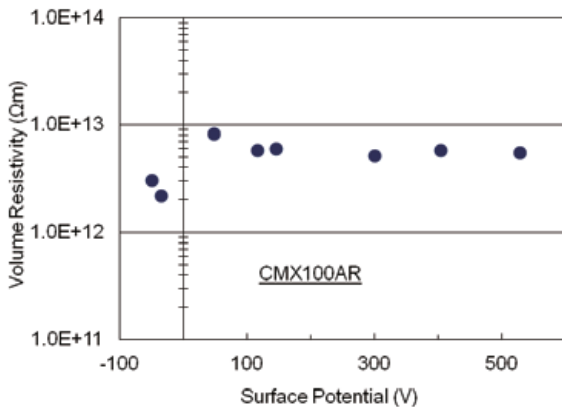


図 15 CMX100AR における体積抵抗率の表面電位特性

5 まとめ

本研究では AR コーティングされたカバーガラス 3 種類、コーティングされていないカバーガラス 1 種類、シリコン接着剤を貼り付けたカバーガラス 1 種類の帯電特性を 7keV 以下の電子ビームを照射し、照射中の帯電特性と照射後の電位減衰特性から二次電子放出特性と体積抵抗率の検討を行った。その結論を以下に示す。

- (1)カバーガラス単体においては、CMX では二次電子放出係数が 1 になる照射エネルギーは約 4.5keV で、CMG では約 4.8keV である。
- (2)AR コートは二次電子を放出しやすくしている。
- (3)CMX100AR と CMX500AR の体積抵抗率は $(5 \sim 7) \times 10^{12} \Omega \text{m}$ であり、厚さによる影響をほぼ受けないと考えられる。
- (4)CMX100NC の体積抵抗率は約 $6 \times 10^{12} \Omega \text{m}$ で CMX100AR とほぼ同じであり、AR コートの影響を受けないと考えられる。
- (5)CMX100AR/RTV は CMX100AR より体積抵抗率は約 2 桁大きい。このことは、接着剤の体積抵抗率が支配的であると考えられる。
- (6)CMG100AR の体積抵抗率は約 $4 \times 10^{13} \Omega \text{m}$ であり、CMX100AR より約 1 桁大きい。これは、ガラス組成が異なるためと考えられる。

- (7)体積抵抗率はバルク電界強度による影響がない。

参考文献

- 1)趙孟佑・藤井治久：『宇宙環境での帯電・放電現象についての研究動向と将来課題』,第 2 回宇宙環境と宇宙機の帯電電位』,日本航空宇宙学会誌,51 巻,592 号,pp139~145(2003)
- 2)趙孟佑：『宇宙太陽光発電の高電圧化に向けた課題』,電気学会誌, 121 巻, 6 号, pp.381~383(2001)
- 3)T.Muranaka, S.Hosoda, J.Kim, S.Hatta, K.Ikeda, T.Hamanaga, M.Cho, H.Usui, O.Ueda, K.Koga and T.Goka : "Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)",IEEE Trans. Plasma Sci., Vol.36, pp.2094-2102(2008)
- 4)藤井・奥村・高橋：『電子ビーム照射による帯電計測から宇宙機表面材料の物性評価について』,第 9 回宇宙環境シンポジウム講演論文集, pp.119-126(2012)
- 5)Dowcorning Toray, "Electronics- Silicone- Catalog 2010"

3次元PICシミュレーションを用いた大気吸入型イオンエンジン放電室内部におけるプラズマ生成解析

川口伸一郎¹、白井英之^{2*}、三宅洋平²、安河内翼³、福田雅人⁴、横田久美子¹、田川雅人¹

¹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

²神戸大学大学院システム情報学研究科 兵庫県神戸市灘区六甲台町1-1

³神戸大学工学部機械工学科 兵庫県神戸市灘区六甲台町1-1

⁴神戸大学工学部情報知能工学科 兵庫県神戸市灘区六甲台町1-1

Email: h-usui@port.kobe-u.ac.jp

*Corresponding Author

In order to operate a satellite in sub-low earth orbit (sub-LEO), it is required to design an optimum ion engine to compensate the drag of the upper atmosphere. The air breathing ion engine (ABIE) is one of promising candidates for such an ion engine. However, the optimum design rule has not been established. Because ground experiments are difficult for ABIE, numerical simulation is a useful approach for the development. In this study, in order to establish a useful guideline for designing ABIE, we perform particle simulations to examine plasma discharge in the ABE chamber by using the electromagnetic spacecraft environment simulator (EMSES), particularly focused on electron acceleration process via electron cyclotron resonance.

1. 緒言

近年、軌道投入の容易性や観測データの高分解能化、衛星の小型化が可能である等の理由から、従来よりも低高度領域である超低地球周回軌道(Sub-LEO)での衛星運用に関心が高まっている。Sub-LEOにおいて長期間衛星を運用するには、希薄大気による衛星への大気抵抗を無視できない。大気抵抗を補完するためには何らかの推進装置を定常的に作動させることが必要不可欠となる。現在は抵抗を補完する推進装置として、電気推進器の中でもその比推力が高いイオンエンジンが用いられている。しかしながら、イオンエンジンは推進剤としてXeを携行する必要がある、Xe携行量が衛星寿命を決定する。この制限はスケール効果により超小型衛星で顕著な問題となる(大気抵抗は衛星サイズに対して2乗に比例するが、推進剤タンク容量は3乗に比例する)。この問題を克服するために軌道上の希薄大気を推進剤として利用する大気吸入型イオンエンジン(ABIE)が西山によって提案されている[1]。

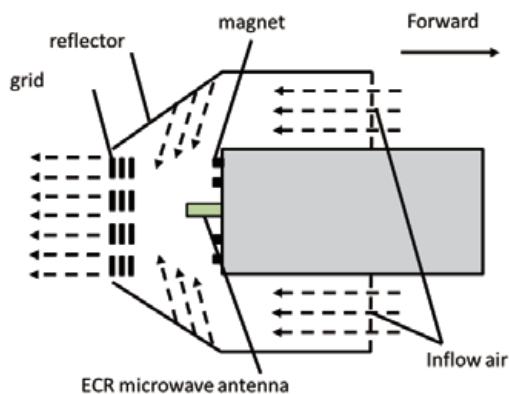


Fig. 1 Schematic drawing of the ABIE proposed by Nishiyama [1].

Fig. 1にABIEの模式図を示す。ABIEを実用化およびミッション成立可能高度領域の拡大にあたっては、ABIE内のイオン生成効率の向上が必要不可欠である。しかしながら、Sub-LEO領域での中性ガス環境を地上で再現することが困難であることから実験的アプローチは極めて困難である[2]。

そこで本研究では宇宙プラズマ中における物理現象の解析を行う計算機実験コードEMSES (Electromagnetic Spacecraft Environment Simulator) [3]を用いてエンジンの放電室内の現象をモデル化し、イオン生成効率の向上を目指した。本報告では放電室内でのECR(Electron Cyclotron Resonance)と電子・中性粒子衝突によるプラズマ生成現象をシミュレーションにより再現し、ABIEの最適設計指針を得ることを目標としている。

2. モデル化

本研究ではABIE放電室内のプラズマ生成現象を、中性粒子-電子間衝突、マイクロ波アンテナ、ダイポール磁場、金属境界によるマイクロ波反射の4つの要素に分けてモデル化を行った。

2.1 中性粒子と電子の衝突

本シミュレーションでは中性粒子自体のダイナミクスを解き進めることはせず、中性粒子は入力パラメータで規定された密度で背景に存在すると仮定する。この仮定の下、電子の衝突断面積に基づいて衝突の判定を行った[4]。電子ビームがほとんど衝突することなく中性粒子の気体中を通過する場合を考える。電子ビーム強度を I_1 、中性粒子密度を n_2 、ビーム進行方向をx軸とする。ビームが微小距離 dx 進む間に起こる衝突回数 I_1 は、 dx および n_2 に比例し、衝突した分だけ強度が減るので

$$dI_1 = -\sigma I_1 n_2 dx \quad (2-1)$$

と記述できる。ここで σ は衝突断面積である。衝突断面積より電子の微小時間 Δt あたりの衝突確率 P_i は、入射粒子の速度を v_i 、座標 x_i における中性粒子の密度を $n_i(x_i)$ として

$$P_i = 1 - \exp(-\Delta t v_i \sigma n_i(x_i)) \quad (2-2)$$

となる。ここで σ の電子衝突エネルギー依存性については実測データを用いた[4]。

2.2 マイクロ波アンテナ

マイクロ波アンテナは2本の長さ5グリッドの直線状のワイヤを組み合わせたダイポールアンテナを仮定した。ワイヤ間の2グリッド分の空隙に正弦波の電界を与えることで給電点とした。シミュレーションにおいてアンテナは波長に比べて十分細いため太さを無視した完全導体で構成されているものとし、中心軸に沿って電界を0としてモデル化した。

2.3 ダイポール磁場

磁場モデルとして地球磁場に代表されるダイポール磁場を用いた。ダイポール磁場は、磁場中心からの位置ベクトル r を用いて式(2-3)で定式化できる[4]。

$$\mathbf{B}_{dipole} = (3 \times \frac{m_d r}{r^5} \cdot \mathbf{r} - \frac{m_d}{r^3}) \quad (2-3)$$

ただし m_d はダイポールの南北方向および強度を定義するダイポールモーメントベクトル、 r は中心からの距離である。例として、 y 軸に南北方向を持つダイポールモーメントベクトル $m_d = (0, m_d, 0)$ の磁場を考える。磁場中心からの位置ベクトルにおける磁場は、式(2-3)に $m_d = (0, m_d, 0)$ を代入すると

$$\mathbf{B}_{dipole} = m_d (3 \times \frac{e_y r}{r^5} \cdot \mathbf{r} - \frac{e_y}{r^3}) \quad (2-4)$$

さらに $r = (x_p, y_p, z_p)$ として、 $\mathbf{B}_{dipole} = (B_x, B_y, B_z)$ の各成分を展開すると

$$B_x = m_d \left(3 \times \frac{z_p x_p}{r^5} \right) \quad (2-5)$$

$$B_y = m_d \left(3 \times \frac{z_p^2 y_p}{r^5} - \frac{1}{r^3} \right) \quad (2-6)$$

$$B_z = m_d \left(3 \times \frac{z_p^3}{r^5} \right) \quad (2-7)$$

となる。この磁場をEMSESのプラズマダイナミクスへ反映させるためシミュレーション空間内の全プラズマ粒子位置における磁場を計算し、式(2-8)に示す粒子各々の運動方程式において \mathbf{B}_{dipole} の寄与を考慮することにより、ダイポール磁場のモデル化を行った。

$$\frac{dv}{dt} = \frac{q}{m} (\mathbf{E} + \mathbf{v} \times (\mathbf{B} + \mathbf{B}_{dipole})) \quad (2-8)$$

2.4 金属境界によるマイクロ波の反射

ABIE 放電室内部におけるプラズマ生成では放電

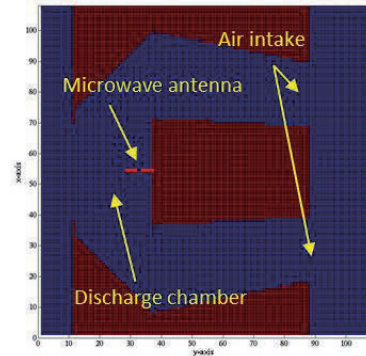


Fig.2 Visualization figure of the metal structure flag at z=54

室内部におけるマイクロ波の挙動を利用する事が重要である。実際の放電室内部においてはアンテナから出されたマイクロ波が伝播し、放電室壁で吸収・反射を引き起こす。この時の反射波と入力波の関係性について検証することが、プラズマ生成に大きな相関性を持つため、放電室壁におけるマイクロ波の反射機能を数値的に模擬した。シミュレーション空間において金属構造は格子点に定義された金属フラグによって定義される。Fig. 2にABIEの金属構造フラグの可視化図を示す。ある格子点における金属フラグの値が1であれば、その格子点に定義されている電界が毎ステップごとに更新される際0に書き換えられ、格子点に到達した電磁波は固定端反射で反射される。

3.平面波シミュレーション

ABIEの構造をモデル化した実機シミュレーションを行う前に、金属境界でのマイクロ波の反射による干渉がイオン生成効率に与える影響を分析するため、現象を単純化した平面モデルでのシミュレーションを行った。Fig. 3に平面波シミュレーションモデルを示す。1辺108グリッドの立方体シミュレーション空間の $x=54$ の yz 平面をマイクロ波発振平面として周波数3GHz、波長20グリッドのマイクロ波を発振する。この平面を中心として間隔 L を開けた2つの立方体の金属構造を上下に定義する。シミ

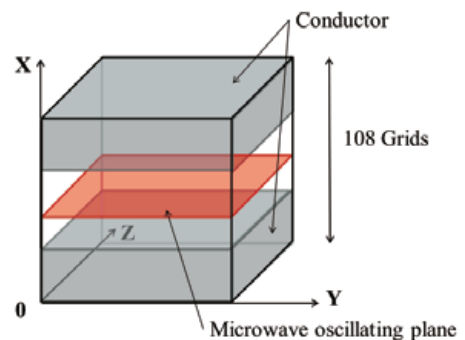


Fig.3 Computational model used in the plane wave simulation

Table 1 Simulation parameters used in this study

Parameter	value
Time step (Δt)	1.7E-12 s
Grid spacing (l)	5E-3 m
Initial electron density (n_e)	1.7E6 /m ³
Initial electron velocity (v_e)	0 eV
Collision frequency (ν')	4×10 ⁻² /s
Power frequency (f)	4.25 GHz
Wave length (λ)	70 mm
Power (P)	35 w
Magnetic force (m_d)	1.7 T
Radius of metal mesh (R)	10, 20 mm

シミュレーション空間には z 方向に 0.027 T の一様磁場が定義されている。詳細なシミュレーションパラメータを Table 1 に示す。

このシミュレーションモデルを用いて金属境界でのマイクロ波反射による干渉が、放電室内部における電子の加速に与える影響を分析するため、金属構造の間隔 L と波長 λ の比をパラメータとして電磁場エネルギーを比較するシミュレーションを行った。Fig. 4 に 4,000 step におけるシミュレーション空間内の電磁場エネルギーを計算した結果を示す。Fig. 4 から金属構造の間隔 L が半波長の整数倍である位置において入射波と金属境界で反射されたマイクロ波が干渉して定常波となるため、空間内でのマイクロ波電界強度が上昇することがわかった。したがってこのような場合において電子がより効率よく加速されることが明確に示されているおり、イオン生成効率の向上の可能性が示唆されている。

4.実機モデルシミュレーション

坪井による先行研究を基に実機モデルシミュレーションを行った[5]。先行研究で用いられた試作機の写真を Fig. 5 に示す。平面波シミュレーションで得られた結果に基づき、放電室内部に金属メッシュをを導入することで、マイクロ波の強め合いを能動

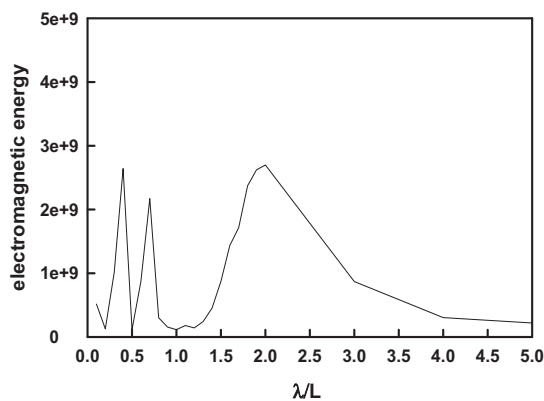


Fig4. Electromagnetic energy distribution as a function of λ/L

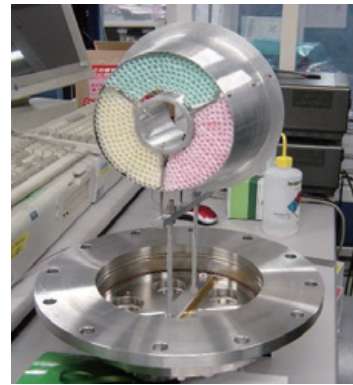


Fig. 5 Photograph of the prototype of ABIE used in the previous experiment [5]

的に起こすことを想定したシミュレーション解析を実施した。シミュレーション空間は 1 辺 108 グリッド(108 mm)の立方体として定義した。アンテナはシミュレーション空間の(x, y, z) = (54, 32, 54)において y 方向に定義し、波長 $\lambda=70$ mm、周波数 $f=4.25$ GHz のマイクロ波を発振する。磁場配置は、1.7 T の磁束密度を持つ 24 個の磁石をシミュレーション空間の(x, y, z) = (54, 32, 54)を中心として xz 平

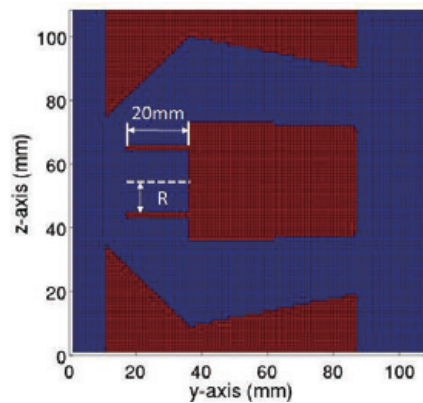


Fig. 6 Simulation model of ABIE with metal mesh reflector in yz plane

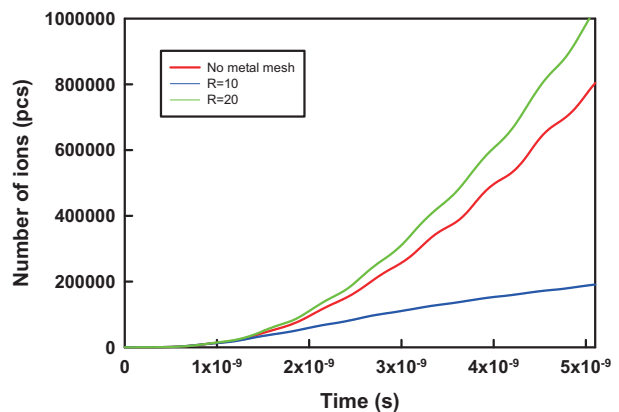


Fig. 7 Number of generated ions with time. Red: without metal mesh, Blue: with metal mesh reflector at R=10 mm and Green: with metal mesh reflector at 20 mm

面に半径 $r=7, 15 \text{ mm}$ を持つ円の円周上に等間隔に配置した。金属メッシュの円筒は、電子・イオンは反射せずにマイクロ波のみを反射する境界として、Fig. 6 に示すように高さ 20 mm ($y=17\sim 27$)、 $(x, z)=(54, 54)$ を中心とする半径 R の境界として定義した。金属メッシュの効果を検証するため、金属メッシュの有無と位置 (半径 $R=10, 20 \text{ mm}$) の 3 通りのシミュレーションを行った。シミュレーション空間内の金属境界モデル図を Fig. 6 に、シミュレーションパラメータは Table 1 に示されている。Fig. 7 に 3 つの条件での累積イオン生成数の時間変化を示す。 $R=20 \text{ mm}$ の金属メッシュを導入した場合にはイオン生成効率の改善を確認することができたが、 $R=10 \text{ mm}$ の場合においてはイオン生成効率が逆に低下する傾向が示された。放電室内部に

おける電子分布を比較するため、それぞれの条件で $t=1.2 \times 10^{-9} \text{ s}$ 、 $x=54 \text{ mm}$ の yz 平面における電子密度分布を可視化した結果を Fig. 8 に示す。 $R=10 \text{ mm}$ の金属メッシュを導入した場合には、シミュレーション開始時には一様分布であった電子が、 $t=1.2 \times 10^{-9} \text{ s}$ では金属メッシュの内側の領域では磁場に捕捉されている僅かな電子を除きほとんど存在していない。これはアンテナから放出されるマイクロ波がアンテナ近傍の電子をメッシュ外へと移動させてしまうため、メッシュ内部にイオンを生成するための十分な電子密度が存在しなくなることが原因であると考えられる。

一方、 $R=20 \text{ mm}$ の場合には放電室に設置したメッシュ内のアンテナから離れた ECR 層において電子が集積している様子が示されている。 $R=20 \text{ mm}$ の場合では金属メッシュ内にマイクロ波が金属境界で反射し放電室内においてマイクロ波の干渉しているため放電室内部の電磁場エネルギーが高くなり、メッシュのない場合に比べてイオン生成数が増大したものと考えられる。

5. 考察

実際のイオンエンジンとして採用実績のあるマイクロ波の周波数帯は、 $2.45\sim 4.5 \text{ GHz}$ であり波長は約 $12\sim 6.7 \text{ cm}$ である。本研究室で試作機として考えている大気吸入型イオンエンジンは 6 cm 級のサイズであり、放電室内においてマイクロ波を十分に利用するためには、放電室内にメッシュ等を作成し、マイクロ波を利用する最適な条件を設定することが、実機製作に向けては非常に重要である。またこの他に中性ガスリフレクター形状を最適化することにより放電室内における中性ガス分子分布を最適化することも重要である。中性ガス分子の固体表面での反射・散乱現象は複雑であり、表面へのエネルギー移動効果、拡散効果、多重衝突効果等を考慮する必要がある[6]。さらに金属製中性ガスリフレクターはマイクロ波の反射効果も併せ持つため、最適なリフレクター形状を決定することは設計上、非常に重要である[7]。

6. 結言

大気吸入型イオンエンジン開発にむけて、放電室内においてマイクロ波の干渉によるプラズマ生成効率の受ける影響について検証するために 3 次元粒子シミュレーションを行った。平面波シミュレーションで得られた結果より放電室径とマイクロ波波長を最適化することにより、マイクロ波による電子へのエネルギー伝達効率が改善される可能性が指摘された。実機シミュレーションにおいても、平面波シミュレーションと同等の傾向が見られたが、マイクロ波閉じ込め用メッシュの半径とマイクロ波の波長には最適化が必要である可能性が指摘された。

参考文献

[1] 西山和孝：大気吸入型イオンエンジンの検討、

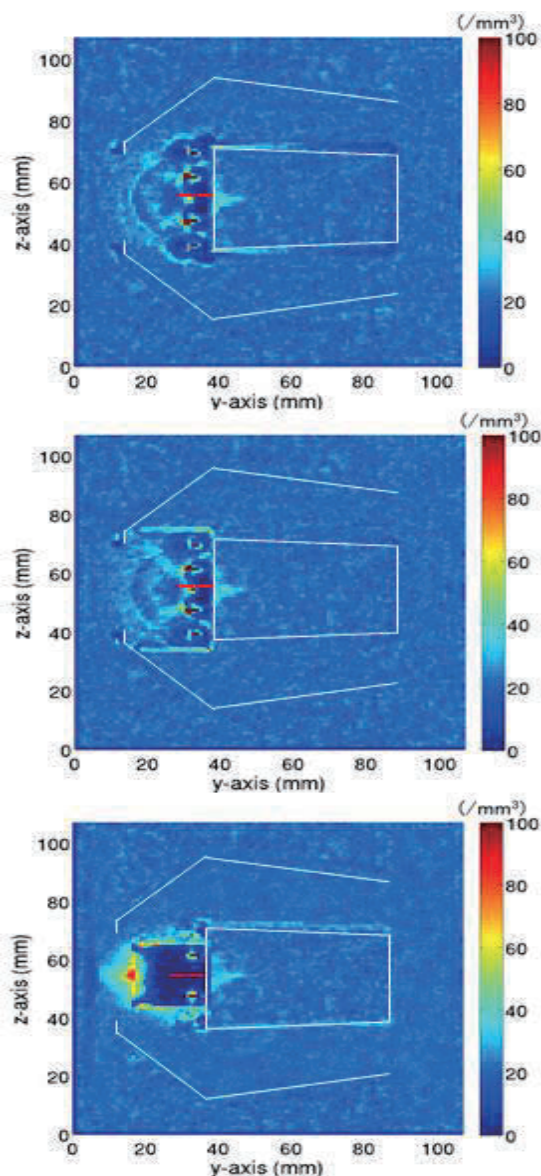


Fig. 8 Density distributions of electrons in yz plane at $x=54 \text{ mm}$, $t=1.2 \times 10^{-9} \text{ s}$, (a): without metal mesh reflector, (b): with metal mesh reflector at $R=20 \text{ mm}$ and (c): with metal mesh reflector at $R=10 \text{ mm}$

宇宙技術 Vol.4, (2005), pp.21-27.

- [2] Tagawa M., Nishiyama K., Yokota K., Yoshizawa Y., Yamamoto D., Tsuboi T., Kuninaka H.: Experimental Study on Air Breathing Ion Engine using Laser Detonation Beam Source, J. Propulsion and Power, Vol.29 (2013) pp.501-506.
- [3] Miyake Y., Usui H.: New electromagnetic particle simulation code for the analysis of spacecraft-plasma interactions, Phys. Plasmas Vol. 16 (2009) 062904.
- [4] Vahedi, V., Surendra M.: A Monte Carlo collision model for the particle-in-cell method, applications to argon and oxygen discharges, Computer Physics Communications, Vol. 87 (1995) pp.179-198.
- [5] 坪井堯甫 : 神戸大学卒業論文 (2011) .
- [6] Minton T. K., Tagawa M., Nathanson G. M.: Energy accommodation in hyperthermal gas-surface collisions: relevance to aerobraking in planetary atmospheres, J. Spacecraft Rockets, Vol. 41, No. 3 (2004) pp.389-396.
- [7] 本山貴仁 : 神戸大学大学院修士論文 (2014).

小惑星探査機「はやぶさ」におけるイオンエンジン中和不良時の宇宙機帯電解析

○村中崇信（中京大），星賢人，小嶋浩嗣，山川宏（京大生存圏），細田聡史，西山和孝（JAXA）

Charging Simulation for HAYABUSA Spacecraft under Lack of Neutralization on Ion Thrusters
Takanobu Muranaka (Chukyo Univ.), Kento Hoshi, Hirotsugu Kojima, Hiroshi Yamakawa (RISH, Kyoto Univ.), Satoshi Hosoda, and Kazutaka Nishiyama (JAXA)

Key Words: Charging Simulation, Spacecraft Contamination, Ion Engine, HAYABUSA spacecraft

Abstract

We had observed rapid increase of spacecraft contamination on HAYABUSA spacecraft at the time when lack of neutralization on its ion thrusters had occurred. It is considered that spacecraft charging at that time had attracted the charged particles and had enhanced the surface contamination. A numerical code for charging analysis has been developing to estimate the return currents as a function of the spacecraft potential in ion thruster operation for HAYABUSA. The estimation will clarify the contributions of charged and neutral particles to the contamination data obtained by the spacecraft. In this paper, we introduce the present status of the development of the code and preliminary charging analysis for HAYABUSA with ion beam emission by using the code.

1. はじめに

宇宙機表面への粒子付着による汚染（以後、宇宙機汚染）は宇宙空間に暴露する宇宙機材料の劣化や、電子機器等の性能低下をもたらす可能性があるため、その評価は宇宙機設計において重要である。特に電気推進機を搭載した宇宙機では、太陽電池パネルの汚染による発電電力低下や、放熱パネルの汚染による放熱量低下などが予想され、推進機システムに複合的に影響を及ぼすことが懸念される。

宇宙機汚染の汚染源は、真空中に暴露された表面材料からのアウトガスがひとつの汚染源となるが、電気推進機では放出されるプラズマに起因する荷電粒子もその汚染源となる。例えば定常作動中のイオンエンジンでは、イオンビームと中和器電子から成る排気プラズマが形成されるが¹⁾、この排気プラズマ中では、イオンビームと漏れ出た推進材ガスとの電荷交換により、低エネルギーの電荷交換イオンが生成される。この電荷交換イオンは熱的に拡散するため、宇宙機構体側に拡散する電荷交換イオンは宇宙機表面を汚染することになる。これまでに、イオンエンジン定常作動時における排気プラズマ中の電荷交換イオン生成とこれによる汚染量評価は数値シミュレーションにより実施されている²⁻³⁾。

ところで、小惑星探査機「はやぶさ」の推進機にはイオンエンジン「 $\mu 10$ 」4式から構成されるイオンエンジンシステム（IES）が搭載された。「はやぶさ」IES 定常作動時の排気プラズマ中の電荷交換イオン生成は、打上げ前に数値シミュレーションで評価されていたが⁴⁾、打上げ後の運用では、搭載された汚染量モニタによる汚染量計測が実施された⁵⁾。この測定により、「はやぶさ」IES 運用中の汚染量データが評価されているが、運用期間中に発生したイオンエンジン1式の中和不良時には、汚染の急激な亢進が確認されている。後述する様に、このとき見られた汚染の亢進は「はやぶさ」に発生した宇宙機帯電により宇宙機に引きつけられた荷電粒子による表面汚染量の増加であると考えられている。

本研究では、ここで見られた宇宙機汚染量の亢進に着目し、測定された汚染量データから電氣的に中性な粒子と荷電粒子による表面汚染それぞれを区別する評価手法を開発することを目標にする。そのために、数値シミュレーションによりイオンエンジンの中和不良時における宇宙機帯電解析を行い、宇宙機帯電状態における荷電粒子による宇宙機汚染量評価手法を検討する。宇宙機汚染量計測は、「はやぶさ」後継機の「はやぶさ2」運用においてもQCMセンサーによる計測⁶⁾が実施予定であり、本研究で得られた知見は今後の「はやぶさ2」運用で取得される汚染

量データの評価にも貢献するものとする。以降では、はじめに、「はやぶさ」運用における宇宙機汚染計測と取得されたデータについて述べる。次に、イオンエンジン中和不良発生時の宇宙機帯電について説明した後、数値シミュレーションツールの開発状況とイオンビーム放出における帯電解析結果を報告する。

2. 「はやぶさ」における宇宙機汚染量測定

「はやぶさ」は「 $\mu 10$ 」イオンエンジンを4式搭載しており、通常これらのうち3式が同時運転された。イオンエンジン運転中の宇宙機表面汚染量を測定するために、太陽電池式汚染量センサー2式が図1に示すようにスラスタ出口近傍に搭載され、「はやぶさ」運用中の汚染量が測定された。これらは太陽指向方向に設置された大きさ3.5 cm x 7.0 cmの太陽電池であり、センサー表面の汚染量は、初期状態に対するセンサーの発電電力の変化量から相対的に算出することができる⁵⁾。図2にこの方法で算出した、

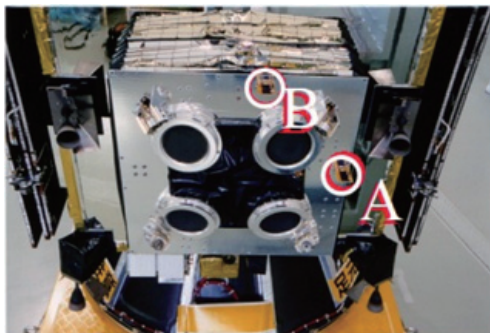


図1：「はやぶさ」イオンエンジンシステムと搭載された汚染量センサー（図中AおよびB）。

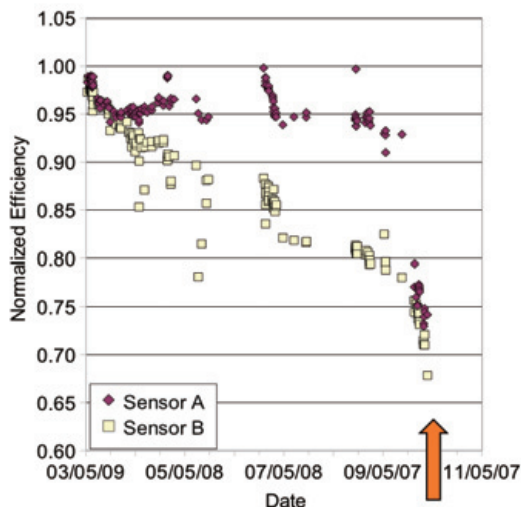


図2：汚染量センサー測定データ抜粋⁵⁾。IES 中和不良発生時をブロック矢印で示す。

「はやぶさ」運用中における汚染量の時間履歴を示す。ここで、図中縦軸は初期状態に対する太陽電池センサーの発電効率を示しているが、この低下がすなわち汚染量の増大を示している。図2から、以下の事実が確認出来る⁵⁾。

- 1) センサーA, Bで汚染量に有為な差がある
- 2) 図中矢印付近の日時以降、汚染量が大幅に増加
 - 1) はセンサー設置場所に起因する問題、すなわち設置場所周辺材料から放出されたアウトガスによる汚染の多寡が要因であると考えられている。
 - 2) は宇宙機電位の変動に伴う荷電粒子による汚染の充進と考えられている。図中矢印で示す日時では、運転中のイオンエンジン1式にイオンビームを中和する電子源の不具合が発生しており、「はやぶさ」構体からのイオンビーム放出過剰となった。この結果、宇宙機帯電により「はやぶさ」構体電位が大きく負に帯電したと考えられている⁷⁾。これに伴い、宇宙環境プラズマや排気プラズマ中で生成される電荷交換イオンなどの、宇宙機周辺に存在する正イオンによる汚染が急激に充進したと考えられるが、完全帯電状態では放出されたイオンビーム自体も宇宙機への戻り電流となるため⁸⁾、汚染に大きく寄与したものと考えられる。「はやぶさ」運用で得られた、中和不良発生時のIES各コンポーネントの電流瞬時値から算出すると、過剰放出された正味電流値は18 mAとなった。ここでは、スクリーン電流 85.6493 mA, アクセル電流 23.305 mA, 中和器電流 44.0115 mAを使用した。

3. イオンエンジン中和不良時の宇宙機帯電

これまで述べたように、「はやぶさ」に搭載された汚染量センサーによって、IES 定常運転時と中和不良時の宇宙機汚染量が汚染量センサーの初期状態に対する相対値として評価されている。この測定では汚染量の絶対値は得られないものの、汚染量の相対値と宇宙機電位との相関から荷電粒子による宇宙機汚染への寄与分が求まれば、その結果、それ以外の中性ガスによる汚染の寄与分を判定可能であると考えられる。この解析のためには、IES 運用中の宇宙機電位値が必要となるが、「はやぶさ」運用では宇宙機電位の直接測定は実施されていない。

ここで、宇宙プラズマ中においてIES 作動中の宇宙機表面への流入電流のバランスを考えてみる。簡単のため、背景プラズマ電流と光電子およびイオンビームと中和器電子による電流バランスを考えると、宇宙機への正味電流は次のように表される。

$$I_{net}(V_s) = I_e(V_s) + I_B - \{I_i(V_s) + I_{ph}(V_s) + I_{NE} + I_{CEX}(V_s)\} \quad (1)$$

ここで、 V_s : 宇宙機電位、以下は各電流成分でありそれぞれ、 I_{net} : 宇宙機への正味電流、 I_e : 背景電子、 I_i : 背景イオン、 I_{ph} : 光電子、 I_B : イオンビーム、 I_{NE} : 中和電子、 I_{CEX} : 電荷交換イオンである。式(1)において電流の符号は陽に示されている。

中和不良時の IES においては、イオンビームの過剰放出により宇宙機構体電位が負に帯電するが、中和器作動がない完全帯電状態では、宇宙機電位の絶対値はイオン源電位相当の 1000 V 程度であると予想される⁸⁾。宇宙環境プラズマとして、温度 10 eV、密度 10^6 m^{-3} の熱プラズマを仮定すると、完全帯電状態では、宇宙機への背景プラズマ電流は軌道運動制限理論から次のように求められる⁹⁾。

$$I_{net}(V_s) = A \cdot j_{0e} \exp(-e|V_s|/kT_e) + I_B - \{A \cdot j_{0i}(1 + e|V_s|/kT_e) + I_{ph0} + I_{NE} + I_{CEX}(V_s)\} \quad (2)$$

ここで、 A : 宇宙機表面積、 A_{ph} : 日照面面積、 T : プラズマ温度、 j_{ph0} : 電位 0 における光電子電流密度であり、 I_{NE} は中和不良時の中和電子電流を示す。また、粒子種を k として、 $j_{0,k} = q_k n_k (kT_k/2\pi m_k)^{1/2}$ である。例えば -1000V に帯電した表面積 10 m^2 の導体球を宇宙機モデルと考えると、式(2)の各電流項の大きさはそれぞれ、 $I_e \sim 0 \text{ mA}$ 、 $I_i \sim 2.0 \times 10^{-3} \text{ mA}$ 、 $I_{ph} \sim 0.1 \text{ mA}$ となる。前述の「はやぶさ」運用データから、 $I_B \sim 18 \text{ mA}$ 、 $I_{NE} \sim 0 \text{ mA}$ であるので、 I_{CEX} を除けば I_B が宇宙環境由来の各電流値と比較して極めて大であることが分かる。 I_{CEX} は数値シミュレーションで解析されているが、通常運転時におけるイオンエンジン近傍への流入電流はおおよそ 0.1 mA 程度である³⁾。

4. 「はやぶさ」中和不良時の帯電解析

これまで述べたように、IES 中和不良により宇宙機帯電が発生するとき、宇宙機構体に流入する主たる電流成分は、 I_B および I_{CEX} であるが、これらはまた汚染源そのものであると考えられる。これまで IES 定常運転時の宇宙機汚染量評価のために電荷交換イオンの生成および拡散プロセスは数値シミュレーションで解析されているが、IES 中和不良時の汚染量評価を実現するためには、イオンビーム放出による宇宙機電位の変動とイオンビームおよび電荷交換イオンの挙動を同時に解析する必要がある。そこで、本研究では、JAXA 情報・計算工学センターで開発された宇宙機帯電解析コード HiPIC¹⁰⁾の機能拡張を行い、IES 中和不良時のイオンビーム放出を再現し、この時

の帯電解析を行い荷電粒子による汚染量解析を実施する。まずその端緒として、イオンビーム放出のみによる宇宙機帯電解析を実施した。

HiPIC は宇宙機帯電解析のために開発された、3次元完全粒子静電コードであり、Particle-In-Cell (PIC) 法を用いて電子およびイオンそれぞれの代表粒子の軌道を追跡し、これらによる静電場を自己無撞着に解く。宇宙機電位は宇宙機が収集する電荷量から、Capacity Matrix 法¹¹⁾で求める。HiPIC による帯電解析では、対象とする全ての荷電粒子の挙動と宇宙機電位を含むそれらによる静電場の厳密解を求めることが出来る。本研究を実施するにあたり、新たにイオンビームと電荷交換イオンの解析機能が必要となるが、現在までに、イオンビーム放出機能の基本機能の開発と HiPIC ソルバー本体への統合が完了している¹²⁾。

今回の解析では、イオンビーム放出のみを考慮した帯電解析を行ったが、これは、「はやぶさ」IES において中和器電子が完全に喪失した場合に発生し得る“完全帯電”⁷⁾の再現である。解析モデルと条件は次の通りである。イオンビーム放出モデルは放出角内にビームが等方分布となる Point Source モデル¹³⁾を採用した。このモデルにおいてスラスト加速グリッドは放出中心からスラスト半径 r_T を見込む放出角 α 内に定義される凸面と考え、その曲率 R_c は式(3)で求められる。

$$R_c = \frac{r_T}{\alpha \cos(\alpha/2)} \quad (3)$$

また、放出イオンビームの速度 v_B はビーム加速電位を V_a として、式(4)から求められる。

$$v_B = (2q_i V_a / m_i)^{1/2} \quad (4)$$

ここで、実機 IES では、イオン源が宇宙機構体に接地されているため、宇宙機構体がビーム加速電位程度負に帯電する場合、スラスト出口に“仮想アノード”が発生し宇宙空間へ放出されるイオンビーム電

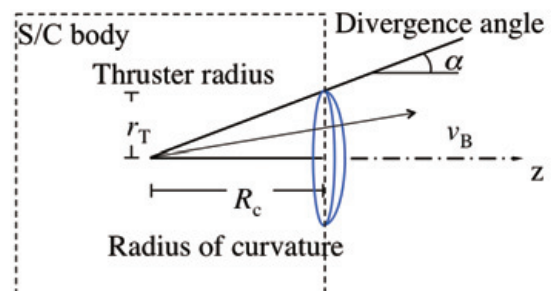


図3：イオンビーム放出モデルに適用した Point Source モデルの幾何学的概念図。

流が抑制されることが知られている⁸⁾。本解析ではこの条件におけるイオンビーム放出を再現するため、仮想アノードを考慮したイオンビーム放出モデルも構築した。このモデルでは印可するビーム加速電位に宇宙機構体電位をフィードバックし、実質的なビーム加速電位を両者の差で再定義した。このときのイオンビーム放出速度 v_B は式(5)から得られる。

$$v_B = \left\{ (2q_i / m_i) (V_a - |V_s|) \right\}^{1/2} \quad (5)$$

数値シミュレーションでは、ビームイオン種は一種のキセノンイオンとし、宇宙機構体電位 0 V におけるビーム電流は 10 mA、ビーム発散角は 20 度、ビーム加速電位は 900 V とした。宇宙機モデルは、簡単のために「はやぶさ」構体を模した一辺 1.0 m の立方体導体とした。表 1 に、この解析で使用した計算パラメータを、図 4 に計算体系をそれぞれ示す。

図 5 上段と下段に、この帯電シミュレーションで得られた宇宙機電位の時間履歴と正味の放出イオンビーム電流の時間履歴をそれぞれ示す。図中実線の赤は放出イオンビーム電流一定での帯電解析結果を、

表 1 帯電シミュレーションにおけるパラメータ

Ion Beam	
Ion	Xe ⁺
Thruster radius, m	0.05
Accelerating potential, V	900
Initial Beam current, mA	10
Divergence angle, deg.	20
Numerical Condition	
Time step, ns	10
Grid size, m	0.05
Domain size (X*Y*Z)	128*128*128
Spacecraft size (X*Y*Z)	20*20*20
Magnetic field, T	0

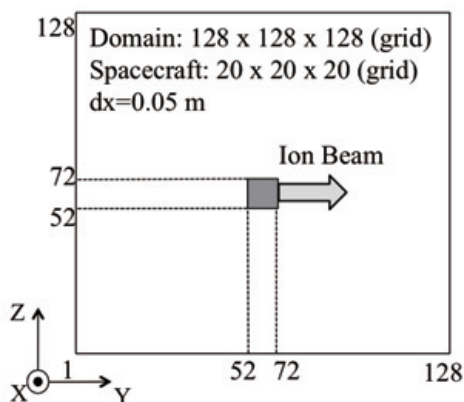


図 4 : 計算体系。

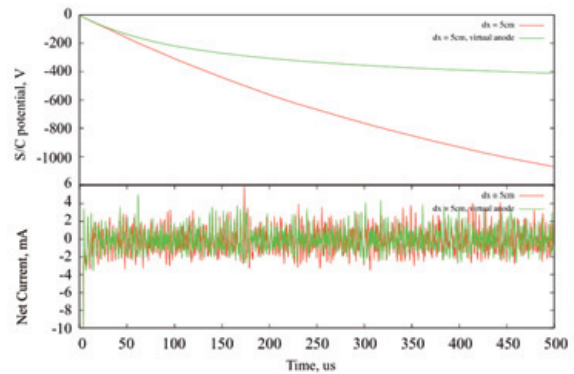


図 5 : 宇宙機から放出される宇宙機電位の時間履歴 (上) および正味イオンビーム電流 (下)。グラフ中の赤の実線は放出イオンビーム電流一定値、緑の実線は仮想アノードを再現したイオンビーム放出。

緑は仮想アノードを再現したイオンビーム放出条件での帯電解析結果をそれぞれ示す。ここで得られた宇宙機電位は放出ビーム電流の空間電荷効果を含んだものである。放出イオンビーム電流一定条件では、500 μ s 経過後の宇宙機電位はビーム加速電位を超える -1000 V 程度の帯電が認められる。一方、仮想アノードを再現したイオンビーム放出条件では、同経過時間後の宇宙機電位は -400V でほぼ飽和しており前者の結果と大きく異なる。一方、正味放出イオンビーム電流はイオンビーム放出モデルにおける仮想アノード再現の有無によらず、-4 mA から +4 mA の範囲で変動している。ここでの符号は放出電流が負、戻り電流が正である。イオンビーム電流による宇宙機汚染量評価は、戻り電流の時間積分値で評価可能であると考えられる。

5. まとめと今後の予定

本研究では、小惑星探査機「はやぶさ」運用で測定された宇宙機汚染量データの検証を目的とし、イオンエンジン中和不良時における宇宙機電位と荷電粒子による汚染量を数値シミュレーションにより解析している。ここでは、宇宙機帯電解析コード HiPIC にイオンビーム放出機能を新たに統合し、中和電子の完全喪失時に相当するイオンビーム放出による宇宙機帯電解析を行った。宇宙機構体が大きく負に帯電した状態で発生するイオンビーム放出の抑制効果 (仮想アノード効果) を考慮したイオンビーム放出モデルを構築し、実機イオンビーム放出を再現した帯電解析によって「はやぶさ」構体の宇宙機構体電位と正味イオンビーム電流の時間履歴を得た。今後は中和電子を追加した同解析を行い、さらに排気プ


ラズマ中で生成される電荷交換イオン生成のモデル化とコードへの実装を行い、中和電子および電荷交換イオンを考慮した帯電解析を実施する。

謝辞

本研究で実施した数値シミュレーションの一部は、JAXA スーパーコンピュータシステム(JSS)大学共同利用のもとに行われた。


参考文献

- 1) 國中均, 中山宜典, 西山和孝, 「イオンエンジンによる動力航行」, 宇宙工学シリーズ 8, コロナ社, 東京, 2006.
- 2) Wang, J., Brinza, D., and Young, M., “Three-Dimensional Particle Simulations of Ion Propulsion Plasma Environment for Deep Space 1,” *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No.3, pp433-440, 2001.
- 3) Muranaka, T., Ueda, H.O., Hatta, S., Kim, J., Hosoda, S., Cho, M., Koga, K., Goka, T., Usui, H., and Shinohara, I., “Development of Numerical Plasma Plume Analysis Module for Spacecraft Environment Simulator,” *Proc. 30th International Electric Propulsion Conference*, Paper No.197, Florence, Italy, September, 2007.
- 4) Hyakutake, T., Nishida, M., Kuninaka, H. and Toki, K., “DSMC-PIC Analysis of a Plume from MUSES-C Ion Engines,” *Trans. Japan Soc. Aero. Space. Sci.* vol. 46, No. 151, pp.24-30, 2003.
- 5) K. Nishiyama, and H. Kuninaka, “Development of Spacecraft Surface Contamination Senses,” *Proc. 60th International Aeronautical Congress*, Daejeon, Republic of Korea, October, 2009.
- 6) K. Nishiyama and H. Kuninaka, “Development and Flight Experiment of a Space QCM in Small Demonstration Satellite-4”, *Proc. 29th International Symposium on Space Technology and Science*, Nagoya, Japan, June, 2013. 2013-r-29.
- 7) 細田聡史, 國中均, 「イオンエンジンによる小惑星探査機『はやぶさ』の帰還運用」, *J. Plasma Fusion Res.* Vol.86, No.5, 2010, pp.282-292.
- 8) Kuninaka, H., and Molina-Morales, P., “Spacecraft Charging due to Lack of Neutralization on Ion Thrusters,” *Acta Astronautica* 55, 2004, pp27-38.
- 9) Hastings, D., and Garrett, H., *Spacecraft-Environment Interactions*, Cambridge Atmospheric and Space Science Series, Cambridge University Press, UK, 1996.
- 10) Muranaka, T., Shinohara, I., Funaki, I., Kajimura, Y., Nakano, M., and Takaki, R., “Research and Development of Plasma Simulation Tools in JEDI/JAXA,” *Journal of Space Technology and Science*, vol. 25, No. 2, 2011, pp. 1-18.
- 11) Hockney, R. W. and Eastwood, J. W., *Computer Simulation Using Particles*, Adam Hilger, New York, 1988.
- 12) K. Hoshi, T. Muranaka, H. Kojima, H. Yamakawa, H. Usui and I. Shinohara, “Numerical Simulation of Satellite Charging Control for Propellantless Orbital Control,” *Proc. 13th Spacecraft Charging Technology Conference*, Pasadena, 2014. Paper No. 195.
- 13) Samanta Roy, R. I., Hastings, D. E., and Gatsonis, N. A., “Ion-Thruster Plume Modeling for Backflow Contamination,” *J. Spacecraft and Rockets*, vol. 33, no. 4, pp525-534, 1996.



帯電解析に対する 材料パラメータの感度解析

大平正道(JAXA)



JAXA:今泉 充、古賀 清一
都市大学:三宅 弘晃、渡邊 力夫、長門 拓、矢部 謙治
奈良高専:藤井 治久
九工大:豊田 和弘



目次



1. はじめに
2. 解析条件
3. 材料パラメータ設定
4. 非受光時解析
5. 受光時解析
6. まとめ





1. はじめに

帯電解析に用いる物性材料パラメータ

光電流密度

$\alpha_{ph}[10\mu A/m^2]$: 太陽光を浴びた際の単位面積当たりの放出電流

二次電子放出係数

$S_{emax}[eV]$: 二次電子放出が最大になる入射電子エネルギー

$S_{dmax}[-]$: 二次電子放出の最大値

導電率

$Cond[1/\Omega m]$: 体積抵抗率の逆数

比誘電率

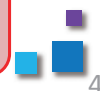
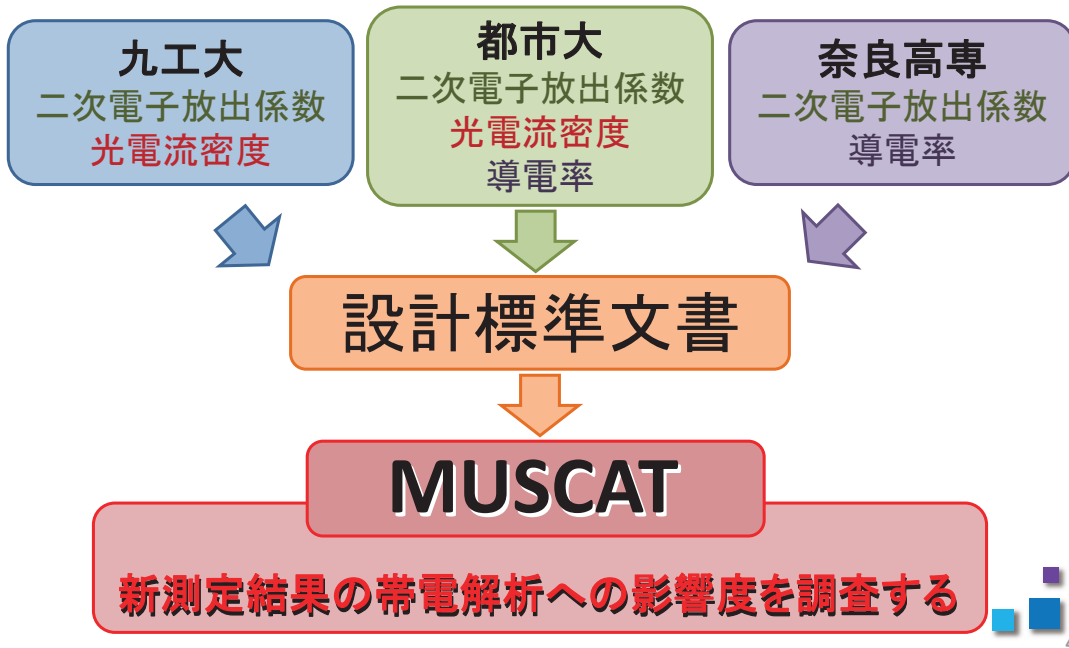
$Epsil[-]$: 比誘電率



1. はじめに

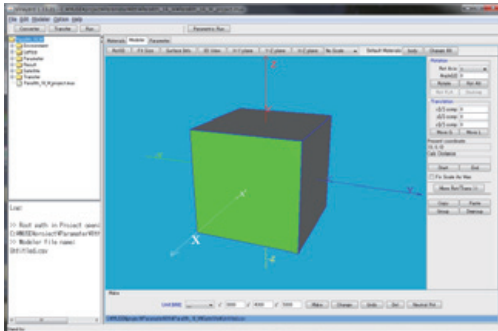


帯電物性材料パラメータ測定体制





2. 解析条件 = 衛星モデル =



衛星モデル

2m × 2m × 2mの直方体

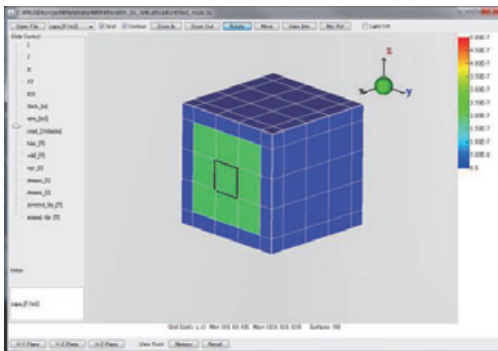
表面材料設定

不導体面: 1面 (テスト材料)

任意に材料パラメータを変更した不導体設定、受光・非受光でそれぞれ解析

導体面: 5面

BlackKaptonの測定値を基にした導体

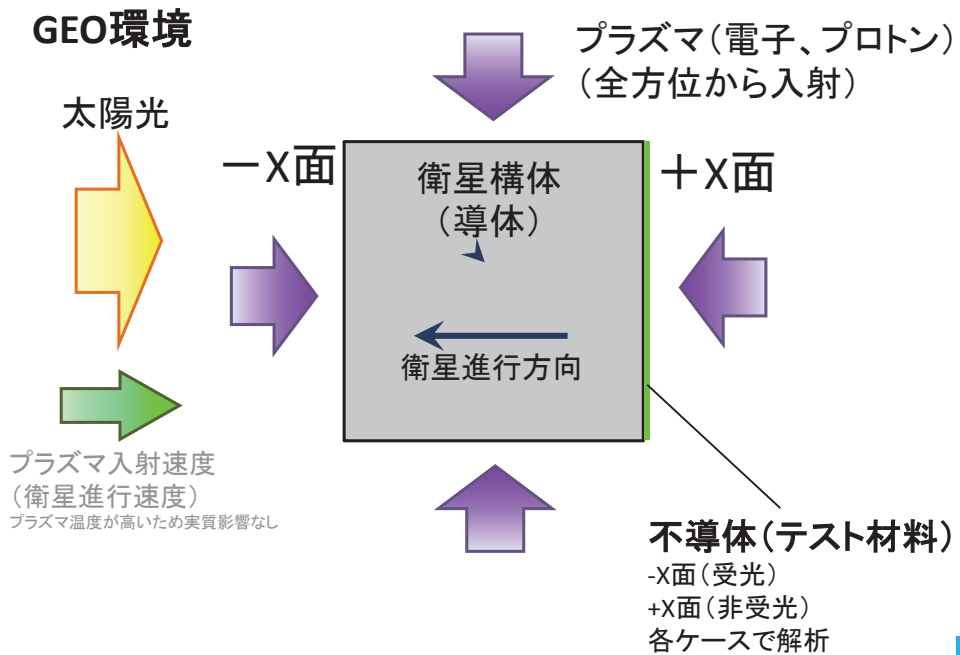


0.5mのCell Sizeで解析した。

衛星サイズに対してかなり大きいですが、衛星形状がシンプルであるので問題ない。



2. 解析条件 = 環境条件 =





2. 解析条件 = 宇宙環境 =

解析はGEO環境で、MUSCATのParametric Run機能から地方時18時のもっとも発生確率の高い環境を使用した。

GEO LEO PEO read Default File Orbit Parameter

< PIC/PT electron >

電子	Number density [m-3]	1250000
	Temperature [eV]	1500

< PT low energy ion >

プロトン	Mass, mi / me	1836
	Number density [m-3]	1000000
	Temperature [eV]	5000

< Secondary electron >

Temperature [eV]	2
------------------	---

< Photo electron >

Temperature [eV]	1.5
------------------	-----

< Secondary electron >

Temperature [eV]	2
------------------	---



2. 解析条件 = 計算条件 =



<p>< Magnetic Field Vector ></p> <table border="1"> <tr><td>x [nT] :</td><td>0.0</td></tr> <tr><td>y [nT] :</td><td>0.0</td></tr> <tr><td>z [nT] :</td><td>0.0</td></tr> </table> <p>< Direction of the Sun ></p> <table border="1"> <tr><td>x :</td><td>-1</td></tr> <tr><td>y :</td><td>0</td></tr> <tr><td>z :</td><td>0</td></tr> </table> <p>< Ambient Plasma Velocity ></p> <table border="1"> <tr><td>[km/s] :</td><td>3.07</td></tr> <tr><td>[km/s] :</td><td>0.0</td></tr> <tr><td>[km/s] :</td><td>0.0</td></tr> </table>	x [nT] :	0.0	y [nT] :	0.0	z [nT] :	0.0	x :	-1	y :	0	z :	0	[km/s] :	3.07	[km/s] :	0.0	[km/s] :	0.0	<p>< CPU, Calculation parameter ></p> <table border="1"> <thead> <tr> <th></th> <th>非受光</th> <th>受光</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>CPU number:</td><td>1</td><td>2</td></tr> <tr><td>dt [sec]:</td><td>1.0E-4</td><td>0.001</td></tr> <tr><td>Total iteration number:</td><td>30000</td><td>10001</td></tr> <tr><td>Inject particles:</td><td>30</td><td>30</td></tr> <tr><td>Iterations to skip outputting plots:</td><td>30000</td><td>10000</td></tr> </tbody> </table> <p>< Code option ></p> <p>Is plasma temperature double maxwellian? <input type="radio"/> Yes <input checked="" type="radio"/> No</p> <p>Do you consider photo electron? <input checked="" type="radio"/> Yes <input type="radio"/> No</p> <p>Do you consider secondary electron? <input checked="" type="radio"/> Yes <input type="radio"/> No</p>		非受光	受光	CPU number:	1	2	dt [sec]:	1.0E-4	0.001	Total iteration number:	30000	10001	Inject particles:	30	30	Iterations to skip outputting plots:	30000	10000
x [nT] :	0.0																																				
y [nT] :	0.0																																				
z [nT] :	0.0																																				
x :	-1																																				
y :	0																																				
z :	0																																				
[km/s] :	3.07																																				
[km/s] :	0.0																																				
[km/s] :	0.0																																				
	非受光	受光																																			
CPU number:	1	2																																			
dt [sec]:	1.0E-4	0.001																																			
Total iteration number:	30000	10001																																			
Inject particles:	30	30																																			
Iterations to skip outputting plots:	30000	10000																																			

< Code option >

Do you consider the sheath plasma?	<input type="radio"/> Yes <input checked="" type="radio"/> No
Do you consider conductive current?	<input checked="" type="radio"/> Yes <input type="radio"/> No
Do you use RIC(Radiation Induced Conductance)?	<input type="radio"/> Yes <input checked="" type="radio"/> No
Do you use fast computation?	<input checked="" type="radio"/> Yes <input type="radio"/> No ← 受光解析時はNo
Terminate condition: Maximum inverted gradient [V]	1000
Terminate condition: Maximum normal gradient [V]	5000





3. 材料パラメータ設定

材料パラメータは各パラメータに2水準を設定し、それを実験計画法のL16直交表に基づいて全16パターンの組み合わせを作成し、受光・非受光について直交解析した。

受光 非受光	α_{ph} [10 μ A/m ²]	Semax [eV]	Sdmax [-]	Cond [1/ Ω ·m]	Epsil [-]
第1水準	0.8	150	1.5	1.0e-18	2.5
第2水準	1.5	200	2	1.0e-14	3.5

解析指標

- **乖離電圧の飽和値**: 構体とテスト材料表面の電位差
- **飽和時間**: 乖離電圧が飽和するまでにかかる時間

直交解析条件

100step毎の乖離電圧変化量が連続して3回、全体の1%以下になった状態を飽和とみなし、その際の**乖離電圧と時間(飽和時間)**について直交解析を行った。

2パラメータ間の交互作用についても解析した。非受光時には α_{ph} は影響しないことから、分散分析時には α_{ph} と α_{ph} に係る交互作用は誤差として扱った。また現象上及び統計上有意性がない交互作用も誤差として扱った。



3. 材料パラメータ設定

L16直交表に基づいたパラメータ設定 (黒字は第一水準、白字が第二水準)

分類	NAME	α_{ph}	Semax	Sdmax	Cond	Epsil
導体	Body	1	300	1.8	-	-
誘電体(疑似材料パラメータ)	No.01	0.8	150	1.5	1e-18	2.5
	No.02	0.8	150	1.5	1e-16	3.5
	No.03	0.8	150	2	1e-18	3.5
	No.04	0.8	150	2	1e-16	2.5
	No.05	0.8	200	1.5	1e-18	3.5
	No.06	0.8	200	1.5	1e-16	2.5
	No.07	0.8	200	2	1e-18	2.5
	No.08	0.8	200	2	1e-16	3.5
	No.09	1.5(0.9)	150	1.5	1e-18	3.5
	No.10	1.5(0.9)	150	1.5	1e-16	2.5
	No.11	1.5(0.9)	150	2	1e-18	2.5
	No.12	1.5(0.9)	150	2	1e-16	3.5
	No.13	1.5(0.9)	200	1.5	1e-18	2.5
	No.14	1.5(0.9)	200	1.5	1e-16	3.5
	No.15	1.5(0.9)	200	2	1e-18	3.5
No.16	1.5(0.9)	200	2	1e-16	2.5	

()内は受光解析時





4. 非受光時の解析

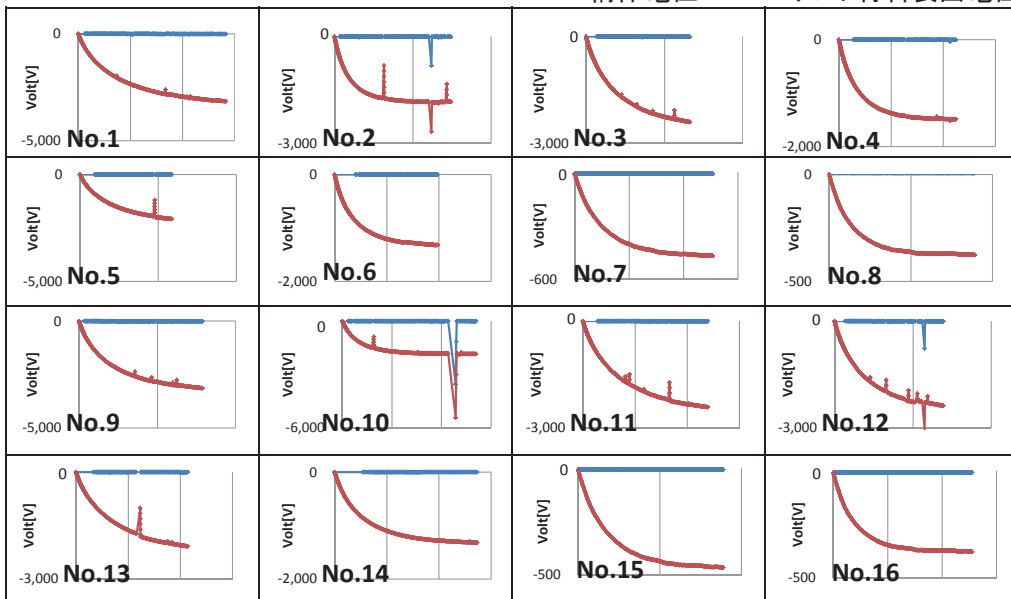


4. 非受光時解析 =シミュレーション結果=



各解析結果の構体電位とテスト材料表面電位のグラフ

— 構体電位 — テスト材料表面電位

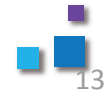
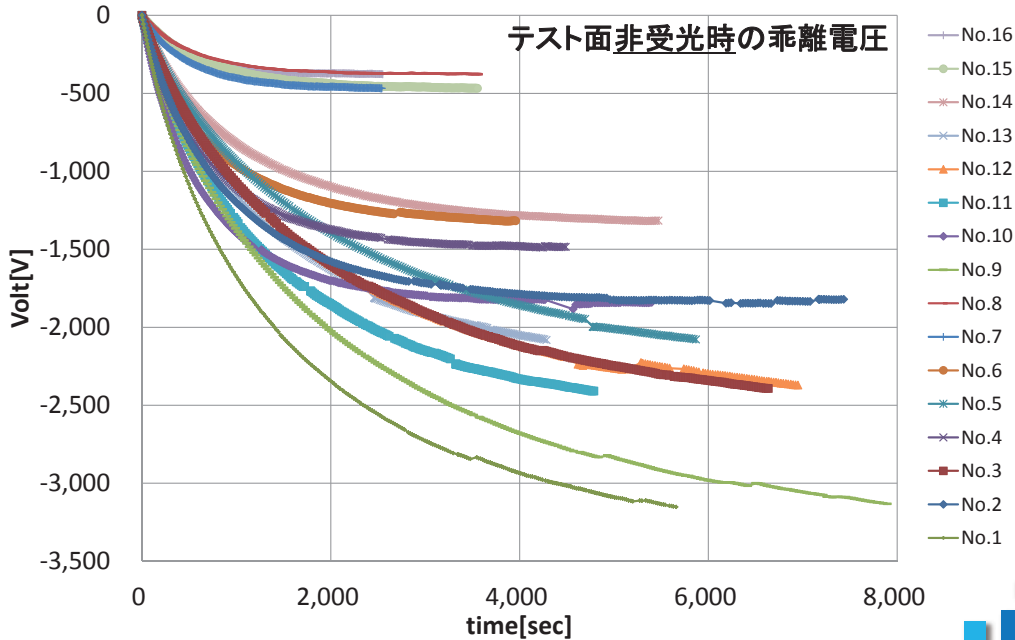


※スパイク状のノイズは、解析時間短縮処理上のノイズ 12



4. 非受光時解析 =シミュレーション結果=

不導体面中心と構体電位との乖離電圧を指標として、下記グラフに示す。



4. 非受光時解析 =乖離電圧・直交解析=

非受光時乖離電圧

	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5	No.6	No.7	No.8
乖離電圧[V]	-2206	-1546	-1737	-1219	-1538	-1040	-388	-311
	No.9	No.10	No.11	No.12	No.13	No.14	No.15	No.16
乖離電圧[V]	-2246	-1509	-1725	-1719	-1537	-1039	-382	-311
	全平均[V]							-1278

	α_{ph}	Semax	Sdmax	Cond	Epsil	Se × Sd	誤差
寄与率[%]	-	54	23	9	0	7	8
水準効果1[V]	-	-460	-304	-191	-36	166	-
水準効果2[V]	-	460	304	191	36	-166	-

今回のモデル環境下における乖離電圧については、二次電子放出関数のパラメータが支配的であり、導電率も一定の効果を持つことが確認された。





4. 非受光時解析 = 飽和時間・直交解析 =

非受光時飽和時間

	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5	No.6	No.7	No.8
飽和時間[sec]	1729	1863	2407	1283	2460	1217	883	987
	No.9	No.10	No.11	No.12	No.13	No.14	No.15	No.16
飽和時間[sec]	2521	1272	1671	2330	1755	1702	1188	706
全平均[sec]								1623

飽和時間	α_{ph}	Semax	Sdmax	Cond	Epsil	Se × Sd	誤差
寄与率[%]	-	21	11	12	29	16	12
水準効果1[sec]	-	261	191	203	-309	-230	-
水準効果2[sec]	-	-261	-191	-203	309	230	-

今回のモデル環境下における飽和時間については、比誘電率の寄与率が最も高いが、全パラメータが解析に影響を及ぼすことが確認された。



4. 非受光時解析 = 直交解析 =

非受光時乖離電圧

非受光	α_{ph} [10 μ A/m ²]	Semax [eV]	Sdmax [-]	Cond [1/ Ω ·m]	Epsil [-]		
第1水準	0.8	150	1.5	1.0e-18	2.5		
第2水準	1.5	200	2	1.0e-14	3.5	全平均[V]	-1278

乖離電圧	α_{ph}	Semax	Sdmax	Cond	Epsil	Se × Sd	誤差
寄与率[%]	-	54	23	9	0	7	8
水準効果1[V]	-	-460	-304	-191	-36	166	-
水準効果2[V]	-	460	304	191	36	-166	-

	Semax [eV]	Sdmax [-]
水準の差	50	0.5
水準効果差[V]	920[V]	608[V]



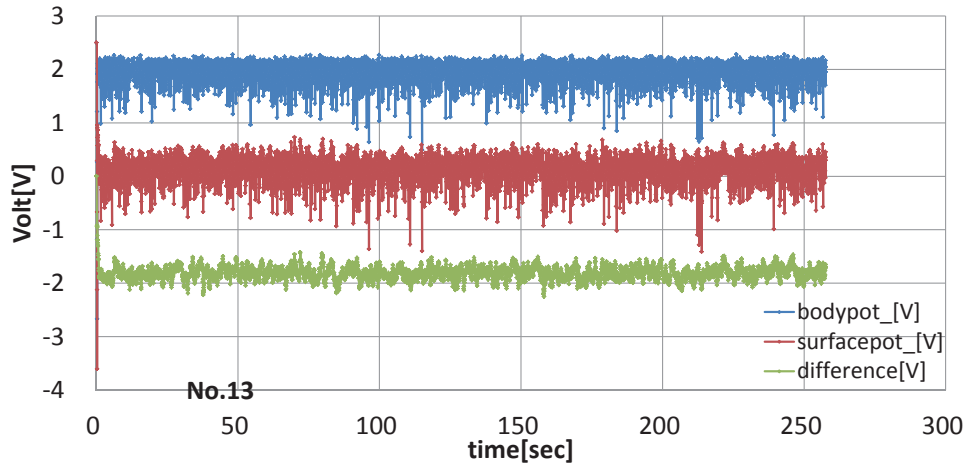
Semaxが50[eV]変化することで、帯電電位が920[V]変化する。

非常に厳しい条件





4. 非受光時解析 =参考・Semax=350[eV]=



非受光	α^{ph} [10 μ A/m ²]	Semax [eV]	Sdmax [-]	Cond [1/ Ω ·m]	Epsil [-]
第1水準	4	350	1.5	1.0e-18	1.5

Semaxを350[eV]に設定すると、二次電子放出による帯電緩和能力のため帯電しない。



5. 受光時の解析

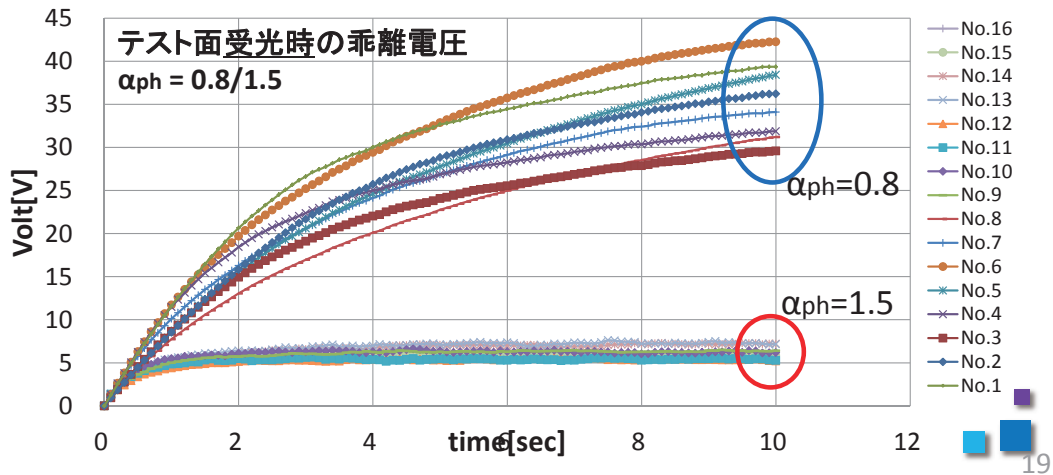




5. 受光時解析 =シミュレーション結果=

$\alpha_{ph}=1.5$ では帯電緩和能力が高すぎて、他のパラメータの影響が確認出来なかった。

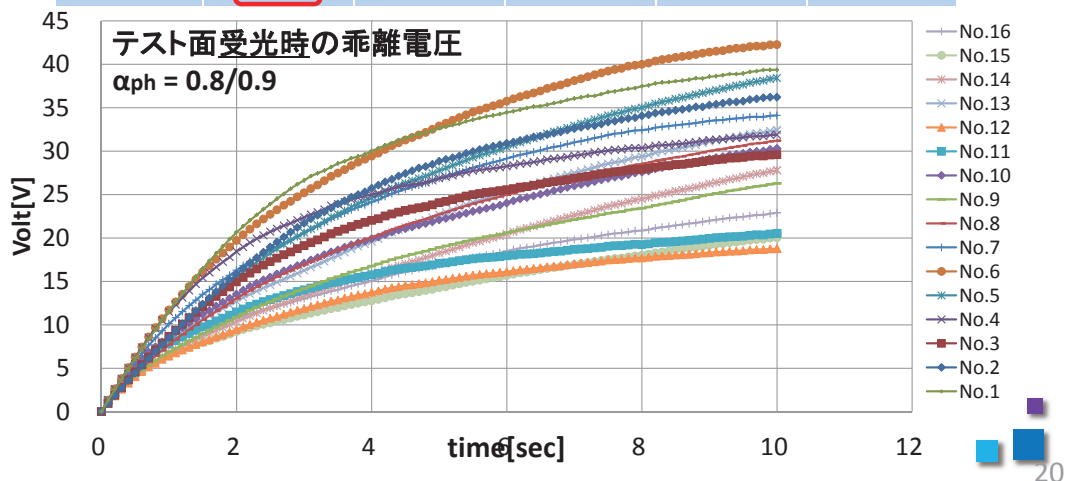
非受光	α_{ph} [10 μ A/m ²]	Semax [eV]	Sdmax [-]	Cond [1/ Ω ·m]	Epsil [-]
第1水準	0.8	150	1.5	1.0e-18	2.5
第2水準	1.5	200	2	1.0e-14	3.5



5. 受光時解析 =シミュレーション結果=

α_{ph} の第2水準値を0.9に変更して再度解析を行った。

受光	α_{ph} [10 μ A/m ²]	Semax [eV]	Sdmax [-]	Cond [1/ Ω ·m]	Epsil [-]
第1水準	0.8	150	1.5	1.0e-18	2.5
第2水準	0.9	200	2	1.0e-14	3.5



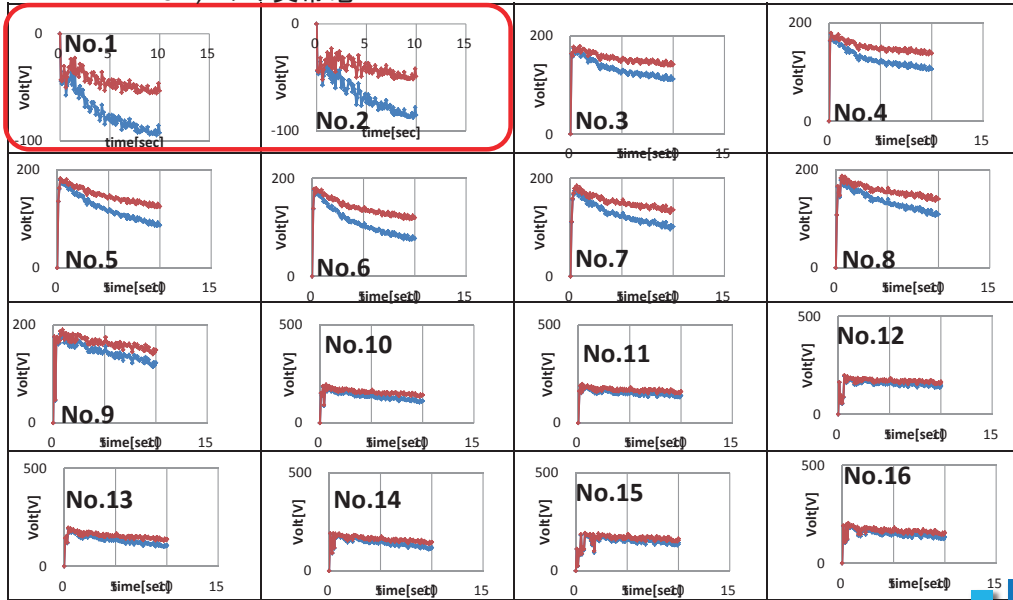


5. 受光時解析 = シミュレーション結果 =

各解析結果の構体電位とテスト材料表面電位のグラフ $\alpha_{ph} = 0.8/0.9$

No.1,2のみ負帯電

— 構体電位 — テスト材料表面電位



21



5. 受光時解析 = 乖離電圧・直交解析 =

受光時乖離電圧

	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5	No.6	No.7	No.8
乖離電圧[V]	35.3	32.9	26.7	26.4	36.7	40.1	32.5	31.2
	No.9	No.10	No.11	No.12	No.13	No.14	No.15	No.16
乖離電圧[V]	26.3	28.8	17.8	17.2	32.4	27.8	20.1	22.9
	全平均[V]							28.4

	α_{ph}	Semax	Sdmax	Cond	Epsil	誤差
寄与率[%]	44	10	40	0	3	4
水準効果1[V]	4.3	-2.0	4.1	0.0	1.1	-
水準効果2[V]	-4.3	2.0	-4.1	0.0	-1.1	-

α_{ph} による影響とSdmaxによる影響が支配的である。ただし、 α_{ph} は設定水準の差が0.1[10 μ A/m²]であることを考えると、受光面では α_{ph} がほぼ表面電位を支配すると考えられる。ただし実際の宇宙機材料においては、光電流密度の平均は1.9[10 μ A/m²]であり1.0[10 μ A/m²]を下回る材料がほとんどないことから、実解析上は受光面の帯電は緩和され、平常環境下では帯電進展しないと言える。

また、飽和時間については十分な分散が得られず、直交解析出来なかった。

22



6. まとめ

今回の解析条件(GEO平穏時)においては...

- 光電流密度による帯電緩和能力は高く、ほとんどの宇宙機表面材料では受光時に帯電しない。
- 非受光時には、二次電子放出係数が支配的に帯電電位を決定する。
- S_{max} 、 S_{dmax} は帯電電位に対する感度が高い。
- 帯電電位が飽和するまでの時間は、全パラメータがある程度影響する。



- 新しく測定した帯電物性パラメータは帯電解析の結果に大きく影響する。
- 特に2つの二次電子放出係数パラメータについては、今後も高精度の測定が要求される。

超小型人工衛星「鳳龍四号」の開発

福田大 鳳龍四号プロジェクトチーム Pauline Faure 豊田和弘 趙孟佑
九州工業大学

Abstract

HORYU-IV is a lean satellite under development at Kyushu Institute of Technology. The project started in October 2013 and its development is limited to two years by applying the know-how acquired during HORYU-II development. HORYU-IV project is composed of an international and interdisciplinary team and the satellite this project started in October 2013 and aims at developing within two years by applying the know-how acquired by HORYU-II development. Main mission is to acquire, in orbit, discharges current waveforms and photographs of discharge events. This mission will be a world's first feat if executed successfully. In addition to the main mission, there are nine sub-missions on-board HORYU-IV. In this paper, HORYU-IV missions' preliminary description, development status, and expected outcomes are reported.

Key Words : discharge, high voltage, plasma, lean satellite

1. はじめに

宇宙開発は我々の生活に様々な恩恵を与えてきた。GPS や気象衛星、通信衛星などより高性能な人工衛星が開発され、日々の暮らしが豊かになってきている。今後の宇宙開発において、より大電力の人工衛星が必要になるのではないかと考えられる。地上のインフラシステム同様に、人工衛星を高電圧で運用することで、送電ロスを軽減や電圧変換効率の上昇が見込まれ、打ち上げコストの削減などにつながると考えられる。

図1に人工衛星(宇宙機)のバス電圧と衛星電力の推移を示している。人工衛星のバス電圧が50Vから100Vに上昇した時期に、人工衛星の電力システムの不具合が多発した。この原因は太陽電池パドル上で発生した放電であ

ると推測された。宇宙空間には広くプラズマや高エネルギー粒子が存在し、人工衛星との相互作用で、帯電・放電が発生することが知られている。帯電・放電の規模は、人工衛星の発電量に応じて大きくなるため、高電圧化した人工衛星で発生した放電は、人工衛星のシステムに致命的な損傷を与え得る。今後の宇宙開発において、高電圧技術は必須であると考えられる。このため、周辺宇宙環境と高電圧システムとの相互作用を理解し、解決することが求められる。

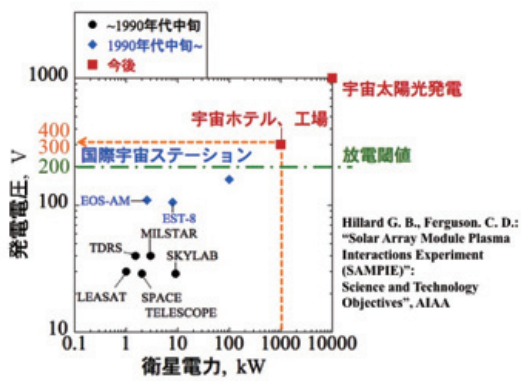


図1, 人工衛星のバス電圧と電力の推移[1]

現在、九州工業大学では鳳龍四号(Arc Event Generator and Investigation Satellite : AEGIS)を開発中である。鳳龍四号では、太陽電池上で発生する放電現象の観測を行う。これまでに、地上試験システムを用いて、太陽電池上で発生する放電に関する試験が数多く行われてきた。しかしながら、これまでに実際の軌道上で放電試験を行った例は数が少ないのが現状である。実際の宇宙環境は複合的であり、地上試験システムの妥当性を評価するには実際の宇宙環境での試験が必須であると考えている。

2, 鳳龍四号

図2に鳳龍四号を示す。鳳龍四号のサイズは440mm*315mm*480mmであり、重量はおよそ10kgである。

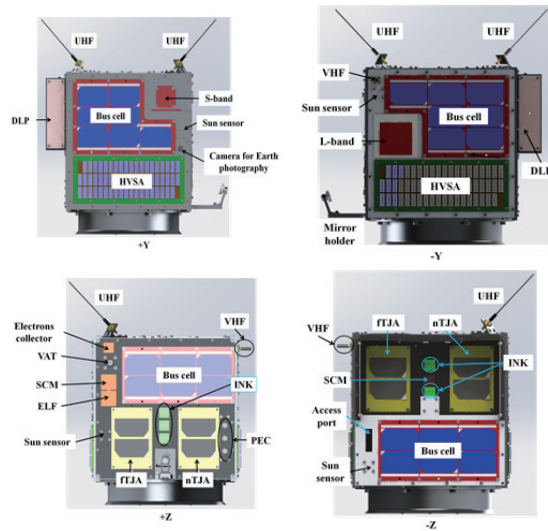
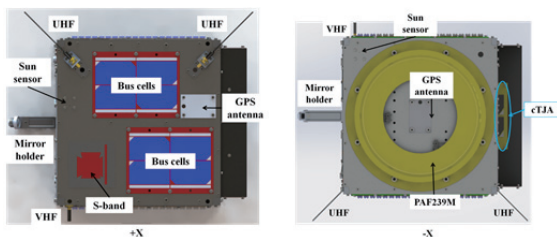


図2, 鳳龍四号外観

3, ミッションペイロード

鳳龍四号のメインミッションは、「宇宙軌道上での放電電流の測定及び放電発光の撮影」である。このメインミッション達成のために、超小型人工衛星搭載用のオシロスコープ(On Board Oscilloscope : OBO)及びカメラ(Arc Vision Camera : AVC)の開発を行った。鳳龍四号には、メインミッション以外に8つのサブミッションを搭載している。以下に、メインミッション及び幾つかのサブミッションに関して述べる。

3.1, On Board Oscilloscope

OBOの仕様を表1に、ブロックダイアグラムを図3に外観を図4に示す。

表1, OBO仕様

チャンネル数	4
分解能 [bit]	8
サンプリング周波数 [MSPS]	40
入力帯域幅 [MHz]	15
サンプル数	8192
メモリ容量 [kByte]	1024

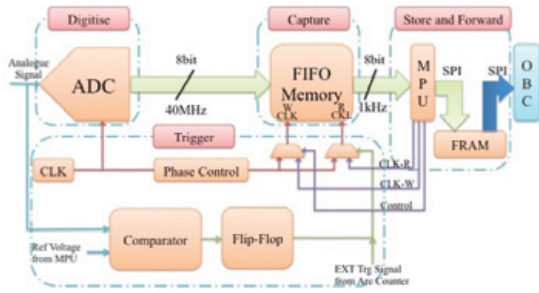


図 3, OBO システム

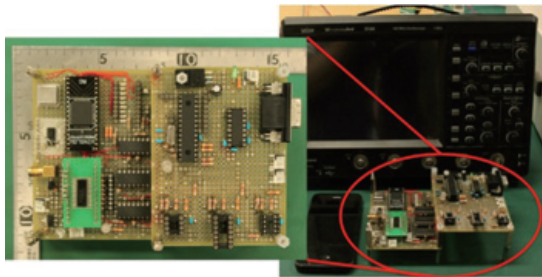


図 4, OBO 外観

OBO システムは、ADC や FIFO メモリから構成されており、トリガーの前後の波形を取得することができる。このシステムを用いて放電電流波形の取得を行った。試験結果を図 5 に示す。

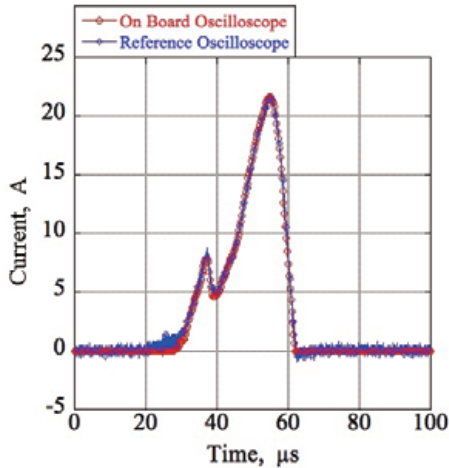


図 5, OBO システム試験結果

市販品のオシロスコープとの比較を行った結果、放電電流を取得するために十分な性能を有しているのではないかと考えている。

3.2, Arc Vision Camera[2]

次に AVC の仕様を表 2 に示す。

表 2, AVC 仕様

カメラ数	2
分解能[pixel]	752×480
色調	パングロ
フレームレート[fps]	30
消費電力[W]	0.7
撮影枚数 データサイズ	~4.5 frame, 2MByte
メモリ容量[MByte]	16

鳳龍四号は 2 つのミッション用カメラを搭載している(±Z 面)。+Z 面には、アームの先端に曲面鏡を設置しており、この鏡に反射した +Z 面のパネルの撮影を行う。また、-Z 面には魚眼レンズを装着したカメラを用いて撮影を行う。

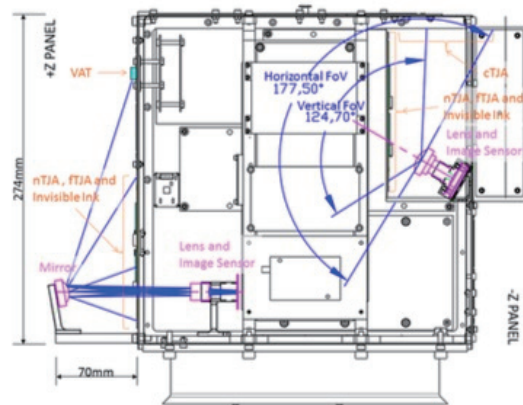


図 6, AVC システム

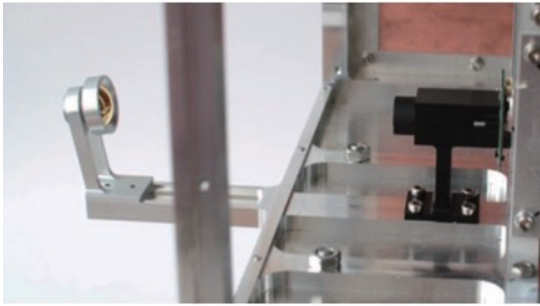


図 7, (+Z 面) 曲面鏡



図 8, (-Z 面) 魚眼レンズ

鳳龍四号は-Z面に凹みを持っている。これは、放電発光の撮影の際に、太陽光などの影響を遮るために設けられている。さらにパネルを黒色塗料(Z306)で塗装することで、放電発光の撮影に特化した作りをしている。図9に、凹み内部をハロゲンランプで照射し、-Z面の太陽電池を撮影した画像を示す。バスバーやインターコネクター部分は反射が強く、白く写ってしまっている。しかし、太陽電池の端（トリプルジャンクション）付近で発生する放電は日光照射中でさえ撮影可能ではないかと考えている。

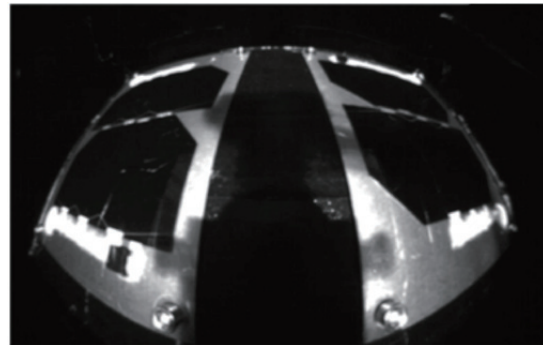


図 9, (-Z 面) 撮影結果

3.3, 高電圧システム(High Voltage Solar Array)[3]

鳳龍四号のメインミッションを達成するには、放電試験システムが必須となる。また、地上試験の結果と比較を行う為、地上試験システムを超小型人工衛星サイズに小型化が必要がある。このため、鳳龍四号では鳳龍式号で実証した高電圧システムを活用する。鳳龍式号のメインミッションは「宇宙軌道上での300V発電」であり、2012年5月18日に打ち上げられた。鳳龍式号の軌道上試験結果より、安定的に軌道上で350V程度の発電が確認された(図10)。

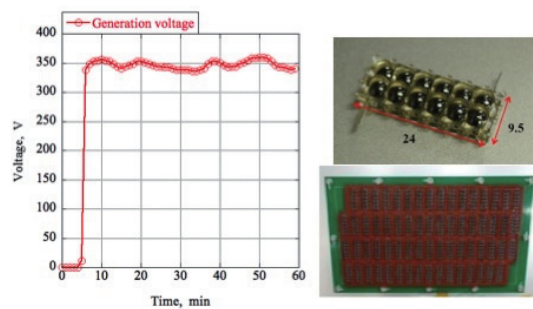


図 10, 鳳龍式号軌道上試験結果

鳳龍四号でも、同様のシステムを用いて高電圧発電を行う(図10)。この発電した高電圧を、放電試験用の太陽電池に負バイアスすることで放電環境を構築する。鳳龍式号でも同様の方法で、太陽電池上で放電が観測されている。

図 11 に放電試験システムの詳細を示す。

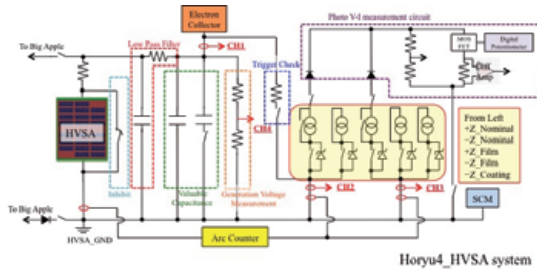


図 11, 放電試験システム

これに加え、鳳龍四号では2つの放電抑制技術実証を再度行う。太陽電池を ETFE フィルムでカバーする「フィルム抑制型」及び、太陽電池をコーティングする「コーティング抑制型」の2種類である。それぞれの原理を図 12 に示す。

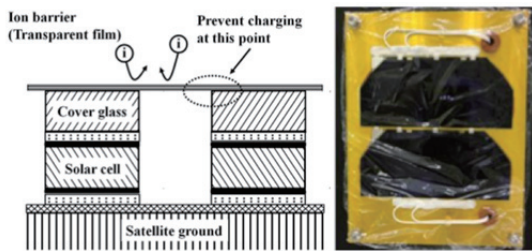


図 12, ETFE フィルム抑制型太陽電池

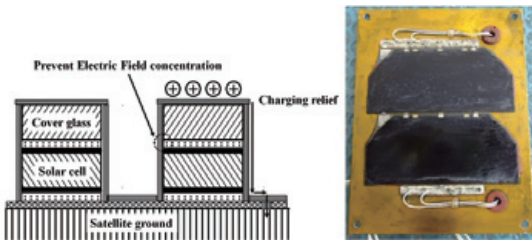


図 13, コーティング抑制型太陽電池

さらに、鳳龍式号で成し得なかった、放電による太陽電池の性能劣化試験を搭載している。これは、放電試験前後の太陽電池の性能(I-Vカーブ)を測定することで、太陽電池の性能の劣化を評価するミッションである。

3.4, 真空アーク推進機 Vacuum Arc Thruster

(VAT) [4]

サブミッションのひとつに、真空アーク推進機がある。超小型衛星が数多く打ち上げられている今日、環境外乱を抑えるだけの姿勢制御が必要である。そこで鳳龍四号では、低地球軌道のプラズマとの相互作用を用いて点火する真空アーク推進機(図 14)の軌道上実証試験を行う。この真空アーク推進機は、コンデンサに蓄えられたエネルギーで真空アークを形成する。コンデンサと放電電極を並列接続し、Breakdown 電圧以上の電圧を印加することで動作させることができる。この電圧の印加は、メインミッションでも使用する高電圧太陽電池を用いる。これにより、ノイズ源となりうる昇圧回路を排除でき、システムの複雑化を避けられるメリットがある。

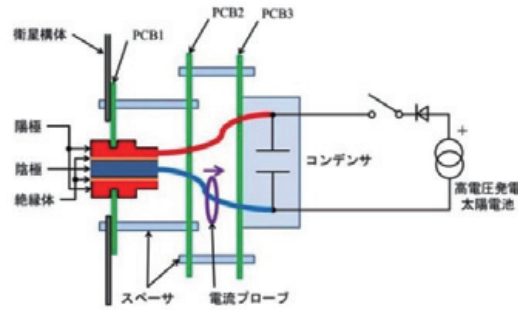


図 14, 真空アーク推進機

真空アーク推進機の陰極材には、炭素繊維強化プラスチック(Carbon Fiber Reinforced Plastic : CFRP)を使用する。炭素繊維と樹脂の積層構造からなる CFRP には、多数のトリプルジャンクションが存在する。このトリプルジャンクションで発生したフラッシュオーバーによって、放電プラズマが形成され、このプラズマを介し陽極と陰極が短絡し、真空アークを形成する。

3.5, Double Langmuir Probe (DLP)[5]

本ミッションの主な目的は、鳳龍四号軌道のプラズマ密度及び温度を測定することである。図 15 に DLP のシステム概要を示す。

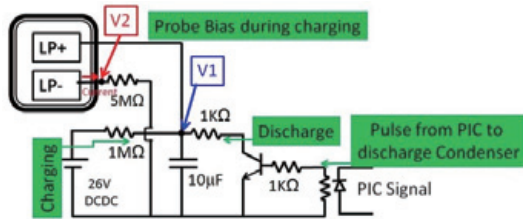


図 15, DLP

2つのプローブは±Y面に搭載されており、一方にバイアスする電圧をスイープすることで、プラズマ中を流れる電子電流の計測を行う。しかし、プローブを用いたプラズマ計測方法には、プローブ表面の汚染（コンタミネーション）に弱いという欠点がある。汚染されたプローブでは適切な測定ができないため、汚染除去のシステムが必要となる。そこで鳳龍四号では、メインミッションでも使用する高電圧太陽電池を用いて、双方のプローブに負バイアスをかける。プローブに対し、周辺プラズマ電位よりも負の電圧を印加することで、プローブはイオンを収集する。この収集されたイオンがプローブに衝突する際にプローブ表面に付着した汚染物の除去を行う。

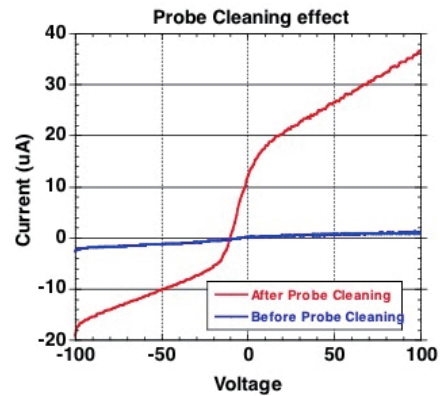


図 16, 5 分間の-300V バイアスによる結果
3.6, あぶり出し Secret Ink (INK)

鳳龍四号では ETFE フィルムによる放電抑制技術の実証試験を行う。しかしながら、軌道上に存在する原子状酸素、紫外線、放射線などの宇宙環境の影響により ETFE フィルムが劣化する。この中でも、低地球軌道において原子状酸素による影響は極めて大きく、ETFE フィルムに劣化、損傷が生じる。このため、本ミッションでは ETFE フィルムの耐宇宙環境性能を調べる。実証方法としては、図 17 のように衛星構体に銀の表面を ETFE フィルムで覆った供試体を取り付ける。原子状酸素が ETFE フィルムを侵食し、破損をもたらすと、銀が原子状酸素によって侵食されると、銀と原子状酸素が酸化反応を起こすことで黒色化する。この色の変化をカメラで撮影することで、ETFE フィルムの耐宇宙環境を調べる。また、この色の変化を利用して、「あぶり出し」を行う。銀の表面にアルミニウムを付着させておく。アルミニウムは耐食性が強く、銀の酸化を妨げることができる。この銀の酸化反応の差を利用して、模様や文字を浮かび上がらせることができる。供試体の酸化反応を撮影するカメラは、メインミッション

で使用するカメラ(AVC)を用いる。

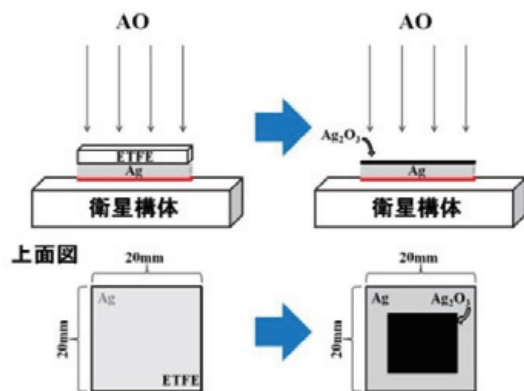


図 17, あぶり出しプロセス

3.7, 他のミッション

鳳龍四号には、他にも幾つかのミッションが搭載されている。ミッション一覧を表3に示す。

表 3, 鳳龍四号 ミッション一覧

Mission	Objectives
Electron-emitting film (ELF)	表面帯電緩和素子の軌道上実証[6]
Photo-electron current measurement (PEC)	軌道上での光電子電流計測[7]
Earth photography (CAM)	CMOS カメラによる地球撮影
Digi-singer (SNG)	ヴォーカルシンセサイザーを用いた、衛星からの音声データ配信[8]
Discharge (DIS)	軌道上での放電現象の観測
High Voltage Solar	軌道上での高電圧発電及

Array (HVSA)	び放電抑制技術実証
Double Langmuir probe (DLP)	プラズマ密度の測定
Vacuum arc thruster (VAT)	真空アーク推進機の軌道上実証
Secret ink (INK)	原子状酸素による材料劣化試験

4. 結論

本論文では、現在九州工業大学で開発中の超小型人工衛星「鳳龍四号」のミッションの概要説明を行った。鳳龍四号の目的は、宇宙軌道上で発生する放電現象の理解を深め、将来の大電力を要するスペースシステムの開発に貢献することである。このため鳳龍四号では、軌道上で発生する放電現象の観測をメインミッションとしている。

現在、本プロジェクトはEMフェーズである。鳳龍四号は2015年度のH-IIAロケットの相乗り小型副衛星として選定されている。鳳龍四号のメインミッションの成功は、世界初の快挙となり今後の宇宙開発において大いに貢献していくと考えている。

謝辞

本研究は、JSPS 科研費 25220915 の助成を受けたものである。

本論文を作成するにあたり、ご協力いただいたすべての鳳龍四号開発メンバーに感謝いたします。

参考文献

1. Hillard G. B., Ferguson. C.D : “Solar Array Module Plasma Interactions Experiment (SAMPPIE)”: Science and Technology Objectives “, AIAA
2. Tatsuo Shimizu, Hiroshi Fukuda, Kazuhiro Toyoda, Mengu Cho, “Development of In-Orbit High Voltage Experiment Platform: HORYU-4”, IEEE Transactions, 2014
3. T. Yoke, S. Iwai, A. Khan, H. Masui, M. Iwata, K. Toyoda and M. Cho, "Development of mission payloads onboard high voltage technology demonstration satellite HORYU-II," IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 41, no. 12, pp. 3477-3486, 2013.
4. S. Fuchikami, K. . Aheieva, T. Shimizu, K. Toyoda and M. Cho, "Development of a Triggerless Vacuum Arc Thruster by Using a CFRP Propellant ," in 13th Spacecraft Charging Technology Conference , Pasadena, CA, 2014.
5. Taiwo Tejumola, Atomu Tanaka, Arifur Khan, HORYU-4 Team and Mengu Cho: “Development of Low Cost Double Probe Plasma Measurement System for Nano-satellites”44, IG08-A011, AOGS 11th Annual Meeting, Sapporo, 2014
6. Atomu Tanaka, Naoki Matsumoto, Arifur Rahman Khan, Minoru Iwata, Kazuhiro Toyoda and Mengu Cho: “Performance Improvement of Electron-emitting Film for Spacecraft Charging Mitigation”, Proc. of the 29th Int. Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Japan, June 2013
7. J. Wu, A. Miyahara, A.R. Khan, M. Iwata, K. Toyoda, M. Cho and X.Q. Zheng: “Effects of Energetic Electron and Proton Irradiation on Electron Emission Yield of Polyimide Induced by Electron and Photon”, Special Issue of ISTS, Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology, Aerospace Technology Japan, accepted 2014
8. Tae Nakano, Tatsuo Shimizu, Danny Chen, Hala Almubarak and Mengu Cho: “Space Education and Outreach using a Digi-singer on-Board a Nano-satellite”, 65th Int. Astronautical Congress, Toronto, Canada, 2014



国際宇宙ステーションでの 太陽電池放電実験PASCAL

豊田和弘、岩井俊輔、福田大、趙孟佑(九州工業大学)
奥村哲平(JAXA)、 Justin J. Likar (Lockheed Martin)

1

近年の宇宙機の動向

大型化・多機能化	大電力化→高電圧
----------	----------



運用停止

放電事故発生

© SingTelCH1STS Ventures

The complex block contains a blue header with the text "近年の宇宙機の動向". Below it is a table with two cells: "大型化・多機能化" and "大電力化→高電圧". The main part of the block is a large image showing a space shuttle launch on the left and a large industrial facility on the right. Overlaid on this image is the text "運用停止" in large white characters. At the bottom of the image is a yellow bar with the text "放電事故発生". A small copyright notice "© SingTelCH1STS Ventures" is visible in the bottom left corner of the image area.

2

近年の宇宙機の動向

各国の軌道上試験の様子

年代	国	衛星名	バイアス方法	特徴	結果
1980年代	米	PIX I, II	DC/DCコンバータ	N/A	N/A
1996年	日本	SFU	ソーラーアレイ 260V	IV取得	失敗
2011年	日米	MISSE-8	DC/DCコンバータ 300V	IV取得 放電波形取得	運用中
2012年	日本	鳳龍弐号	ソーラーアレイ 300V	放電回数	運用中

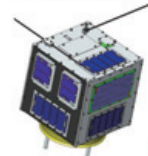


<http://iss.jaxa.jp/kibo/kibo-j/sfu-1/index.html>

PASCAL

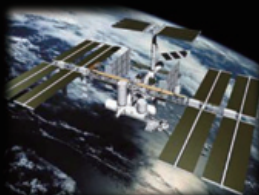


鳳龍弐号



3

九州工業大学の動向



国際宇宙ステーション

2011年

スペースシャトルによる打ち上げ
MISSE-8(Material International Space Station)
宇宙環境によるフライト試験



PASCALで太陽電池劣化試験

2000年代
太陽電池劣化の地上試験

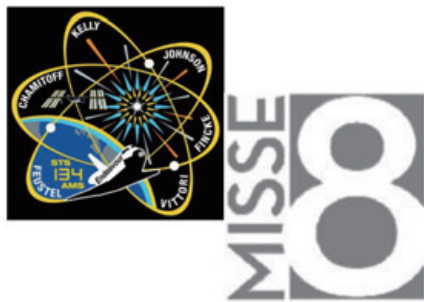


4

九工大のスペースチャンバ

研究目的

実宇宙環境での放電による 太陽電池劣化試験



ミッションロゴ



5 船外活動中(宇宙空間)

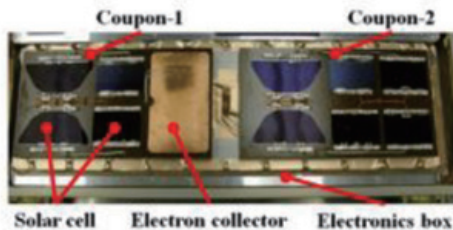
研究目的

PASCAL (Primary Arc effects Solar Cell At LEO)

LEO軌道での放電による太陽電池セルの劣化実証試験

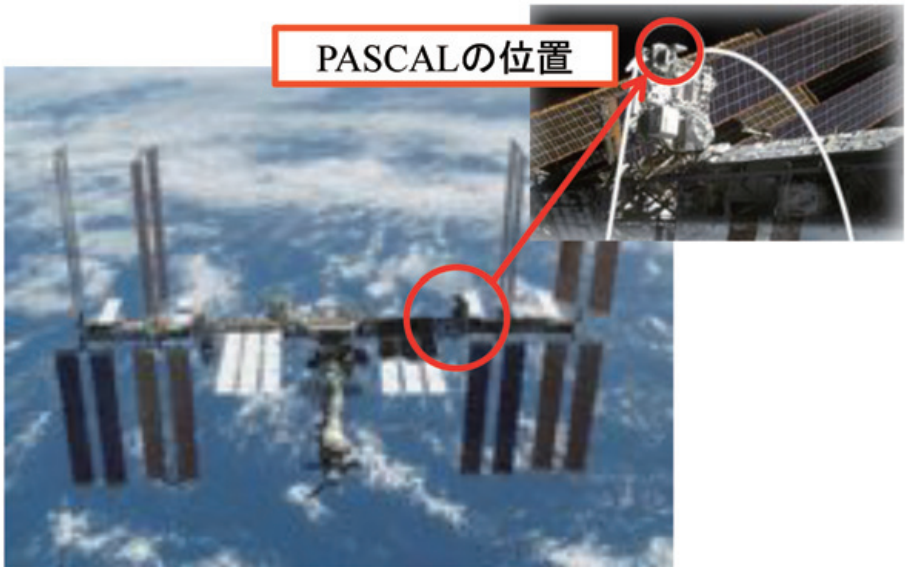
太陽電池セル劣化試験

- ・放電回数
- ・放電エネルギー
- ・放電電流波形取得



Main Purpose	Arc Observation Solar Cell Degradation
Orbit	400km(on ISS)
Orbit life time	2012 May ~ 2013 June
Target Solar Cells	Silicon type x 2 Multi Junction type x 8
High voltage simulation	DC DC converter Maximum -300V
Arc capacitance simulation	0.97p 470n 1μ
Target Solar Cell	ATJM

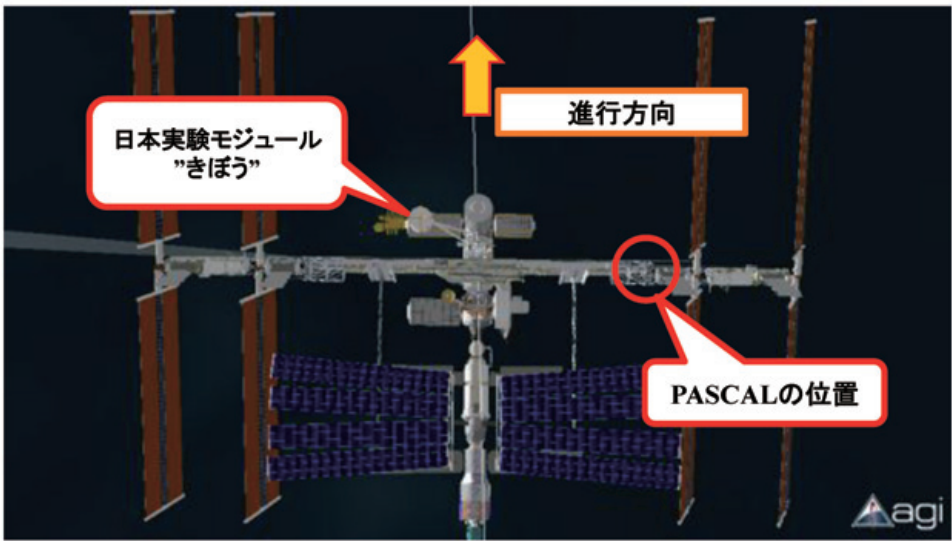
PASCALの位置



PASCALの位置

7

PASCALの位置



日本実験モジュール
"きぼう"

進行方向

PASCALの位置

8

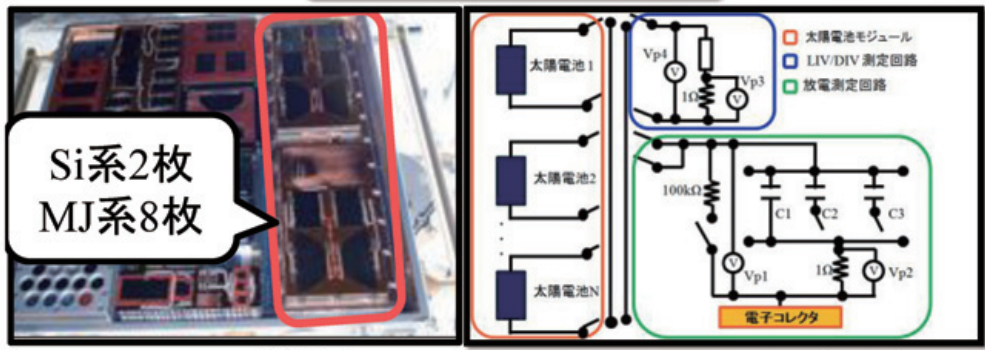
PASCALについて

PASCAL (Primary Arc effects Solar Cell At LEO)

電流-電圧(IV)特性測定

放電試験

太陽電池劣化試験



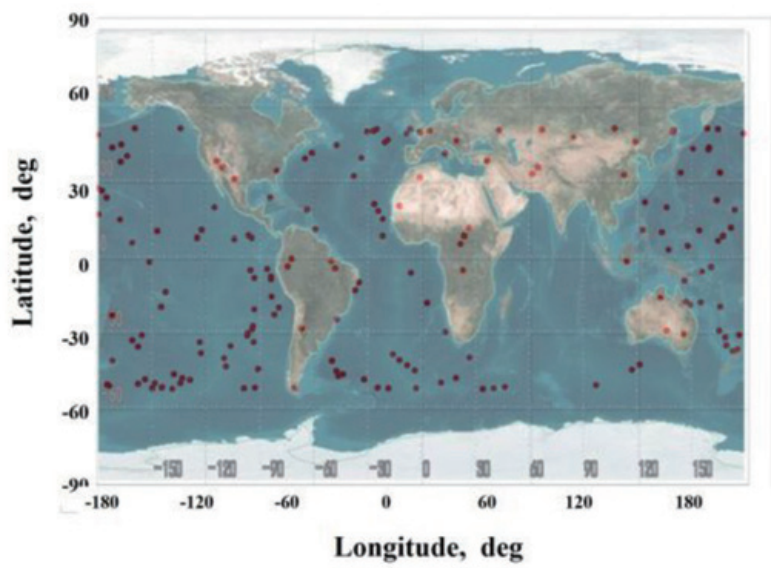
Si系2枚
MJ系8枚

PASCAL外観図

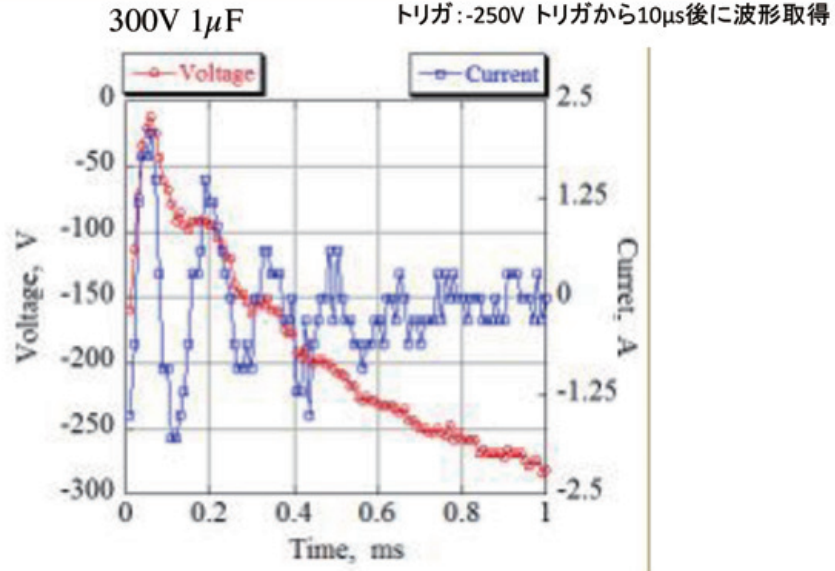
9

PASCAL 測定回路

放電発生箇所

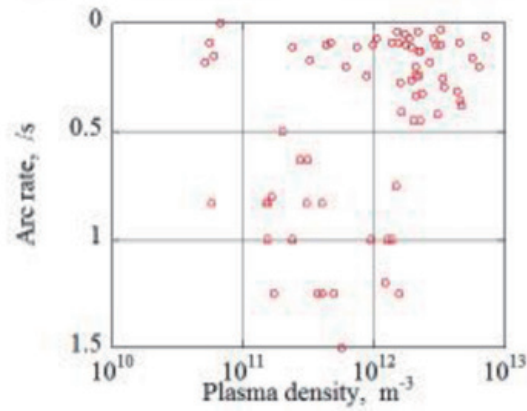
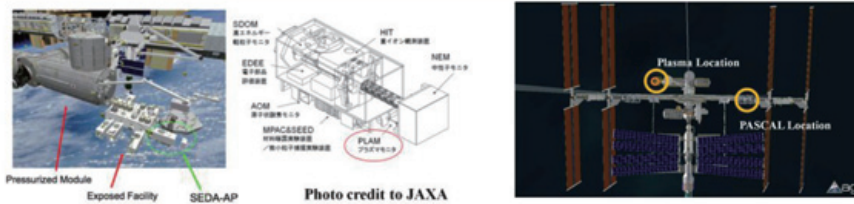


放電波形



11

放電頻度とプラズマ密度



12

IV特性測定

太陽傾斜角の定義

PASCAL IV測定回路

国際宇宙ステーションの軌道上位置(Satellite Tool Kitより) 13

IV特性測定

73deg

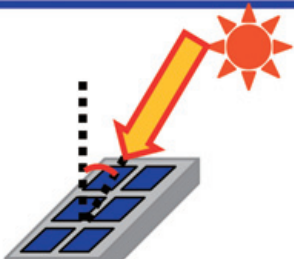
← 太陽光とPASCAL
取得したIV特性波形

国際宇宙ステーションISS
日照


LIV

14

IV特性測定




太陽光とPASCAL
取得したIV特性波形

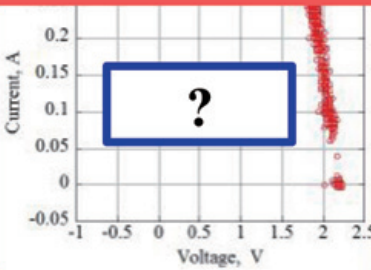


蝕

PASCALに不具合が生じている可能性がある



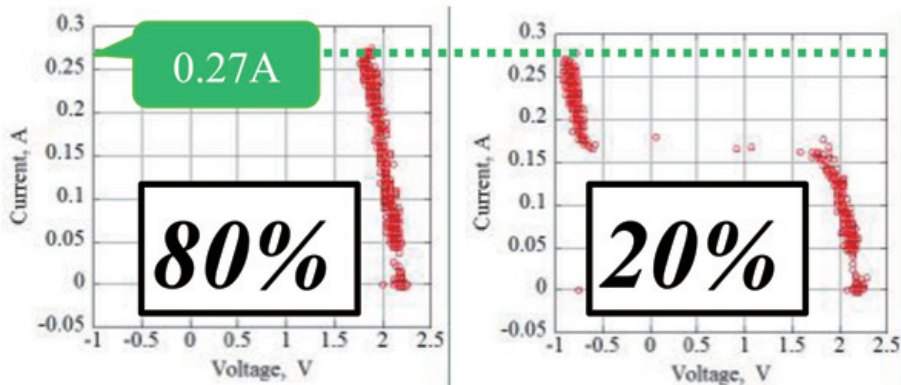
国際宇宙ステーションISS
日照



15

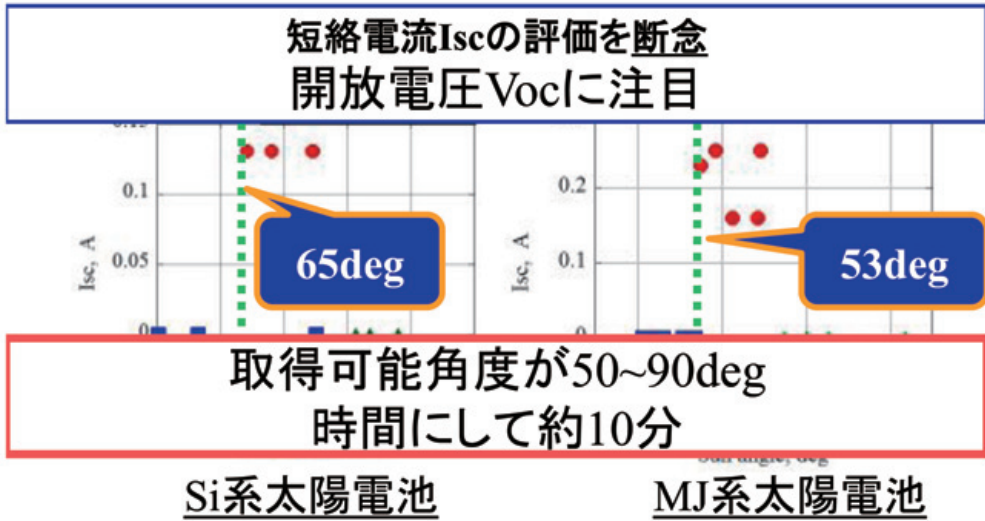
不具合事象について

軌道上でPASCALに不具合が発生



→0.27A以上の値が取得できない

短絡電流 I_{sc} と太陽傾斜角の関係



17

VI計測による劣化評価

開放電圧により劣化評価



放電による劣化は確認されず

まとめ

- 軌道上で放電試験を実施した
- 放電波形を取得できたが放電開始時からの波形を取得することは出来なかった
- 放電による劣化は確認されなかった

宇宙機帯電電位評価における最悪環境 Spacecraft charging potential estimation in the worst case environments

豊田和弘、五家健夫



NWI Spacecraft charging potential estimation in the worst case environments



- Background
 - No criteria to estimate worst case of spacecraft charging in each space environment
 - Worst charging potential should be tested in ESD ground testing (ISO-11221)
- Main purpose
 - Provide space plasma environments for worst case differential potential simulation
 - Provide how to estimate worst potential difference with simulation code



2013 Jan.



Workshop in Tokyo

2014 Jan.



ISO draft



- Main purpose
 - Provide space plasma environments for worst case differential potential simulation
 - [Round-robin simulation in GEO environment](#)
 - Provide how to estimate worst potential difference with simulation code
- Definition of differential potential
 - Between insulators and spacecraft body
 - Focus on solar panel
- Orbit
 - GEO, PEO, MEO

Contents of ISO draft



- **Criteria for worst case environment**
- **Procedures for application to spacecraft design**
- **Space environment for worst case simulation**
 - GEO worst case environment
 - PEO worst case environment
 - MEO worst case environment
- **Annex A (informative) Spacecraft charging analysis tools**
 - COULOMB-2
 - MUSCAT
 - NASCAP-2k
 - SPIS
- **Annex B (informative) Space plasma environment**
 - GEO plasma environment
 - PEO plasma environment
 - MEO plasma environment
 - LEO plasma environment
- **Annex C (informative) Round-robin simulation**
- **Annex D (normative) Material property**

4

Voting as NI1021



- Title: Spacecraft potential estimation in worst case environment
- By July 25th

5



Voting result

Member responses - Votes by members																	
Country (Member body)	Status	1a. Agree to add to work programme							Market relevance	1b. Stakeholders consultation		2. Relevant documents		3. Comments		4. Participation	
		Yes				No				Yes	No	Yes	No	Yes	No	Yes	No
		20.00	20.20	30.00	40.00	PWI: Yes	PWI: No	Abs									
Brazil (ABNT)	P	X						X	X		X		X		X		X
China (SAC)	P	X						X	X		X		X		X	X	
Finland (SF-S)	P						X	X	X		X		X		X		X
France (AFNOR)	P						X	X	X		X		X		X		X
Germany (DIN)	P						X	X	X		X		X		X		X
India (BIS)	P						X								X		X
Italy (UNI)	P	X						X	X		X		X		X		X
Japan (JISC)	P	X						X	X		X		X		X	X	
Russian Federation (GOST R)	P	X						X	X		X		X		X	X	
Ukraine (DTR)	P						X	X	X		X		X		X		X
United Kingdom (BSI)	P						X	X	X		X		X		X		X
United States (ANSI)	S	X						X	X		X		X		X		X
Sub-Total Question 1a		8	0	0	0	0	0	8									
Totals		8	0	0	0	0	0	8	6	11	0	1	10	0	12	4	8

IS WD 19923



List of experts

- Japan, Mengu Cho, Kyushu Institute of Technology
- China, Weiquan Feng, Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering
- Russia, Lobanov Alexey, TSNIImash
- USA, Dale Ferguson, Space Environment Technologies



MUSCAT and NASCAP-2k

ROUND-ROBIN SIMULATION

8

Round-robin simulation

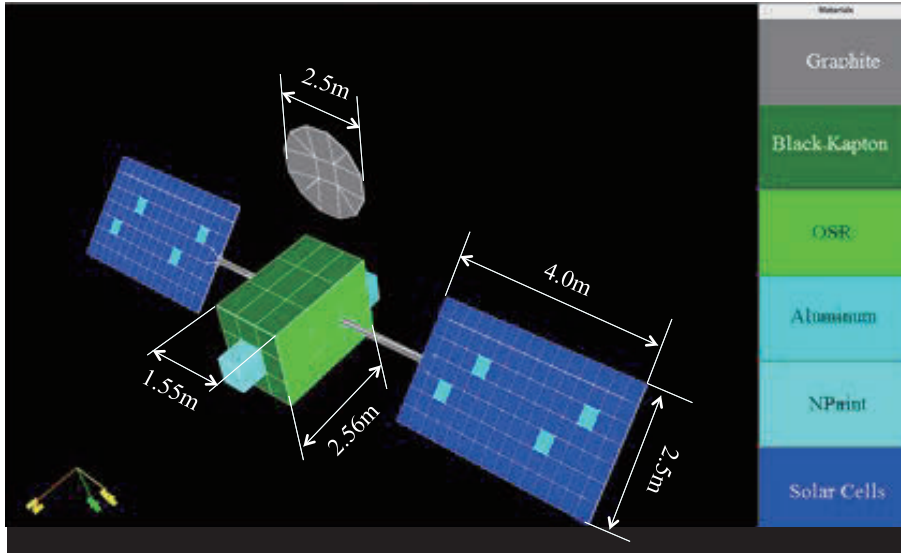


- Decide GEO worst-case environment
- MUSCAT, NASCAP-2k, SPIS, COULOMB-2
- Simulation condition
 - Satellite model
 - AFRL proposed model
 - Plasma environment
 - AFRL proposed condition
 - LANL worst

9



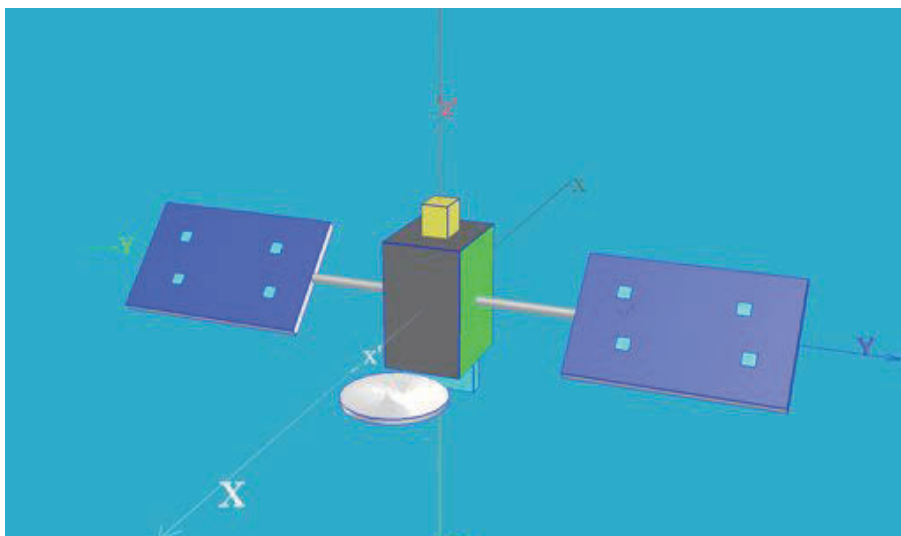
Model: NASCAP-2k



10



Model: MUSCAT



11

Material property



Material	Dielectric Constant	Thickness (m)	Bulk Conductivity ($\Omega^{-1}\text{m}^{-1}$)	δ_{max}	E_{max} (keV)	Photoemission (A m^{-2})
Graphite	1	1.00E-03	-1	0.93	0.28	7.20E-06
Aluminum	1	1.00E-03	-1	0.97	0.3	4.00E-05
Black Kapton	3.5	2.50E-06	-1	5.2	0.90	5.00E-06
Kapton	3.5	1.27E-04	1.00E-16	2.1	0.15	2.00E-05
Solar Cells (MgF2)	3.8	1.25E-04	1.00E-13	5.8	1	2.00E-05
OSR	4.8	1.50E-04	1.00E-16	3.3	0.5	2.00E-05
NPaint	3.5	1.27E-04	1.00E-16	2.1	0.15	2.00E-05

12

Plasma environment



Environment Name	Ne1 (m^{-3})	Te1 (eV)	Ne2 (m^{-3})	Te2 (eV)	Ni1 (m^{-3})	Ti1 (eV)	Ni2 (m^{-3})	Ti2 (eV)
SCATHA-Mullen1	2.00E+05	400	2.30E+06	24800	1.60E+05	300	1.30E+06	28200
SCATHA-Mullen2	9.00E+05	600	1.60E+06	25600	1.10E+05	400	1.70E+06	24700
ECSS-E-ST-10-04C (SCATHA 1979)	2.00E+05	400	1.20E+06	27500	6.00E+05	200	1.30E+06	28000
NASA Worst-Case	1.12E+06	12000			2.36E+05	29500		
ATS-6	2.36E+06	29500			2.36E+05	29500		
MIL-STD-1809	2.36E+06	3100	6.25E+05	25100	6.00E+05	200	1.20E+06	28000
Galaxy 15	4.58E+04	55600			1.00E+05	75000		
LANL-KIT	5E+06	13500			2.5E+05	5000		

13



Simulation result of NASCAP-2k

	Daylight charging after 2000 sec					
	Max		Frame	-Frame	Max-	
	Min Chg	Chg			Min	Frame
Galaxy15	-802	9.56	2.751	-2.751	811.56	6.81
NASA Worst Case	-9286	-1518	-2415	2415	7768	3940
ATS-6	-13910	-3617	-5779	5779	10293	2162
SCATHA-Mullen1	-11870	-5236	-8468	8468	6634	3232
SCATHA-Mullen2	-10940	-4077	-6573	6573	6863	2496
ECSS-E-ST-10-04C (SCATHA 1979)	-10870	-3512	-5640	5640	7358	2128
MIL-STD-1809	-5728	-1407	-2267	2267	4321	860

14



Simulation result of NASCAP-2k

	Night-time charging after 2000 sec					
	Max		Frame	-Frame	Max-	
	Min Chg	Chg			Min	Frame
Galaxy15	-17820	-17410	-17590	17590	410	170
NASA Worst Case	-13230	-5687	-9153	9153	7543	3466
ATS-6	-18310	-9733	-13220	13220	8577	3487
SCATHA-Mullen1	-11980	-6752	-10950	10950	5228	4198
SCATHA-Mullen2	-11160	-6010	-9736	9736	5150	3726
ECSS-E-ST-10-04C (SCATHA 1979)	-11430	-6050	-9521	9521	5380	3471
MIL-STD-1809	-6312	-3393	-5509	5509	2919	2116

15

Simulation result of MUSCAT



Daylight

	Time, s	Min Chg	Max Chg	Abs Chg (frame)	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
NASA Worst Case	2000	-14600	-40	-1820	14600	1780	-12800
ATS-6	2000	-19400	-70	-3400	19300	3330	-16000
SCATHA-Mullen1	1835.5	-41500	-350	-16100	41200	15700	-25400
SCATHA-Mullen2	2038	-34000	-60	-10300	33900	10300	-23700
ECSS-E-ST-10-04C (SCATHA 1979)	2006.6	-28800	-160	-7450	28600	7290	-21400
LANL-KIT	2021.1	-38800	-290	-15000	38500	14800	-23700

16

Simulation result of MUSCAT



Night-Time

	Time, s	Min Chg	Max Chg	Abs Chg (frame)	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
NASA Worst Case	2000	-43700	-42900	-43300	870	402	-468
ATS-6	2000	-63800	-63200	-63500	600	270	-330
SCATHA-Mullen1	2000	-107000	-102000	-105000	5600	3420	-2170
SCATHA-Mullen2	2000	-112000	-107000	-110000	4890	2700	-2190
ECSS-E-ST-10-04C (SCATHA 1979)	2000	-70000	-67100	-68600	2870	1520	-1350
LANL-KIT	2000	-72900	-71800	-72300	1030	468	-566

17



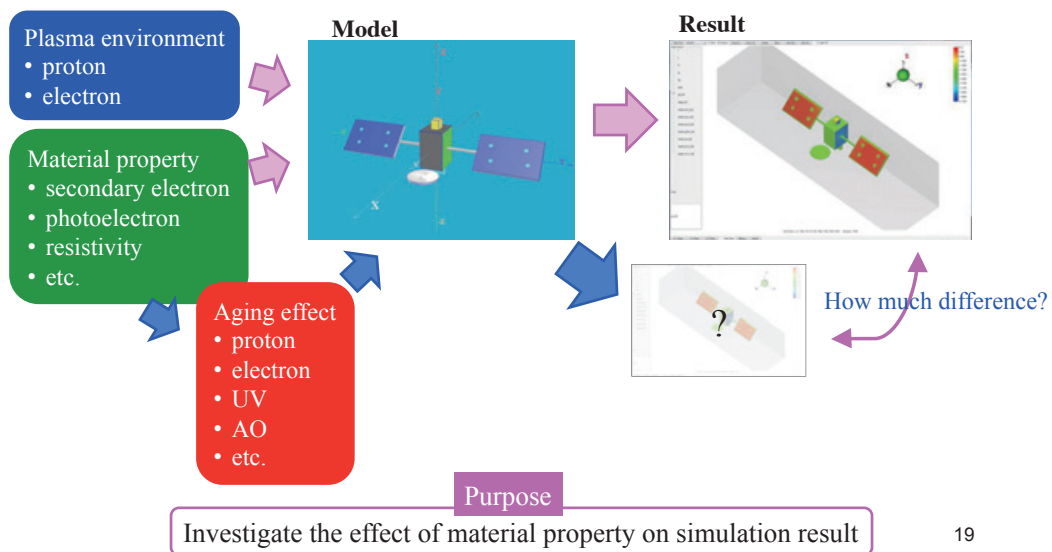
Summary of round-robin simulations

- Round-robin simulations were performed with the same simulation model and environments between Nascap-2k and MUSCAT.
- Both types of simulations showed large amounts of charging in all the proposed worst-case environments.
- The SCATHA-Mullen 1 double Maxwellian plasma environment showed the largest maximum inverted gradient potentials in both MUSCAT and Nascap-2k simulations.
- The SCATHA-Mullen 1 can be reliably used as a worst-case environment for spacecraft design and testing.

18



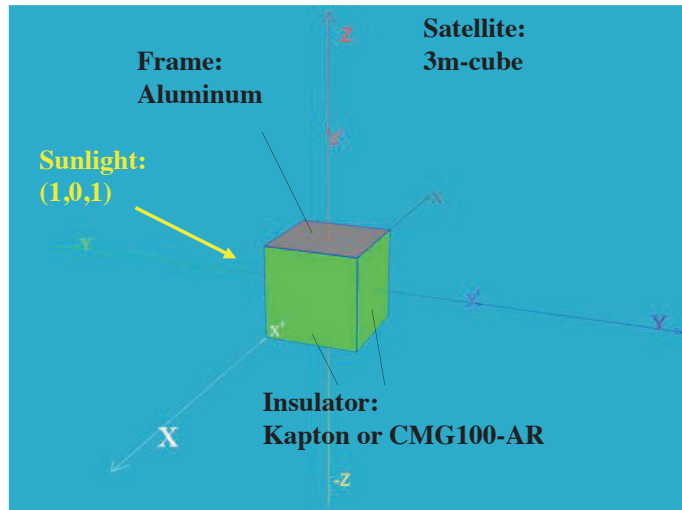
Material property for simulation



19



Calculation model



Calculation volume: 32 x 32 x 32 Grid: 0.5m

20



Material property

Material	Aging effect	δ_{max}	E_{max} (eV)	Photoemission ($A m^{-2}$)	Bulk Conductivity ($\times 10^{-14} \Omega^{-1} m^{-1}$)	Dielectric Constant	Thickness (μm)
Aluminum	Nominal	0.97	300	40	-1	1	1000
Kapton	Nominal	1.69	150	3.2	0.7	3.5	25.4
	Proton	1.66	150	7.9	1.6	3.5	25.4
	Electron	1.97	150	3.3	2.9	3.5	25.4
	UV	2.12	150	8.7	0.7	3.5	25.4
	AO	1.1	700	3.0	0.7	3.5	25.4
CMG100-AR	Nominal	6.76	1000	20	1.0	3.8	125
	Proton	2	350	20	1.0	3.8	125
	Electron	6	1000	20	1.0	3.8	125
	UV & Multi	1.8	200	20	1.0	3.8	125

21



Plasma environment

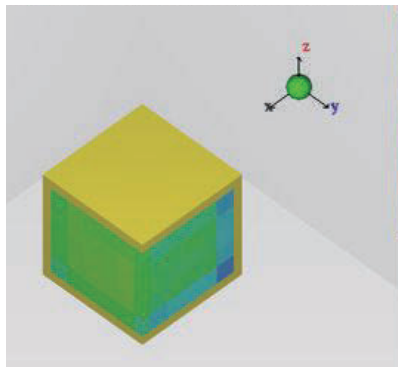
Environment Name	Ne1	Te1	Ne2	Te2	Ni1	Ti1	Ni2	Ti2
	(m ⁻³)	(eV)	(m ⁻³)	(eV)	(m ⁻³)	(eV)	(m ⁻³)	(eV)
SCATHA-Mullen1	2.00E+05	400	2.30E+06	24800	1.60E+06	300	1.30E+06	28200

22

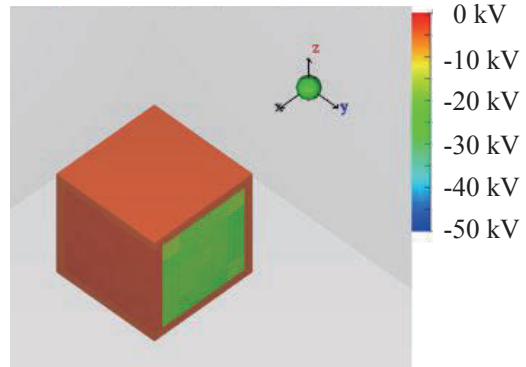


Example of calculation results

Kapton: electron



CMG100-AR: nominal



23



Results

Kapton

Aging	Light side	Dark side	Frame	Light-Frame	Dark-Frame
Nominal	-17300	-19900	-13000	-4300	-6900
Proton	-11900	-23400	-10700	-1100	-12600
Electron	-20400	-29000	-11500	-8900	-17500
UV	-10300	-18200	-10900	600	-7300
AO	-16900	-19500	-13000	-3900	-6500

CMG-100AR

Aging	Light side	Dark side	Frame	Light-Frame	Dark-Frame
Nominal	-1800	-19900	-3000	1200	-16900
Proton	-4000	-29800	-6900	2900	-22900
Electron	-2500	-22800	-4500	1900	-18300
UV	-4000	-30200	-6800	2800	-23500

24

Summary of material property



- The simulations were performed with different material properties by MUSCAT.
- The calculated potentials had a large distribution after aging effect.
- This results will be published on ISO draft (worst case environment for spacecraft charging simulation) for suggestion of considering effect of material properties degradation on spacecraft charging simulation.

25

Schedule



- Workshop in January 26th and 27th 2015
 - Round-robin simulation results
 - ISO draft
- Committee Draft by July 2015

SPIS を用いた衛星帯電解析 -SPIS 利用の手引き-

岡本好実, 中村真弥, 中村雅夫
大阪府立大学 工学部航空宇宙工学科

1. 要旨

人工衛星の故障の原因のひとつとして、表面帯電が考えられる。帯電電位の計算機シミュレーションを事前に行うことは、人工衛星の故障を防ぐために有益である。そのシミュレーションソフトは各国で開発されているが、その中でヨーロッパ製が主体となって開発された SPIS (Spacecraft Plasma Interaction System) はオープンソースで無償公開されていて大学などでも使用できる。しかしサポートを受けることができず、実際に使用するには敷居が高い。そのため SPIS を用いて衛星帯電の計算を試みている経験から、今後研究者が SPIS の利用を始める際に問題になりそうな点を取り上げ、利用するための手引きになるように本報告書を作成した。

2. 背景

人工衛星には一部絶縁体が用いられており、絶縁体間や衛星構体との間の宇宙プラズマ環境変動に起因した帯電(乖離電圧の発達)・放電の原因となっている。人工衛星は通信・地球観測・航行・気象など社会インフラにはなくてはならない存在で故障すると社会的損失につながるが、帯電とそれに伴う放電による衛星故障は数多く報告されている。日本では 2003 年に地球観測衛星「みどり 2 号」の衛星帯電による故障以降、衛星帯電に関する研究の重要性が高まった。これにより設計・開発段階から人工衛星の帯電を想定した設計が求められる。衛星の形状・材質・運用環境などを考慮した衛星帯電シミュレーションを行うことが一般的に行われるようになってきた。また現在、衛星帯電に関する ISO (国際標準) 規格の策定作業が行われており、その中で衛星帯電ソフトの利用につい

でも取り上げられている。今回 SPIS を用いるのは無料であることに加え、この ISO 規格の策定作業で進められている各国のシミュレーションプログラム比較・検証に協力するためでもある。

3. SPIS 概要

SPIS とは European Space Agency (欧州宇宙機関: ESA) が主になって開発した、オープンソースで無償公開されているソフトである。人工衛星周りのプラズマ電位や、表面電位をシミュレーションによって求めることができる。ソフトは三次元 Particle-in-Cell (PIC) 計算法を基に作られていて、2次電子放出や光電子放出等の表面相互作用も考慮されており、複雑な形状の衛星への対応もうたっている。試用中にも短い間にバグなどの理由で頻繁にアップデートされているが、無償で使える衛星電位シミュレーションソフトとして、研究目的などの使用において今後の活用が期待される。

4. SPIS 利用の手引き

SPISver5.1.6(2014年12月8日現在の最新版)を用いてシミュレーションを行う方法を示す。英語版のドキュメント[1]に沿って進めるが、その途中で日本語環境で使用した際に発生した問題点についても示す。

① インストール

SPIS は以下のサイトでユーザー登録を行いダウンロードする。

LibreSource

<http://dev.spis.org/projects/spine/home/spis>

ソフト自体は zip ファイルで圧縮されているので解凍すればそのまま利用が可能である。SPIS の公式推奨環境は表に記したとおりである。

表 1. SPIS の公式推奨環境

OS	Multi Platform
CPU	multi-core CPU with frequency higher than 2.4 GHz
RAM	8Gb
Graphic card	NVIDIA Quadro FX 570M or equivalent
解像度	1280x1024

表 2. 使用した PC 環境

OS	Windows7 Enterprise Service pack 1 64bit
CPU	Intel® Core™ i7-4770 4 cores/8 threads 3.40GHz
RAM	16.00Gb
Graphic card	Intel® HD Graphics Family 4600 1696Mb
解像度	1920×1080

SPIS はマルチプラットフォームをうたうソフトである。しかし Windows は 7 までしかサポートしていないようで、Windows8 では起動はするもののエラーが出て計算自体を行うことができなかつた。また Windows7 で起動ができない場合は、

/SPISROOT/dependencies/thirdparty/jre_wi
n7/bin/ディレクトリの中にある java.exe
ファイルを右クリックし、互換性のトラブルシ
ューティングを行うことで起動できた。Linux
など他の OS は試していない。

② SPIS 起動～計算まで

SPIS は起動すると左側に図 1 左列のようなアイコンバーが表示される。アイコンの説明は右列に示す。

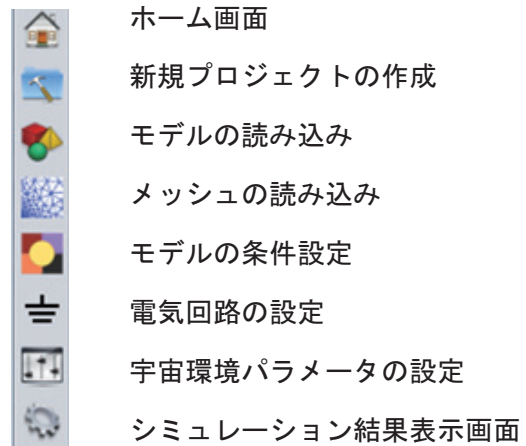
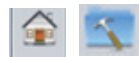


図 1. SPIS のアイコンバーとその説明

この項目を上から順に設定する。本項ではそれぞれの項目で注意しなくてはならない点を記載する。

A) SPIS の起動



ホーム画面アイコンを押すと既存のプロジェクトの読み込みか、新規プロジェクトの作成かを選ぶことができる。既存のプロジェクトの読み込みを選択した場合、モデルの読み込み画面に移動する。新規プロジェクトの作成をえらぶと、アイコン二番目の新規プロジェクト作成の画面に移動する。

B) モデル・メッシュ



この項目では、既存のモデルを読み込むことや、SPIS のインターフェース上でモデル編集を選択することでモデルを自作することができる。この項目で読み込んだモデルは、自動的にモデルファイル内の設定に従ってメッ

シユが生成される。メッシュの生成にかかる時間はメッシュの細かさによるが、1万分割程度ならすぐに終了する。もし別のメッシュを使いたい場合は、メッシュ項目で新たなメッシュを設定することが可能である。モデルやメッシュを読み込む際に、ファイル名やフォルダの一部にでも日本語が入っているとエラーが出る。このエラーがメッシュエラーやモデリングエラーという形でログに記されるが、実際は違うので注意が必要である。メッシュエラーやモデリングエラーが実際に発生しているかの確認は、付属の「GMSH」というソフトで一度モデルを読み込んでみれば判断ができる。もしモデルエラーならこちらのソフトでも同様のエラーが出る。

C) モデルのグループ化



モデルの条件設定

この項目では、衛星モデルの条件全般と計算領域に関する設定を行う。衛星の形状の設定、計算領域の外側境界の設定、衛星に使用する材料の設定などである。計算例として、図2のような立方体衛星のモデルを使って説明する。外側の枠は計算領域で、内側の立方体は全面にアルミを貼り付けた衛星である。衛星の設定をする際に、必要に応じて衛星を形づくっている面をグループ化する。グループ化しないと隣接した導体面でも電気的につながっていないとみなされる。全ての面を同じグループにした時は、全導体面は均一に帯電する（図は省略）。次に図3のように導体面を、黄色の部分をも一つのグループ、残りを別のグループと設定して計算を行った結果を図4に示す。

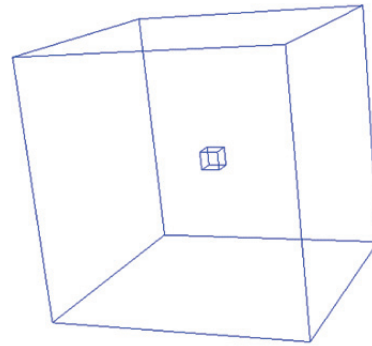


図2. 立方体衛星モデル

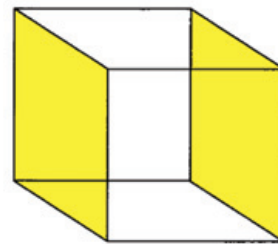


図3. グループ分けの仕方の図

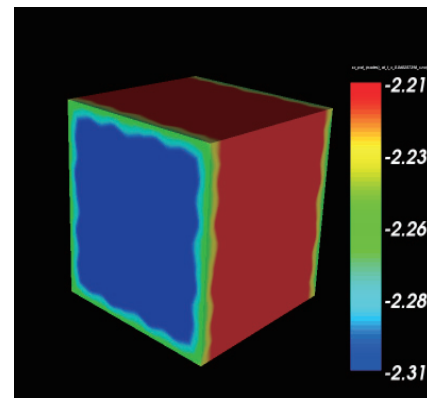


図4. 2グループに分けた際の表面電位

このように2つのグループ間にわずかではあるが電位差が確認できる。これより、グループ間には電気的につながりがないことがわかる。またこの図では、グループ間の辺の周囲に各面の電位を平均したような電位が発生しているように見える。しかしこれは次に述べるようにグラフィック化する際の仕様の問題であって計算自体は正しいと考えられる。

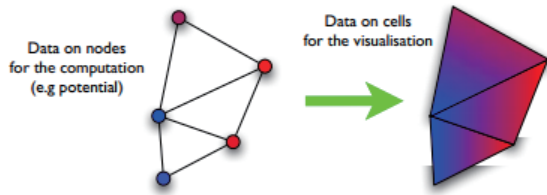


図 5. グラフィック化の処理法

グラフィック化の際に表示される色は、図 5 のようにメッシュの頂点部で計算された電位をなだらかに平均化するように塗られたものである。よって面と面の境界面の電位に着目する際は注意しなくてはならない。

D) 宇宙環境パラメータ



宇宙環境パラメータの設定

この項目では想定する宇宙環境のパラメータ（密度、温度、太陽の角度など）や、計算パラメータ（計算時間、計算のタイムステップ、粒子の分布関数など）を設定することができる。

目的に合わせて計算時間を短縮させ効率的に結果を得るために修正すると良いパラメータがある。付属している球体モデル (SphereLowresolution.spis5) を参考に述べる。初期値から電子温度とイオン温度のみを 10000eV に変えてシミュレーションを行い、計算時間の比較を行った。

●CPUのスレッド数の設定を変更した場合

表 3. スレッド数を変更した場合の計算時間

CPU1 スレッド使用	14 日間
CPU4 スレッド使用	5day13h42min44sec

SPIS はソフトが使用する CPU のスレッド数をユーザーが決定できる仕様であるが、スレッド数を 4 (CPU のコア数と一致させる) に設定すると計算時間が 60%ほど減少することが

わかった。これ以上にしても高速化しないため、ハイパースレッディングは利用できないと考えられる。

●タイムステップパラメータ

計算パラメータに初期値を用いずに、ドキュメント [1] を参考に粒子の速度を考慮して表 4 のように修正することで、計算時間を 30 分に短縮することができた。SPIS の計算ルーチンは科学計算でも使えるように、タイムステップを短く取ればプラズマ振動なども扱えるようになっている。しかし本研究では衛星電位の計算を目的としているため、表に示したタイムステップを用いて計算時間を短くできる。また表のように設定しても、あまりに急激な電位変動が起こらない様に、必要に応じてより細かいタイムステップを自動で取ってくれる仕様になっている。

表 4. タイムステップパラメータ修正表

duration	電流平衡に達する時間
simulationDt	電流平衡に達する時間の 10 分の 1 以下
popDt (elecDt,ionDt)	粒子が計算領域を通過する時間
popDuration	popDt と等しくする
plasmaDt	IonDt と等しくする
plasmaDuration	2*plasmaDt もしくは popDuration のどちらか大きいほうよりも大きく

E) シミュレーションログの処理

シミュレーション中に、OutOfMemory の java エラーが発生して SPIS が動かなくなることがある。これは SPIS のログの蓄積によりメモリ領域が一杯になることが原因と考え

られ、対処法としては

- ①シミュレーションタイムステップの間隔を大きくして計算結果の書き出し回数を減らす
- ① メモリの使用領域を増やすという方法が考えられる。シミュレーションタイムステップは前節の simulationDt を粗くすることで調節できる。またメモリの使用領域は、SPIS ルートフォルダにある spis.dat ファイルをテキストエディタなどで開き、-Xmx2048M の部分すべてを各自の PC スペックに合わせた値にするとよい。

5. 衛星電位シミュレーション計算

SPISのプログラム比較のためのシミュレーションを行った。この際使用した宇宙環境やモデルは Toyoda[2]と同様のものを用いた。

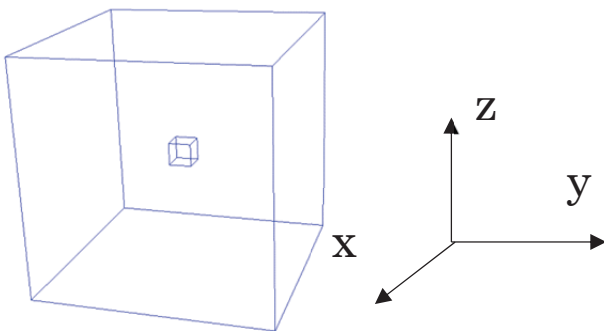


図 6. 使用した衛星モデル

- 領域 : 32 × 32 × 32m
- 衛星 : 一辺 3m の立方体
- 表面材料 : 衛星構体アルミ
+X 面と+Y 面にカプトン
- メッシュ数 : 13633 個
- 太陽は (x, y, z)=(1, 0, 1) から照射

使用した材料パラメータを表 5 に、使用したワーストケースの 1 つである宇宙環境パラメータ (SCHATA-Mullen1) を表 6 に示す。

●計算結果

電流平衡に達した際 (t=2000s) の、各面の最も低い電位を取りだした値を、Toyoda[2]の MUSCAT の結果の値とあわせて表 7 に示す。

表 5. 使用した材料パラメータ

	ALM	KAPTON
MSEY	0.97	1.69
PEE (eV)	300	150
PEY [A/m ²]	40.0E-5	3.2E-6
BUC [ohm-1.m]	-1.0E-14	0.7E-14
RDC	1	3.5

※

MSEY: Maximum secondary electron emission (SEE) yield for electron impact

PEE: Primary electron energy that produces maximum SEE yield

PEY: Photoelectron current for normally incident sunlight

BUC: Bulk conductivity, must be set negative if a conductor

RDC: Relative dielectric constant

表 6. 宇宙環境パラメータ (SCHATA-Mullen1 case)

Ne1 [m ³]	200000.0
Ne2 [m ³]	2300000.0
Te1 [eV]	400.0
Te2 [eV]	24800.0
Ni1 [m ³]	160000.0
Ni2 [m ³]	1300000.0
Ti1 [eV]	300
Ti2 [eV]	28200.0
光電子電流	あり
二次電子電流	あり

表 7. 衛星表面の電位

	SPIS	MUSCAT
日照面（カプトン）	-17854V	-17300V
日陰面（カプトン）	-20700V	-19900V
アルミ構体部	-5560V	-13000V
日照面と 構体の乖離電位	-12294V	-4300V
日陰面と構体の乖離電位	-15140V	-6900V

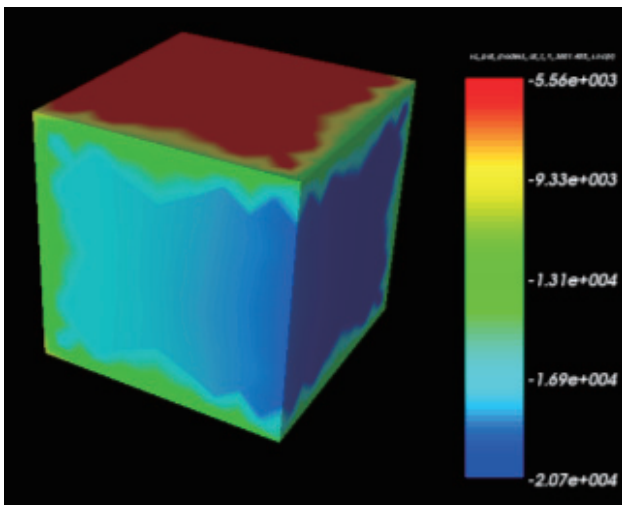


図 7. 表面帯電の様子

導体面と誘電体面の間に乖離電位が発生し、そして誘電体面内でも日照面と日陰面で電位差が発生していることが確認できた。MUSCAT の結果と比較すると、アルミ構体部分の電位にはかなり差がある。現段階では、この原因がプログラムにあるのか、材料のパラメータにあるのか、モデリングにあるのか等ははっきりしたことは分かっていない。今後先行研究のデータと比較しながら検証していく予定である。

6. まとめ

本報告書では簡単な SPIS の使用法と、その使用法に基づいて行ったシンプルなモデルのシミュレーション結果を紹介した。今後はこれを踏まえて ISO 規格の検証モデルなど、衛星を模擬したより

複雑な形状のモデルを作成し、衛星故障を引き起こす悪い宇宙環境と関連付けてシミュレーションを行っていく予定である。

7. Reference

- [1]Benoit Thiebault, Jean-Charles Mateo Velez, Julien Forest, Pierre Sarrailh, 2013, Spis5.1 User manual
- [2]Toyoda Kazuhiro, 2014, Effect of Material properties on spacecraft charging simulation, Proceedings of 13th Spacecraft Charging Technology Conference, #172

QZS と MAGDAS 地上磁力計による同一沿磁力線電流の同時観測 —沿磁力線座標系解析

小串修¹、河野英昭^{2,1}、東尾奈々³、松本晴久³、D.G.Baishev⁴、魚住禎司²、
阿部修司²、湯元清文^{2,1}、吉川顕正^{2,1}

1: 九州大学大学院 理学研究院 地球惑星科学部門

2: 九州大学 国際宇宙天気科学・教育センター

3: 宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 宇宙環境グループ

4: Yu.G.Shafer Institute of Cosmophysical Research and Aeronomy,
Siberian Branch, Russian Academy of Sciences

1. イントロダクション

沿磁力線電流 (FAC; Field-Aligned Current) についての研究は様々な衛星や地上での観測データを用いて行われてきたが、本研究では JAXA が運用する準天頂衛星 (QZS; Quasi-Zenith Satellite) と、九州大学の国際宇宙天気科学・教育センターが中心となって運用する地磁気観測ネットワークである MAGDAS (MAGnetic Data Acquisition System) の同時観測データを用いて行う。

QZS は測位システムを補完する目的で打ち上げられた衛星である。静止衛星の軌道から傾斜角 40° と離心率 0.1° を持っている。その角度から同じ子午面 (日本) の高緯度領域に長時間滞在するので、日本上空から物の影に隠れることなく信号を送ることができ、測位システムの補完を行うことができる。QZS は宇宙環境観測装置も搭載しており、本研究ではそのデータを用いる。また、MAGDAS は現在世界 72 箇所に磁力計を設置しており、リアルタイムで磁場データを集めている。

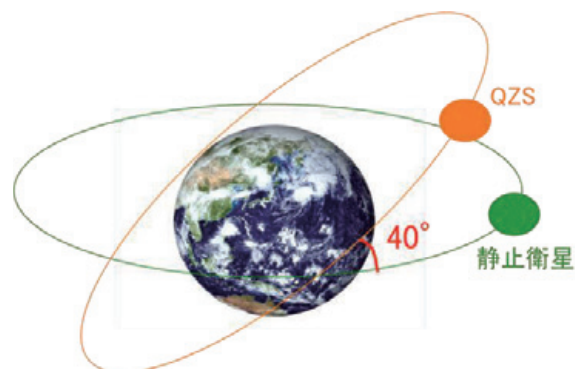


図 1 QZS とその軌道

本研究でこの二つの磁場データを解析する理由は、磁力線を伝わる現象を長時間同時観測することが可能だからである。QZS を通過する磁力線の footpoint の近くには MAGDAS の観測点があるので、磁力線を伝わっていく現象を同時に観測することができる。また、QZS は同じ子午面上に長時間滞在することから footpoint が地上観測点付近から他の衛星と異なりゆっくりとしか動かないので、長時間の同時観測が可能である。

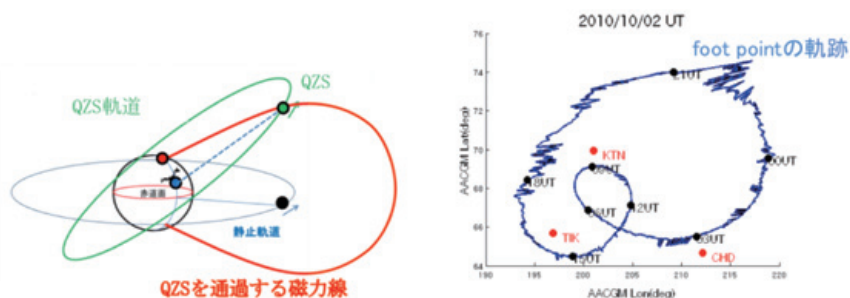


図 2 (左)QZS を通過する磁力線 (右)footpoint と MAGDAS 観測点の位置関係

表 1 footpoint 付近にある MAGDAS 観測点の情報

Station name	GG.Lat.	GG.Lon.	GM.Lat.	GM.Lon.	L value
Kotel'nyy (KTN)	75.94	137.71	69.94	201.02	8.50
Tixie (TIK)	71.59	128.78	65.67	196.88	5.89
Chokurdakh (CHD)	70.62	147.89	64.67	212.12	5.46

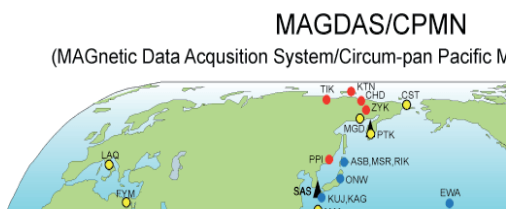


図 3 MAGDAS 観測点の位置

これまで QZS の磁場は VDH 座標系を用いて解析を行ってきたが、磁力線に沿った現象を見ていくのであれば沿磁力線 (Field-Aligned; FA) 座標系 (主磁場 (背景磁場) に基づい

て定義される座標系である) を用いたほうが判りやすいと考えられる。そこで今回は FA 座標系を用いて解析を行なっていくながら、VDH 座標系との比較を示す。本論文では、主磁場としては IGRF モデル磁場を用いる。



図 4 (左)VDH 座標系の 3 成分。H 軸を地球のダイポール軸と平行で北向きに、D 軸を H 軸と地球の中心と衛星の中心を結ぶ線を両方に垂直で東向きに、V 軸を D 軸と H 軸の外積でとる。(右)FA 座標系の 3 成分。Z 軸を衛星の位置での主磁場と平行の方向に、Y 軸を Z 軸と r 軸 (地球中心と衛星中心を結ぶ軸) との外積で、X 軸を Y 軸と Z 軸との外積でとる。

2. データ解析・議論

今回は一例として 2011/4/9/17:20~17:35 に観測された磁場変動現象の解析を行った。

図 5 はそのイベント期間を含む 16:30~18:00UT での QZS と MAGDAS のデータを示している。上から 4 つのパネルは QZS での観測磁場 (FA 座標における 3 成分(X,Y,Z)と全磁場)、次の 4 つのパネルは CHD での観測磁場 (H,D,Z の 3 成分)、次の 2 つのパネルは MAGDAS 観測点と footpoint の距離を経度方向と緯度方向から示しており、最後の 2 つのパネルは QZS の帯電電位データに-1 を掛けたものと AL の値を示したものである。帯電電位データに-1 を掛けているのは、プラズマ密度と正の相関をもたせて密度の大小を見やすくするためである。

CHD の磁場を示しているのは、この時刻において他の観測点のデータには欠測があり、データの揃っている CHD を中心に解析を行うからである。

帯電電位データに注目するとその値が 16:45~17:15 付近で single pulse 的に増加していることがわかる。これはプラズマ密度の増加を示すと考えられ、これより、図 5 の時間帯に QZS は基本的にプラズマシート - ロープ境界層近傍のローブ側に位置し、16:45~17:15 付近に短期間プラズマシートに入った、と考えられる。

また、変動が見られる時間 (17:20~17:35UT) において、footpoint 位置が緯度・経度方向ともに 1° も変化していないことから同時観測が可能なる条件を満たしている。AL の値は小さいのでグローバル的に見るとこの時間帯は静穏であることがわかる。

磁場の詳しい解析に入る前にこのイベントにおける変動を FA 座標系と VDH 座標系で比較してみる。図 6 は 2 つの磁場変動の様子を示している。

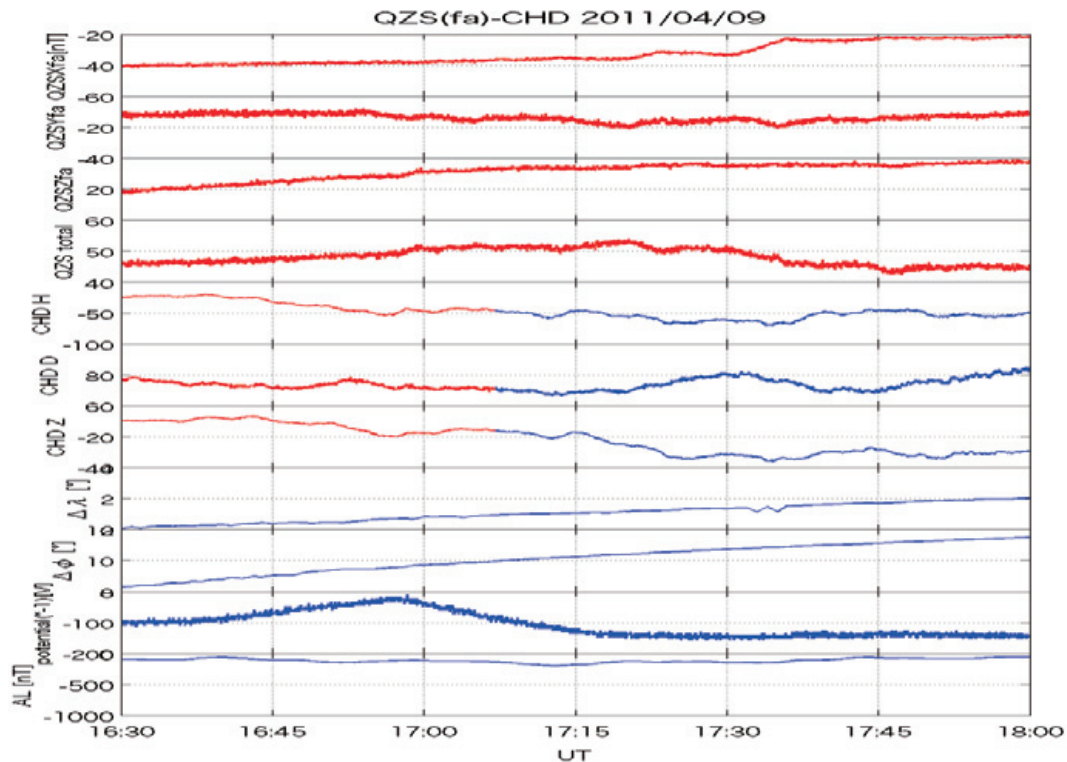


図 5 QZS と MAGDAS についてのデータをプロットしたもの

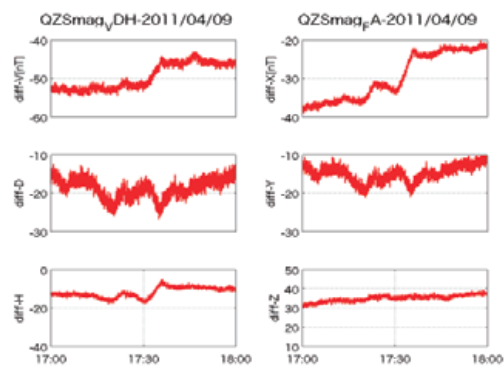


図 6 同時刻(17~18UT)における VDH 座標系(左)と FA 座標系(右)の磁場変動

VDH 座標系では全ての成分が変動しているが、FA 座標系を見てみると Z 成分が一定であることがわかる。これは、観測された現象がまさに磁力線に沿って起きているということである。VDH 座標系ではわからなかったことである。

続いて、FA 座標系を用いた QZS の磁場解析を行う。磁場の様子は図 7 左図に示してい

る。2つの縦線の間がイベント期間で、X成分には step-like な増加、Y成分には正の single peak 的変動が見て取れる。

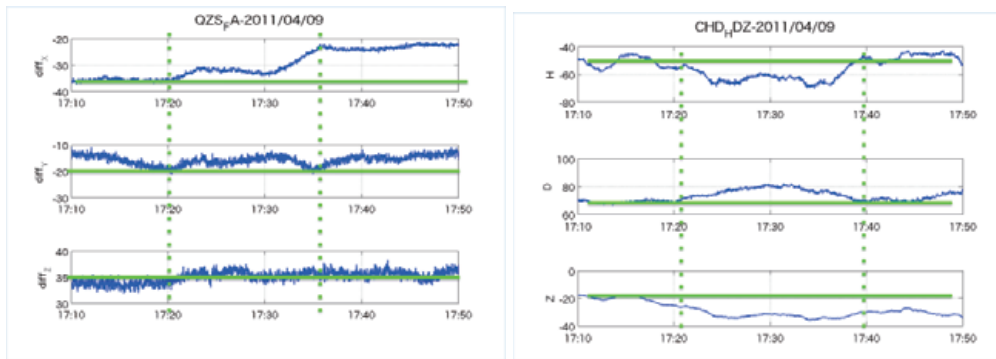


図 7 イベント時の QZS(左)と CHD(右)の磁場

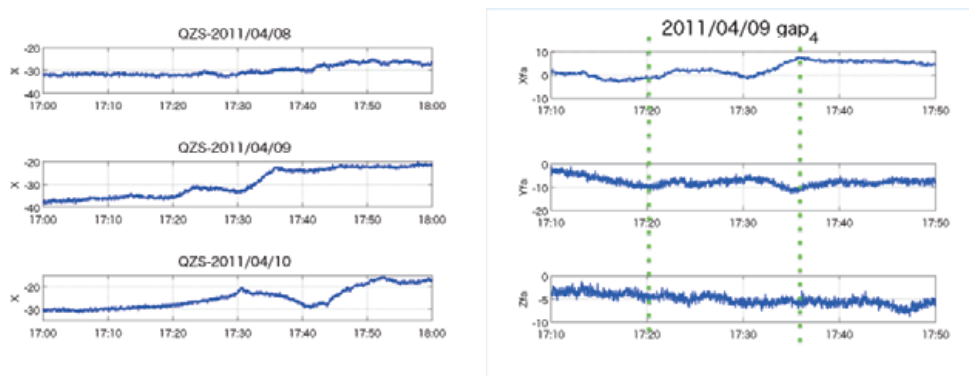


図 8 (左)イベント日前後の QZS の X 成分 (右)前後の日(±4 日)の平均を引いたイベント日の磁場 3 成分

しかし、前後の日の磁場を見たところ、X成分においては増加トレンドがどの日でも観測されていることがわかった(図8左図参照)。このことから、今回は主磁場として IGRF モデル磁場を用いているが、主磁場中には IGRF に追加される成分も存在する事が推測される。そこで、前後各 4 日間(計 8 日間)の磁場の平均値を差し引くことでイベントに直接起因する変動を取り出そうとした。その結果が図 8 右図である。この図の X 成分では steplike な増加成分が図 7 左図より顕著でなくなっており、図 8 右図の磁場変動は図 9 左図の右半分の図で近似される。そしてこの図に示している磁場変動は、図 9 左図の左半分の図に示すような FAC の向きと移動によって説明可能である。

また、CHD(QZSと同じ磁力線上に位置)についての解析も行う。図 7 右図を見ると、同じイベントの期間(2つの縦線に挟まれた期間)において H 成分が負、D 成分が正の single peak 的変動を示しており、図 9 右図の右半分の図で近似される。そしてこの図に示してい

る磁場変動は、図 9 右図の左半分の図に示すような FAC-電離層電流系の向きと移動によって説明可能である(D 成分は FAC によって作られ、H 成分は電離層電流によって作られる)。この図 9 右図の左半分の図のモデル中の FAC 部分は、図 9 左図の左半分の図のモデルと同じ向きと移動方向を持っている。つまり、QZS で観測された磁場変動も CHD で同時観測された磁場変動も同じモデルで解釈できる。

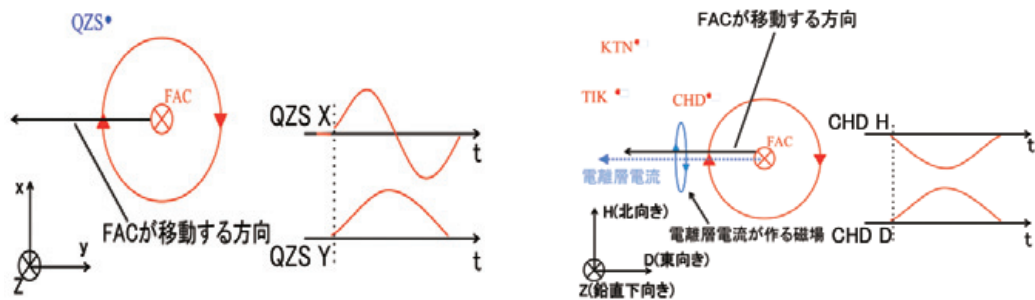


図 9 磁場変動の解釈図。QZS における変動が左図、CHD が右図。

3. まとめ

FA 座標系を用いることで磁力線に沿った現象が VDH 座標系を用いた場合より容易に同定できることがわかった。また、今回は QZS と MAGDAS によって同時観測された同一磁力線上の FAC の解析を一例行った。この FAC は朝側領域で西向きに動いていると解釈できた。引き続き統計的な解析を行っていくことでこの動きが一般的に見られるものかを確かめていく。

第11回宇宙環境シンポジウム 2014年12月10-11日 大阪府立大学

EISCAT_3D

(次世代欧州非干渉散乱レーダー) による宇宙環境研究と監視

Investigation and monitoring of space environment with EISCAT_3D (Next-Generation IS Radar Project for Atmospheric and Geospace Science)

宮岡 宏¹、野澤 悟徳²、小川 泰信¹、中村 卓司¹、大山 伸一郎²、藤井 良一²、C.Heinselman³
¹国立極地研究所 ²名古屋大学太陽地球環境研究所 ³EISCAT 科学協会

H. Miyaoka¹, S. Nozawa², Y. Ogawa¹, T. Nakamura¹, S. Oyama², R. Fujii² and C. Heinselman³
¹ National Institute of Polar Research
² Solar-Terrestrial Environment Laboratory, Nagoya University
³ EISCAT Scientific Association

EISCATレーダーとは？

Associate countries and institutes



Contributing:




- EISCAT科学協会 (1975年設立、1996年に日本加盟)
- UHFレーダー、VHF3局レーダー、電離層加熱装置
- スバル第1、第2レーダー



北欧レーダーの
更新計画
(EISCAT_3D)



Tromsø VHF radar (22.4MHz)
1986



EISCAT Swalbard radar (500MHz)
① 32m antenna 1996~
② 42m antenna 1999~



Tromsø UHF radar (930MHz)
1981



Kiruna UHF radar

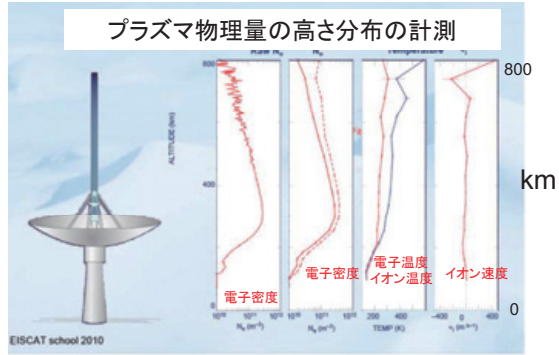
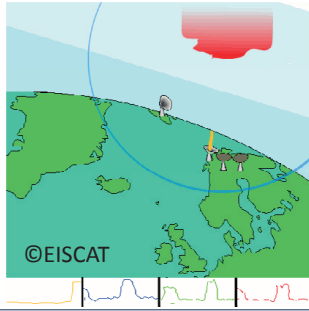


Sodankylä UHF radar

非干渉散乱 (Incoherent Scatter) レーダーとは？

高度70kmから2,000kmまでの広範囲を高精度に観測できる強力な大型大気レーダー
 大気中の電子によって散乱される微弱な電波を用いて、電子密度や温度などの物理量を測定する。微弱な電波から物理量を測定するには、**大口径(直径30m以上)**の送受信アンテナと**大きな送信出力(1メガワット以上)**が必要。

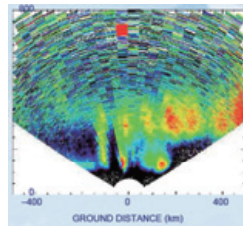
3局方式のEISCATレーダー



直接観測できる物理量:
電子密度、電子温度、イオン温度、イオン速度(ベクトル)

$$E = -V_i \times B \rightarrow E(\text{ベクトル})$$

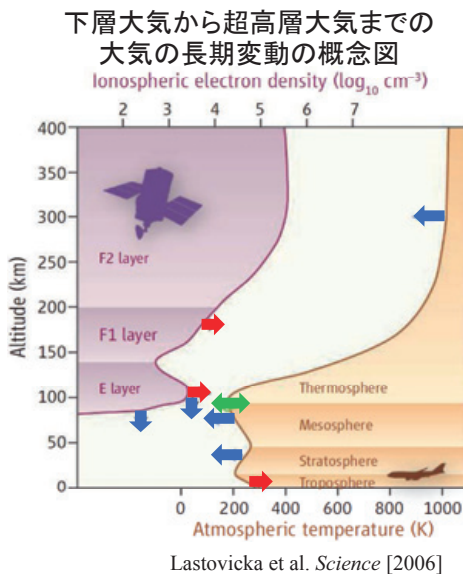
E : 電場
 V_i : イオン速度
 B : 磁場



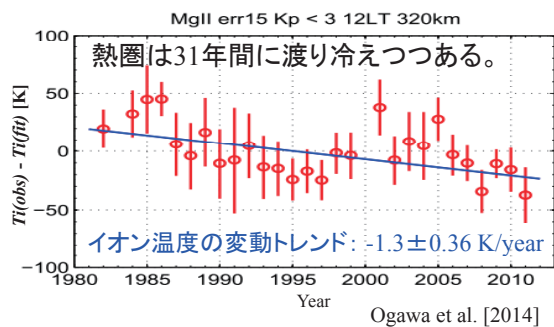
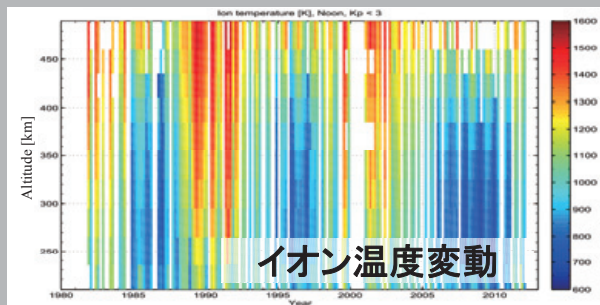
アンテナ掃引による2次元電子密度観測

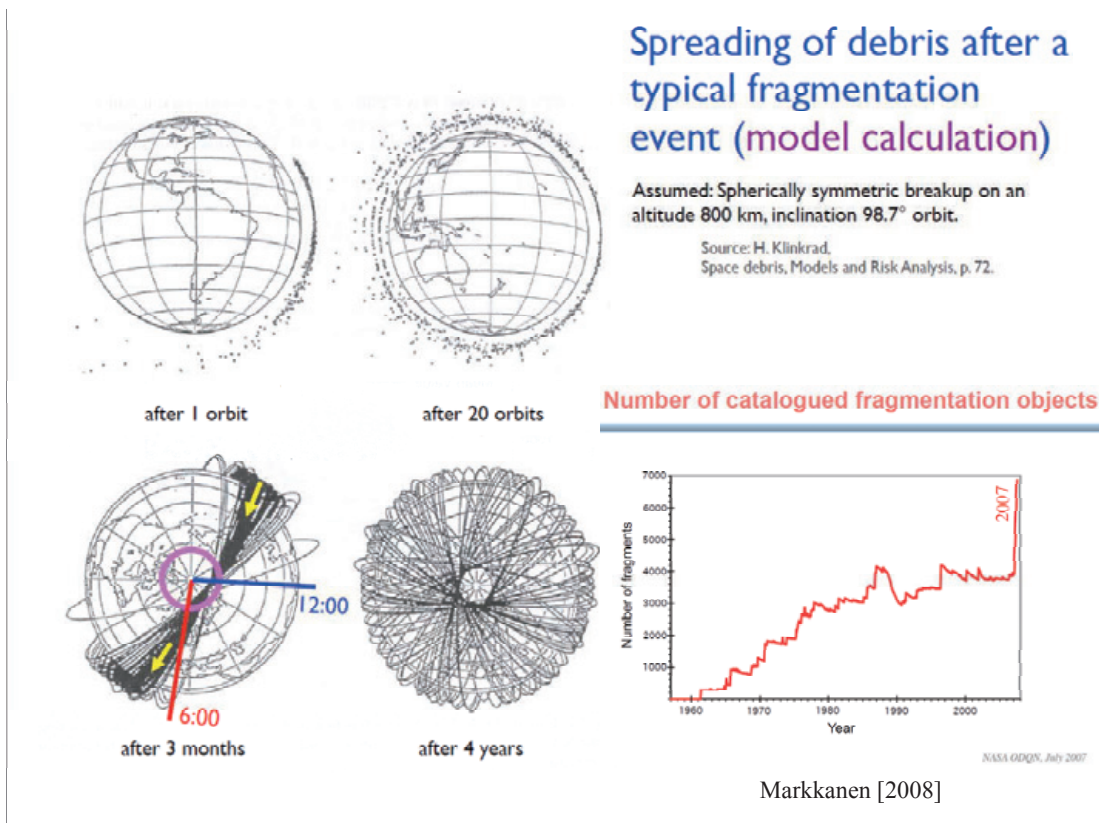
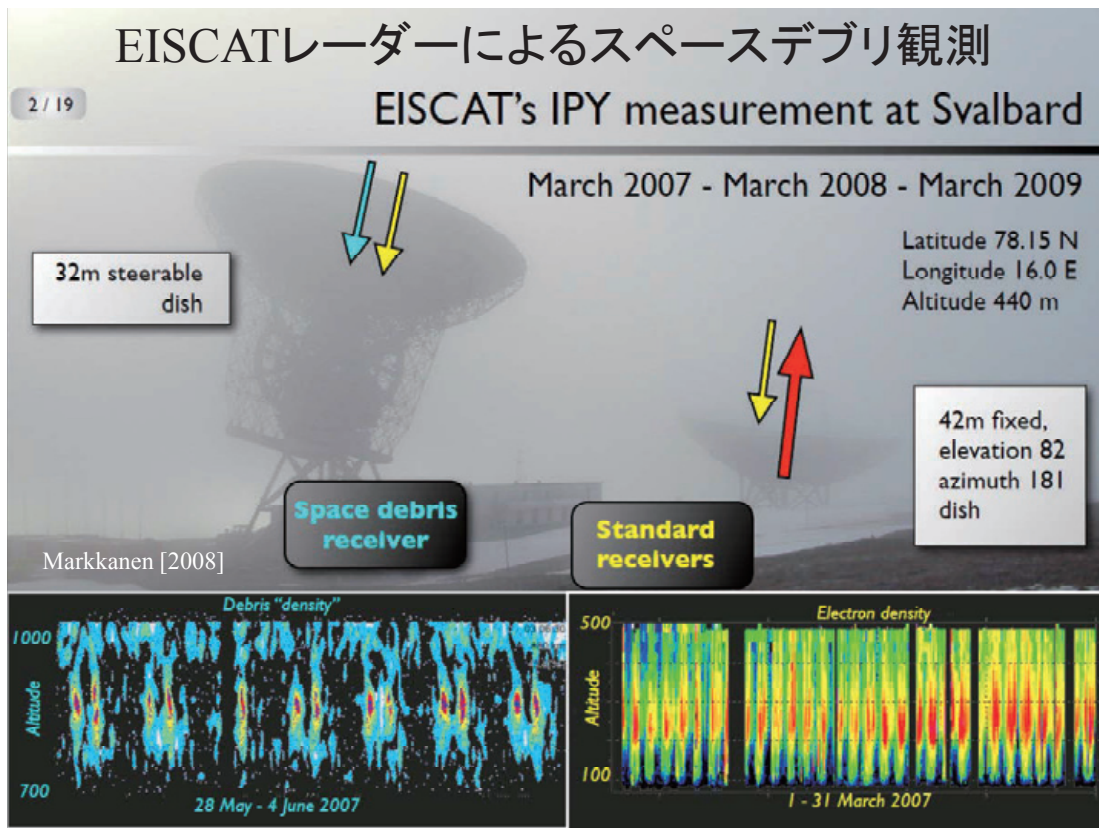
超高層大気の長期変動と太陽活動の影響

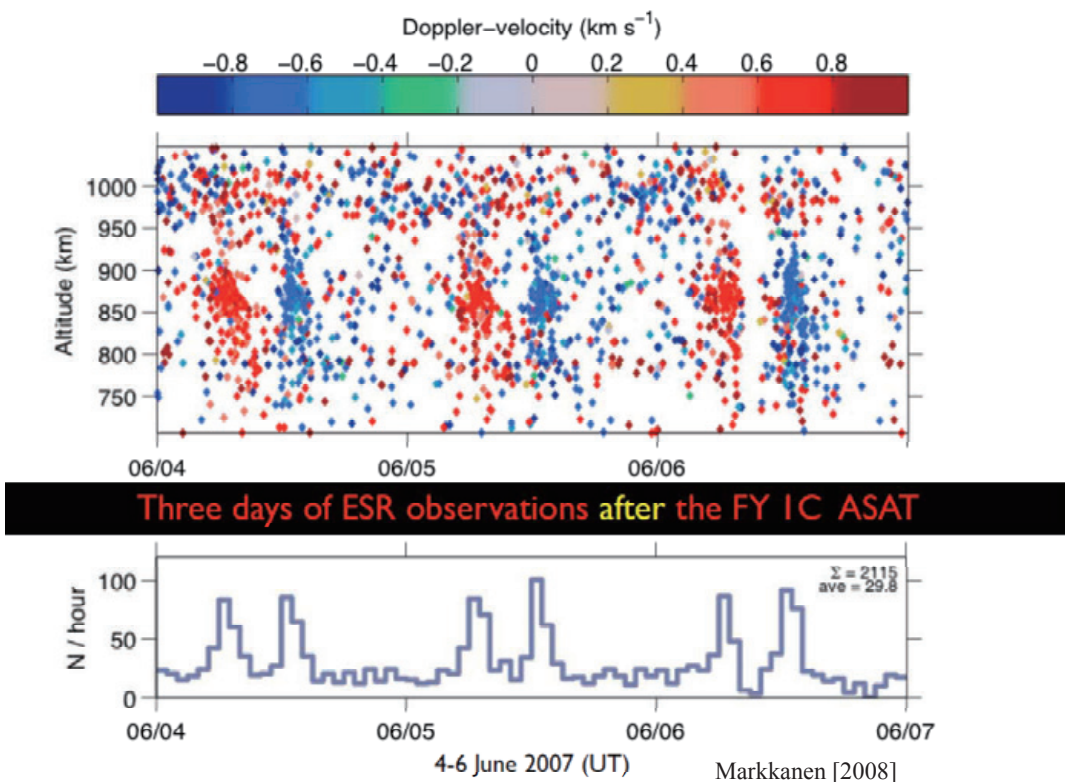
超高層大気は下層大気よりも変動幅が大きい。→ 人工衛星軌道への影響、環境変動シグナルの検出。



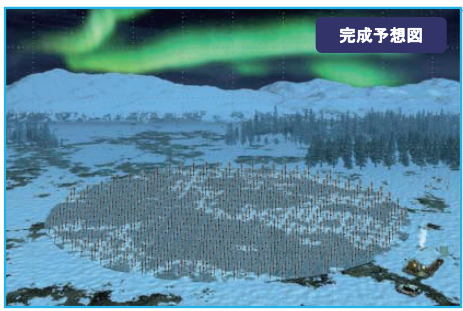
EISCATトロンソUHFレーダー(ノルウェー)で観測された過去31年間のイオン温度変動



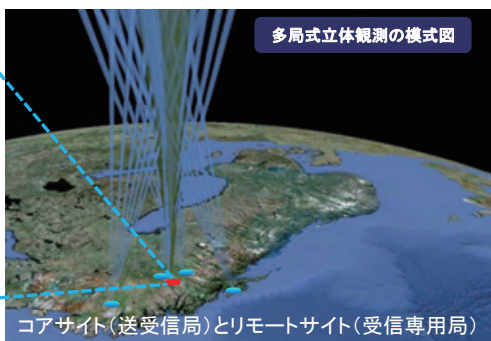




EISCAT_3D計画の概要



アンテナアレイを横から見た図。積雪対策のため、地上から約2mの高さにアンテナを配置。



利用計画・準備状況

- ・本設備はEISCAT科学協会加盟国との共同運営により、**全国・国際共同利用設備**として日本の研究者の利用に供される。
- ・2008年12月に欧州大型研究設備計画(ESFRI)のマスタープランに採択され、EU枠組み計画(FP-6、FP-7)の支援を得て技術的課題の検討などを進めるとともに、国際EISCATコミュニティによる**サイエンスプランの集約やコミュニティの合意形成(新協定書作成)**を進めてきた。これらに基づき、ノルウェーやスウェーデンがレーダー建設のための予算申請を開始し高評価を受けている(2013年)。 → **実現に向けた準備が整いつつある**

EISCAT_3Dレーダーを国際協力で北欧に新設

- ・**太陽活動が地球システム/人間生存圏に及ぼす影響と仕組みの解明**
- ・**宇宙天気の監視と社会インフラへのリスク軽減対策**

EISCAT_3Dレーダーの基本諸元

高度70~2000 kmのプラズマ物理量や
3次元風速を高精度に観測

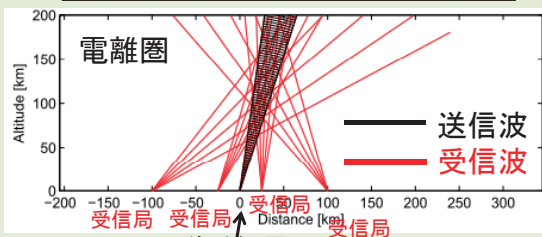
システム	パルスドップラーレーダー 多局アクティブ・フェイズド・アレイ方式
中心周波数	233 MHz(波長:1.3 m)
アンテナ	コア(送受信)局:約10,000本の直交八木アンテナ 4か所の受信局:約10,000本の直交八木アンテナ コア局から約110 kmと250 kmの距離に配置
送受信機	送信ピーク電力10MW、デューティ比 0-25%で可変 干渉法により、高度100 kmで最高50 mの空間分解能
運用	遠隔制御による通年連続運用

→ 地球大気・ジオスペース環境研究
のための国際共同レーダー

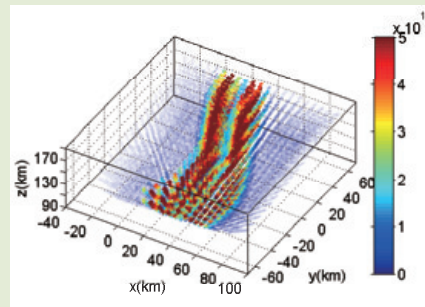
EISCAT/EISCAT_3Dレーダーの3次元観測

プラズマ物理量@高度	現EISCAT	EISCAT_3D	性能比
Ne,Ti,&Te@110km	5秒	0.05秒	100倍
Ne,Ti,&Te@300km	20秒	0.3秒	67倍
Vector Vi@110km	500秒	10秒	50倍
Vector Vi@300km	100秒	1秒	100倍

EISCAT_3Dレーダーによる3次元観測



送受信局から送信された複数本の電波が電離圏で散乱する。その散乱波を地上の5つの局で受信することにより、3次元の電離圏観測を実現。



EISCAT_3Dレーダーによる電子密度の3次元分布観測

EISCAT_3D計画の進捗状況

- 2012年10月: ノルウェーが予算申請(~38億円)
→7段階の内、最高評価(2013年5月)
- 2013年 3月: スウェーデンが予算申請(~38億円) →高評価
マスタープラン2014に応募:「太陽地球系結合過程の研究基盤形成」
- 5月: 地球惑星連合国際セッション「EISCAT_3D: 極域における大気および
ジオスペース科学のための新ISレーダー」開催
- 10月: ノルウェー極地研と北極研究公開セミナー・ワークショップをトロムソで開催
- 2014年 2月: NordE3D Network Application に応募(北欧3カ国中心、日本・英国は協力)
: フィンランドの大型研究マスタープランにEISCAT_3Dが採択
- 3月: EISCAT_3Dを含む「太陽地球系結合過程の研究基盤形成」が
マスタープラン2014の重点大型研究計画(全27件)に採択
: 極地研より概算要求申請
- 6月: EISCAT_3Dに関する円卓会議、4段階実施計画案
- 7月: 同計画がロードマップ2014(新規10件)に採択
: 送信機モジュールの検討開始
: EISCAT_3D Science Case ver3.0 作成
- 9月: EISCAT_3D準備フェーズ(FP7: 2010-2014年)終了
: スウェーデンが予算化を決定(第1ステージ分の建設分担金18億円)
- 10月: ノルウェーが予算申請(再提出)
: EISCAT_3D 'Cost Book' 作成
- 11月: 第2回円卓会議
- 2015年 1月: EISCAT_3D実施フェーズ開始、EISCAT新協定を締結(予定)
: EUのInfradev-3に応募(6億円、予定)

『マスタープラン2014』

2014年3月に重点大型研究計画27件の1つに選出

太陽地球系結合過程の研究基盤形成

Study of Coupling Processes in the Solar-Terrestrial System

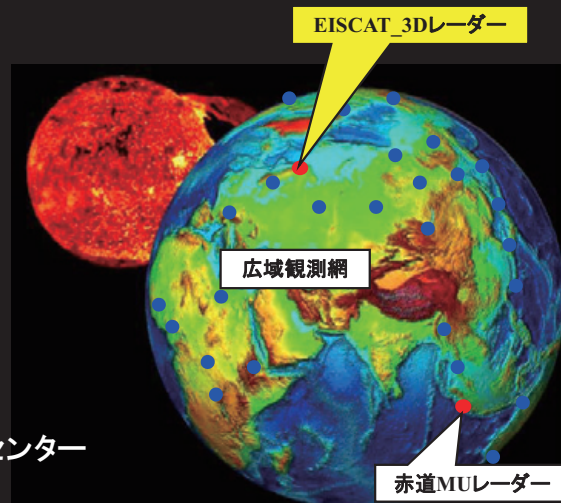
提案者 津田敏隆(京大大学生存圏研究所長・教授)

研究課題

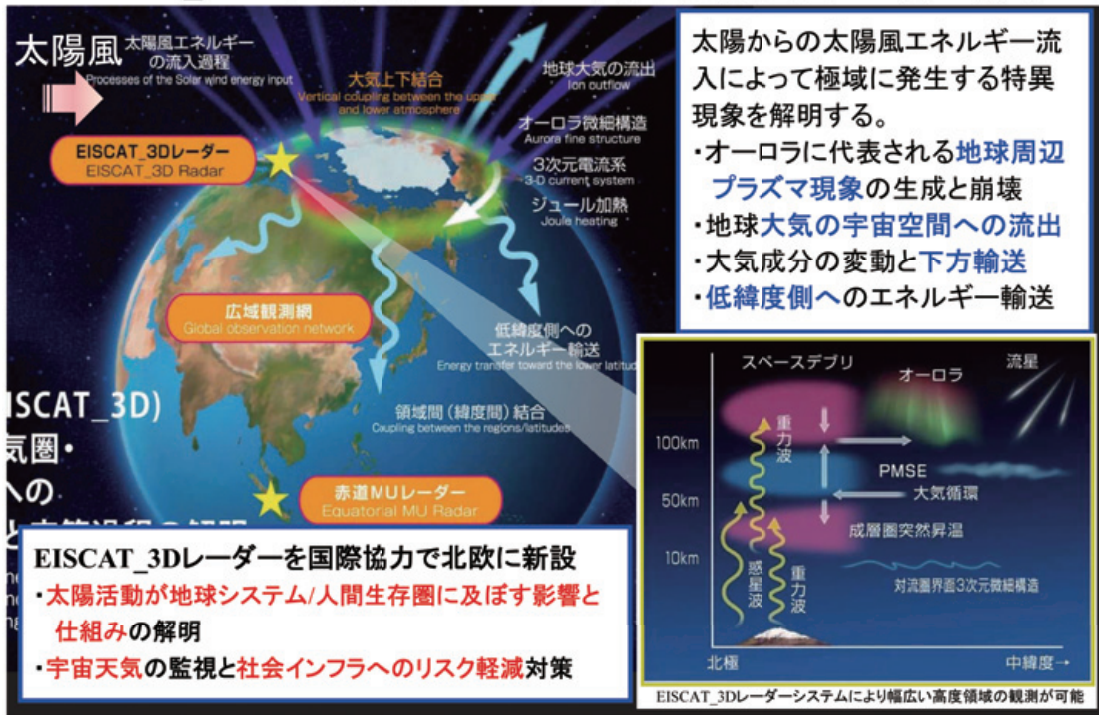
- (1)赤道ファウンテン
- (2)極域エネルギー流入過程
- (3)グローバル結合過程

参画機関:

京大大学生存圏研究所
国立極地研究所
名古屋大学太陽地球環境研究所
九州大学国際宇宙天気科学・教育センター



地球大気とジオスペース環境の理解に向けて - EISCAT_3Dによる極域エネルギー流入・変換過程の全容の解明 -



非干渉散乱 (IS) レーダー性能

System	Frequency (MHz)	Power (MW)	Quoted Gain (dBi)	Aperture (m ²)	Duty Cycle (%)	System Noise Temperature (K)	PA (GWm ²)	FOM
EISCAT VHF (1 klystron)	224	1.5		3110	12.5	300	4.67	1.00
EISCAT VHF (2 klystrons)	224	3		3110	12.5	300	9.33	2.00
EISCAT UHF	930	2	48	522	12.5	120	1.04	0.13
EISCAT Svalbard	500	1	45	905	25	65	0.90	0.57
Sondrestrom	1290	3.5	49	341	3	85	1.19	0.08
PFISR	449	2	43	708	10	120	1.42	0.34
EISCAT_3D Core	233	9		10000	20	190	90.00	37.04
Jicamarca	50	4.5		75000.0	6	3000	337.50	22.46
Arecibo	430	2.5		55000.0	6	90	137.50	35.46

$$\text{Figure-of-merit (FOM)} = \frac{PA \sqrt{\text{Duty cycle}}}{T_{\text{SYS}} f_{\text{RADAR}}}$$

Wannberg et al., EISCAT_3D: A Next-Generation European Radar System for Upper-Atmosphere and Geospace Research, 2010.

EISCAT_3D整備計画

計画	整備内容	年次	建設経費
第1 ステージ	主局 (Skibotn、送信機 50%) 2受信局 (Bergfors, Karesuvanto)	2015—2021	全体の60%
第2 ステージ	主局の送信機増設 100%	2022	15%
第3 ステージ	1受信局 (Andoya)	2023	12%
第4 ステージ	1受信局 (Jokkmokk)	2024	12%

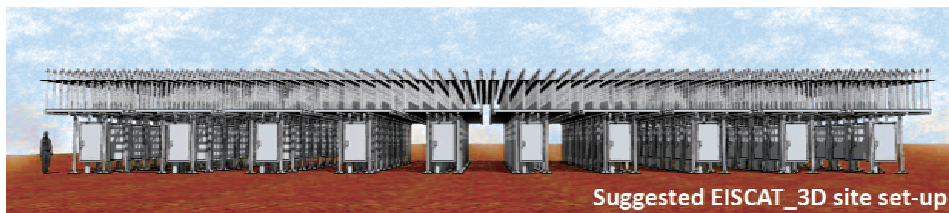


第1-2 段階で整備するサイト



第3-4 段階で整備するサイト (完成)

EISCAT_3Dは4段階に分けて計画的に整備を進める。第1段階でEISCAT_3Dの基本的なレーダー観測機能が整い、本格観測が開始される。



主局および受信局のアンテナ外観図。積雪の影響を避けるため、アンテナ全体を数m高の架台上に設置する。

EISCAT_3D整備計画

加盟国	費目	2015 (H27)	2016 (H28)	2017 (H29)	2018 (H30)	2019 (H31)	2020 (H32)	2021 (H33)	2022 (H34)	2023 (H35)	2024 (H36)	
日本	建設費	[Bar chart showing construction costs from 2015 to 2019]										
スウェーデン	建設分担金	[Bar chart showing construction contribution from 2015 to 2019]								[Bar chart showing construction contribution from 2022 to 2024]		
ノルウェー	建設分担金	[Bar chart showing construction contribution from 2015 to 2019]								[Bar chart showing construction contribution from 2022 to 2024]		
フィンランド	建設分担金	[Bar chart showing construction contribution from 2015 to 2019]								[Bar chart showing construction contribution from 2022 to 2024]		
英国	建設分担金	[Bar chart showing construction contribution from 2015 to 2019]								[Bar chart showing construction contribution from 2022 to 2024]		
中国	建設分担金	[Bar chart showing construction contribution from 2015 to 2019]										[Bar chart showing construction contribution in 2024]
整備計画		第1段階							第2段階	第3段階	第4段階	
		<技術実証>			<本格整備>							
運用計画		実証運用			部分運用				本格運用			
計画内容		① 1サブアレイ(アンテナ91本)の試験システムをトロムソ観測所に整備する。 ② レーダー観測性能や環境性能等を実証運用を行う。(H28) ③ 本格整備での量産モデルの最終設計に実証試験結果を反映させる。			① 主局(シーボトン)+2箇所の受信局(ベルグフォース・カレスバン)を整備する。 ② 主局単独で長時間・空間分解能のレーダー観測を開始する。(H30) ③ 受信局の整備に合わせて、順次2局観測、3局観測を開始する。				① 3局式アレイレーダーとして3次元観測を開始する。(H32) ② 第2段階で送信パワーを増やし、より高い高度領域や高速の観測を開始する。(H34) ③ 第3段階でアンドイヤ(ノルウェー)に受信局を増設する。3次元観測の観測領域が拡大する。(H35) ④ 第4段階でヨックモック(スウェーデン)に受信局を増設する。3次元観測の観測領域がさらに拡大する。(H36)			
日本の分担計画		・送信機プロトタイプ製作 ・送信機製作(91台) ・現地設置調整			・送信機製作(約10,000台) ・現地設置調整							

註1) 第2-4段階の実施計画は、第1段階の進捗状況に応じて調整する。
 註2) 建設費・建設分担金と運営分担金は、各加盟国の出資額として実験時間の配分に反映される。

まとめ

- LEO衛星等の宇宙飛行体が周回する上部熱圏・電離圏領域をこれまでにない高い時間・空間分解能で三次元観測することができるEISCAT_3D計画が整備実施段階に入った。
- EISCAT科学協会の正式加盟国である日本も計画検討に加わるとともに、整備分担(送信機モジュール)のため予算要求を開始。
- EISCAT_3Dレーダーは、極域へのエネルギー流入・変換過程の解明を飛躍的に進めるとともに、連続モニタリング観測を通じて、熱圏・電離圏の環境変動やスペースデブリ等のリアルタイム監視にも極めて有用。
- 宇宙環境工学をはじめ、幅広い関連コミュニティとの連携・協力が本計画の実現と成果を最大化する上で不可欠。

放射線帯電子の消失過程に関する研究

○ 千葉 貴司(1), 小原 隆博(1), 栗田 怜(2), 三好 由純(2)

E-mail: taka.c@pparc.gp.tohoku.ac.jp

(1) 東北大学大学院 理学研究科 惑星プラズマ・大気研究センター

(2) 名古屋大学大学院 太陽地球環境研究所

◇Abstract

磁気嵐の際に大きく変動を起こす地球の電子放射線帯外帯の電子の変動過程について THEMIS 衛星のデータを用いて研究を行った。放射線帯外帯電子の変動過程については、現在までに多くの研究がなされており、いくつかの物理過程が提唱され、さらには観測的にも明らかにされている。しかしながら未だ定性的な理解にとどまっているのが現状である。外帯の変動を定性的に理解するためには、外帯変動を引き起こしている、粒子の移送・消失・加速過程をそれぞれしっかりと理解していくことが必要である。そこで今回の研究では、特に粒子の消失過程に注目し、解析を行った。粒子の消失過程については、波動粒子相互作用の結果による粒子の大気中への落下消失、断熱効果による見かけ上の消失(Dst-effect)、磁気圏界面からの直接的な消失(Magnetopause Shadowing) が考えられている。Turner et al., [2012] ではこれらの消失過程について複数衛星の観測データの解析を用いて評価し、磁気嵐の主相での急激な外帯の消失は、磁気圏が圧縮された際の磁気圏界面からの消失とそれに続く Outward Diffusion によるものだと結論づけている。磁気圏界面からの流失については、Matsumura et al., [2011]や Ohtani et al., [2009]で示唆されているが、実際に放射線帯のどこの領域までその影響が及んでいるかについては、まだ議論の余地がある。

そこで今回は、Drift Shell Splitting の理論[Roeder and Schulz,1971] を用いて電子の磁気圏界面からの流失について評価を行った。地球の磁気圏は非対称的な構造となっており、この中をドリフトする粒子はピッチ角が違えば、ドリフトシェル異なる。そして、ピッチ角が 90 度に近い粒子ほど磁気圏界面に近いドリフト軌道となることから、磁気圏界面からの粒子の消失の影響として夜側ではピッチ角分布がバタフライ型に変化することが期待される。そしてピッチ角分布の変化から磁気圏界面からの電子の消失が評価できると考え、THEMIS 衛星の Solid State Telescope(SST) を用いてピッチ角分布の変化に注目し解析を行った。

解析の結果から磁気圏界面モデルで計算した磁気圏界面の位置の内側へのシフトに応答してバタフライ分布の見られる位置もより地球側にシフトする傾向が見られた。そして、2009 年から 2013 年の 5 年間のイベントを統計的に解析することで、磁気圏界面の位置と電子のフラックスの減少する Loss 領域や磁気圏界面からの電子の消失の結果バタフライ分布が見られていると考えられる Shadowing 領域には関係性が見られることが示された。しかしながら私たちの結果からは、電子の消失は磁気圏界面からの消失だけでは説明できないこともわかった。この点については今後さらなる解析を行う予定である。

1. Introduction

地球の固有地場には、エネルギーが高い粒子が補足されている領域があり、地球を取り巻くドーナツ状の放射線帯と呼ばれる領域を形成している。放射線帯は、電子による電子放射線帯とプロトンによるプロトン放射線帯に分けられるが、今回研究対象としているのは電子の放射線帯である。電子放射線帯の特徴は、スロット領域とよばれる比較的フラックスの少ない領域を境に、内側の内帯と外側の外帯との2重構造に分かれていることである。そして現在までの研究で、特に外帯は磁気嵐の際に大きく変動することが知られている。[e.g., Millan and Thorne, 2007]

この変動は、基本的には電子の(i)消失過程・(ii)加速過程・(iii)移送過程の兼ね合いで決まる。[Reeves et al., 2003] そして、それぞれの変動過程については、EMIC波動(i)やWhistlar-mode chorus波動(ii)との波動粒子相互作用[e.g., Miyoshi et al., 2008; Summers et al., 1998]やPc-5帯のグローバルULF波動(ii, iii)との共鳴作用[e.g., Ukhorsky et al., 2009]、磁気圏界面からの直接的な消失(Magnetopause Shadowing : MPS) (i) [e.g., Ohtani et al., 2007]、断熱効果による見かけ上の消失(Dst-effect)(i)[Dessler and Karplus, 1961]が考えられている。しかしながら、正味の変動としては、これらの変動過程が複雑に重なり合っているため理解が難しく、未だ定量的には理解がされていないというのが現状である。

この複雑な放射線帯の物理を理解するためには、それぞれの変動過程について一つひとつを確実に理解していくことが重要である。そこで私たちの研究では、特に消失過程に注目し理解することから、変動する電子放射線帯外帯の変

動過程の全体の理解を目指している。

放射線帯電子の消失過程については、前述のような物理過程が考えられているが、今回の私たちの解析では、特に磁気圏界面からの消失に注目して解析を行った。

MPSの先行研究として、観測的にMPSを示唆しているものとしては、Ohtani et al., [2009]によるGOESのデータ解析やMatsumura et al., [2011]によるTHEMIS衛星での解析、そしてTurner et al., 2012による複数衛星での解析結果が挙げられる。中でもTurner et al., 2012では、複数衛星の解析から磁気圏界面からの消失とそれに続くOutward Diffusionが主相での主な消失過程であると結論している。しかしながら、MPSによって電子が流失していく様子は観測的には示されていない。また、磁気圏界面からの消失はどの領域まで影響するのかについても現状ではわかっていない。そこで今回は磁気圏界面からの消失の影響範囲の評価ためにDrift Shell Splitting [Roederer and Schulz, 1971]の理論を用いた。

Drift Shell Splittingとは、磁気圏の非対称性により同じ地点からドリフトし始めた粒子でも違ったピッチ角を持っていれば断熱不変量の保存のために違ったドリフトパスを持つというものである。図1は夜側で、ある磁力線でパウンズしている粒子がピッチ角の違いで昼側までドリフトした際にドルフシェルにどういった違いが出るかを示したものである。図1から見て取れるようにピッチ角が90度に近い粒子ほど昼側で地球から遠いパスとなる。したがって時期圏界面の影響を受けやすく、磁気圏界面からの粒子の消失が起これば、それに対応したピッチ角分布の変化として夜側でバタフライ分布が見られることが示唆される。

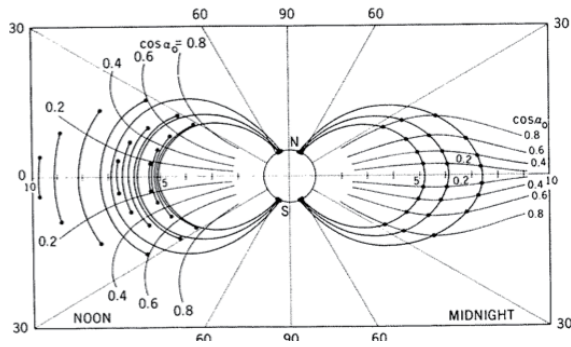


図1 : Drift Shell Splitting [Roeder and Schulz, 1973]

このようなシナリオは、シミュレーション研究においてはすでに示唆されている。[Saito et al., 2010] しかしながら観測的に示した例はまだない。そこで今回は、主に THEMIS 衛星の粒子計測器のフラックスデータとピッチ角データを用いて、放射線帯外帯の高エネルギー電子の消失と磁気圏界面の影響の評価を目標に解析を行った。

2. Instrumentation

◇ THEMIS 衛星

The Time History of Events and Macroscale Interactions during Substorms (THEMIS 衛星) は 2007 年 2 月 17 日に打ち上げられたアメリカの衛星である。[Angelopoulos, 2008]

近地点は約 470.0km、遠地点は約 87330.0km と地球の放射線帯が存在している内部磁気圏の領域をカバーしており、さらに軌道傾斜角が 16.0 度であることからピッチ角分布についても多くの情報を得ることができる。また Probe-A, B, C, D, E の 5 機の衛星があり、編隊飛行をしていることも特徴の 1 つである。

衛星に搭載されている観測機器については以下の通りである。

- Electric Field Instrument (EFI)
- Search-Coil Magnetometer (SCM)

- Flux Gate Magnetometer (FGM)
- Electro-Static Analyzer (ESA)
- Solid State Telescope (SST)

電磁場と粒子に関しての一通りの観測機器は搭載されている。なお、今回の解析で主に用いているのは Solid State Telescope (SST) の電子チャンネルのデータである。SST は 30.0keV-1.0MeV のエネルギーの電子のデータをカバーする。しかしながら 300.0keV 以上の電子のデータについては、高エネルギー電子のコンタミネーションの影響があるために、今回は、293keV のエネルギーチャンネルを使用した。

使用データは 2009 年から 2013 年までの 4 年間で、衛星は THEMIS-E のデータを用いて解析を行った。

◇ Model

- TS-05 Tsyganenko Magnetic Field Model [Tsyganenko and Sitnov, 2005]

地球周辺の磁場が大きく乱れる磁気嵐の際には、地球の周りをドリフトしている粒子は断熱不変量を保存するために、ドリフト軌道が変化することが知られている。したがって、この断熱効果を考慮するために今回は TS-05 の磁場モデル [Tsyganenko and Sitnov, 2005] を用いて衛星の地点の L^* [Roederer, 1970] を計算し解析を行った。

- Shue et al. Magnetopause Model [Shue et al., 1997]

磁気圏界面からの消失の過程においては、磁気圏界面の地球からの距離が関係してくることが予想される。しかしながら常に観測的に磁気圏

界面の位置を把握することは、現在できないことから今回は磁気圏界面モデル[Shue et al, 1997]を用いて磁気圏界面の位置の評価を行った。

3. Analysis

今回の解析フローを以下に示す。

- (I): イベントリストの作成
- (II): 各イベントについて、関数(i) の Fitting からピッチ角分布の評価をおこなう
- (III): イベントの前後におけるピッチ角分布の変化とフラックスの消失領域や磁気圏界面の関係を調べる

それぞれの過程に関して詳しく述べると以下の通りである。

(I)については、時期圏界面の位置の影響と磁気嵐の影響を評価するために2つのイベントリストを作成した。

- (a) : 磁気嵐イベント
- (b) : 高太陽風動圧イベント

(a)の磁気嵐の定義については、Dst 指数が -40.0[nT]を下回るものとした。[Turner et al., 2013] さらに大きな磁気嵐では磁気圏内が極端に乱れ、現象が複雑になることから Dst 指数の下限も-100.0nT とした。

(b)のイベントとしては、太陽風動圧(Pdyn)が、5.0 [nPa] < Pdyn < 30.0 [nPa]かつ Dst 指数が -20.0 [nT]を下回らないものを採用した。Dst 指太陽風動圧に対して上限値を設定したのも、極端なイベントを避けるためである。

これらの条件に加えてさらに各々には、イベント前後3日間に他のイベントが起こっていないこととイベントが単発であることという条件

を加えた。その結果抽出されたイベントは、(a): 34 イベント、(b): 36 イベントである。

(II)について、ピッチ角データについては次式の Fitting を行った。

$$F(\theta) = f_{90} \sin^N(\theta) \quad \dots (i)$$

F は粒子のフラックス、 f_{90} はピッチ角 90 度での粒子のフラックス、シータはピッチ角である。この式の N でピッチ角データに関して Fitting を行うと次のように N の値によってピッチ角分布の評価ができる。 [e.g., Morioka et al., 2003]

- N > 0 … Pancake 分布
- N = 0 … Flattop 分布
- N < 0 … Butterfly 分布

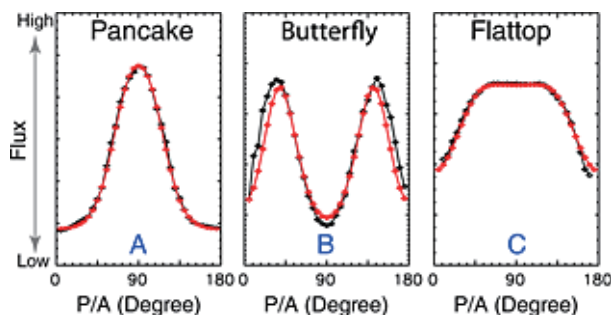


図2 : ピッチ角分布の例 (Chen et al., 2014)

よって、解析では N 値がマイナスに振れる Butterfly 分布の領域に注目した。図3に実際の Fitting の例を示す。

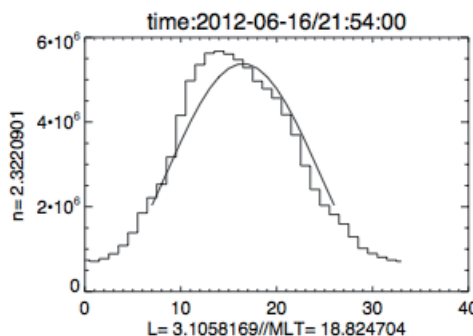


図3：解析での Fitting の例。N=2.311 で Pancake 分布であることがわかる。なお横軸はビンナンバーであり 34 が 180 度に対応する。縦軸はフラックスである。

(III)では、(II)で求めたピッチ角分布が実際に太陽風等の外部パラメータに応じてどのような変動を示すか解析を行った。図4は 2011 年 4 月 16 日から 20 日までの期間に起こった高太陽風動圧イベントの例である。上から POES-SEM 2 の捕捉成分, THEMIS-SST の 293keV 電子チャンネル, POES-SEM2 の落下成分, 以下から 4 つは OMNI データベースの sym-H, 太陽風動圧, AE-index, 太陽風磁場の Z 成分, 最後に THEMIS 衛星の地球からの距離となっている。

このイベントでは 2014 年 4 月 18 日から太陽風動圧が上昇し, 10nPa 近くまで上昇した。また, 磁気圏界面の地球からの距離を Shue et al., [1997]の時期圏界面モデルで計算したものを一番上の POES の補足成分とともに, 赤線でプロットしたが, これに注目すると時期圏界面が L 値で 8.0 近くまで地球に近づいたことがわかる。

このイベントで磁気圏内の電子がどのように変動しているかを考えるためにそれぞれのパスについて 293keV の電子の Flux, N 値を L*について分けてプロットを行った。その結果は図5に示す通りでありそれぞれの色は図4に対応している。

図5では, 上の2つの図でまず THEMIS 衛星の軌道を示している。この図からこの時 THEMIS はおおよそ夜側のセクターにいたことがわかる。そしてそのパスでの N 値の観測, Flux の観測値を以下2段の図で, 各 Outbound(左), Inbound(右)に分けて表示している。

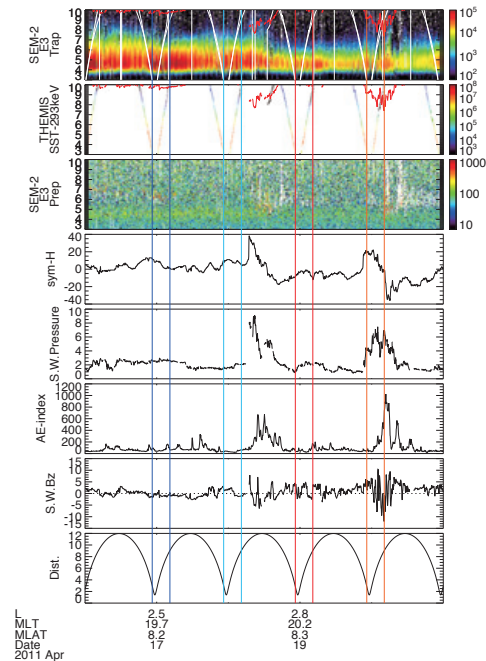


図4：2014年4月18日の高太陽風動圧イベント。上から POES-SEM2-E3 の補足成分と Su model での磁気圏界面の位置, THEMIS-SST-293keV チャンネル, POES-SEM2-E3 の落下成分, sym-H 指数, 太陽風動圧, AE 指数, 太陽風磁場 Z 成分, THEMIS の地球との距離である。また4色の垂線はそれぞれ図5, 6のカラーと対応している。

ここで、太陽風動圧の上昇、磁気圏界面の地球側へのシフトのイベント前後に注目すると、イベント前(青・水色)では Flux の変化がほとんど見られないがイベントの前後、特に水色と赤のプロットに注目すると $L^* > 5.0$ 以上の領域において Flux が減少していることが見て取れる。

さらにN値についてもイベントの前後でN値がマイナスに大きく振れる位置が内側にシフトしていることがわかる。

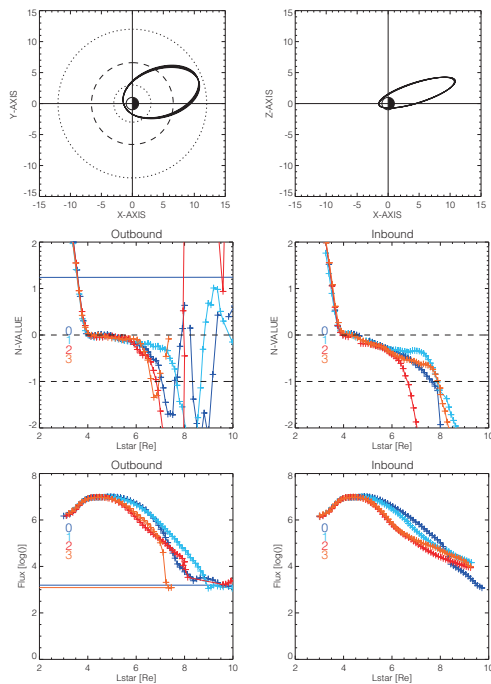


図5：THEMIS 衛星の軌道（上段）と各パスでの N 値、Flux の変化の様子（中・下段）。各色のプロットの観測時は図3のそれぞれの色の垂線に対応している。

このイベント前後の変化を詳しく見るために前後のパスでの観測値のみを抽出したのが図6である。また、図6では、Flux の変化をわかりやすくするために、N 値と Flux の各パスでのプロットに加えてイベント後の Flux をイベント前のもので割った割合をプロットしている。

この図6からイベントの結果、電子の Flux はおよそ $L^* > 5.0$ の領域で減少していること、さらには N 値の変化から Drift Shell Splitting の結果として見られるバタフライ分布の領域が地球に近い領域まで達していることがわかる。

従って、これらの結果よりこのイベントでは、太陽風動圧の上昇による磁気圏界面の地球側へのシフトの結果、 L^* が大きい領域において電子のドリフトパスが開いたために流失し、さらに

はバタフライ分布が見られる領域も地球に近い領域まで広がったと解釈することができる。

ここまではあるイベントでの N 値と Flux の変化に注目してきたが、さらにこういったイベントでの全体の傾向を理解するために統計的な解析を行った。解析においては、N の値が大きくマイナスに振れる領域を Shadowing 領域とし、 $N = -1.0$ となる地点として定義した。さらに消失についても前のパスでの Flux に比べて Flux が 30% まで減る領域を Loss 領域と定義した。そして先ほど示した (a) 磁気嵐イベント、(b) 高太陽風動圧イベントの各イベント各領域がどのように変動するか注目し解析を行った。

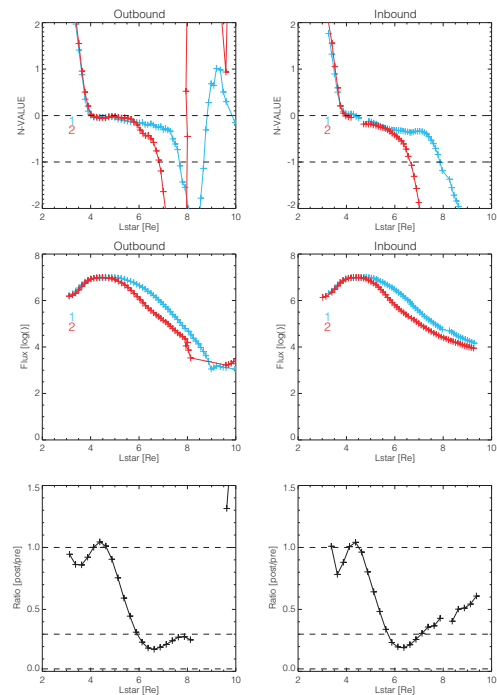


図6：イベント前後（前：水色，後：赤）の各パスでの N 値と Flux の変化（上・中段）と Flux の変動の割合（イベント後の値/イベント前の値）。

4. Result

図7から図9には、3章で示した解析方法から得た各イベントでの Shadowing 領域 (黒), Loss 領域 (赤) の関係を示した。それぞれ図7は高太陽風動圧イベント, 図8は磁気嵐イベント, 図9は2つのイベントを足し合わせたものである。

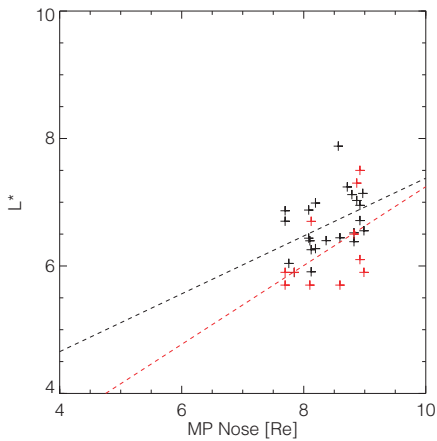


図7：高太陽風動圧での Shadowing 領域 (黒), Loss 領域 (赤) と磁気圏界面の位置の関係。

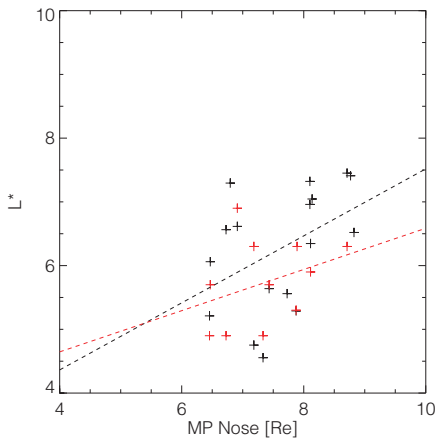


図8：磁気嵐イベントでの Shadowing 領域 (黒), Loss 領域 (赤) と磁気圏界面の位置の関係。

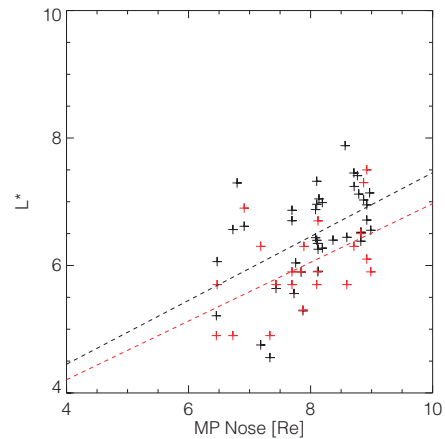


図9：高太陽風動圧, 磁気嵐の両イベントでの Shadowing 領域 (黒), Loss 領域 (赤) と磁気圏界面の位置の関係

これらの結果に共通して見られる傾向としては、磁気圏界面が地球側に近づくにつれて Shadowing 領域も Loss 領域も地球に近づいてくるといふこと、さらに Shadowing 領域と Loss 領域には差があり、Loss 領域は Shadowing 領域より内側まで及んでくるといふことである。これについては、5章で議論する。

5. Discussion

図7から図9より、Shadowing 領域と Loss 領域には差があるという結果が得られた。もし仮に磁気圏内の高エネルギー電子の消失現象が磁気圏界面からの消失だけに担われていれば、Shadowing 領域と Loss 領域がおおよそ一致することが期待される (図10-b)。しかしながら、今回得られた結果は Loss 領域が Shadowing 領域に比べてより地球側まで及んでいるといふものであった (図10-a)。

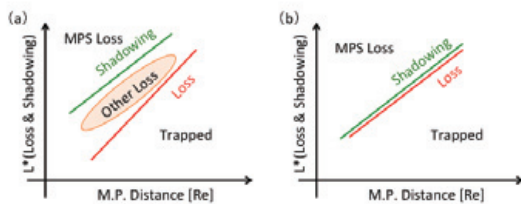


図10 : Loss 領域と Shadowing 領域の関係について

この場合、Loss 領域より内側の領域は安定的に補足されている領域であり、Shadowing 領域より外側は MPS の影響で消失したと解釈することができる。しかし、Shadowing 領域と Loss 領域に挟まれた領域は MPS だけでは説明がつかない。したがって、MPS に加えてさらに他の消失過程が働き、その結果として全体の消失が起こっているということが示唆される。

磁気圏内の高エネルギー電子の消失過程については、1章で述べた通り MPS の他にも MPS に続く Outward Diffusion や chorus や EMIC といった波動との波濤粒子相互作用の結果による粒子の大気中への落下消失が考えられている。そのため、今回は THEMIS 衛星での電子のピッチ角、Drift Shell Splitting に注目した解析を行ったが、今回の解析に加え、その他複数の衛星データとの解析を組み合わせることによって粒子の落下消失や Outward Diffusion の評価を行えば消失現象の全体の理解につながることを期待される。

6. Conclusion

- THEMIS-SST のデータと Drift Shell Splitting の理論から磁気圏内の高エネルギー電子の消失現象における時期圏界面からの消失の影響の評価を行った。
- 解析結果から Loss の影響は Shadowing の影響領域に比べ、より内側であることがわか

った。

- したがって MPS 単独では高エネルギー電子全体の説明はできず、やはり複数の消失過程の組み合わせで全体の消失が引き起こされていることが示された。
- MPS に組み合わさり、さらに高エネルギー電子を消失させているその過程については今後さらなる解析を行い明らかにしていく予定である。

7. Reference

- Angelopoulos, V. (2008), The THEMIS mission, *Space Sci. Rev.*, 141(1–4), 5–34, doi:10.1007/s11214-008-9336-1.
- Chen, Y., R. H. W. Friedel, M. G. Henderson, S. G. Claudepierre, S. K. Morley, and H. Spence (2014), REPAD: An empirical model of pitch angle distributions for energetic electrons in the Earth's outer radiation belt, *J. Geophys. Res. Space Physics*, 119, 1693–1708, doi:10.1002/2013JA019431.
- Dessler, A. J., and R. Karplus (1961), Some effects of diamagnetic ring currents on Van Allen radiation, *J. Geophys. Res.*, 66, 2289–2295, doi:10.1029/JZ066i008p02289.
- Millan, R. M., and R. M. Thorne (2007), Review of radiation belt relativistic electron losses, *J. Atmos. Sol. Terr. Phys.*, 69, 362–377. CrossRef, Web of Science® Times Cited: 87, ADS
- Miyoshi, Y., K. Sakaguchi, K. Shiokawa, D. Evans, J. Albert, M. Connors, and V. Jordanova (2008), Precipitation of

- radiation belt electrons by EMIC waves, observed from ground and space, *Geophys. Res. Lett.*, 35, L23101, doi:10.1029/2008GL035727.
- Morioka, A., H. Misawa, Y. Miyoshi, H. Oya, M. Iizima, and T. Nagai (2001), Pitch angle distribution of relativistic electrons in the inner radiation belt and its relation to equatorial plasma wave turbulence phenomena, *Geophys. Res. Lett.*, 28, 931–934.
 - Ohtani, S., Y. Miyoshi, H. J. Singer, and J. M. Weygand (2009), On the loss of relativistic electrons at geosynchronous altitude: Its dependence on magnetic configurations and external conditions, *J. Geophys. Res.*, 114, A01202, doi:10.1029/2008JA013391.
 - Reeves, G. D., K. L. McAdams, R. H. W. Friedel, and T. P. O'Brien (2003), Acceleration and loss of relativistic electrons during geomagnetic storms, *Geophys. Res. Lett.*, 30(10), 1529, doi:10.1029/2002GL016513.
 - Roederer, J., and M. Schulz (1971), Splitting of drift shells by the magnetospheric electric field, *J. Geophys. Res.*, 76(4), 1055–1059.
 - Roederer, J. G. (1970), *Dynamics of Geomagnetically Trapped Radiation*, Springer, Berlin.
 - Saito, S., Y. Miyoshi, and K. Seki (2010), A split in the outer radiation belt by magnetopause shadowing: Test particle simulations, *J. Geophys. Res.*, 115, A08210, doi:10.1029/2009JA014738.
 - Summers, R. M., D. Roederer, R. M. Thorne, and F. Xiao (1998), Relativistic theory of wave-particle resonant diffusion with application to electron acceleration in the magnetosphere, *J. Geophys. Res.*, 103(A9), 20,487–20,500, doi:10.1029/98JA01740.
 - Shue, J.-H., J. K. Chao, H. C. Fu, C. T. Russell, P. Song, K. K. Khurana, and H. J. Singer (1997), A new function form to study the solar wind control of the magnetopause size and shape, *J. Geophys. Res.*, 102, 9497–9511.
 - Tsyganenko, N. A., and M. I. Sitnov (2005), Modeling the dynamics of the inner magnetosphere during strong geomagnetic storms, *J. Geophys. Res.*, 110, A03208, doi:10.1029/2004JA010798.
 - D. L. Turner, S. K. Morley, Y. Miyoshi, B. Ni, C.-L. Huang, *Outer Radiation Belt Flux Dropouts: Current Understanding and Unresolved Questions*,
 - Turner, D. L., Y. Shprits, M. Hartinger, and V. Angelopoulos (2012), Explaining sudden losses of outer radiation belt electrons during geomagnetic storms, *Nat. Phys.*, 8, 208–212, doi:10.1038/nphys2185.
 - Ukhorskiy, A. Y., M. I. Sitnov, K. Takahashi, and B. J. Anderson (2009), Radial transport of radiation belt electrons due to stormtime Pc5 waves, *Ann. Geophys.*, 27(5), 2173.

Van Allen Probes の観測データを用いた 放射線帯外帯電子フラックス予測モデルの開発

坂口 歌織, 長妻 努
情報通信研究機構

要旨

情報通信研究機構では、NASA の Van Allen Probes の衛星観測データを用いた放射線帯外帯の L 値毎の電子フラックス変動を予測するためのモデル開発を行っている。静止軌道予測に用いている多変量自己回帰モデルを各領域に当てはめるため、まず、太陽風観測パラメータ（速度、磁場南北成分/南向き成分、動圧）と地磁気活動度（Kp 指数, Dst 指数, AE 指数）との相関関係を調べた。結果、 $L=3$ 以外の領域についてはすべてのパラメータが有意な相関をもつことが分かった。これらの時系列データの組み合わせから赤池情報量基準に基づき最も適するモデルを検証した。 $L=5$ の電子フラックス (2.3 MeV) は太陽風速度・Dst 指数の過去 7 日分のデータを用いた三変量自己回帰モデル、 $L=4$ の電子フラックス (2.3 MeV) は太陽風速度・GEO 電子フラックス・Dst 指数の過去 9 日間のデータを用いた四変量自己回帰モデルが適していることが分かった。そこで、2012 年 9 月から 2013 年 12 月の観測値を用いてモデルの係数行列を推定し、続く 2014 年 1-8 月の観測値を用いて予測結果の検証を行った。観測値と予測値を比較検証した結果、両領域とも概ね予測値の誤差範囲内に実際の観測値がおさまっていることが分かり、 $L=4, 5$ については多変量自己回帰モデルにより予測可能であることが示唆された。

1. はじめに

地球周辺の宇宙空間には、地球の固有磁場に補足された高エネルギーの荷電粒子により、地球を帯状に取り囲む様に放射線帯が形成されている。放射線帯は、地球に近い場所に安定して存在する内帯と、静止軌道付近のフラックスの変化が激しい外帯の 2 つに分かれて存在する。放射線帯を構成する MeV エネルギー帯の電子は人工衛星の機体に侵入し内部帯電障害を発生させる危険性がある。特に、変動が激しい放射線帯外帯の電子が増加すると、その影響が静止軌道におよび多数の衛星に帯電障害が発生するリスクが高まることが危惧されている。

放射線帯外帯の電子フラックスの変動原因は、主に太陽活動に起因するジオスペースの環境変動に依存する。そこで、情報通信研究機構では太陽風の観測値を説明変量とした多変量自己回帰モデルを開発し、静止軌道 (GEO: Geostationary Earth Orbit) の放射線帯電子フラックスの予測をしている[1]。モデルの詳細については論文中に記載されているためここでは割愛するが、過去 2 日分の太陽風速度、惑星間磁場の南北成分と太陽風動圧を説明変量として入力すると、静止軌道衛星 GOES が観測する放射線帯電子フラックスの 1

日平均・最大値、1時間平均値を2日先まで予測することができる。算出された予測値はウェブサイトを通して準リアルタイムで配信されている <<http://seg-web.nict.go.jp/radi/>>。

放射線帯外帯の中心部は、静止軌道より地球側の $L=4-5$ 付近に位置する。静止軌道より内側は中軌道 (MEO: Medium Earth Orbit) と呼ばれ、準同期軌道の GPS 衛星やイリジウム衛星などが運用されている。現在、情報通信研究機構では電子フラックスの予測領域を放射線帯全体に拡大するため、予測モデルを L 値方向への拡張するための研究開発を行っている。本講演では、中軌道における L 値毎の放射線帯電子フラックスデータの相関解析結果、多変量モデルの推定方法と予測値の検証結果を報告する。

2. Van Allen Probes の観測データ

放射線帯外帯の L 値毎の電子フラックスの多変量自己回帰モデルを作成するため、予測変量として 2012 年 9 月に米国 NASA が打ち上げた Van Allen Probes A (VAP-A) 衛星に搭載された Relativistic Electron and Proton Telescope (REPT) の観測データを使用する。図 1 に、VAP-A/REPT が 2012 年 9 月から 2014 年 8 月の約 2 年間に観測したエネルギーが 2.3 MeV の電子フラックスの L - t (L 値-時間) ダイアグラムと時系列プロットを示す。 L - t ダイアグラムの L 値は、静的な外部磁場の OP77Q (Olsen-Pfizer quiet magnetic field model) モデルと内部磁場の IGRF (International Geomagnetic Reference Field) モデルを用いて推定された L 値に対応する。予測モデルを構築するにあたって L 値を $\Delta L=1$ 毎に、 $L=3, 4, 5$ に分類し、各々の L 値に対する一日平均値の時系列データを作成した。時系列プロットからは、電子フラックスの変動パターンが L 値によって大きく異なっていることが分かる。主立った傾向として、放射線帯の中心部 ($L=4-5$) や内側 ($L=3$) では増加後の減少が緩やかなのに対し、放射線帯の外側 ($L=5$, 静止軌道) では増減の周期が短い。約 2 年間の観測データのうち、2013 年までのデータを多変量自己回帰モデルの回帰係数行列の推定に使用し、2014 年以降のデータを予測モデルの検証に使用する。

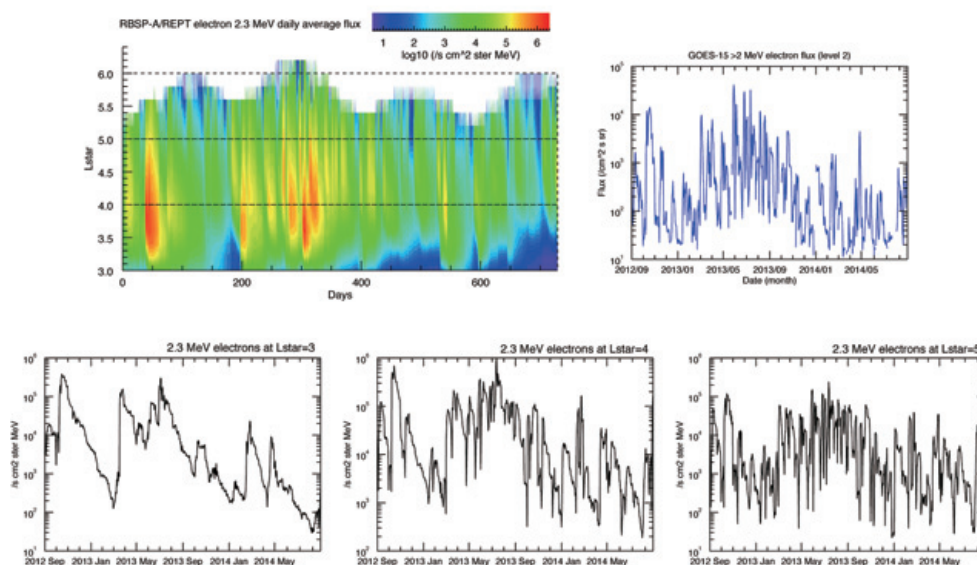


図 1. Van Allen Probes による $L=3-6$ の 2.3 MeV 電子フラックスと GOES-15 による静止軌道上の >2 MeV 電子フラックスの観測データ

3. 相互相関関係

静止軌道モデルでは、電子フラックスを予測変量とする多変量自己回帰モデルの説明変量として、太陽風速度、惑星間空間磁場南北成分、太陽風動圧の3つの太陽風パラメータを使用している。放射線帯外帯のL値毎の多変量自己回帰モデルを作成するにあたり、これまで採用している3つの太陽風パラメータに加え、以下に挙げる、惑星間空間磁場の南向き成分、地磁気活動指数や静止軌道のフラックス観測値など新たに5つの時系列データも説明変量の候補として検討する。

- ✓ 太陽風速度 (SWV), 惑星間空間磁場の南北成分 (Bz) / 南向き成分 (Bs), 太陽風動圧 (Pdyn)
- ✓ AE 指数, Kp 指数, Dst 指数
- ✓ 静止軌道のエネルギー2 MeV 以上の電子フラックス

これら8つの変量はすべて準リアルタイムで取得可能なため、定常運用する際にも利用することが可能である。これら8つの時系列データとVAP-AによるL^{*}=3(黄色), 4(緑色), 5(水色)の2.3 MeV電子フラックス、またGOES-15による静止軌道の>2 MeV電子フラックス(青色)との相関関数を図2に示す。

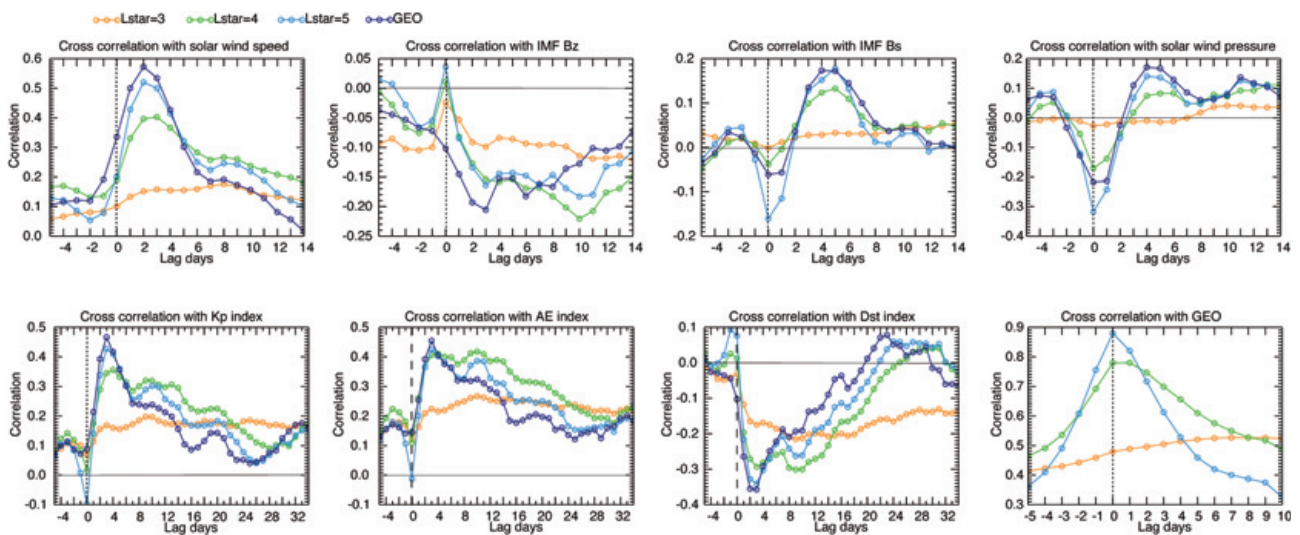


図2. 放射線帯電子フラックス (L^{*}=3 黄色, L^{*}=4 緑色, L^{*}=5 水色, GEO 青色) と太陽風速度、惑星間空間磁場南北成分/南向き成分、太陽風動圧、Kp 指数、AE 指数、Dst 指数、静止軌道>2MeV 電子フラックスの相互相関関数

まず全体的な傾向として相関係数は外側ほど高いこと、そしてL^{*}=3に関してはどの変量とも有意な相関がないことが分かる。つまりL^{*}=3の電子フラックスは変動傾向が他のL値と異なり、これら8つの説明変量を用いた多変量自己回帰モデルでは予測できないことを意味する。そこで以下ではL^{*}=3以外について述べる。

➤ 太陽風速度との相関

太陽風速度と電子フラックスの相関関数のピークの最大値はGEO (+2 days) で0.57である。次いで、L^{*}=5 (+2 days) で0.52、L^{*}=4 (+3 days) で0.40である。電子フラックスは太陽風速度の上昇後にGEO, L^{*}=5では2日後、L^{*}=4では3日後に増加する傾向がある。

➤ 惑星間空間磁場との相関

惑星間空間磁場の南北成分の平均値 (B_z) と電子フラックスの相関関数の最小値は GEO (+3 days) で -0.21 、 $L^*=5$ と 4 (+10 days) で -0.18 と -0.22 である。一方、惑星間空間磁場の南向き成分の平均値 (B_s) と電子フラックスの相関関数の最小値は GEO (+4 days) で 0.17 、 $L^*=5$ と 4 (+5 days) で 0.18 と 0.13 である。 B_z の相関関数は顕著なピークがないのに対して、 B_s の相関関数にはピークがみられる。電子フラックスは、南北成分の平均値 (B_z) が負に変化したあと、3 日後に GEO で増加し始め $L^*=5, 4$ では 10 日をピークに増加を続ける。一方、南向き成分の平均値 (B_s) の上昇に対しては、4-5 日後に電子フラックスが増加する傾向がある。

➤ 太陽風動圧との相関

太陽風動圧と電子フラックスの相関関数は、GEO, $L^*=4, 5$ 共に遅延がなく ± 0 day にピークがある。最小値は $L^*=5$ の -0.32 、次いで、GEO の -0.22 、 $L^*=4$ の -0.17 である。太陽風動圧が上昇するとともに、電子フラックスは GEO から $L^*=4$ にかけて遅延なく減少する傾向がある。

➤ Kp 指数との相関

Kp 指数は、全球的な地磁気活動度を示す。Kp 指数と電子フラックスの相関関数のピークの最大値は、GEO (+3 days) で 0.47 、次いで、 $L^*=5$ (+3 days) で 0.43 、 $L^*=4$ (+4 days) で 0.36 である。また、 $L^*=5$ (+10 days) は 0.30 、 $L^*=4$ (+9 days) は 0.32 に相関関数のセカンドピークがある。電子フラックスは Kp 指数の上昇後に GEO では 3 日後に増加する傾向がある。また、 $L^*=4, 5$ では 3, 4 日後と 9, 10 日後の二段階で増加する傾向がある。

➤ AE 指数との相関

AE 指数は、極域の地磁気活動度で主にサブストームの規模を示す。AE 指数と電子フラックスの相関関数のピークの最大値は、GEO (+3 days) で 0.45 、次いで、 $L^*=5$ (+3 days) と $L^*=4$ (+10 days) で 0.42 である。また、 $L^*=5$ (+10 days) は 0.38 、 $L^*=4$ (+4 days) は 0.41 に相関関数のセカンドピークがある。電子フラックスは AE 指数の上昇後に GEO では 3 日後に増加する傾向がある。また、 $L^*=4, 5$ では 3, 4 日後と 10 日後の二段階で増加する傾向がある。

➤ Dst 指数との相関

Dst 指数は、赤道付近の地磁気活動度で主に磁気嵐の規模を示す。Dst 指数と電子フラックスの相関関数のピークの最大値は、GEO (+3 days) で -0.36 、次いで、 $L^*=5$ (+3 days) で -0.34 、 $L^*=4$ (+9 days) で -0.30 である。また、 $L^*=5$ (+9 days) は -0.26 、 $L^*=4$ (+3 days) は -0.29 に相関関数のセカンドピークがある。電子フラックスは Dst 指数の上昇後に GEO では 3 日後に増加する傾向がある。また、 $L^*=4, 5$ では 3 日後と 9 日後の二段階で増加する傾向がある。

➤ 静止軌道電子フラックスとの相関

静止軌道におけるエネルギーが 2 MeV 以上の電子フラックスと $L^*=5$ の 2.3 MeV 電子フラックスの相関関数は、ピークが 0.88 (± 0 day) で相関係数が非常に高く遅延がない。また、 $L^*=4$ の電子フラックスとの相

関関数もピークが 0.77 ($\pm 0-1$ day) で相関係数が高く、約半日の遅延がある。静止軌道の電子フラックスが増加後 1 日以内に $L^*=5$ で電子フラックスが増加し、続いて半日以内に $L^*=4$ の電子フラックスも増加する。

太陽風パラメータや静止軌道電子フラックスと、各々の L^* 値の電子フラックスの相関関係は、過去の研究から推測される結果と相違ない。しかしながら、地磁気活動と $L^*=4, 5$ の相関関数に発見された 2 重ピークは予見しなかった結果であり非常に興味深い。地磁気活動に関連した現象が時定数の異なる 2 つの放射線帯電子加速プロセスを駆動している可能性を示唆する。しかしながら、ここでは予測モデルの作成が課題であるため、2 重ピークの物理学的要因解明については今後の研究課題とする。

4. 多変量自己回帰モデルの推定

L^* 値毎の放射線帯外帯の多変量自己回帰モデルを作成するため、AIC (赤池情報量基準) 最小法[2]に基づき、電子フラックスの変動を最も適切に再現することができる説明変量の組み合わせを検討する。AIC は、統計モデルの適切さを評価する指標である。パラメトリックモデルは一般的にパラメータ数を増やすと観測値との適合度が高まる。しかしながら、パラメータが多すぎるとモデルが複雑になり無関係なノイズにまで合わせてしまうため、予測値には適合できない過剰適合に陥る場合がある。AIC は、このような過剰適合をさけるために用いる指標であり $AIC = -2$ (最大対数尤度) + 2 (パラメータ数) で表現される。

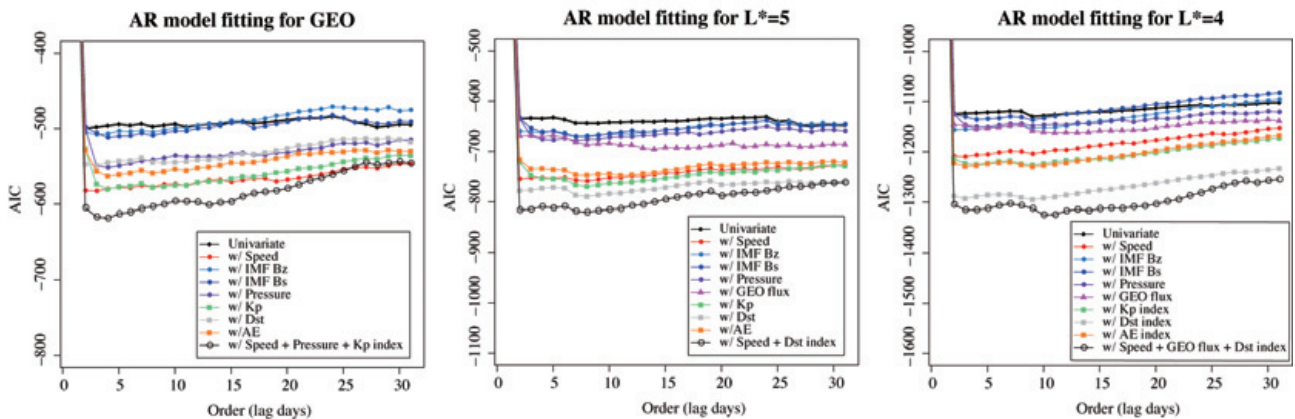


図 3. GEO と $L^*=5, 4$ の電子フラックスを予測変量としたときの一変量自己回帰モデルの AIC と、7 つの説明変量 (太陽風速度、磁場南北成分、磁場南成分、動圧、静止軌道電子フラックス、Kp 指数、Dst 指数、AE 指数) を用いた場合の二変量自己回帰モデルの AIC、もっとも AIC を最小にする組み合わせの多変量自己回帰モデルの AIC の推定値。

まず、二変量自己回帰モデル (予測変量 + 説明変量 1 種類) から推定される AIC の最小値を用いて、各々の領域のモデルに最も適切な説明変量を調べた。図 3 に、7 種類の二変量自己回帰モデルの AIC の回帰次数関数プロットを示す。二変量モデル間の AIC 最小値の比較から、それぞれの領域で最も有効な説明変量が推定できる。静止軌道の場合、太陽風速度を説明変量としたモデルで order=2 のときに AIC が最も小さい。

つまり、7種類の時系列データの中で、過去2日分の太陽風速度を説明変量に用いる場合がもっとも観測を良く再現するモデルができることが分かる。静止軌道フラックスの場合は、過去3日分のKp指数を用いた場合も、過去2日分の太陽風速度とほぼ同等にAICが小さいモデルが推定できる。一方で、惑星間空間磁場BzとBsの最小値は共に一変量自己回帰モデル(説明変量なし)の最小値とほぼ差異がない。つまり、惑星間空間磁場の観測値は静止軌道フラックスの説明変量としてモデルの適合度の向上にあまり効いていないことを意味する。L'=5の場合は、過去7日分のDst指数が最もAICが小さい。次に、Kp指数、太陽風速度、AE指数と続く。L'=4の場合は、過去8日分のDst指数によりAICが最小となるモデルが作成でき、他のどの変量よりも圧倒的に適合度が高いことが分かる。

次にすべての変量を用いて、最もAICが最小となる多変量自己回帰モデルの説明変量の組み合わせを調べた。その結果、以下の組み合わせがAIC最小で最も適合度の高いモデルとして推定されることが分かった。

■ 静止軌道の電子フラックス (> 2 MeV)

太陽風速度、太陽風動圧、Kp指数の過去3日分のデータを用いた四変量自己回帰モデル

■ L'=5の電子フラックス (2.3 MeV)

太陽風速度、Dst指数の過去7日分のデータを用いた三変量自己回帰モデル

■ L'=4の電子フラックス (2.3 MeV)

太陽風速度、GEO電子フラックス、Dst指数の過去9日間のデータを用いた四変量自己回帰モデル

これらの説明変量の組み合わせは、統計的に予測変量をもっとも良く再現する。静止軌道に関しては、地磁気指数を検討したことによって、これまで説明変量として使用していた惑星間空間磁場Bzに置き換わりKp指数が採用された。サブストームに伴う電子フラックスの変動はBzよりKp指数の方がモデルへの適合度が高いことを示す。一方、L'=4,5の説明変量にはDst指数が採用された。静止軌道に比べてフラックスの変動が緩やかな放射線帯中心部は、Kp指数が代表する地磁気変動より時定数の長い地磁気嵐を代表するDst指数の方がモデルへの適合度が高いことを意味する。電子フラックスの消失に効果的な太陽風動圧は、静止軌道モデルには採用されたが、L'=4,5の説明変量には採用されなかった。これは、動圧の影響が静止軌道より内側の内部磁気圏には効果的ではないことを意味する。また、L'=4のフラックス変動は一定の時間差で静止軌道の変動と相関があるため、静止軌道フラックスが説明変量として採用されている。

5. 予測結果と検証

AICが最小となる説明変量の組み合わせの多変量自己回帰モデルを、2012年9月から2013年12月の観測データを用いて推定した。多変量自己回帰係数行列の推定には最小二乗法を用いた。図4は、2014年1月から8月の観測値(黒線)と多変量自己回帰モデルに基づき計算された電子フラックスの予測値(赤線)を示す。このプロットが示す予測値のリードタイムは1日である。ピンク色の線は予測値の誤差範囲、青色の線は観測値が予測誤差範囲から外れ少なかった場合の差分値(over estimate)、緑色の線は観測値が予測誤差範囲から外れ多かった場合の差分値(under estimate)を示す。

観測値はおおむね予測誤差範囲内に収まっている。予測の期待値と観測値の対数値の二乗差分平均の平方根 (RMS) は、静止軌道で 0.29、 $L^*=5$ で 0.37、 $L^*=4$ で 0.27 である。NOAA の Space Weather Prediction Center が提供している静止軌道電子フラックス予測の skill score <<http://www.swpc.noaa.gov/refm/doc/REFMDoc.html>> に基づき予測値の精度を検証すると Prediction efficiency は、静止軌道で 0.73、 $L^*=5$ で 0.74、 $L^*=4$ で 0.80 であり、 $L^*=4, 5$ でも静止軌道と同等の精度の予測効率がでている。Persistence は静止軌道ではむしろ 0.07 と低いが、 $L^*=5$ で 0.37、 $L^*=4$ で 0.27 である。

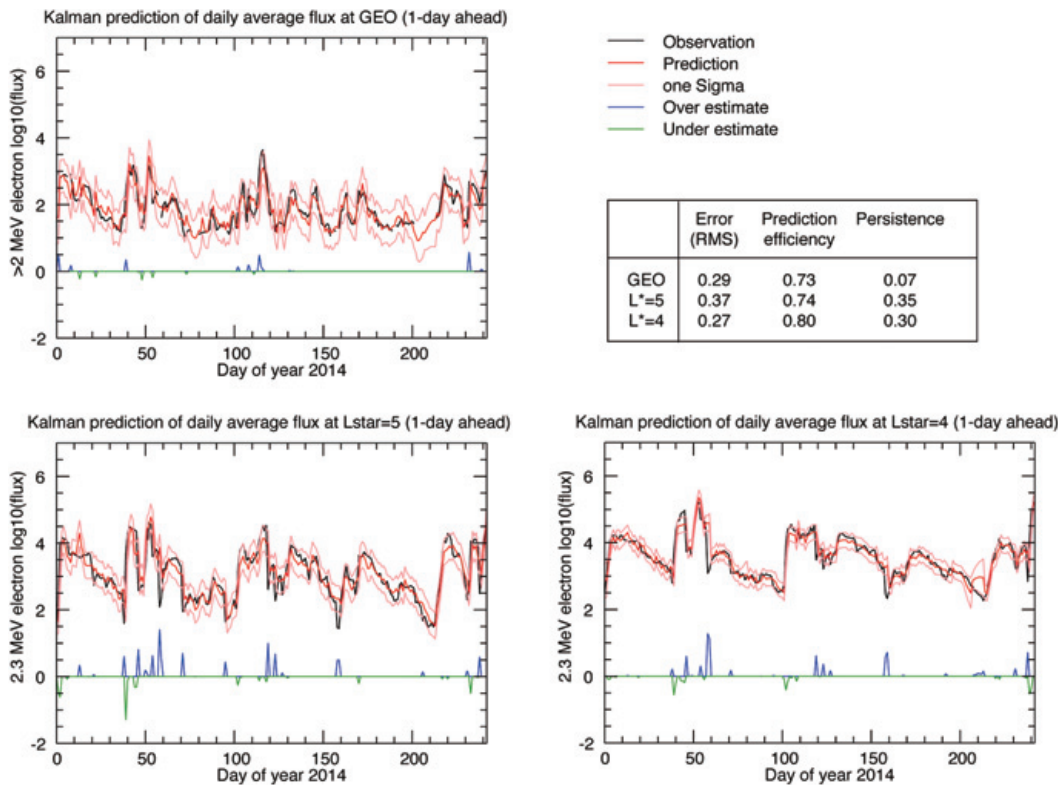


図 4. 多変量自己回帰モデルに基づき計算された 1 日先の電子フラックスの予測値 (赤線)、予測誤差範囲 (ピンク線) と実際の観測値 (黒線)、観測値が予測誤差範囲より多かった場合の under estimate 値 (緑色)、誤差範囲より少なかった場合の over estimate 値 (青色) を示す。期間は 2014 年 1-8 月。

6. まとめ

情報通信研究機構では、Van Allen Probes Relativistic Electron and Proton Telescope による放射線帯外帯の電子フラックスの衛星観測データを用いて $L^*=3, 4, 5$ の多変量自己回帰モデルの開発を行っている。これらの領域の電子フラックスと、太陽風観測パラメータ (速度、磁場南北成分/南向き成分、動圧) と地磁気活動度 (Kp 指数, Dst 指数, AE 指数) との相関関係を調べた結果、 $L^*=3$ 以外の領域とは有意な相関関係があることが分かった。これらの時系列データの組み合わせから、赤池情報量基準に基づき各領域に最も適するモデルを検証した結果、 $L^*=5$ の電子フラックス (2.3 MeV) は太陽風速度・Dst 指数の過去 7 日分のデー

タを用いた三変量自己回帰モデル、 $L^*=4$ の電子フラックス (2.3 MeV) は太陽風速度・GEO 電子フラックス・Dst 指数の過去 9 日間のデータを用いた四変量自己回帰モデルが適していることが分かった。そこで、2012 年 9 月から 2013 年 12 月の観測値を用いて、各領域のモデルを推定し、続く 2014 年 1-8 月の観測値を用いて予測結果の検証を行った。観測値と予測値を比較検証した結果、おおむね予測値の誤差範囲内に実際の観測値がおさまっていることが分かった。Prediction efficiency を計算すると、 $L^*=5$ が 0.74、 $L^*=4$ が 0.80 であり、同時期の静止軌道の Prediction efficiency = 0.73 と同等の精度の予測効率がでていた。

この研究から、多変量自己回帰モデルを用いることで $L^*=4, 5$ の放射線帯電子フラックスの変動を予測できることが分かった。 $L^*=3$ の予測モデルについては、今後の課題であり他の説明変量、または多変量解析以外の方法を検討する必要がある。自己回帰モデルをリアルタイム予測に使用するためには放射線帯電子フラックスの現在の観測値が必要である。2016 年以降、日本から放射線帯探査を目的とした ERG 衛星が打ち上げられ観測データが準リアルタイムで使用できる予定である。情報通信研究機構では本モデルに基づく予測値の配信に向けた準備を進める予定である。

謝辞

本研究に使用した Van Allen Probes A Relativistic Electron and Proton Telescope のデータは Energetic Particle Composition & Thermal Plasma Suite チームの Dr. Harlan Spence, Dr. Geoff Reeves の協力により提供されています。また、GOES 衛星の放射線帯粒子観測データは NOAA NGDC (<http://www.ngdc.noaa.gov/satellite/goes/>) より、太陽風観測データと地磁気指数は OMNIweb Plus (<http://omniweb.gsfc.nasa.gov/>) より提供されています。観測データを提供していただいた方々と関連機関に深く感謝致します。

参考文献

1. Sakaguchi, K., Y. Miyoshi, S. Saito, T. Nagatsuma, K. Seki and K. T. Murata, Relativistic electron flux forecast at geostationary orbit using Kalman filter based on multivariate autoregressive model, Space Weather, 11, doi:10.1002/swe.20020, 2013.
2. 北川原二郎, 時系列解析入門, 岩波書店, 2005

LANL 衛星データと磁気圏グローバル MHD シミュレーションとの比較 —Injection 予測に向けて—

Comparison between plasma particle observation by LANL satellites and Magnetospheric global MHD simulation —Toward prediction of substorm injection—

長妻 努¹、山本和憲¹、久保田康文¹、中村雅夫²、田中高史¹

¹情報通信研究機構 電磁波計測研究所

²大阪府立大学 工学部

T. Nagatsuma¹, K. Yamamoto¹, Y. Kubota¹, M. Nakamura², T. Tanaka¹

¹Applied Electromagnetic Research Institute,

National Institute of Information and Communications Technology

²Graduate School of Engineering, Osaka Prefecture University

1. はじめに

静止軌道は、通信・放送・気象等、人工衛星を用いた実利用が最も進んでいる軌道の一つであり、現在400機を越える衛星がこの軌道で運用されている。一方、静止軌道は地球周辺の宇宙環境（ジオスペース）において最も宇宙環境がダイナミックに変化する領域の一つである。

静止軌道はエネルギーの高い電子が捕捉されている放射線帯外帯の外縁に位置していて、数百 keV 以上のエネルギーを持つ放射線帯外帯の高エネルギー電子フラックス変動に伴って深部帯電を引き起こすリスクが高まる領域である。加えて、サブストームと呼ばれるジオスペース内の宇宙環境じょう乱によって、磁気圏尾部からジオスペースに数十～数百 keV のエネルギーを持つプラズマ粒子が注入(Injection)され、突発的・局所的にプラズマの環境が変化することによって、表面帯電のリスクが生じる領域でもある。

以上のことから、静止軌道周辺の宇宙環境を把握・予測することは、衛星運用に対するリスクを事前に知ったり、障害が発生した際に、原因究明を行ったりする上で必要であり、宇宙環境保全の観点からも大変重要な課題であると言える。情報通信研究機構では、衛星運用者に対して有益な情報を提供することを目指して、放射線帯変動の予測モデル、及びサブストームに伴う粒子注入の予測モデルの構築を進めてきた。本講演では、サブストームに伴うプラズマ粒子注入の予測モデルに関する取り組みについて紹介する。放射線帯変動の予測モデルに関

しては、坂口、長妻の講演や過去の集録を参照されたい[1,2]。

本稿では、2章で磁気圏グローバルMHDシミュレーションとLANL衛星データの比較について述べ、3章ではひまわり8号に搭載されている宇宙環境データ取得装置(SEDA)の現状について述べる。そして、4章でまとめを行う。

2. 磁気圏グローバルMHDシミュレーションとLANL衛星データの比較

サブストーム粒子のInjection予測に向け、磁気圏グローバルMHDシミュレーションの結果と静止軌道の粒子計測データの比較を行う。前回の講演でも述べたが、サブストームに伴うプラズマ粒子のInjectionは急激な粒子フラックスの変動が局所的に生じる現象であるため、我々はグローバルMHDシミュレーションを手がかりにInjection予測モデルを構築することを検討している。グローバルMHDシミュレーションでは、MHD流体としての密度、温度、圧力の導出しか出来ないため、これを電子・イオンの密度、温度、圧力に換算するためには、観測との比較による経験的なモデルを手がかりに、予測を行う必要がある。このような手法を数値予報では「ガイダンス」と呼んでいる。これまでにも、中村らによって、同様の試みが為されてきている[3]。

今回は、NICTのサイエンスクラウド[4]上に蓄積されている過去の磁気圏リアルタイムMHDシミュレーション[5,6]の計算結果と、静止軌道でプラズマ粒子変動を計測しているLANL衛星のデータ

(LANL91, 94, 97)の初期的な比較を行った。

今回は、MHD シミュレーションで求めた物理量(密度、圧力)と LANL 衛星で観測されたイオン密度、圧力、電子圧力、温度との相関関係を調べた。その結果、1) イオン密度については、ローカルタイムが昼側(10~16LT)において、MHD 密度との相関が見られる。一方、夜側の相関は低い。2) イオン圧力については、イオン圧力が卓越するケースと MHD 圧力が卓越するケースがあり、今後詳細な解析が必要。3) 電子圧力、温度については、ローカルタイムが真夜中から朝側(22~06LT)にかけて相関があるように見える、という結果が得られた(図1)。

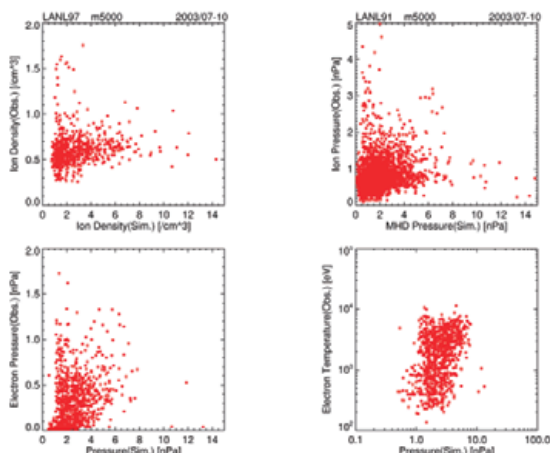


図1 シミュレーションと衛星観測データの比較(左上:MHD密度とイオン密度の比較、右上:MHD圧力とイオン圧力の比較、左下:MHD圧力と電子圧力の比較、MHD圧力と電子温度の比較)

3. ひまわり8号による宇宙環境計測

2014年10月7日に、日本の新しい気象衛星ひまわり8号が静止軌道に打ち上げられた。同衛星には宇宙環境データ取得装置(Space Environment Data Acquisition: SEDA)が搭載されている。昨年の講演でも紹介した通り、本装置の観測によって、数百keVの電子フラックスや太陽プロトン現象に伴う高エネルギー陽子のモニターが可能となる。我々は、気象庁から本装置のデータを準リアルタイムで提供を受け、日本上空の宇宙環境の現況把握、及び同データを入力パラメータとした予測モデルの開発・運用を予定している。

2014年11月3日よりSEDAの観測がスタートしており、現在SEDAデータの初期確認等を進めているところである。SEDAによる高エネルギー電子計測に

おいては、サブストームに伴う高エネルギー電子の変動なども観測されており、同データは放射線帯電子フラックス変動予測のみならず、サブストームのInjection予測にも活用できる可能性がある。

4. まとめ

NICTでは、静止軌道の表面帯電に伴うリスクの把握に向け、サブストーム粒子注入予測の研究開発に取り組んでいる。今後、Injection予測のモデル化に向けては、1)高精度シミュレーションの結果との比較、2)実環境(Tilt角依存、電離圏電気伝導度)に即したモデリング、3)地磁気活動度等の依存の考慮などを行い、更に解析を進める必要がある。

参考文献

- [1] 長妻 努, 静止軌道の宇宙環境モニタリング・予測, 第10回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集, b b 2013.
- [2] 坂口 歌織, 長妻 努, Van-Allen Probesの観測データを用いた放射線帯外帯電子フラックス予測モデルの開発, 第11回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集, 2014.
- [3] 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
- [4] Murata, K. T., Watari, S., Nagatsuma, T., Kunitake, M., Watanabe, H., Yamamoto, K., Kubota, Y., Kato, H., Tsugawa, T., Ukawa, K., Muranaga, K., Kimura, E., Tatebe, O., Fukazawa, K. and Murayama, Y. (2013) A Science Cloud for Data Intensive Sciences, Data Science Journal, Vol.12, pp.WDS139-WDS146.
- [5] Den, M., T. Tanaka, S. Fujita, T. Obara, H. Shimazu, H. Amo, Y. Hayashi, E. Nakano, Y. Seo, K. Suehiro, H. Takahara, and T. Takei (2006), Real-time Earth magnetosphere simulator with three-dimensional magnetohydrodynamic code, Space Weather, 4, S06004, doi:10.1029/2004SW000100.
- [6] Shimazu, H., K. Kitamura, T. Tanaka, S. Fujita, M.S. Nakamura, T. Obara (2008), Real-time global MHD simulation of the solar wind interaction with the earth's magnetosphere, Adv. Space Res., 42, 1504-1509.

LANL 静止軌道衛星プラズマ環境データの極値統計解析

中村雅夫、小田光信、米田麻人（大阪府立大学）

はじめに

静止軌道の衛星帯電は、サブストームに伴う高温電子のフラックスにより引き起こされると考えられている。そのため、衛星帯電の発生頻度と電位を統計的に理解するためには、静止軌道のプラズマ環境の統計解析が重要である。特に、高電位の衛星帯電を引き起こすのは、稀におこる大規模なサブストームに伴う非常に高温の電子と考えられ、その発生頻度と最悪値を調べる必要がある。過去にもCho et al. [1]によりLANL静止軌道衛星データを用いた統計解析がおこなわれており、本報告では、Nakamura and Yoneda[2]の研究結果を中心に極値統計解析手法を用いて高温電子の発生頻度と最悪値を求めた結果について述べる。

極値統計解析

極値統計とは、稀にしか起きない極端事象を取り扱う理論を用いた統計であり、そこでは、取り扱う事象の標本平均はそれ程重要でなく、全体に対する端の方(分布の裾と呼ぶ)の位置や振る舞いが重要になる。本研究では、閾値モデル (POT: Peak Over Threshold model) に、一般化パレート分布(GPD: Generalized Pareto Distributions)を適応した極値統計解析をおこなう。GPD では、条件付き確率分布関数 $F(X|X > \mu)$ が以下の形で表される。

$$F(X|X > \mu) \approx W_{\mu,\sigma,\gamma}(x) = 1 - \left(1 + \gamma \frac{x - \mu}{\sigma}\right)^{-1/\gamma}$$

μ 、 γ 、 σ は、それぞれ位置パラメーター、形状パラメーター、尺度パラメーターと呼ばれる。位置パラメーター μ は、極値統計の適応領域を示す。形状パラメーター γ が負($\gamma < 0$)の時、パレート分布IIと呼ばれ上限値 $(\mu - \sigma/\gamma)$ が存在し、ゼロ($\gamma = 0$)の時、thin tail を持つ指数分布で上限値を持たず、正($\gamma > 0$)の時、heavy tail を持つパレート分布と呼ばれ上限値を持たない分布となる。

GPD の各パラメーターは、まず平均超過関数を用いて μ を推定する。平均超過関数とは閾値 u を超えるデータで構成される部分集合から計算される期待値で、GPD では次式のように閾値 u を変数とした一次関数として表される。

$$M(u) = E[X - u | X > \mu] = (\sigma + \gamma u)/(1 - \gamma)$$

つまり、 u を変数として平均超過関数のグラフを描き、 $u > u_0$ において関数形が線形性を保てば、 u_0 を μ として推定できる。次に γ と σ は、推定した μ に基づいて最尤法によって推定する。これらの値を用いて極端事象の発生頻度、つまりある期間に x 以上の値が観測される回数 y は、次式で推定することができる。

$$y = \frac{mk}{n} \left(1 + \gamma \frac{x - \mu}{\sigma}\right)^{-1/\gamma}$$

ここで n はデータ総数、 k は閾値 μ を超えるデータ数、 m は求める期間に含まれるデータ数

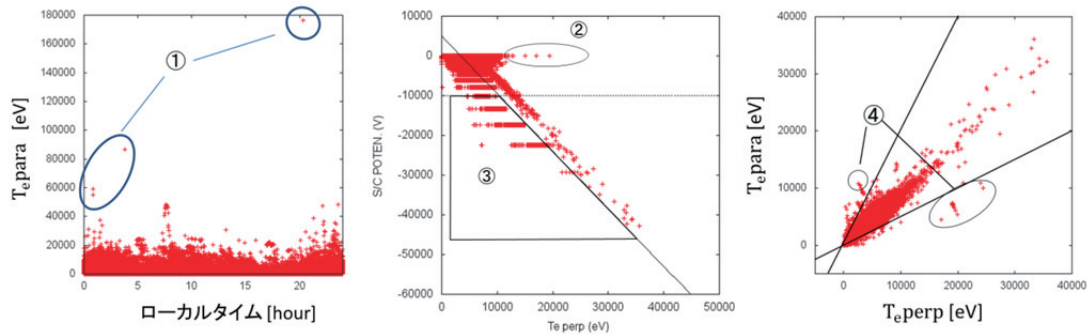


図1：L1衛星のデータ（左）、L9衛星のデータ（中央）、L9衛星のエラーデータ①②③を除去後のデータ（右）

である。

解析結果

NASAのCDAweb[3]で公開されている7機のLANL静止軌道衛星(A1, A2, L0, L1, A4, A7, A9)のMagnetospheric Plasma Analyzer (MPA)のKey Parameterの全データ(14273964点)に対し、電子温度の磁場に平行と垂直成分について極値統計解析をおこなう。しかし、LANL静止軌道衛星の電子温度データの極端事象には、エラーデータとも考えられる不自然なデータ(標本)が見られ、それをそのまま解析をおこなうと、電子温度に上限値が存在せず、実際には考えられない高い頻度で極端事象が起これると推定されてしまう。そこでNakamura and Yoneda[2]では、主として極端領域のエラーデータを以下の様に取り除いた。

①イオン密度またはイオン温度がゼロのデータを除去(図1左)

①により、異常に飛び抜けて高い電子温度や衛星電位データを取り除くことができる。次に、図1中央の衛星電位と電子温度のグラフに着目すると、特定の衛星電位に不自然に横軸と平行にデータが分布する。これらの衛星電位の特定値と呼ぶこととする。

②衛星電位が0Vかつ電子温度が10kVを超えるデータを除去(図1中央)

③衛星電位が-10kV以下の特定値から他の値の傾向から外れるデータを除去(図1中央)

④衛星電位が-10kV以下の特定値かつ電子温度の平行成分と垂直成分の非対称が大きなデータを除去(図1右)

これらにより取り除いたデータは全体の約0.4%で、除去後のデータを母集団として極値統計解析おこなった。さらに今回、①を除去後に衛星電位の特定値を全て調べて、そこに含まれる全てのデータ(全体の約34%)を取り除いた後のデータを母集団とした極値統計解析もおこなった。それらの結果から得られた1年間にある電子温度以上の極端事象の発生頻度を図2に示す。

統計母集団を変えたことで、電子温度の極端事象の発生頻度は約2倍変わったが、上限温度はほぼ変化しないことがわかる。これらの結果は、衛星電位の特異値に存在するエラーデータ数が各特異値に様に分布していないことを表しており、現実の発生頻度はこの2つの結果の間にあると考えられる。

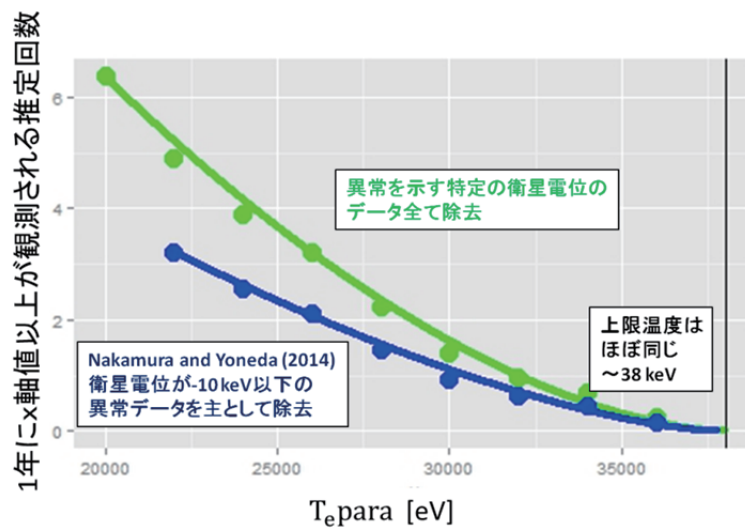


図2：電子温度の磁場に平行成分の極端事象の発生頻度

まとめ

静止軌道プラズマの電子温度に対して極値統計解析をおこない、極端に電子高温な事象の発生頻度と上限温度を推定した。この静止軌道プラズマ環境が荒れた事象の極値統計解析結果は、人工衛星を設計する際の基準作りに役立つものと考えている。

参考文献

- [1] Cho, M., Kawakita, S., Nakamura, S., Takahashi, M., Sato, T. and Nozaki, Y., “Number of arcs estimated on solar array of a geostationary satellite”, Journal of Spacecraft and Rockets, vol.42 no.4, pp.740-748, 2005.
- [2] Nakamura, M. and A. Yoneda, A Statistical Analysis of the Worst GEO Plasma Environment -Extreme Value Analysis of the High Electron Temperatures-, Proceedings of the 13th Spacecraft Charging Technology Conference, #236, 2014.
- [3] NASA Goddard Coordinated Data Analysis Web (CDAWeb), URL: <http://cdaweb.gsfc.nasa.gov/>.

第11回宇宙環境シンポジウム講演プログラム

第111回 宇宙環境シンポジウム プログラム 1日目:12月10日(水)

セッション	講演タイトル	開始時刻	時間	講演者(所属)、共著者
	開会の挨拶(主催者):JAXA 研究開発本部 宇宙環境グループ長 松本晴久	13:00	5	○講演者(所属)、共著者
	開会の挨拶(共催者):大阪府立大学 21世紀科学研究機構 宇宙科学技術研究センター長 真鍋武嗣	13:05	5	
特別講演	大阪府大の放射線照射施設と宇宙関連機器の試験	13:10	30	○奥田修一(府大)
講演	JAXA 宇宙環境グループにおける宇宙環境計測の現状	13:40	15	○松本晴久(JAXA)、宇宙環境グループ
	宇宙天気に関する国際動向	13:55	15	○石井守(NICT)
	ジオスペース探査衛星 ERGプロジェクト	14:10	15	○三好由緒(名大)、篠原直、高島健、浅村和史、松本晴久、東尾奈々、三谷烈史、笠原隼、横田勝一郎、風間洋一、平原聖文、笠羽康正、松岡彰子、小嶋浩嗣、藤本正樹、塩川和夫、関兼泰子、中村揚介、仁田工美、福田盛介、小川恵幸、小野高幸、ERGプロジェクトグループ
宇宙環境計測、宇宙天気(1) 座長: 臼井 英之(神戸大)	2012年3月5日 X1.1 flareに伴うの太陽中性子イベントの解析	14:25	15	○村木綾(名大)、古賀清一、松本晴久、奥平修、五家建夫、小原隆博、柴田祥一、山本常夏、藤井雅之、増田智
	太陽活動の地球気候への影響: top downかbottom upか	14:40	15	○村木綾(名大)、柴田祥一、柴田隆
	中性大気密度計測用加速度計に関する6自由度制御の研究	14:55	15	○大里健一(都市大)、新谷昌人、東尾奈々、渡邊力夫
	休憩	15:10	20	
太陽風-地球磁気圏シミュレーション 座長: 松本晴久(JAXA)	小型ダイポール磁場のプラズマ流応答に関する3次元粒子シミュレーション	15:30	15	○臼井 英之(神戸大)、芦田康将、篠原直、中村雅夫、梅澤美佐子、三宅洋平、西野真木
デブリ計測、モデリング 座長: 同上	Optical and In-situ Debris Measurements under Collaboration with Space Weather Science and Education	15:45	15	○花田俊也(九大)、吉川順正、山岡均、北澤幸人、柳澤俊史、松本晴久
	宇宙環境が人工衛星に与える影響について(レビュー)	16:00	15	○小原 隆博(東北大)
その他関連分野 座長: 同上	JAXA宇宙環境計測実験室におけるベレットロン加速器の運用	16:15	15	○金子真博(三菱子ユニカ)、東尾奈々、松本晴久、広瀬孝幸、平尾敏雄、大友洋光
	宇宙ステーション「きぼう」船外簡易取付機構(EHAM)を用いたCFRP製軽量高精度鏡の長期宇宙曝露実験(CAGOME)の状況	16:30	15	○西尾俊幸(JAXA)、神谷友裕、宇都宮真、永松愛子、石村康生、後藤健、大西裕貴、石田良平、真鍋武嗣、落合啓
	Si、Ti添加ダイヤモンドカーボン膜表面酸化反応における原子状態 素衝突エネルギーの影響	16:45	15	○渡邊大樹(神戸大)、初田光嶺、古山雄一、神田一浩、吉越章隆、寺岡有毅、横田久美子、田川雅人
	事務連絡(翌日案内等)	17:00	5	

第11回 宇宙環境シンポジウム プログラム 2日目:12月11日(木)

セッション	開始時刻	時間	講演タイトル	講演者(所属)、共著者
帯電・放電実験、およびシミュレーション 座長:三宅弘(都市大)	10:00	15	InGaP太陽電池の放射線照射効果	○奥野泰希(府大)、奥田修一、小嶋崇夫、岡香、川北史朗、今泉充、神分宏昌
	10:15	15	静電気放電に於ける電子デバイスの保護素子と静電対策材料の効果の比較	○大津孝佳(新産高専)、堂山英之、石塚裕康、齋坂功一
	10:30	15	異なる温度環境下における絶縁体宇宙材料の二次電子放出係数および抵抗値の測定	○宮原信(九工大)、川崎和貴、鳥江、豊田和弘、趙孟佑
	10:45	15	実験環境を模擬した二次電子放出係数の測定及び二次電子放出係数物理モデルの考案	○長門拓(都市大)、谷口大明、三宅弘晃、田中康寛、大平正道、奥村哲平、川北史朗、高橋真人
	11:00	15	実験環境を模擬した光電子放出電流測定及び光電子放出物理モデルの考察	○矢部謙治(都市大)、津田祐介、三宅弘晃、田中康寛、大平正道、奥村哲平、川北史朗、高橋真人
	11:15	15	高分子フィルムの帯電計測による物性評価	○藤井治久(奈良高専)、大平正道、奥村哲平
	11:30	15	宇宙用太陽電池カバークラスの帯電特性評価	○宮本直典(奈良高専)、山中直輝、松原貴幸、藤井治久、大平正道、奥村哲平
	11:45	90		昼食(懇親会)・休憩
	13:15	15	3次元PICシミュレーションを用いた大気吸入型イオンエンジン放電室内部におけるプラズマ生成解析	○川口伸一郎(神戸大)、臼井英之、三宅洋平、安河内翼、横田久美子、田川雅人
	13:30	15	小惑星探査機「はやぶさ」におけるイオンエンジン中和不良時の宇宙機帯電解析	○村中崇信(中京大)、星賢人、小嶋浩嗣、山川宏、細田聡史、西山和孝
13:45	15	帯電解析に対する材料物性パラメータの感度解析	○大平正道(UAXA)、今泉充、古賀清一、三宅弘晃、渡邊力夫、長門拓、矢部謙治、藤井晴久、豊田和弘	
14:00	15	超小型人工衛星『鳳龍四号』の開発	○福田大(九工大)、Faure Pauline、豊田和弘、趙孟佑	
14:15	15	国際宇宙ステーションでの太陽電池放電実験PASCAL	○豊田和弘(九工大)、岩井俊輔、福田大、趙孟佑、奥村哲平、Justin J. Likar	
14:30	15	宇宙機帯電位評価における最悪環境	○豊田和弘(九工大)	
14:45	15	SPISを用いた衛星帯電解析	○岡本好美(府大)、中村真弥、中村雅夫	
15:00	20		休憩	
宇宙環境計測・宇宙天気(2) 座長:小原(産博)(東北大)	15:20	15	QZSとMAGDAS地上磁力計による同一浴磁力線電流の同時観測-浴磁力線産生係数解析	○小串修(九大)、河野英昭、真尾奈々、松本晴久、D.G.Bashev、魚住祐司、阿部修司、湯元清文、吉川顯正
	15:35	15	EISCAT_3D(次世代欧州非干渉散乱)レーダーによる宇宙環境研究と監視	○宮岡宏(NIPR)、野澤悟徳、小川泰信、大山伸一郎、中村卓司、藤井良一、Craig Heinselman
	15:50	15	地球放射線帯電子の消失過程について	○千葉貴司(東北大)、小原隆博、栗田恰、三好由純
	16:05	15	Van Allen Probes の観測データに基づく放射線帯電子トラックス予測モデルの開発	○坂口歌織(NICT)、長妻努
	16:20	15	LANL衛星データと磁気圏グローバルMHDシミュレーションとの比較 -Injection予測に向けて-	○長妻努(NICT)、山本和憲、久保田藤文、中村雅夫、田中高史
	16:35	15	LANL静止軌道衛星プラズマ環境データの値統計解析	○中村雅夫(府大)、小田光信
	16:50	10		まとめ・閉会挨拶



