

第19回 「宇宙環境シンポジウム」 講演論文集

Proceedings of the 19th Spacecraft Environment Symposium

2025年8月5日～6日

東京都市大学 渋谷PXU、オンラインハイブリッド会議

宇宙航空研究開発機構

研究開発部門

Japan Aerospace Exploration Agency

Aerospace Research and Development Directorate

第 19 回 宇宙環境シンポジウム

本シンポジウムは、太陽風－地球磁気圏相互作用、宇宙飛翔体近傍環境、宇宙天気予報、帶電放電、宇宙飛翔体プラズマ相互作用などの問題を、理学的・工学的な両側面から取り上げ、各分野の研究者間の知識共有を深めることで相乗効果を引き出し、宇宙開発・宇宙環境利用の発展に寄与することを目指し、開催をして参りました。2021－2023 年はコロナ下や事務局側の体制変化のため、シンポジウムの開催はお休みを頂いておりましたが、昨年より再開を致しました。

つきましては、宇宙環境に関する最新の研究成果、プロジェクトの紹介、内外の関連分野の動向などの情報交換の場として、宇宙環境シンポジウムを改めてご活用して頂きたく存じます。

主 催： 東京都市大学 総合研究所 電子物性計測技術研究センター
共 催： 大阪公立大学 航空宇宙工学科
宇宙航空研究開発機構 研究開発部門

実施幹事：三宅弘晃(東京都市大学)、中村雅夫(大阪公立大学)、
木本雄吾(宇宙航空研究開発機構)

記

日 時： 2025 年 8 月 5 日(火)、8 月 6 日(水)
場 所： TCU Shibuya PXU(東京都市大学 渋谷パクス)、及び Zoom 開催

(プログラム)

8 月 5 日(火)

13:30-13:40 オープニング

セッション 1 座長：長妻 努 (情報通信研究機構)

13:40-14:00 西田 美樹 (フロンティア法律事務所／いばらき宇宙天気研究所)、暮らしとつながる宇宙天気 ～市民とともに育てるリテラシー

14:00-14:20 蘭 尚道 (茨城大学) 他、IRIS 衛星で検出された高エネルギー粒子の短期的・長期的な振舞い

14:20-14:40 河守 由人 (鹿児島大学) 他、Jason-3 搭載放射線モニタによる放射線帯の陽子・電子のフラックス変動に関する研究

14:40-15:00 玉置 晋 (いばらき宇宙天気研究所／茨城大学)、衛星高度異常低下時の宇宙天気

15:00-15:20 神崎 千沙子 (宇宙航空研究開発機構)他、MMX 搭載惑星空間放射線環境モニタ IREM の開発と総合システムの試験状況

15:20-15:40 加藤 裕太 (富士通株式会社／名古屋大学)他、AI 回帰モデルによる太陽高エネルギー粒子事象のプロファイル予測

15:40-16:10 Break

セッション2 座長：中村 雅夫(大阪公立大学)

16:10-16:30 長妻 努 (情報通信研究機構)、気象衛星調整会議 (CGMS) における衛星障害情報の収集とその活用

16:30-16:50 市丸 慎一郎 (宇宙航空研究開発機構) 他、新捕捉放射線帯モデルの宇宙機設計適合性に関する研究

16:50-17:10 奥村 哲平 (宇宙航空研究開発機構) 他、HTV-X3号機搭載微小デブリセンサ (SDM) の開発

17:10-17:30 篠島 敬 (海洋研究開発機構) 他、複数衛星データを用いた太陽高エネルギー粒子輸送の研究

18:00- 懇親会

8月6日(水)

セッション3 座長：奥村 哲平 (宇宙航空研究開発機構)

10:00-10:20 西野 幹志 (名古屋大学 宇宙地球環境研究所) 他、説明可能な AI を用いた磁気嵐の予測

10:20-10:40 三好 由純 (名古屋大学 宇宙地球環境研究所) 他、太陽圏における宇宙天気研究

10:40-11:00 笠原 慧 (東京大学) 他、月面放射線環境計測に向けた高エネルギー電子計測器の開発

11:00-11:20 石井 守 (情報通信研究機構／名古屋大学 宇宙地球環境研究所)、宇宙天気予報に関する最近の国際動向

11:20-11:40 森脇 岳斗 (神戸大学 工学研究科) 他、熱圏下部中性大気密度計測のための観測ロケット搭載用真空計

11:40-12:00 伊藤 大二郎 (東芝エネルギーシステムズ株式会社) 他、宇宙線検出器におけるリアルタイムパイルアップ分離技術に関する研究開発

12:00-13:00 Lunch Break

セッション4 座長：三宅 弘晃（東京都市大学）

13:00-13:20 鋤田 大日（みずほリサーチ＆テクノロジーズ）他、機械学習技術を用いた地球近傍の宇宙環境予測技術の開発と、宇宙機設計への適用可能性について

13:20-13:40 中村 雅夫（大阪公立大学）他、放射線帯内帯を通過する中軌道衛星の帶電と二次電子放出係数の経年変化

13:40-14:00 松本 晴久（宇宙航空研究開発機構）、商用低軌道衛星時代における宇宙放射線環境と信頼性設計の影響－実測データをもとに！－

14:00-14:20 渡邊 力夫（東京都市大学）、電子線照射された誘電体材料の表面電位に対する試料温度変動の影響

セッション5 座長：木本 雄吾（宇宙航空研究開発機構）

14:20-14:40 榎 海星（情報通信研究機構）他、陽子線照射による宇宙機絶縁材料の体積抵抗率変化

14:40-15:00 Necmi Cihan ÖRGER (Kyushu Institute of Technology) 他、Lunar Dust Lofting by Electrostatic Forces over the Terminator Region: Correlation with Solar Wind and Geomagnetic Activity During CME Events

15:00-15:20 Sara Aziz (Kyushu Institute of Technology) 他、Mitigation Strategies for Lunar Dust: Challenges and Innovations

15:20-15:40 津川 卓也（情報通信研究機構）、新しい宇宙天気イベント通報（SAFIR）及び宇宙天気情報利用ガイドライン

15:40-16:10 総合討論・クロージング

目次

暮らしどつながる宇宙天気～市民とともに育てるリテラシー	1
西田美樹（弁護士/フロンティア法律事務所・宇宙天気キャスター/合同会社いばらき宇宙天気研究所）	
Jason-3搭載放射線モニタによる放射線帯の陽子・電子のフラックス変動に関する研究	6
河守由人（鹿児島大学）、木本雄吾（JAXA）	
衛星高度異常低下時の宇宙天気	12
玉置晋（合同会社いばらき宇宙天気研究所／茨城大学研究・産学官連携機構）	
MMX搭載惑星空間放射線環境モニタIREMの開発と総合システムの試験状況	16
神崎千沙子（JAXA）、相田真里（JAXA）、広瀬孝幸（JAXA）、上野遙（JAXA）、宮崎英治（JAXA）、早川泰正（明星電気）、磯匠（明星電気）、坂田祐子（明星電気）、藤井雅之（ファムサイエンス）	
AI回帰モデルによる太陽高エネルギー粒子事象のプロファイル予測	20
加藤裕太（富士通株式会社、名古屋大学）、岩川明則（富士通株式会社）、草野完也（名古屋大学）、光田千絵（富士通株式会社、名古屋大学）	
気象衛星調整会議(CGMS)における衛星障害情報の収集とその活用	25
長妻 努（NICT）	
新捕捉放射線帯モデルの宇宙機設計適合性に関する研究	28
市丸慎一郎（JAXA）、木本雄吾（JAXA）	
宇宙天気予報に関する最近の国際動向	31
石井守（NICT・名古屋大学）	
熱圏下部中性大気密度計測のための観測ロケット搭載用真空計	39
森脇岳斗（神戸大学）、小柳智久（神戸大学）、熱田凜太朗（神戸大学）、横田久美子（神戸大学）、田川雅人（神戸大学）、阿部琢美（JAXA）	

宇宙線検出器におけるリアルタイムパイルアップ分離技術に関する研究開発	46
伊藤大二郎、矢澤博之、黒崎将史、梅村憲弘、毎田充宏（東芝エネルギー・システムズ株式会社）、 上野遙、富高真、松本晴久、高島健（JAXA）	
機械学習技術を用いた地球近傍の宇宙環境予測技術の開発と、宇宙機設計への適用可能性について	51
鋤田大日、重信薰（みずほリサーチ＆テクノロジーズ）、木本雄吾（JAXA）	
放射線帯内帯を通過する中軌道衛星の帯電と二次電子放出係数の経年変化	54
中村 雅夫、松井 大智（大阪公立大学）	
商用低軌道衛星時代における宇宙放射線環境と信頼性設計の影響－実測データをもとに！－	58
松本 晴久（JAXA）	
電子線照射された誘電体材料の表面電位に対する試料温度変動の影響	66
渡邊 力夫（東京都市大学）	
陽子線照射による宇宙機絶縁材料の体積抵抗率変化	68
榎 海星、齊藤 慎司、長妻 努（NICT）、三宅 弘晃、田中 康寛（東京都市大学）	
Lunar Dust Lofting by Electrostatic Forces over the Terminator Region: Correlation with Solar Wind and Geomagnetic Activity During CME Events	72
Necmi Cihan Örger (Kyushu Institute of Technology) , Emine Ceren Kalafatoglu Eyiguler (Athabasca University Geophysical Observatory) , Sara Aziz1, Kazuhiro Toyoda (Kyushu Institute of Technology) , and Mengu Cho (Kyushu Institute of Technology · Chiba Institute of Technology)	
Mitigation Strategies for Lunar Dust: Challenges and Innovations	77
Sara Aziz, Necmi Örger, and Kazuhiro Toyoda (Kyushu Institute of Technology)	
新しい宇宙天気イベント通報（SAFIR） 及び宇宙天気情報利用ガイドライン	81
津川卓也（NICT）	

暮らしとつながる宇宙天気～市民とともに育てるリテラシー

西田美樹（弁護士/フロンティア法律事務所・宇宙天気キャスター/合同会社いばらき宇宙天気研究所）

1 はじめに

「宇宙天気」と聞いて、どのような印象を持つだろうか。遠い宇宙の出来事、あるいは専門家だけの話と思われるかもしれない。しかし実際には、太陽活動による影響は私たちの生活に直結している。太陽フレアは GPS の精度を乱し、強い磁気嵐は人工衛星や航空機に影響を与える。通信や電力、放送といった社会基盤の安定にも関わる問題である。それにもかかわらず、多くの人が宇宙天気を知らない。その「知らなさ」こそが不安や無防備につながっている。

2 暮らしと結びつく宇宙天気

宇宙天気は、通信・電力・放送・GPS・航空機といったインフラに影響を及ぼす。近年では、2024年5月に日本で観測された低緯度オーロラの際、通信障害が発生した地域があった。また、磁気嵐によって人工衛星が軌道に乗らず失われた事例も報告されている。宇宙天気は「遠い宇宙の現象」ではなく、すでに私たちの暮らしの一部として現れている現象である。

3 伝えることの難しさ

宇宙天気を学ぶことは可能である。しかし「伝える」となると難しさが増す。理由は二つある。

第一に、宇宙天気は「今すぐの危険」ではなく、将来起こり得る目に見えない変化であるため、人々の関心を引きにくい。

第二に、説明に多くの専門用語が必要となる点である。「磁気嵐」「コロナ質量放出(CME)」「フルエンス」「スボラディック E 層」など、専門家には馴染み深い語も生活者には理解が難しい。したがって、翻訳と共感を通じて生活者の言葉に置き換える工夫が不可欠となる。

4 シームレス天気予報の実践例

どう置き換えれば市民に伝わるのだろうか？その実践として、筆者は毎朝、地上の天気と宇宙の天気を組み合わせた「シームレス天気予報」を SNS で発信している。ここでは、その具体例を紹介したい。

例 1：台風と太陽フレアを同時に伝える

「台風 8 号が沖縄付近で停滞し、大雨と強風に警戒が必要です。九州から東北は猛暑が続く見込みです。宇宙では、太陽活動がやや活発で、活動領域 4161 から複数の C クラスフレアが発生しています。」

このように、地上と宇宙の天気を同時に伝えることで、読者が「生活の延長線上」に宇宙天気を感じ取れるようにしている。専門家向けの詳細（黒点群の磁場構造単純化や減少傾向など）は省き、代わりに「実際の暮らしに関係する部分」を重点的に説明する。逆に、磁場構造が複雑化や面積が増大するなど「今後のリスク」に直結する情報は平易な言葉で補足し、生活者に必要な行動の判断材料となるようにしている。また、前回地球面に現れたときに活発だった活動領域が戻ってきたときは「前回 M クラスフレアを頻発させた活動領域○○が戻ってきました」などと少し親しみを持った表現も使うなどの工夫もしている。

（実例：筆者 Facebook7月28日より）

【“危険な暑さ”の裏で、宇宙は静けさを取り戻す】

暑さのピークはまだ終わりません。

台風の動きにも、熱中症にも、今日も注意が必要です。

＼シームレス天気予報／

❶ 地上の天気（出典：気象庁）

台風8号は一時熱帯低気圧に変わった後、7月27日夜に再発達して“復活台風”となりました。現在沖縄本島付近で停滞しており、奄美地方や沖縄本島は大雨・強風・高波に厳重注意

一方、太平洋高気圧に覆われて九州から東北まで晴天が続き、内陸部では体温超え・猛暑日も多く、熱中症に厳重警戒を。特に午後は気温上昇に伴い湿った空気が流入し、大気が不安定になります。山沿いや関東甲信では急な豪雨や雷雨に注意です。

台風9号は強い勢力を保ったまま、29日（月）には小笠原諸島に最接近する見込みです。今夜から、小笠原ではうねりを伴った高波に注意が必要で、その後は強風や大雨の恐れも。関東も台風本体からは離れていても、晴れても海沿いでは高波に注意が必要です。

❷ 【宇宙天気】（NICT 7月28日9時発表）

太陽活動はやや活発。活動領域4161が太陽の東端から回り込み、Cクラスフレアを複数回発生させています。今後1日間も、同領域を中心にCクラスフレアが発生する可能性があります。

地磁気活動は静穏。太陽風は穏やかに推移しており、地磁気への大きな影響はないと予想されています。

放射線帯電子は、フルエンスがやや高め。23日に臨時警報は解除されましたが、静止軌道では依然やや高い状態で推移中。今後の上昇にも注意が必要です。

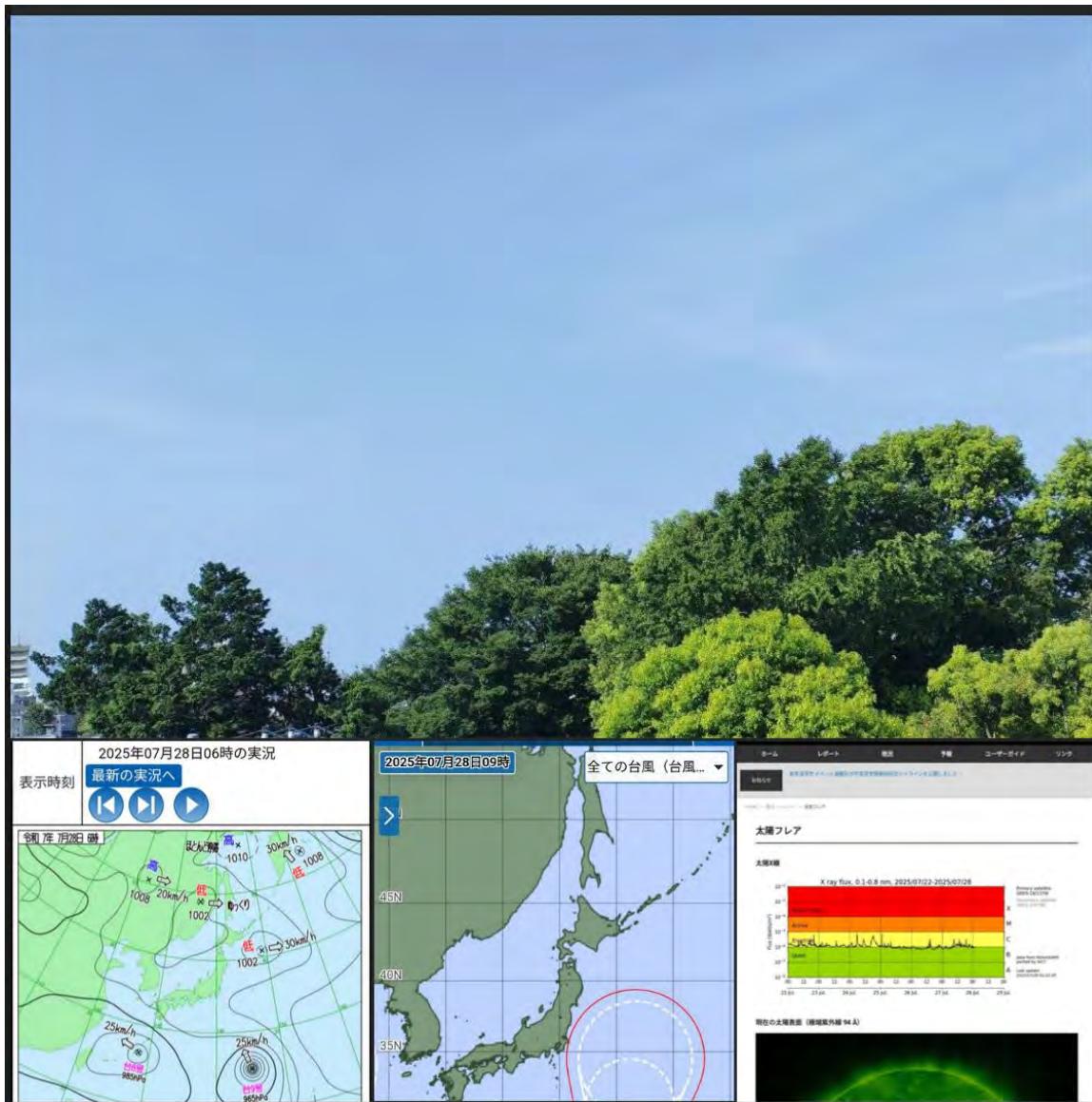
スボラディック E 層は、27 日に日本各地で強い出現がありました。通信に一時的な影響が出た可能性も。今後はやや静穏な状態に向かうと見られています。

【ひとこと】

高知に帰省した友達の SNS を見ていると、「海に行きたい、川に行きたい、キャンプしたい！」という思いが募ります。

唇が真っ青になるまで川で遊んで、大人に怒られて、河原の熱い石でお腹を温めていたあの頃。

—そんな夏の思い出、あなたにもありますか？



例 2：津波注意報解除時の SNS 投稿（多様な表現）

カムチャツカ半島沖の地震で津波注意報が発表・解除された際、筆者は 4 種類の表現で情報を届けた。

種別	表現内容
① 気象庁発表	<p>【津波注意報解除】気象庁は 7 月 31 日午後 4 時 30 分に、すべての地域で津波注意報を解除しました。一方、解除後もしばらくの間は若干の海面変動がおきる可能性があるとしていて、海のレジャーには十分注意するよう呼びかけています。</p>
② 英訳	<p>[Tsunami Advisory Lifted] At 4:30 p.m. on July 31, the Japan Meteorological Agency lifted all tsunami advisories. However, it is still possible that small changes in sea level may occur for some time. Please be cautious when enjoying activities at sea.</p>
③ やさしい日本語（小 2 レベル）	<p>【つなみちゅういほうがなくなりました】きょうちゅうは、7 がつ 31 にちご 4 じ 30 ふんに、すべてのばしょでつなみのちゅういをやめました。でも、まだうみのみずがすこしうごくことがあるかもしません。うみであそぶときは、よくきをつけてください。</p>
④ ローマ字表記（③のローマ字表記）	<p>【Tsunami chuuhiou ga nakunarimashita】Kishouchou wa, 7-gatsu 31-nichi gogo 4-ji 30-pun ni, subete no basho de tsunami no chuuui wo yamemashita. Demo, mada umi no mizu ga sukoshi ugoku koto ga aru kamo shiremasen. Umi de asobu toki wa, yoku ki wo tsukete kudasai.</p>

このローマ字表記を付けたのには弁護士としての経験からである。多国籍の依頼者と接してきた経験の中で、日本語を「聞く」話す」はできるが、「読む」書く」は苦手という人にしばしば出会った。特に日本語の文字体系（漢字・ひらがな・カタカナ）に十分

慣っていない人は、日常的にローマ字でメモを取っていた。

例えば、母語がフィリピン語やベトナム語の依頼者が、裁判の打ち合わせで「大切」と書きたいときに「taisetsu」とローマ字で記録していた。

この経験から、防災や宇宙天気に関する重要情報もローマ字で併記することに実際的な意義があると確信している。防災には、伝え方の多様性も必要なのである。

5 「伝える責任」とリテラシーの共有

宇宙天気は専門家のみに閉じた領域ではない。知識を社会に広めることができ、防災力を高め、未来を守る第一歩となる。日本国憲法21条は表現の自由を保障し、そのために

「知る権利」も保障されていると解されている。今の状況で、市民に「宇宙天気を知る権利」が保障されていると言えるだろうか。国会図書館法前文には「真理はわれらを自由にする。」とある。真理を知ることは私たちの力であり、選択肢となり、自由にするのである。「宇宙天気を知る権利」を位置づけ、これをより実質的なものとしていく必要がある。

法律の世界においても、依頼者に理解してもらうために専門用語を平易に置き換える必要がある。法律家は法律をそのまま伝えることはしない。常にどうわかりやすく伝えるか、いわば日本語の翻訳研鑽を続けている。宇宙天気も同様であり、専門家と生活者の間に立つ翻訳が不可欠である。

「わからないから不安」ではなく、「なんとなく知っている」に変えるだけで、人々は強くなれる。宇宙天気は恐怖の対象ではなく、備えを促す知識として活用されるべきである。

6 おわりに

宇宙天気リテラシーを市民とともに育てていくことが重要である。SNSでの発信や身近な言葉での共有によって、知っている人は誰もが「伝える人」となれる。伝えることで、不安を減らし、備える力を高めることができる。

さらに筆者は、学術的な発信だけでなく「宇宙天気FIKAの会」というサロン形式の集まりも主催している。お茶を飲みながら、宇宙天気と日常のつながりについて語り合う場である。専門家も市民も垣根なく集まり、安心して学び、語れる空間を広げることで、宇宙天気が「生活者の知恵」として根づいていくことを目指している。

さて、読者のみなさま。あなたの言葉、あなたの守りたい人に伝わっていますか？

以上

Jason-3 搭載放射線モニタによる 放射線帯の陽子・電子のフラックス変動に関する研究

○河守由人（鹿児島大学）、木本雄吾（宇宙航空研究開発機構）

Research on the variability of proton and electron fluxes
in the radiation belts, on-board the Jason-3 satellite.

Yujin Kawamori (Kagoshima university) Yugo Kimoto (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words: 磁気嵐, 放射線帯

概要

宇宙空間は、地上より激しく宇宙線が存在する環境である。そのため宇宙空間でミッションを行う人工衛星は、宇宙環境特有の障害に見舞われるケースがある。よって人工衛星の設計・開発・運用にあたり、宇宙環境の把握は欠かせない。ここでは、Jason-3 に搭載された LPT(軽粒子観測装置)のデータを使用し、2024 年の放射線帯の宇宙環境を特に陽子と電子について考察する。2024 年は太陽活動極大期で、大規模な太陽フレアが 5 月と 10 月に 2 回発生した。結果、陽子・電子フラックスの変動には、2 回の太陽フレアに伴う磁気嵐が大きく関与していることが分かった。また陽子・電子について、AP8、AE8 モデルとの比較の結果、2024 年はモデルの予測より大きいフラックスだったことが分かった。

1. 研究の目的と背景

近年、宇宙技術を利用した企業やサービスが増えしており、それに伴い人工衛星の数は飛躍的に上昇している。例えば、静止軌道衛星「ひまわり」を用いた天気予報や、GPS 卫星を用いた位置情報特定サービスなどが挙げられる。地球近傍の宇宙環境の変化は我々の生活に以前より大きな影響をもたらすようになった。このような理由から、宇宙環境の把握の需要は高まっている。

最初に、2024 年について、放射線帯の陽子・電子フラックスの変動と、宇宙天気イベントの関わりを調査した。図 1 は、横軸に時間、F10.7¹⁾（太陽から放出される 10.7cm の輝線）の値の推移（緑）と、X レベル以上の太陽フレアの発生時期（青と橙のプロット）を示している（y1 軸に F10.7 の値、y2 軸に X レベル以上太陽フレアの強度をとっている）。F10.7 の値は 200 前後を示しており、2024 年は太陽活動極大期であった。また、太陽発生時期のプロットより、1 年を通じて強力な太陽フレアが複数回発生したことが分かる。特に、5 月や 10 月に頻発している。この宇宙環境の変化において、粒子フラックスがどのような変化を受けたかの調べるために、2024 年の陽子・電子フラックスに着目する。

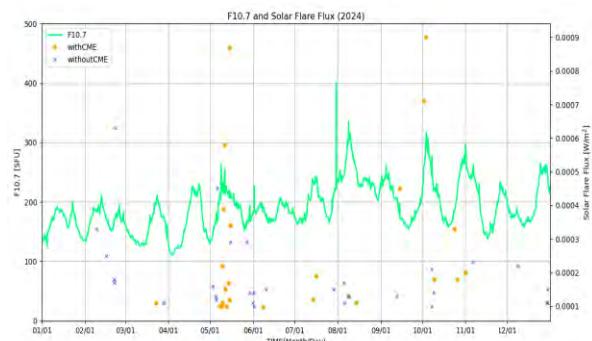


図 1 F10.7 の推移と太陽フレア発生時期
(橙は CME を伴うフレア
青は CME を伴わないフレア)

2. Jason-3

Jason-3 (図 2) は、海洋の巡回パターン・海面水位の全球的および地域的変化、気候や生態系への影響に対する研究のための情報を提供することを目的としており、NOAA と EUMETSAT によって運用されている。

本研究は、Jason-3 に搭載された宇宙環境計測装置 (Light Particle Telescope : LPT) により取得された陽子・電子のフラックスのデータを使用する。LPT はフランス国立宇宙研究センター (CNES) 及び JAXA との協力の一環として、Jason-2 に引き続いで²⁾、Jason-3 衛星へ搭載された。

表 1 に Jason-3 の基本情報を示す。



図 2 JASON-3 の全体図³⁾

表 1 JASON-3 の基本情報

打ち上げ日	2016/1/18 (Falcon9)
軌道	準回帰軌道 (回帰日数 9.9 日)
周期	112 分
軌道高度	1336km
軌道傾斜角	66.05°

⁴⁾

3. LPT

LPT は、LPT-S (センサ部) と LPT-E (電気処理部) で構成されている (図 3)。LPT-S は後述する電子・陽子等の宇宙放射線を計測し、LPT-E は計測したデータを処理すると共に衛星システムと電力、テレメトリー、コマンド等をインターフェースする。

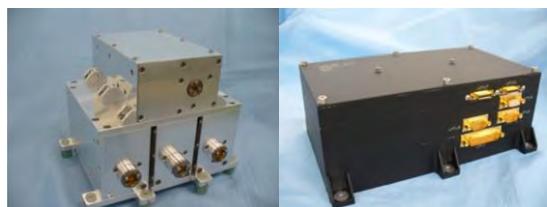


図 3 LPT-S (左) と LPT-E (右)

LPT-S は、以下の表 2 に示す 4 種のセンサで構成されている。ELS-A, ELS-B は電子を計測しており、ELS-A は、0.00 ~ 1.41 MeV のエネルギー範囲の電子を 0~20ch で計測している。一方 ELS-B は 0.03 ~ 20.00 MeV のエネルギー範囲の電子を 0~13ch 計測している。APS-A, APS-B は陽子、重水素、三重水素、He3、He4 を計測している。APS-A は陽子について、0.04~34.00 MeV のエネルギー範囲の陽子を 0~20ch で計測し、1.50~160.0 MeV のエネルギー範囲の陽子を 0~11ch で計測している。

表 2 LPT-S を構成するセンサ

ELS-A	電子 (0.00 ~ 1.41 [MeV])
ELS-B	電子 (0.03 ~ 20.00 [MeV])
APS-A	陽子 (0.04~34.00 [MeV]) deuteron, tritium, He3, He4
APS-B	陽子 (1.50~160.0 [MeV]) deuteron, tritium, He3, He4

LPT は 1 秒毎に各粒子のフラックスを計測するが、この研究では、LPT により得られたデータについて 1 分平均したデータを用いる。

○計測原理 ($\Delta E \times E$)^{5) 6) 7)}

$\Delta E \times E$ は、荷電粒子がその飛跡の単位長さあたりに与えるエネルギー ΔE と入射エネルギー E との積が粒子により異なることを用いた計測方法である。

図 4 に、 $\Delta E \times E$ 法の計測装置のイメージ図を示す。検出器を通過する間に入射した粒子はエネルギーを失う。通過型 ΔE 検出器から厚い E 検出器の間で止まった粒子の弁別、エネルギー計測を行う。

ベーテの公式

$$\frac{dE}{dx} = C_1 \frac{mz^2}{E} \ln C_2 \frac{E}{m}$$

* C_1 と C_2 は定数, m : 粒子の質量, z : 粒子の電荷
より、 E と dE/dx の積を求めるとき、その結果は mz^2 に比例する。

$$\Delta E \times E \propto m \times z$$

したがって、入射放射線が大きく違わないエネルギーを持つ異種の粒子が混在する場合でも両検出器からのパルス波高の積は、粒子の種類によりほぼ一定の値になり粒子弁別が可能となる。

②エネルギー計測

ΔE 検出器と E 検出器からのパルス波高を加算すれば入射エネルギー (E_t) が求められる。

$$E_t \text{ (入射してきた粒子のエネルギー : total)} \\ = \Delta E (\Delta E \text{ 検出器で失う分}) + E (E \text{ 検出器で失う分})$$

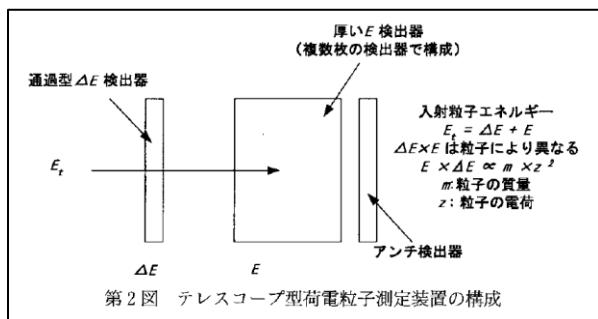


図 4 $\Delta E \times E$ 法⁵⁾

4. 解析結果

○電子のフラックス変化

JASON-3 搭載の ELSA により計測された、電子フラックスの時間変化を示す（図 5）。横軸は時間、縦軸は FLUX [$\text{cm}^2/\text{sr}/\text{s}/\text{MeV}$] である。前述のように、フラックスの値は ELSA で得られたデータを 1 分平均したものを用いている。

1 年のうち、5 月中旬に最も大きくフラックスが増加している。その後フラックスの値は緩やかに減少している。また、1 月初旬や 3 月下旬、9 月中旬にも大きく増加している。

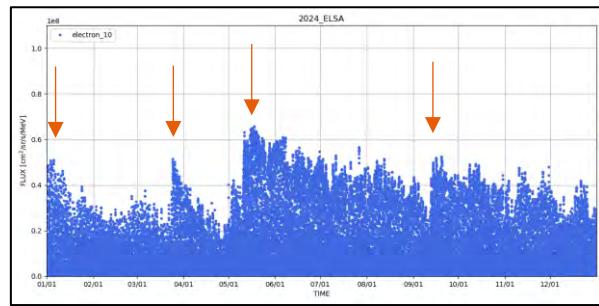


図 5 電子のフラックス変化
(0.23 ~ 0.27 [MeV])

○陽子のフラックス変化 (APS-A)

APS-A により計測された、陽子フラックスの時間変化を示す。縦軸、横軸は図 4 と同じである（図 6、図 7）。

図 6 は、APS-A の計測エネルギー範囲のうち、比較的小さい 0.50 ~ 0.60 [MeV] の陽子のフラックス変化を示している。電子と同様に 5 月中旬にフラックスが最も大きく増加している。またその後も、6 月中旬や 7 月初旬、10 月中旬にもフラックスの増加がみられる。

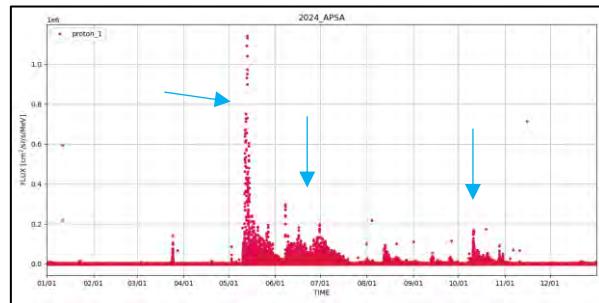


図 6 陽子のフラックス変化 (0.50 ~ 0.60 [MeV])

図 7 は、APS-A の 6.00 ~ 8.00 [MeV] の陽子のフラックス変化を示している。1 年を通じてフラックス

の値は大きく変化していない。

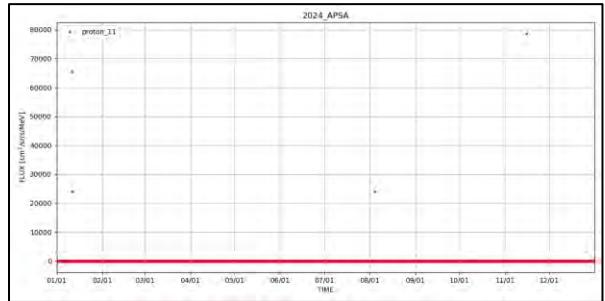


図 7 陽子のフラックス変化 (6.00 ~ 8.00 [MeV])

電子・陽子フラックスがこのような変化を見せた原因を次の章で考察する。

5. 考察

○磁気嵐との関連

磁気嵐の発生を示す指標として、Dst 指標⁸⁾を用いた。Dst は地球磁場の現象度合いを表す値である。磁気嵐の原因は、南向きの強い磁場を持つ太陽風が地球にやってくることである。太陽風の南向きの磁場が、地球の北向きの磁場と磁気リコネクションすることで磁力線がつながる。つながった磁力線を通じて、太陽風の持つ高エネルギー粒子が地球に流れ込む。これにより、地球を西向きに流れる赤道環電流が増加する。赤道環電流が地球の内側に作る磁場は南向きであり、地球磁場と打ち消しあう。このようにして磁気嵐が発生し、Dst の値が減少する⁹⁾。

4 項で示した電子および陽子の解析結果で Dst の時間変動をプロットした図を示す（図 9、図 10、図 11）。

Dst は、5 月中旬と 10 月中旬に特に大きく減少している。そのため、この時期に磁気嵐が発生したと考えられる。

○電子フラックスとの比較

電子フラックスの変化と Dst 指標の変化を比較したところ、5 月の電子フラックス増加と Dst の減少が一致している。このため、5 月中旬の電子フラックスの急激な増加は、磁気嵐の発生に伴うものであると考える。その後、フラックスが高い値を維持しているのは、入りこんだ電子が地球磁場に拘束されているのだと考える。しかし、10 月に Dst の値が大きく減少したときには、5 月のような電子フラックスの値の大きな増加は見られなかった。

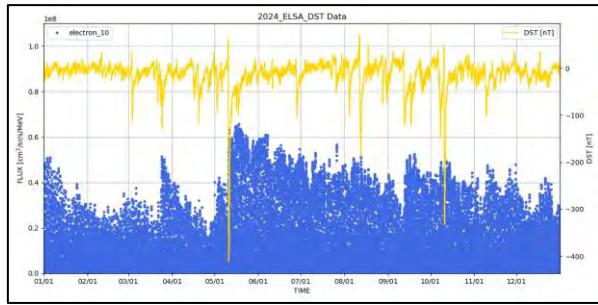


図 9 電子フラックスと Dst の比較
(0.23 ~0.27 [MeV])

○陽子フラックスとの比較

陽子フラックスの変化と Dst 指標の変化を比較した。図 10 の 0.50 ~ 0.60 [MeV] の陽子については、電子と同様に、陽子フラックス増加と Dst の減少の時期が一致している。その後、急速に陽子フラックスは減少した。また、10 月の Dst 減少の時期に陽子フラックスが増加している。

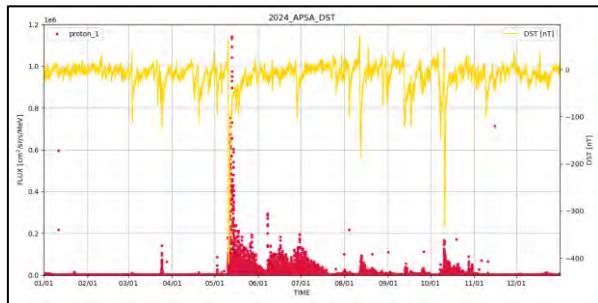


図 10 陽子フラックスと Dst の比較
(0.50 ~ 0.60 [MeV])

図 11 の 6.00 ~ 8.00 [MeV] の陽子については、1 年を通じて Dst 減少の時期と相関がみられるようなフラックスの変化は見られなかった。

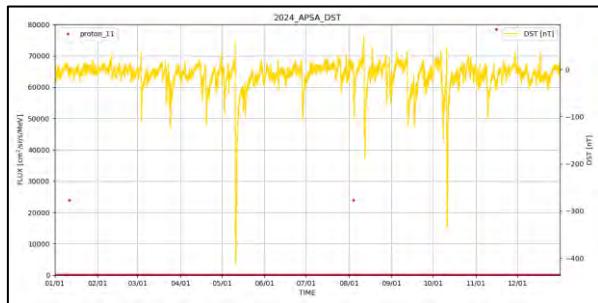


図 11 陽子フラックスと Dst の比較
(6.00 ~ 8.00 [MeV])

電子・陽子のどちらについても 5 月の大きな磁気

嵐発生による粒子フラックスの増加が起こったと考えられる。ただ、陽子については、低いエネルギーと高いエネルギーでフラックス変化と磁気嵐との関連性に違いがみられた。より高いエネルギーの陽子は、磁気嵐の発生に寄与せず、また磁気嵐の影響も受けにくいのではないかと考える。

電子の 1 月初旬のフラックス増加に関しては、現状調査している範囲では Dst との関連はないように見えるが、2023 年のデータを解析することで、磁気嵐との関連を見られる可能性がある。

○モデルとの比較

SEES (宇宙環境計測情報システム) より¹⁰⁾、AE8・AP8 の 2024 年のフラックスの予測データを取得した。AE8 は電子、AP8 は陽子の粒子フラックスモデルである¹⁰⁾。

○電子

図 12 に ELS-A により計測された電子フラックスと AE8 から得られた電子フラックの予測を比較したもの示す。青色が ELS-A により計測された電子フラックスの値、黄色が AE8 から得られた電子フラックの予測である。AE8 のデータは 1 日毎に 3 つの値を記録しており、ELS-A のデータ (1 分毎に 1 つの値) に比べて時間間隔が広くなっている点に留意する必要がある (AP8 と APS-A の比較においても同様)。

1 年を通じて、AE8 による予測フラックスより、JASON-3 搭載の LPT による計測フラックスの方が 10~100 倍ほど大きく出ている。AE8/AP8 モデルについては、粒子の磁場に対する方向分布 (ピッチ角分布) を考慮せずに全方向均一に粒子が入射するとしていたり、磁気嵐や磁場の変動による放射線環境の変動が考慮されていなかったりという仮定や制限があるため⁹⁾、電子フラックスが過少評価されていると考える。

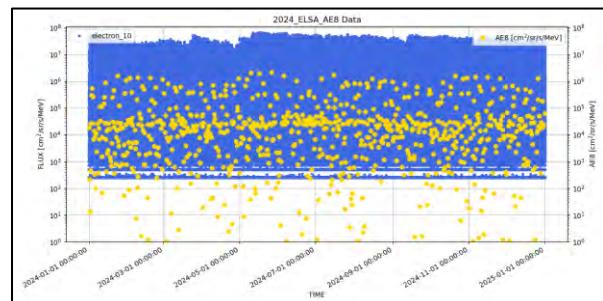


図 12 AE8 と電子フラックスの比較
(0.23 ~0.27 [MeV])

○陽子

図 13、14 はそれぞれ APS-A による陽子の計測フラックスと AP8 によるフラックスの予測との比較を示している。赤色が APS-A により計測された陽子フラックスの値、黒色が AP8 から得られた陽子フラックスの予測である。

0.50~0.60MeV の陽子について (図 13)、1 年を通じておおむね AP8 が示す陽子フラックスの予測範囲に収まっているが、5 月のフラックスが大きく増加した時期をはじめ、ところどころ予測値を上回っている。特に 5 月は、予測フラックスよりも 10~100 倍近く大きなフラックスが計測されている。

一方、6.0~8.0MeV の陽子は (図 14)、1 年のどの時期でも AP8 による予測フラックスの範囲内に収まっている。0.50~0.60MeV の陽子と異なり、磁気嵐による陽子フラックスの大きな変動も見られなかつたため、このような結果になったとも考えられる。

0.50~0.60MeV と 6.0~8.0MeV の AP8 による予測モデルのおさまり具合の違いから、前述のような、磁気嵐や磁場の変動による放射線環境の変動が考慮されていないことに従う結果になったと考えられる。

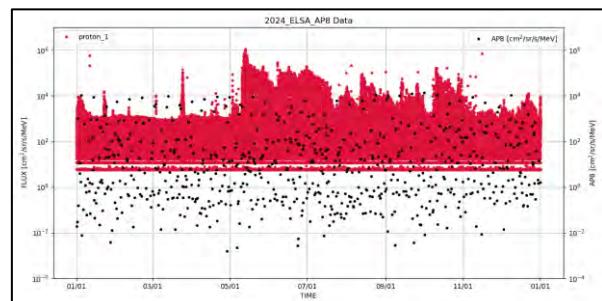


図 13 AP8 と陽子フラックスの比較
(0.50 ~ 0.60 [MeV])

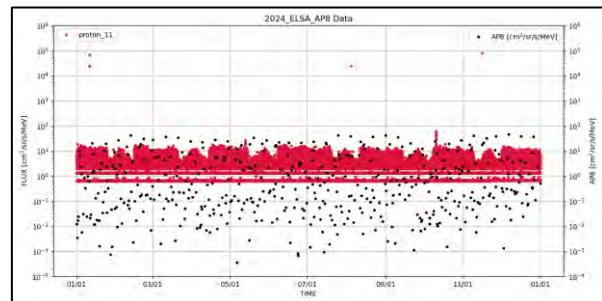


図 14 AP8 と陽子フラックスの比較
(6.00 ~ 8.00 [MeV])

電子・陽子とともに、フラックスが大きく増加した時期はモデルによる予測を大きく超えていた。一方、電

子フラックスに関しては、1 年を通じて常にモデルよりも 10~100 倍ほど高い値を示しているが、陽子フラックスは、基本モデルの範囲内に収まっている。このため、陽子と電子のモデル精度に違いがあるのではないかと考えた。

6. まとめ

2024 年の陽子・電子フラックの変動に関して、以下のようなことが分かった。

○電子

5 月中旬にフラックス大きく増加し、その後緩やかに減少していった。この時期は、X レベルの巨大な太陽フレアが頻発しており、Dst が大きく減少した時期とも一致しているため、太陽フレアによって放出された高エネルギー粒子が、地球の磁気圏内部に流入したことが原因であると考える。

一方で、10 月の Dst の減少時には、フラックスの増加は確認できなかった。この原因については現在調査中である。

また AE8 との比較で、AE8 による予測よりも計測されたフラックスが 10~100 倍ほど大きかった。

○陽子のフラックス変動

0.50~0.60MeV の比較的エネルギーの小さい陽子は、5 月をはじめ何度も大きく増加した。一方、6.0~8.0MeV の比較的エネルギーの大きい陽子は、1 年を通じて大きく変化しなった。

0.50~0.60MeV の陽子について、Dst の減少時期とフラックス増加の時期が一致していたため、電子と同様に、太陽フレアで放出された高エネルギー粒子による、磁気嵐の発生が寄与したと考える。

6.0~8.0MeV の陽子は、磁気嵐による影響が小さいと考えられる。

0.50~0.60MeV の陽子について AP8 との比較の結果、5 月の JASON-3 による実測フラックスはモデルによる予測よりも 10 倍近く大きかった。

6.0~8.0MeV の陽子は、モデルの予測範囲内にとどまった。

○今後の展望・課題

ELS-A の電子フラックスの計測で、1 月初旬にフラックスが増加している様子が見られたが、Dst との関連については現段階では言及できていない。そのため、2023 年の ELS-A の解析や Dst のデータを用意して比較し、1 月初旬の粒子フラックス増加と磁気嵐の関連があるのかどうかを調査する。

また、人工衛星の軌道情報と照らし合わせ、Jason-3 の周回軌道上で、場所によるフラックスの違いについても調査を行う。

そして L 値の情報をフラックスの情報に取り入れることで、地球の磁場に捕捉されている粒子分布の時間による変化や、宇宙環境との関連を調査する。

7. 謝辞

この研究のデータ解析において、Jason-3 搭載の LPT による計測データを利用させていただきました。LPT 製作を担当されました明星電気株式会社様に感謝申し上げます。また、モデルとの比較にあたり、宇宙環境計測情報システム（SEES）のモデル解析ツールを使用させていただきました。SEES 運営の関係者の皆様に感謝申し上げます。

そして、Jason-3 の設計・運用にかかわった、NOAA や EUMETSAT、CNES や JAXA をはじめとする関係者の皆様すべてに感謝申し上げます。

8. 参考文献

1)Laboratory for Atmospheric and Space Physics
University of Colorado Boulder .
Interactive Solar Radiation. Datacenter LISIRD
https://lasp.colorado.edu/lisird/data/noaa_radio_flux
(2025/10/7)

2)国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構. “JAXA 宇宙環境計測装置の CNES/Jason-2 衛星への搭載について”.(2025/9/30)
https://www.jaxa.jp/press/2005/10/20051012_sac_jason-2_j.html

3) Jet Production Laboratory. “Jason-3”.
<https://www.jpl.nasa.gov/missions/jason-3/>, (2025/9/23).

4) 一般財団法人リモート・センシングセンター. “Jason-3”. <https://www.restec.or.jp/satellite/jason-3.html>, (2025/9/23).

5) 松本 晴久 . 宇宙環境計測 . 日本航空宇宙学会誌. 2003 年 , 第 51 卷, 第 599 号, p.28-34 (322-328) .

6) 五家 建夫 . 高エネルギー粒子環境 . 通信総合研究所季報 . 1997 , 第 43 卷数, p.249-256.

7) 丸山 健太 . “だいち衛星 (ALOS) 軌道に於ける宇宙放射線環境評価- 計測結果と太陽活動極小期宇宙放射線環境モデルの比較-“. 鹿児島大学修士論文 .

8) 京都大学大学院理学研究科附属地磁気世界資料解析センター. World Data Center for Geomagnetism, Kyoto. <https://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/index-j.html>
(2025/10/7)

9) 国立研究開発法人情報通信研究機構.”磁気圏”.宇宙天気予報.
<https://swc.nict.go.jp/knowledge/magnetosphere.html>
(2025/9/24)

10) 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構. SEES (宇宙環境計測情報システム) .
<https://sees.tksc.jaxa.jp>
(2025/9/24)

衛星高度異常低下時の宇宙天気

玉置 晋（合同会社いばらき宇宙天気研究所／茨城大学研究・産学官連携機構）

1. はじめに

太陽活動極大期に地磁気嵐が発生すると、地球低軌道（LEO: Low Earth Orbit）で大気ドラッグ（抵抗）が増大する。LEO衛星は大気の壁にぶつかり、姿勢擾乱を発生させたり、進行速度が失われることにより高度が異常に低下したりして、予測軌道と実際の軌道の乖離が大きくなる。結果として、地上局アンテナで衛星電波を捕捉できなかったり、LEO衛星から高精度で地球を観測するための軌道保持範囲が維持できなくなったりする。また、大気ドラッグは宇宙ゴミの衝突予測や衛星の大気圏再突入の不確定要素でもある。大気ドラッグの増大による衛星高度異常低下時の宇宙天気とその警戒指標を知ることは、衛星運用者や、今後誕生する民間の宇宙天気予報士にとって必要不可欠である。

2. 宇宙天気が低軌道衛星運用に与える影響

1988年に「宇宙天気予報®」が茨城県那珂湊市（現ひたちなか市）の郵政省通信総合研究所 平磯支所で生まれてから間もなく40年が経過しようとしている。2022年に総務省主催「宇宙天気予報の高度化の在り方に関する検討会」が開催され、報告書¹⁾には民間の宇宙天気予報士の実現が盛り込まれるなど、宇宙天気の研究領域の社会実装に向けた動きが加速している。



図1 ひたちなか海浜鉄道 美乃浜学園駅に設置されている記念プレート
(撮影: いばらき宇宙天気研究所 石田彩貴)

情報通信研究機構は、宇宙天気の社会影響を考慮した新しい宇宙天気予報の基準を策定し、2025年6月から新警報基準に基づく宇宙天気イベント通報「SAFIR: Space Weather Alert For social Impacts and Risks」の配信を開始した。この中で、宇宙システム運用分野では、シングルイベント対策に静止軌道で観測されたプロトン粒子フラックスを、静止衛星の帶電・放電対策に高エネルギー電子フラックスの24時間積分値（フルエンス）を警報基準として採用している。

宇宙天気がLEO衛星運用に与える影響には3つあると考える。一つ目は太陽高エネルギー粒子によるシングルイベント、二つ目はプラズマバブルによるコマンド・テレメトリの伝搬障害、三つ目は太陽極端紫外線の増加や地磁気嵐による熱圏への熱入力を起因とする大気ドラッグ（抵抗）の増加がある（図2参照）。SAFIRではプラズマバブル、大気ドラッグに対する警報が未実装である。本論文は、衛星運用者や民間の宇宙天気予報士が、大気ドラッグの増加を警戒する際に目安として活用できる宇宙天気情報の指標を生み出すことを目的としている。

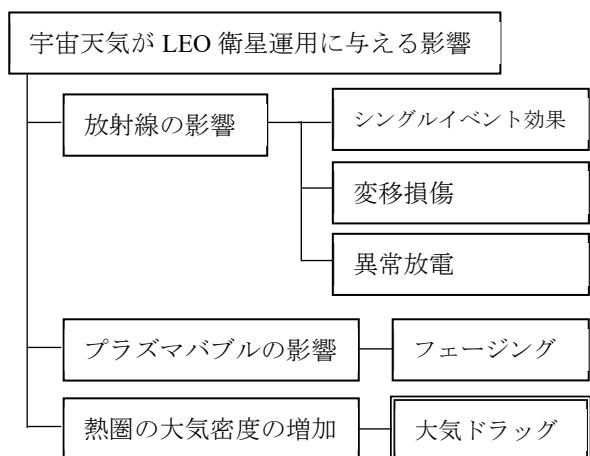


図2 宇宙天気がLEO衛星運用に与える影響

3. 2000年7月のASCAとバステイユ・イベント

大気ドラッグの増加の原因による衛星障害で有名なのは日本のX線天文衛星ASCA: Advanced Satellite for Cosmology and Astrophysics)の事例である。2000年7月15日は平均高度469.3km(近地点高度449.6km, 遠地点高度485.9km, 軌道離心率0.039)のLEOを飛行していた。22:30-23:20に大気ドラッグが増大し、ASCAは姿勢を保持する為に自動的に安全対比モードに移行した。しかしながら、深刻な姿勢擾乱は、太陽電池への日射量を減少させ、蓄電池の電力を使い切り、運用を断念した²⁾。この衛星障害の原因となつた大気ドラッグの増加は、バステイユ・イベントと呼ばれる極端宇宙天気現象の間に発生した。イベント名称はフランス革命のきっかけとなったバステイユ牢獄襲撃の日が7月14日であったことに由来する。大気ドラッグの増加の要因として、高層大気への2つの熱入力があるといわれている。一つ目は、長期的な太陽極端紫外線の増加、二つ目は突発的なオーロラ嵐(地磁気嵐)である(図4参照)。

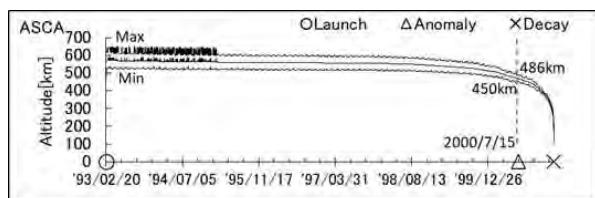


図3 ASCAの高度 打ち上げからの長期傾向

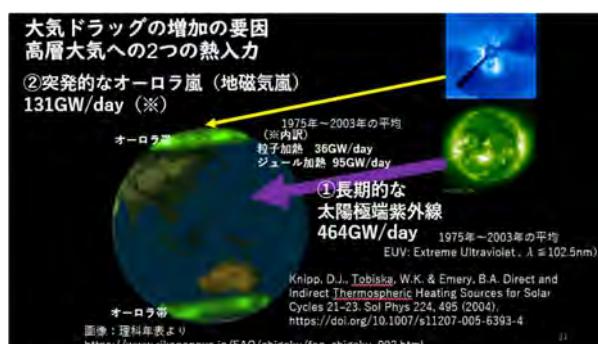


図4 大気ドラッグの増加の要因

太陽極端紫外線のプロキシで、太陽活動の活発さを示すF10.7の長期傾向を図5に示す。太陽活動は約11年毎に極大期を迎える。2000年7月のバステイユ・イベントは第23太陽活動サイクル(1996年5月~2008年12月)の極大期に発生した。バステイユ・イベントは2000年7月14日から7月17日にかけて発生した大規模太陽フレアと極端地磁気嵐を指す。

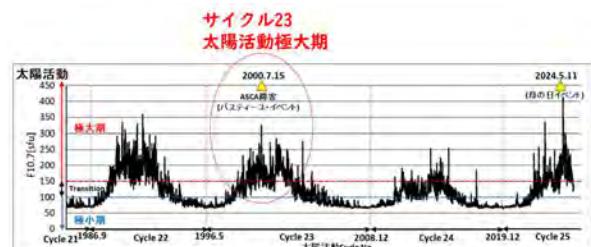


図5 太陽活動の活発さを示すF10.7の長期傾向

2000年7月11日に太陽面の東側リムに出現した活動領域9077でX1.0クラスの大規模太陽フレアが発生した。これに伴うコロナ質量放出(CME: Coronal Mass Ejection)の端が地球磁気圏をかすめて以降、弱い地磁気活動が継続した。太陽自転で太陽面中央まで移動してきた活動領域9077は、7月14日にX5.8クラス(後にX8.1クラスに上方修正された)の大規模太陽フレアを引き起こし、CMEを地球方向に放出した。このCMEは7月15日に地球磁気圏に到達した。

地磁気嵐を引き起こす赤道環電流のプロキシで地磁気活動の活発さを示すDst指数を図6に示す。Dst指数は負に振れるほど、強い地磁気嵐が発生していることを示す。図中にASCAで姿勢異常が発生した時間(22:30-23:20)を矢印で示す。この時間帯において、Dst指数は-300nTを下回る、非常にシビアな地磁気嵐が発生しており、熱圏に大きな熱入力があったと推定される。

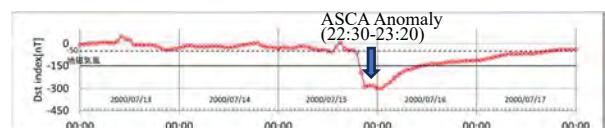


図6 地磁気活動の活発さを示すDst指数

4. 大気ドラッグの指標:衛星が落ちる境界高度

図7は宇宙工学の教科書に出てくる大気ドラッグの式である。例えば文献3)を参照するとよい。

$$F_D = \frac{1}{2} \rho C_D (V_s - U)^2 A_r$$

↑ 大気密度 (Drag Force)
↑ 衛星速度
↑ 大気風速
↓ 効力係数 Drag Coefficient
↓ 衛星と大気の衝突断面積

図7 大気ドラッグの式

この式のとおりに大気ドラッグを直接求める為には、衛星個々の特性値である効力係数や衛星と大気の衝

突断面積が必要になるが、これらを知るのは容易ではない。高層大気の大気密度の連続観測データも残念ながら存在しない。経験的大気モデルから得られる大気密度だけが頼りである。図 8 に NRLMSISE-00 と呼ばれる経験的大気モデルから求めた北極上空地方時 0 時の大気密度 (高度 400km、500km、600km、700km) を示す。これらの高度の大気密度は太陽活動極大期には増加し、極小期には減少する。また、強い地磁気嵐が発生した場合には、突発的に増加する。定性的には、太陽活動極大期にシビアな地磁気嵐が発生した場合に大気密度が最も増加する。

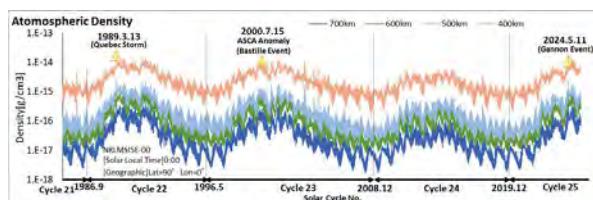


図 8 経験的大気モデル (NRLMSISE-00) に基づく北極上空の大気密度

図 9(a)に ASCA 衛星の 5 日間あたりの平均高度を示す。図 9(b)に高度低下量を示す。ここで高度低下量とは(a)に示す 5 日間あたりの平均高度の日毎の変化量としている。1995 年 2 月 21 日に最後の軌道制御のあと、4 期のライフステージを定義する。

- ① 安定期：高度低下量 $\sim 100\text{m/day}$
- ② 遷移期：高度低下量 $100\text{m/day} \sim 500\text{m/day}$
- ③ 不安定期：高度低下量 $500\text{m/day} \sim 2000\text{m/day}$
- ④ 再突入期：高度低下量 $2000\text{m/day} \sim$

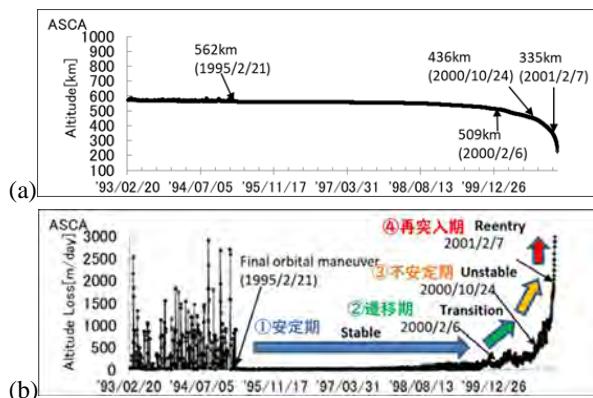


図 9 ASCA 衛星の(a)高度と(b)高度低下量からみる LEO 衛星のライフステージ

高度低下量が 100m/day 以上となる遷移期において、衛星は急激に落ち始める。この高度を安定境界と定義する。ASCA の場合は、2000 年 2 月 6 日に遷移期

に移行し、同年 7 月にバスティーユ・イベントに遭遇した。

5. バスティーユ・イベントより苛酷な 2024 年 5 月 母の日イベントの大気ドラッグ環境

ASCA が安定境界高度に達した時の大気密度が他の任意の日において、どの程度の高度にあったかを大気モデル NRLMSISE-00 に基づき出力した。ASCA の安定境界高度の長期傾向を図 10 に示す。ASCA で障害が発生した 2000 年 7 月 15 日 (バスティーユ・イベントの期間中) の安定境界高度は 573km だった。安定境界高度がこれを上回る事は、大気ドラッグ環境でみて、バスティーユ・イベントより苛酷な宇宙環境だったといえる。これ以降で、バスティーユ・イベントを超える安定境界高度になったのは 9 イベントある。いずれも、太陽活動極大期に CME が地球磁気圏に衝突し、地磁気嵐が発生している。その一つである、日本でもオーロラがみえた 2024 年 5 月 11 日 (2024 年 5 月 母の日イベント) は高度 626km だった。さらにシビアな環境はカナダのケベック州で地磁気誘導電流による大停電が起きたことで有名な 1989 年 3 月 13 日 (ケベック・ストーム) だけである。

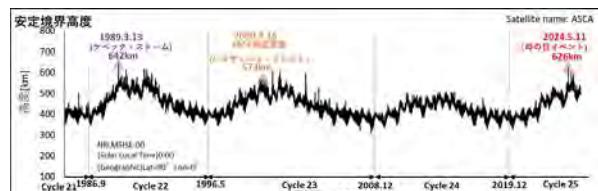


図 10 ASCA の安定境界高度の長期傾向

6. 苛酷な大気ドラッグ環境を生み出す条件

図 11 に太陽活動の活発さを示す F10.7 と安定層境界高度の関係を示す。F10.7 は太陽活動が活発であるほど値が大きくなる。図より F10.7 が大きくなるほど、安定境界高度が上昇していることがわかる。F10.7 が 100sfu (sfu: solar flux unit) 未満の時を太陽活動極小期、 150sfu を上回る時を太陽活動極大期とする。太陽活動極小期の安定境界の平均高度は 402km だった。太陽活動極大期の平均高度は 509km であり、極小期と比べて約 100km 上昇する。

次に地磁気活動の活発さを示す Dst 指数は、地磁気活動が活発であるほど値が小さくなる。Dst 指数が -50nT を上回る場合を静穏 (図中の灰色プロット)、 -150nT を下回る場合 (強い地磁気嵐に相当) を擾乱 (図中の黒色プロット) とした場合、静穏時の安定境

界の平均同土は 402km であったのに対して擾乱時には 534km で約 100km 上昇する。

苛酷な大気 ドラッグ 環境を生み出す宇宙天気の条件は定性的には

- ・ 条件 1 : 太陽活動極大期
 - ・ 条件 2 : CME の地球磁気圏への衝突
 - ・ 条件 3 : 地磁気嵐の発生

である。では、どの程度の地磁気嵐が発生するとシビアな大気ドラッグ環境となるのだろうか。

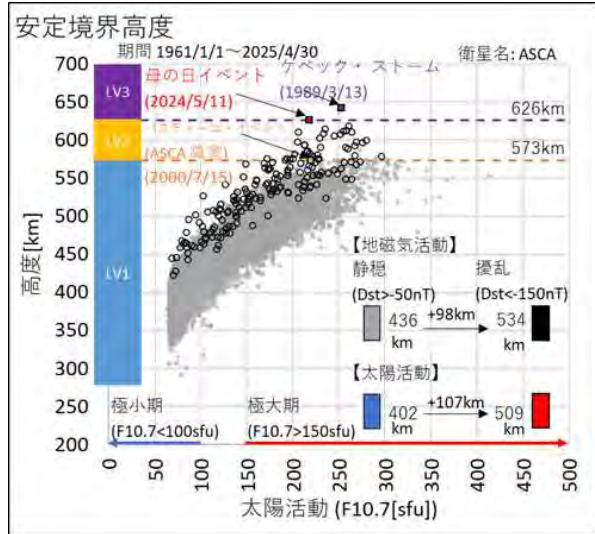


図 11 太陽活動と安定境界高度の関係

7. 大気ドラッグ警戒の為の宇宙天気警戒指標

宇宙天気予報士や衛星運用者が大気ドラッグを警戒する為には、安定境界高度ではなく、準リアルタイムでデータが公開される F10.7 や Dst 指数に落とし込む必要がある。図 12 に太陽活動極大期における地磁気活動の活発さを示す Dst 指数と安定境界高度の関係を示す。図より Dst 指数が小さくなるほど（負の向きに大きくなるほど）安定境界高度が上昇する。バースティーユ・イベントにおける安定境界をコーションリミット（注意）とした場合、強い地磁気嵐（Dst 指数が-150nT 以下）において 20% を超える。

地磁気嵐の規模

- ・ 静穏 ($Dst > -50\text{nT}$) : 0.2%
 - ・ 弱い ($-50\text{nT} \geq Dst > -100\text{nT}$) : 1%
 - ・ やや強い ($100\text{nT} \geq Dst > -150\text{nT}$) : 8%

----- $Dst = -150\text{nT}$ -----

 - ・ 強い ($-150\text{nT} \geq Dst > -200\text{nT}$) : 22%
 - ・ 非常に強い ($-200\text{nT} \geq Dst > -250\text{nT}$) : 26%
 - ・ 猛烈に強い ($-250\text{nT} \geq Dst > -300\text{mT}$) : 57%

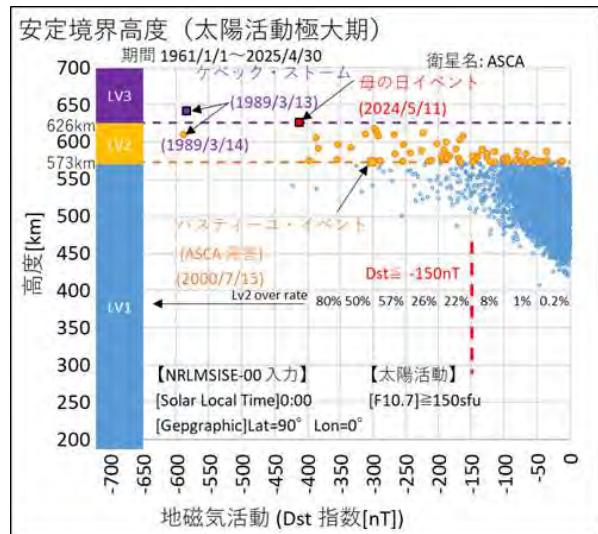


図 12 地磁気活動と安定境界高度の関係

このことから、苛酷な大気ドラッグ環境を生み出す宇宙天気の条件は、

- 条件 1 : **F10.7 > 150sfu** の太陽活動極大期
 - 条件 2 : CME の地球磁気圏への衝突
 - 条件 3 : **Dst 指数 ≤ -150nT** の地磁気嵐

と定量的に書き換えることができる。

衛星運用者や民間の宇宙天気予報士が、大気ドラッグの増加を警戒する際に目安として活用できる宇宙天気情報の指標として、上記を提案する。

参考文献

- 1) 総務省. 宇宙天気予報の高度化の在り方に関する検討会報告書.
https://www.soumu.go.jp/main_content/000821254.pdf, 2022. (accessed 2024-08-25).
 - 2) 上出洋介.太陽と地球の不思議な関係. 絶対君主と無力なしもべ. 講談社, 2011, 294p., (ブルーバックス,B-1713), ISBN978-4-06-257713-7.
 - 3) 藤原 均.宇宙機に働く大気ドラッグの評価について～高精度な宇宙機運用に向けて～. https://swf.nict.go.jp/pdf/forum_3_140320.pdf, 2014. (accessed 2024-08-25)

MMX 搭載惑星空間放射線環境モニタ IREM の開発と総合システムの試験状況

○神崎 千沙子、相田 真里、広瀬 孝幸、上野 遥、宮崎 英治、
早川 泰正、磯 匠、坂田 祐子、藤井 雅之

Development Results of the Interplanetary Radiation Environment Monitor (IREM) onboard the Martian Moons eXploration (MMX) spacecraft and status of MMX system Proto Flight Test

Chisako Kanzaki, Mari Aida, Takayuki Hirose, Haruka Ueno, Eiji Miyazaki (JAXA),
Yasumasa Hayakawa, Takumi Iso, Yuko Sakata (Meisei Electric Co., Ltd.), Masayuki Fujii (Famscience Inc.)

Key Words: MMX, Space Radiation environment, Solar Energetic Particle (SEP), Galactic cosmic rays (GCR), ΔE -E telescope, linear energy transfer (LET) distributions, Energy Spectrometer

1. 背景・目的

現在 2026 年度の打上げを目指し開発が進んでいる火星衛星探査計画 (Martian Moons eXploration: MMX) は、世界初の火星衛星 (Phobos) サンプルリターンミッションである。MMX ではサンプル採取・回収のほか、リモートセンシング、その場観測および探査技術の獲得を目指した 13 のミッション機器が搭載される。惑星空間放射線環境モニタ (Interplanetary Radiation Environment Monitor: IREM) はこれらミッション機器のうち、探査技術の獲得を目指した機器の一つであり、惑星空間における放射線環境 (太陽フレアおよび銀河宇宙線) の測定技術の確立を目的とする。MMX は 3 つのモジュール (往路モジュール、復路モジュール、探査モジュール) で構成されているが、IREM はこのうち復路モジュールの暴露部に搭載される (図 1)。運用期間は打上げ後の初期チェックアウト→火星周回軌道投入→火星圏離脱→地球帰還までを含む往復約 5 年間 (Phobos への降下着陸上昇運用時などのクリティカル運用時を除く) であり、宇宙放射線環境の常時観測を行う。火星圏における宇宙放射線の実測例は NASA の Mars Science Laboratory (MSL) ミッション^{1,2} や The Mars Atmosphere and Volatile Evolution (MAVEN) ミッション³ が挙げられるが、未だその数は非常に限られている。またこれらのミッションでは観測する放射線のエネルギー範囲は MSL ミッションにおいては 100 MeV 程度まで、MAVEN ミッションにおいてもプロトンの計測エネ

ルギー範囲は 12 MeV 程度までである。これらを踏まえて、IREM ミッションの主な目的と意義を次に示す。

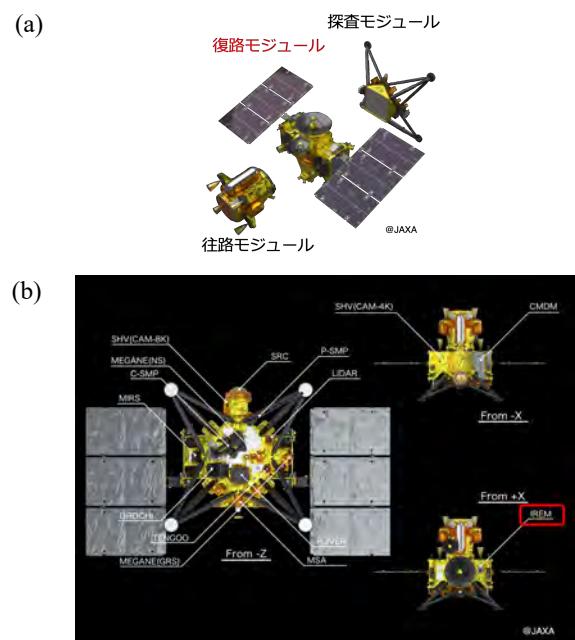


図 1. (a) MMX の構成 (b) MMX における IREM 搭載位置

① 宇宙惑星空間の放射線環境の把握

まず実測例が限られている惑星空間の放射線について常時観測、工学値変換を行うことで、リアルタイムでデータを取得することを目指す。IREM の測定ターゲットは、定常的な銀河宇宙線 (Galactic Cosmic Ray: GCR) および突発的に太陽から発生する太陽高エネルギー粒子 (Solar Energetic particle: SEP) におけるプロトン、重粒子 (\sim Si) である。また、現在 IREM

の運用期間中に、他の海外機器においても独自の放射線モニタを火星近辺で運用することが計画されている。IREM が取得したデータに加えて、これらの取得データや、先に例に挙げた MSL ミッション等のデータも併せて解析を行うことで、未解明の部分が多い惑星空間の放射線環境についての更なる理解につながると期待される。

② 太陽フレアのエネルギースペクトルの計測

太陽フレアが起こると、高エネルギーの粒子(SEP)が放出されるが、IREM はこの際に発生する 100 MeV 以上のプロトンのスペクトル取得を目指す。図 2 に示すように、IREM の運用期間は特に地球一火星間の往路において、フレアが起きる確率が高まる太陽活動の活発な時期と重なるため、より多くのデータが得られることが期待できる。これらの太陽フレアデータは、例えばジオスペース探査衛星「あらせ」や太陽観測衛星「ひので」、水星磁気圏探査機「みお」など、宇宙空間のあらゆる場所で放射線を観測している計測機器のデータと組み合わせることで、例えば宇宙天気分野において太陽フレア予測等への応用が期待できる。また突発的に発生する太陽フレアの被ばく線量が懸念される有人宇宙探査活動においても、高エネルギー粒子の情報は必要不可欠である。

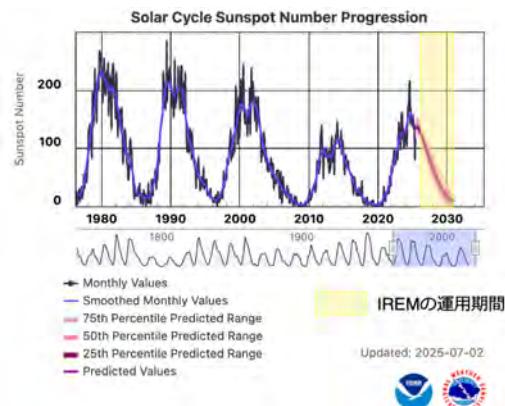


図 2. 太陽黒点数の時間変化 (NOAA SOLAR CYCLE PROGRESSION を用いて作成、一部改変: <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>)

以上に述べたように、IREM の取得するデータは放射線物理、国際探査、宇宙天気など、幅広い分野への国際貢献を果たすデータとなることが期待される。

2. IREM の装置構成

IREM のフライトモデル (FM) および装置構成の概略図を図 3 に示す。装置はセンサ部とエレキ部に分かれしており、全体のサイズは 255.2 (W) × 225.2 (L) × 139.4 (H) mm、質量は 6.2 kg、消費電力は 18.8 W である。IREM のセンサ部を含む面が暴露部となるよう MMX 構体の表面に埋め込まれるように設置される。

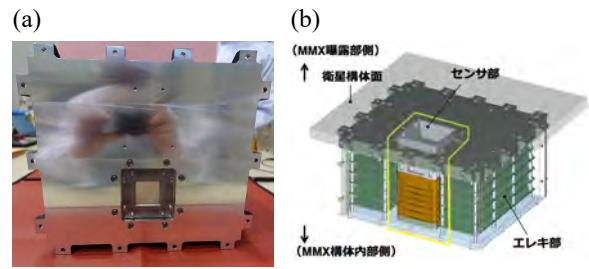


図 3. (a) IREM の FM 品および (b) IREM の鳥瞰図

IREM は、100 MeV から 300 MeV までの高エネルギー粒子の計測を限られたリソースで実現するため、セラミックのキャリアに取り付けられた 19 枚のセンサを積層した、多層型の放射線計測装置として設計された。センサ部の断面図を図 4 に示す。センサ部の視野開口部には、センサ外部からの入射粒子のトリガ誤検知を避けるため、40 MeV 程度の入射陽子が遮蔽できるタンタルコリメータ (2 mm 厚) を設置した。粒子の入射方向を知るために位置検出用の Si センサ (Position Sensitive Detector: PSD)⁴ 2 枚、15~300 MeV までの損失エネルギーを計測する SiPIN フォトダイオード (以下 SSD と表記、28 mm 角) 17 枚、減速材 (Cu) 6 枚から構成されている。積層部分の SSD は、後段の SSD と区別するため ML-SSD と表記する。これら ML-SSD1~3 の 3 つを組み合わせることによって、後述する古典的な ΔE - E 法を使用した粒子の検出が可能である。また、ML-SSD を突き抜けるような高エネルギー粒子については、SSD1~6 における入射粒子の停止位置から検出する。これらのセンサからのアナログ信号は、電荷増幅および波形整形処理を行った後、12 ビット ADC (Analog-to-Digital Converter) を用いてデジタル化される。その後、FPGA (Field Programmable Gate Array) に格納された専用ファームウェアによってパイルアップ処理/検出故障などの判定および不感時間の計測などを実施し、各検出器の波高値から、粒子の種類とエネルギーを決定する。

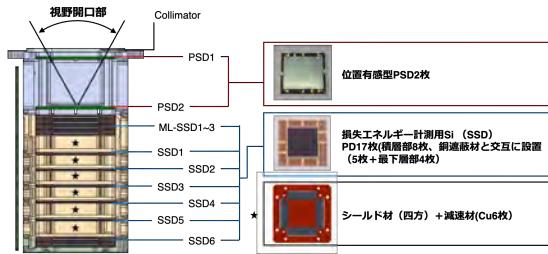


図 4. IREM センサの断面図

3. IREM の取得データ

IREM は宇宙空間に存在する放射線粒子の種類およびエネルギー値を弁別することを目的とする。IREM が取得するデータは ①カウントデータ および ②リストデータの 2 つであり、これらの測定モードは 1 秒間に発生したイベント数によって切り替わる仕様となっている。以下にそれぞれの説明を示す。

① カウントデータ

1 秒間に検出したイベント数が 33 イベント以上であった場合 (SEP 発生時など) は自動的に IREM の測定モードが SEP モードに移行し、カウントデータが生成される。カウントデータは 1 秒間に少なくとも 10,000 イベントまで測定可能であり、SEP が発生した際にも対応できる。IREM には 1 イベント毎にテーブルを検索して該当するカウンタをインクリメントする Look up table (LUT) が実装されており、粒子弁別 (~Si) および入射エネルギー判定が可能である。LUT は放射線シミュレーションツールである Geant4 を使用した計算結果から作成した。IREM に実装されている LUT のうち、古典的な ΔE -E 法を用いて作成した LUT1 および LUT2 を図 5 に示す。これは各センサでのエネルギーデポジット量 (放射線が失ったエネルギー量) を求ることで、横軸を ML-SSD2 および 3 におけるデポジット量の ADC 平均値、縦軸を ML-SSD1 における ADC 値としてプロットしたものである。このプロットを一定範囲ごとに CH として分割し、入射された放射線がどの CH に相当するかをカウントしていくことで、粒子の種類とエネルギーが弁別できる。IREM はハイゲインおよびローゲインの二つのデータを取得することが可能であり、LUT1 はハイゲインデータを、LUT2 はローゲインデータを参照している。したがって、LUT1 は主にプロトンの検出を、LUT2 は重粒子の検出をターゲットとしている。これらの LUT については、LUT1 に関しては東北大学サイクロトロン・ラジオアイソトープセンター (Cyclotron and Radioisotope Center: CYRIC)、

LUT2 に関しては山形大学 (医学部 東日本重粒子センター)においてプロトンおよび ^{12}C の放射線照射試験を行うことで検証およびエネルギー較正を行った。

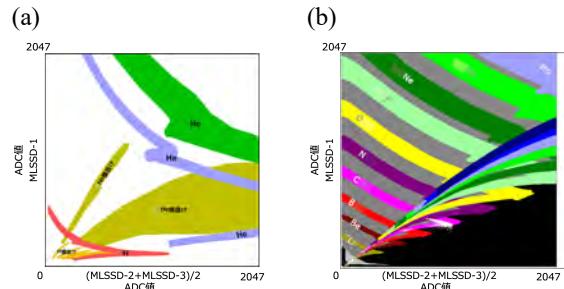


図 5. ΔE -E plot (a) LUT1 (ハイゲイン、主にプロトン計測用) (b) LUT2 (ローゲイン、主に重粒子計測用)

② リストデータ

1 秒間に検出したイベント数が 33 イベントよりも少ない場合は GCR モードに移行し、リストデータの生成が優先される。リストデータはトリガ入力条件を満たした場合に出力される、各センサの検出ピーク値をリスト化したデータである。このデータについて Geant4 を用いたシミュレーション結果と照らし合わせることで、イベント毎のより詳細な放射線の種類とエネルギー値を算出することが可能である。これらの値は G-factor を適用することにより、フラックス量への換算も可能となる。G-factor はセンサの有効面積に有効視野 (立体角) を乗じて求められる値であるが、IREM は 19 枚のセンサ全てにおいて G-factor を求める必要がある。現在はこれらの値を正確に算出するため、Geant4 および Sullivan らの計算式⁵を用いて詳細な検討を進めている。

4. 進捗と今後の予定

IREM は 2024 年 3 月に開発完了審査会を経て、MMX システムへのフライターモデルの引き渡しを完了した。現在は 2026 年の打上げに向け、搭載機器を組み合わせた総合システム試験や射場準備、運用データ取得に関するシステム構築を実施している。IREM チームは開発にあたり表 1 に示すサクセスクリティアを設定している。打上げ後は、最初の SEP イベントに間に合うよう、初期チェックアウトおよび定常的な GCR データにおいて IREM の機能性能を確認する。その後も太陽活動を常時ウォッチするた

めに、運用体制の確立を含めた SEP データ取得が確実に実施できるよう準備する。

表1. IREM 開発におけるサクセスクリティア

ミニマム	初期 C/O を完了し、取得した PSD と SSD 全てのリストデータから、定常的な GCR や SEP の 15 MeV~300 MeV のエネルギーースペクトル（物理量）に換算できる。
フル	10 MeV 以上 10 pfu 以上のフレアデータを 2 回以上取得し、物理量に換算できる。
エクストラ	100 MeV 以上で 10 pfu 以上のフレアデータを取得し、物理量に換算できる

謝辞

IREM FM の放射線照射試験を実施するにあたり、高エネルギープロトンに関しては、東北大学サイクロトロン・ラジオアイソトープセンター (Cyclotron and Radioisotope Center: CYRIC) を、重粒子に関しては、山形大学（医学部 東日本重粒子センター）を利用させていただきました。限られたスケジュールの中で、試験に関する知見や助言等、多大なるご尽力を賜りましたこと、ここに感謝いたします。

参考文献

- 1) C. Zeitlin et al. (2013), Measurements of Energetic Particle Radiation in Transit to the Mars Science Laboratory, SCIENCE, 340, 1080–1084.
- 2) B. Ehresmann, et al. (2016), Charge particle spectra measured during the transit to Mars with the Mars Science Laboratory Radiation Assessment Detector (MSL/RAD), Life Sci. Space Res., 10, 29-37.
- 3) C. O. Lee, et al. (2017), MAVEN observations of the solar cycle 24 space weather conditions at Mars, J. Geophys. Res. Space Physics, 122, 2768–2794.
- 4) T. Takashima, et al. (2004) The development of the high energy particle detector onboard the SELENE spacecraft, IEEE Symposium Conference Record Nuclear Science 2004, 1, 181-185.
- 5) J. D. Sullivan (1971), Geometric factor and directional response of single and multi-element particle telescopes, Nuclear Instruments and Methods, 95, 1, 5-11.

AI回帰モデルによる太陽高エネルギー 粒子事象のプロファイル予測

加藤裕太^{1,2}, 岩川明則¹, 草野完也², 光田千紘^{1,2}

1. 富士通株式会社 富士通研究所 宇宙データフロンティア研究センター
2. 名古屋大学 宇宙地球環境研究所

kato.yuta@fujitsu.com

本研究は、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
(JAXA) 宇宙探査イニシアシヨンリブ第12回研究提案募集
(RFP) 採択案件として実施したものである。

Fujitsu Restricted

東海国立
大学機構

名古屋大学

ISFE
宇宙地球環境研究所



©2025 Fujitsu Limited

AI回帰モデル開発の背景

Introduction / Methods / Results / Discussions / Summary

FUJITSU

- NOAA S-scale (>10 pfu @ >10 MeV)による分類タスクは機械学習において数多く存在 (e.g., Whitman et al. 2023 (review paper), Fujita et al. submitted)
- より詳細なインパクトを予測するための、SEP事象の数値的なプロファイル予測も重要
 - 今回は、SEP事象の最大値(peak flux)、総量(fluence)、総量を元にしたスペクトル予測に取り組み
 - より深宇宙もターゲットに見据えているが、今回は静止軌道衛星のカタログを使用 (Rotti et al. 2022)

分類タスク (e.g., Fujita et al. submitted)

回帰タスク



Wide Learning
(Explainable AI)

Class2 S2以上
Class1 S1-S2
Class0 S1未満

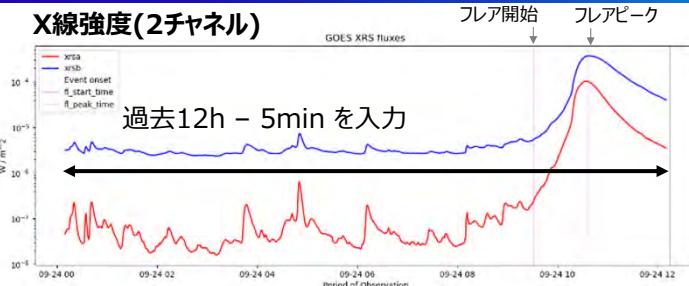


手法: 学習データ (入力)

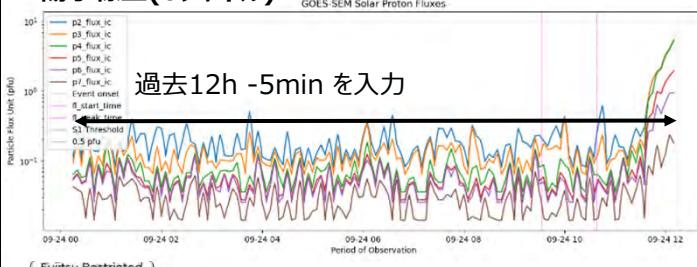
FUJITSU

Introduction / Methods / Results / Discussions / Summary

X線強度(2チャネル)



陽子線量(6チャネル)



- 利用カタログ・SEPイベント定義

- GSEP カタログ (Rotti et al. 2022)
- 0.5pfu以上 (GSEPカタログにおける閾値)

- データ数 (例. (※>10 MeV peak flux 予測))

- 学習: 211件 (1997.11 ~ 2013.6)
- テスト: 54件 (2013.6 ~ 2017.9)

- 学習時系列データ

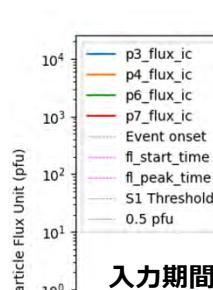
- 715点 (12時間 - 5分), ※1分分解能
- X線: 1-4 Å, 1-8 Åの2チャネル
陽子線: p2,3,4,5,6,7 の6チャネル

©2025 Fujitsu Limited

手法: 学習データ (出力)

FUJITSU

Introduction / Methods / Results / Discussions / Summary



2. (エネルギー微分) プロトン fluence

(3. スペクトル予測)

※2. を4微分チャネルについて予測し、
関数フィッティングにより導出

Fujitsu Restricted

©2025 Fujitsu Limited

結果: >10MeV Peak Flux

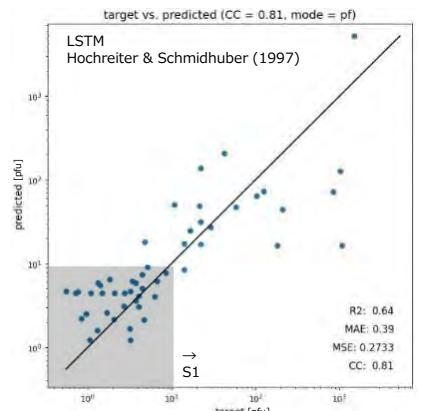
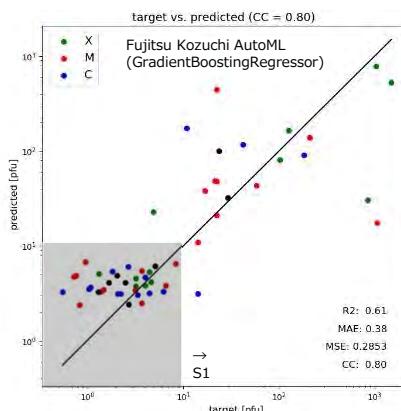
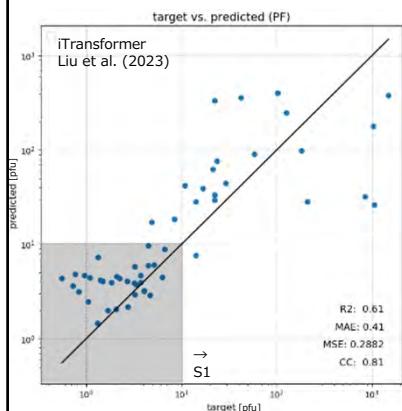
FUJITSU

Introduction / Methods / Results / Discussions / Summary

Fujitsu Kozuchi AutoML

LSTM

iTransformer



- 同カタログにおいて分類タスク(S1以上/未満)を実施している先行研究と同精度を確認 (TSS~0.9, Rotti et al. 2024)

Fujitsu Restricted

©2025 Fujitsu Limited

結果: >10MeV 積分 Fluence

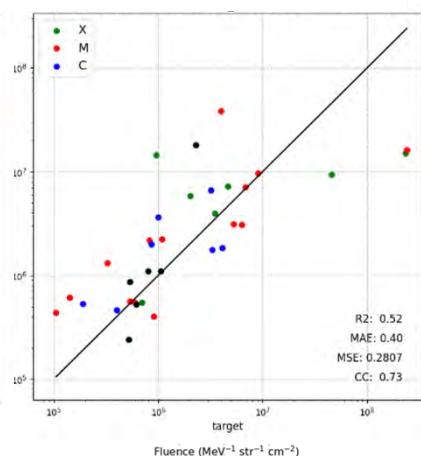
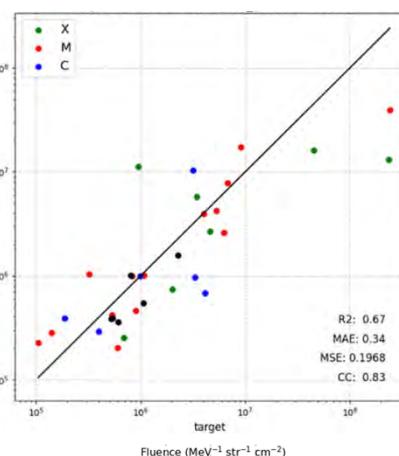
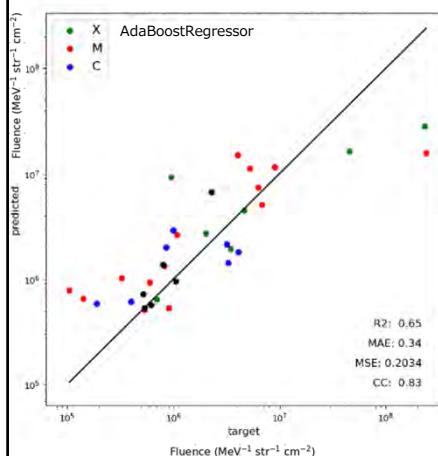
FUJITSU

Introduction / Methods / Results / Discussions / Summary

Fujitsu Kozuchi AutoML

LSTM

iTransformer



- >30, 60, 100 MeV 微分 Fluenceにおいても学習モデルの構築 & 推論を実施

Fujitsu Restricted

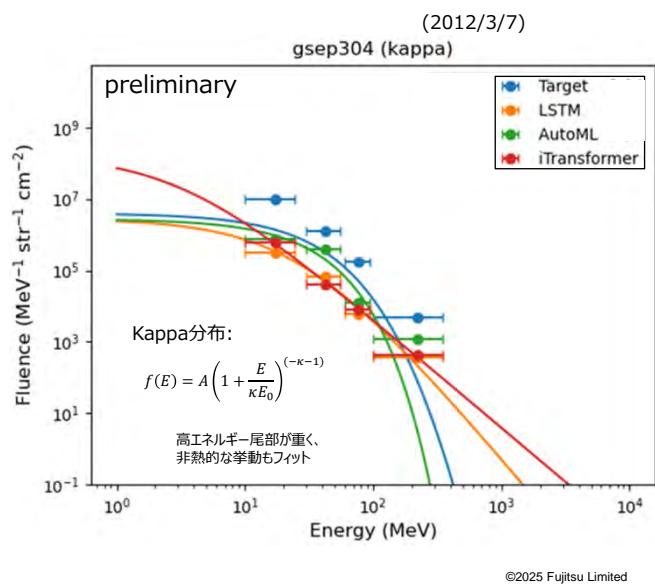
©2025 Fujitsu Limited

結果: エネルギースペクトル

FUJITSU

Introduction / Methods / Results / Discussions / Summary

- 例. AR11429 (X5.4) 2012/3/7
 - Peak flux = 6530 pfu (>10 MeV)
 - 全AIモデルでこのイベントは過小評価しており 特徴量や学習データの追加を検討する
(※11イベントをテストしており、評価を実施中)
- 人/宇宙機へのインパクトへの関連付け についても調査中



Fujitsu Restricted

©2025 Fujitsu Limited

サマリー

FUJITSU

Introduction / Methods / Results / Discussions / Summary

● 概要

- 複数の機械学習・深層学習アルゴリズムにより、SEPプロファイル(peak・fluence)の予測モデルを構築
- 微分 fluence チャンネル4点の予測値に対し、11 SEPイベントに対しSEDフィッティングを実施

● 結果・議論

- 回帰タスクにおいても、10 pfu @>10 MeV 分類タスクを行う先行研究と同等の精度を確認
- SEDフィットにおいて、S3イベント等において全モデル予測が過小評価が見られる
更なる特徴量の追加や、データサンプル数が必要と考えられる

● Future Work

- インパクトにより関連した予測ターゲットの検討・その予測モデル構築の検討
- 新たな国内静止軌道、月周回/月面、深宇宙探査機観測データとの連携を模索

Fujitsu Restricted

©2025 Fujitsu Limited



気象衛星調整会議(CGMS)における衛星障害情報の収集とその活用

Collection and Utilization of Satellite Anomaly Information within the Coordination Group for Meteorological Satellites (CGMS)

長妻 努

情報通信研究機構 電磁波研究所 宇宙環境研究室

T. Nagatsuma

Space Environment Laboratory, Radio Research Institute,
National Institute of Information and Communications Technology

1. はじめに

気象衛星調整会議 (CGMS) は、宇宙からの気象・宇宙天気観測を行う各国の気象/宇宙機関で構成される国際コンソーシアムであり、1972 年に設立された。近年では、宇宙天気観測への関与が深まり、2018 年には宇宙天気調整グループ (SWCG) が常設組織として設置された。CGMS/SWCG では、宇宙からの宇宙天気観測や、宇宙天気変動が衛星運用にもたらす障害の理解やその影響の低減に関する様々な調整に取り組んでいる。おける宇宙天気に起因する衛星障害情報の収集とその活用に向けた取り組みが進められている。

2. CGMS 宇宙天気調整グループ (SWCG) の活動

図 1 に示す通り、CGMS/SWCG は複数のタスクグループを擁し、衛星障害情報の収集とデータベース化、宇宙天気観測データアクセス改善、GPS 電波掩蔽観測最適化などの活動を展開している。



図 1 CGMS/SWCG の組織と関連活動

CGMS では年次会合において各加盟機関に過去 1 年間の衛星障害情報の報告を推奨しており、SATG では CGMS 加盟機関から報告される 2015 年以降の衛星障害情報を収集・整理し、CGMS ウェブサイト上で公開している。URL は以下の通り。

<https://cgms-info.org/wp-content/uploads/2025/06/CGMS-Spacecraft-Anomaly-Report-Database-CGMS53-23-May-2025.xlsx>

図 2 に衛星障害情報データベースのビジョンを示す。衛星障害情報は様々なステークホルダーに対して有益であり、更なる充実化が求められている。

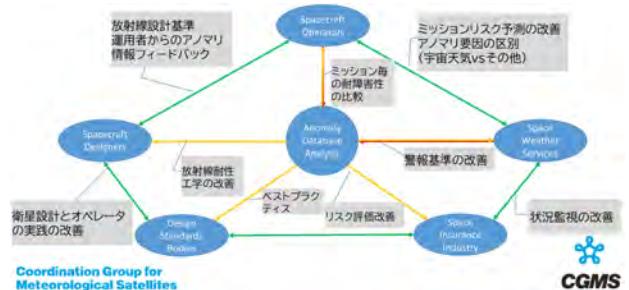


図 2 衛星障害情報 DB のビジョン

3. SEE 発生指標としての EDAC データの活用

SATG では、衛星障害情報の他に EDAC (Error Detection And Correction) データの収集・活用についても検討している。EDAC は衛星搭載機器に実装されている信号誤り訂正機能である。エラーの要因としては高エネルギー粒子によるシングルイベント効果 (SEEs) が考えられる。このため、EDAC データを用いることで、衛星搭載機器に対する SEEs の影響の評価するための初期解析を行った。

今回解析に用いた欧州気象衛星開発機構 (EUMETSAT) の Metop-C, Sentinel-3A, Sentinel-6 の 3 機の低軌道衛星の諸元を表 1 に示す。

表 1 各衛星の諸元

衛星名	衛星高度	軌道傾斜角
Metop-C	817km	98.6 度
Sentinel-3A	802-806km	98.7 度
Sentinel-6	1,336km	66.6 度

図4にMetop-CのEDACイベントの発生分布を示す。色の違いは、異なる搭載機器のEDACイベントであることを示している。南米から南大西洋の上空でEDACイベントの発生が頻発していることがわかる。また、それ以外の領域においても、イベントの発生が見られることが分かる。

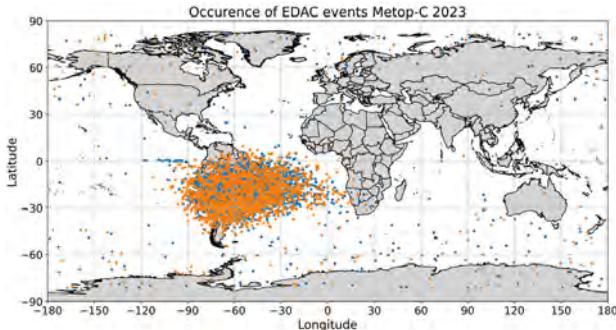


図4 EDACイベント発生分布(Metop-C)

図5にSentinel-3AのEDACイベントの発生分布を示す。こちらも、図4とほぼ同様の分布をしているが、ブラジルから南大西洋上空の発生領域が若干狭いのと、それ以外の領域での発生頻度がMetop-Cよりも少ないことが見て取れる。

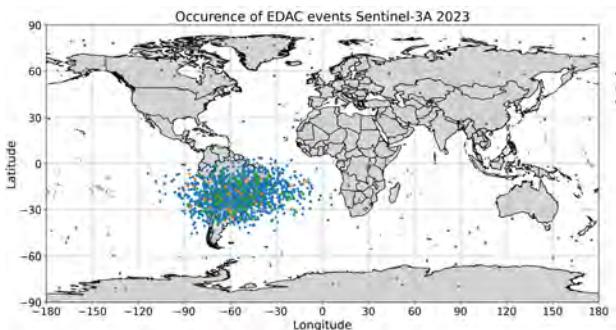


図5 EDACイベント発生分布(Sentinel-3A)

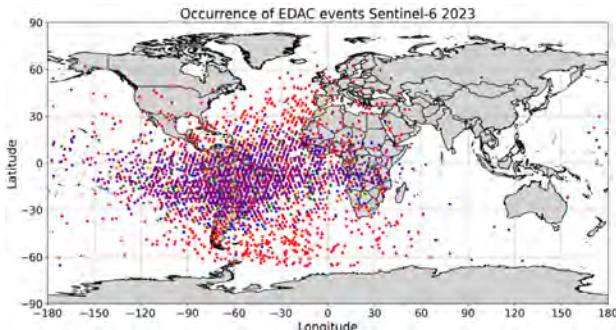


図6 EDACイベント発生分布(Sentinel-6)

図6にSentinel-6のEDACイベント発生分布を示す。

こちらは、図4,5と比べるとイベント発生分布が異なっていることが見て取れる。全体的に南米大陸から南大西洋、そして太平洋側にも発生領域が拡大している。

4. 分析結果と考察

3つの低軌道衛星のEDACイベントの空間分布について解析を行った。3衛星のEDACイベントはいずれも南米大陸から南大西洋上空で多く発生していることが確認された。一方、その領域の広さは衛星毎に異なっていることが分かった。EDACイベントが頻繁に発生する領域の広さの違いは、衛星の軌道高度の違いに依存していると考えらえる。図7は高度の異なる低軌道衛星による0.6-1.2MeVの高エネルギー電子計測の空間分布を示したものである[1]。左図は軌道高度700kmのALOS衛星、右図は軌道高度1,336kmのJASON-2衛星である。軌道高度が高くなると、SAAの領域が拡大していることが分かる。この粒子分布の特性は図4-6に示したEDACイベントの発生領域の軌道高度による違いとも整合しており、EDACイベントの発生が高エネルギー粒子フラックスの分布と良い相関をしめしていることが見て取れる。

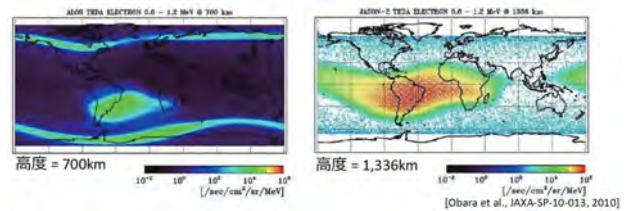


図7 宇宙環境計測から得られたSAAの高度依存性

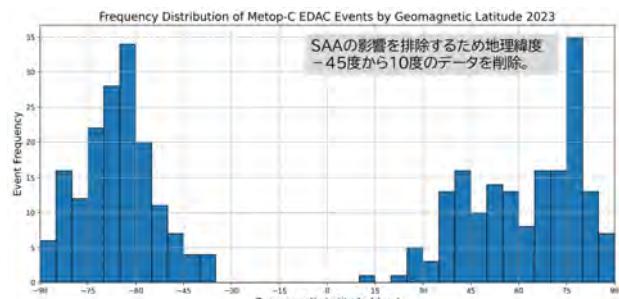


図8 EDACイベントの地磁気緯度依存性 (Metop-C)

Metop-CのEDACイベントの発生回数を地磁気緯度毎にプロットしたものを図8に示す（但し、SAAの影響を排除するため、地理緯度-45度から10度の

データは除去)。このグラフからは、オーロラ帯・サブオーロラ帯に発生のピークが見られることが分かる。但し、詳細については、所定の地磁気緯度帯を衛星が通過する頻度で規格化した上で議論を行う必要がある。

5. まとめ

気象衛星調整会議 (CGMS) 内の宇宙天気調整グループ (SWCG) において、宇宙からの宇宙天気観測に関する様々な調整に取り組んでいる。また、気象衛星のアノマリ情報の収集・データベース化、利活用に取り組んでいる。

EDAC イベントの領域と南大西洋異常域の領域は、高度依存性を含む点で良好な一致を示しており、EDAC イベントの主要な原因が高エネルギープロトン (数 MeV から数百 MeV) である可能性を示唆している。このため、EDAC データには高エネルギープロトンの分布の指標としての利用できるであろう。また、EDAC データから推定される SEEs の発生頻度と設計時の推定を比較することで、設計の妥当性の検証ができるであろう。

一方、極域で発生する EDAC イベントの最も可能性の高い原因は銀河宇宙線だが、最近の太陽活動極大期における極端なイベントを含む長期的な大量の EDAC イベントデータを用いて、宇宙天気イベントとの関連性を統計的に分析する必要がある。

更に、CPU とメモリの劣化状態の評価、および衛星異常の潜在的リスクは、長期データセットを用いて EDAC イベントの頻度の時間的傾向の分析によって評価できるであろう。

これらの考察を踏まえると、宇宙天気現象と CPU・メモリのエラーの時間的関係、およびその潜在的リスクを分析するため、多くの衛星から得られる長期 EDAC データを公開し共有することが望ましい。

参考文献

- [1] 小原隆博、松本晴久、古賀清一、越石英樹、東尾奈々、古畑智、奥平修平、JAXA における宇宙環境計測の現状、第 7 回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集、p. 1-6, 2010. 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-10-013.

新捕捉放射線帯モデルの宇宙機設計適合性に関する研究

○市丸慎一郎, 木本雄吾 (国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構)

Study on the Spacecraft Design Suitability of New Van Allen Radiation Belt Models

Shinichiro Ichimaru and Yugo Kimoto (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words: Van Allen Radiation Belt, IRENE, AE9/AP9, AE8/AP8

Abstract

The AE8/AP8 model simulates the Van Allen Radiation Belt model and is currently widely used. However, IRENE, including its successor AE9/AP9, has been released. IRENE expands the orbital region and energy range by utilizing more satellite datasets than AE8/AP8, and its future use is expected. However, to effectively utilize the new model, a thorough understanding of its specifications and performance is necessary. This paper describes analysis results using IRENE, compares them with AE8/AP8, and outlines future plans.

1. 緒言

捕捉放射線環境を模擬したモデルとして, AE8/AP8^{1,2)}があり, 現在, これらがスタンダードとして宇宙機設計に用いられている. NASA が発行している SLS-SPEC-159 CROSS-PROGRAM DESIGN SPECIFICATION FOR NATURAL ENVIRONMENTS³⁾ (以下, DSNE) においても, 捕捉放射線帯モデルが定義されおり, 従来から AE8/AP8 が推奨されていた. 一方で 2020 年発行された Revision H より, International Radiation Environment Near Earth⁴⁾ (以下, IRENE) の利用も推奨されるようになった.

AE8/AP8 は, 主に NASA のデータセットを使用しており, 衛星の設計において使い勝手が良く, 現在のデファクトスタンダードとして使用されている. しかし, モデルによる計算結果が実際の放射線環境とずれがあることも観測結果から分かってきている⁵⁾. これに対して, IRENE は AE8/AP8 の後継である AE9/AP9 を持ち, 宇宙プラズマモデルも含んでいる. IRENE は 33 の衛星のデータセットを利用しておらず, AE8/AP8 よりも多くの衛星のデータセットを利用することで, 軌道領域とエネルギー範囲を AE8/AP8 よりも拡大させている. また, 新たなデータセットを取り込むことができる仕様となっており, データのアップデートが可能になっている. しかし, 新しいモデルを使用し衛星設計に適用していくにあたっては, 仕様・性能を十分に把握し, 計算によりどのようなデータを示すかを事前に理解しておく必要がある. そこで本稿では IRENE の AE9/AP9 を用いた解析結果と AE8/AP8 との比較結果を示す.

2. 解析方法

本研究では, ISS 軌道, Jason-3 軌道, QZSS 軌道の 3 つの軌道において解析を実施した. IRENE は 3 つのモデルモード (Mean モード, Perturbed Mean モード, Monte Carlo モード) を持っております, それぞれのモードの差異も把握する必要があるため, これらのモードで解析を実施するとともに, IRENE 中に機能する AE8/AP8 (Solar Maximum) でも解析を実施した.

- Mean : 平均的なフラックスマップを使用
- Perturbed Mean : 計測誤差の変動範囲で複数の異なるフラックスマップをランダムに作成
- Monte Carlo : 計測誤差の変動範囲に加えて, 宇宙天気 (太陽活動・地磁気嵐) の変動範囲で複数の異なるフラックスマップをランダムに作成

表 1 IRENE の解析条件

軌道タイプ	Two-Line Element (TLE) File を使用
軌道情報	
Input File	ISS (ZAYRA), Jason-3, QZSS の TLE
伝播方式	SatEph
計算期間	2014/6/1 0:00:00 - 2015/6/1 0:00:00
計算間隔	60 秒
シナリオ数	100
フラックス/フルエンスタイプ	Integral
積算間隔	1 日

表1にIRENEの解析条件を示す。それぞれの軌道情報はTwo-Line Elementを使用し、計算期間は太陽活動極大期の1年（2014/6/1-2015/6/1）とした。

3. 解析結果

図1にISS軌道における電子のIntegral Fluence、図2にISS軌道における陽子のIntegral Fluenceの解析結果を示す。ISS軌道は円軌道、軌道高度400km、軌道傾斜角は約51.6度である。

図1に示す通り、電子Fluenceにおいては、AE9 Mean（平均）、AE9 Perturbed Mean（50%）、AE9 Monte Carlo（50%）の3つのモードに差異は見られなかつた。しかし、AE8の方が、AE9より、1~5MeVの範囲においては、大きなFluenceを示していることが確認される。AE8の高エネルギー側（5MeV以上）とAE9の乖離は、それぞれのモデルがカバーするエネルギー範囲やデータ数の差によるものと考えられる。

図2に示す通り、陽子Fluenceにおいても、AP9 Mean（平均）、AP9 Perturbed Mean（50%）、AP9 Monte Carlo（50%）に3つのモードに差異は見られず、AP8もこれらとほぼ同じFluenceを示した。

なお、Jason-3軌道においてもISS軌道と同様の傾向を示した。そのため、本稿では解析結果は省略する。

図3にQZSS軌道における電子のIntegral Fluence、図4にQZSS軌道における陽子のIntegral Fluenceの

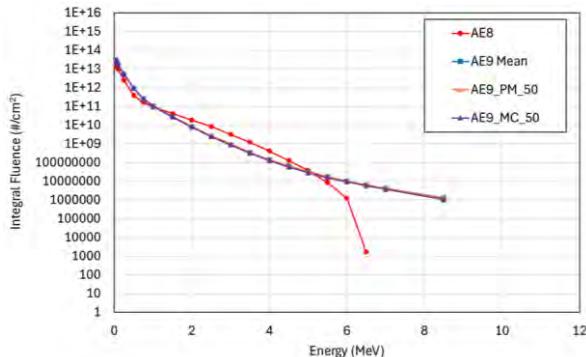


図1 ISS軌道における電子のIntegral Fluence

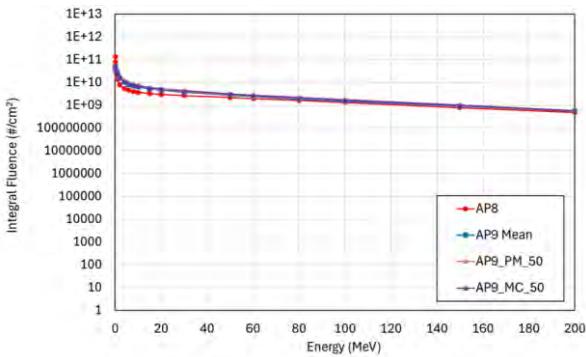


図2 ISS軌道における陽子のIntegral Fluence

結果を示す。QZSS軌道は、準天頂軌道（中心経度：東経135度）、軌道高度は、近地点32,600km、遠地点38,950km、軌道傾斜角は約41度、周期は23時間56分の軌道である。

図3に示す通り、QZSS軌道の電子FluenceはAE9 Mean（平均）、AE9 Perturbed Mean（50%）、AE9 Monte Carlo（50%）の3つのモードに差異は見られなかつたが、ISS、Jason-3軌道と異なり、AE8はこれらより小さなFluenceを示した。

図4に示す通り、陽子Fluenceにおいては陽子の高エネルギー側のデータは出力されなかつた。これは、QZSSは内帯を通らないためと考えられる。またAP8の方がAP9より顕著に小さな値を示しており、1MeV以上のデータは確認されなかつた。これはISSやJason-3軌道と異なる結果である。

4. おわりに

今回、解析した3つの軌道において、AE9/AP9 Mean（平均）、AE9/AP9 Perturbed Mean（50%）、AE9/AP9 Monte Carlo（50%）の3つの解析結果に差異は見られなかつたが、AE9とAE8、AP9とAP8との差は確認された。AE9/AP9の方がAE8/AP8よりも、エネルギー範囲が広い仕様となっているため、電子において、AE9は高エネルギー側においてもプロットが確認されるが、AE8においてはデータが出力されなかつた。

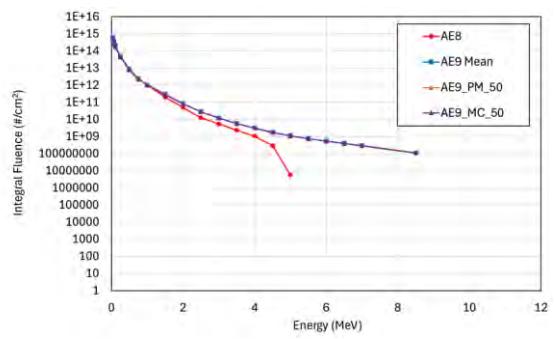


図3 QZSS軌道における電子のIntegral Fluence

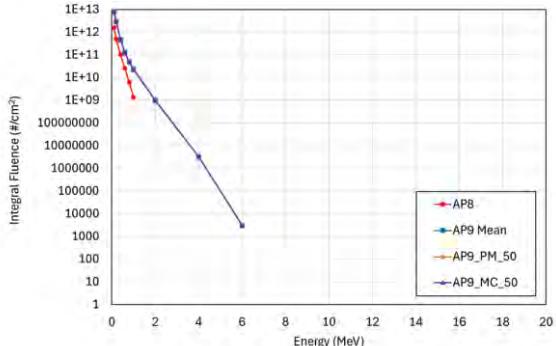


図4 QZSS軌道における陽子のIntegral Fluence

表2に各軌道におけるAE8/AP8とAE9/AP9との比較結果を示す。表2に示す通り、AE8/AP8とAE9/AP9との差は軌道により異なるため、他の軌道においても結果の比較を行う必要があるとともに、衛星設計のためにどのように使うか、どのモードを使用するか、またパラメータをどう設定するか等、今後、更なる検討が必要である。加えて、実データとの差異がどの程度あるかも確認していく必要がある。

(2011) 131, 965-970.

表2 各軌道におけるAE8/AP8とAE9/AP9との比較

軌道	電子 (1-5Mev)	陽子
ISS	AE8>AP9	AP8 ≈ AP9
Jason-3	AE8>AP9	AP8 ≈ AP9
QZSS	AE8<AE9	AP8 ≈ AP9

そのため、今後、実データとの比較を行うこととする。具体的には、宇宙環境計測ミッション装置(SEDA-AP)の高エネルギー軽粒子モニタ⁶⁾(SDOM)による観測データとIRENEによる放射線帯モデルの比較を行う。SEDA-APは8種類の搭載機器を用いてISSが周回する軌道の宇宙環境を観測した観測装置であり、2009年8月から2018年3月まで「きぼう」船外実験プラットフォームで運用された。その搭載機器の一つである。SDOMは部品材料の劣化や電子部品の誤動作等の原因となる電子、陽子、 α 線等の高エネルギー軽粒子の粒子別エネルギー分布を計測しているため、今後、SDOMの観測データとAE9/AP9の解析結果の比較を行う計画とする。

参考文献

- 1) Sawyer, D.M., Vette, J.I., AP-8 trapped proton environment for solar maximum and solar minimum, NASA-TM-X-72605 (1976).
- 2) Vette, J.I., The AE-8 trapped electron model environment, NASA-TM-107820 (1991).
- 3) Frank B Leahy, SLS-SPEC-159, Cross-Program Design Specification for Natural Environments (DSNE) REVISION I (2021)
<https://ntrs.nasa.gov/citations/20210024522>
- 4) IRENE-AE9/AP9/SPM
<https://www.vdl.afrl.af.mil/programs/ae9ap9/>
- 5) G.P. Ginnet, B.K. Dichter, D.H. Brautigam, D.Madden, Proton flux anisotropy in low Earth orbit, IEEE Trans. Nucl. Sci. (2007) 54 1975–1980.
- 6) 小原隆博、「きぼう」曝露部搭載・宇宙環境計測ミッション装置(SEDA-AP)による宇宙環境計測, IEEJ Transactions on Fundamentals and Materials

宇宙天気予報に関する 最近の国際動向

情報通信研究機構 電磁波研究所 総括研究員
名古屋大学 宇宙地球環境研究所 特任教授
石井 守

“Global Space Weather Warning System”...



How do we avoid/mitigate space weather disasters?

- **Space/ground based Observations**
- Prediction with Simulation/Artificial Intelligence
- Useful and appropriate Alert

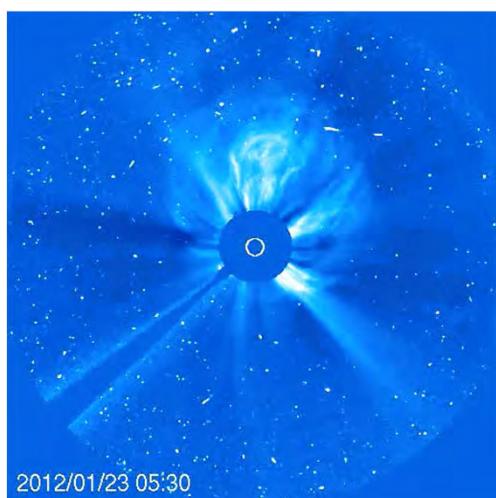
Current and Future SWx Observation



Space-based Observation



Importance of CME measurement from L4/5



SOHO CME image observed on Jan. 23, 2012

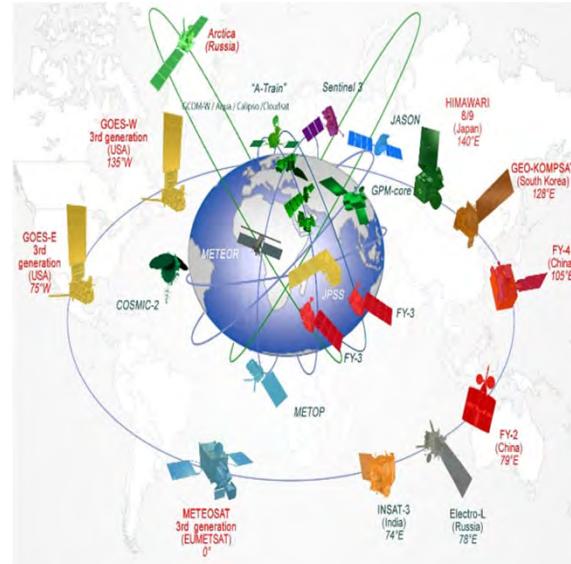


The precision of arrival time estimation will be improved significantly.

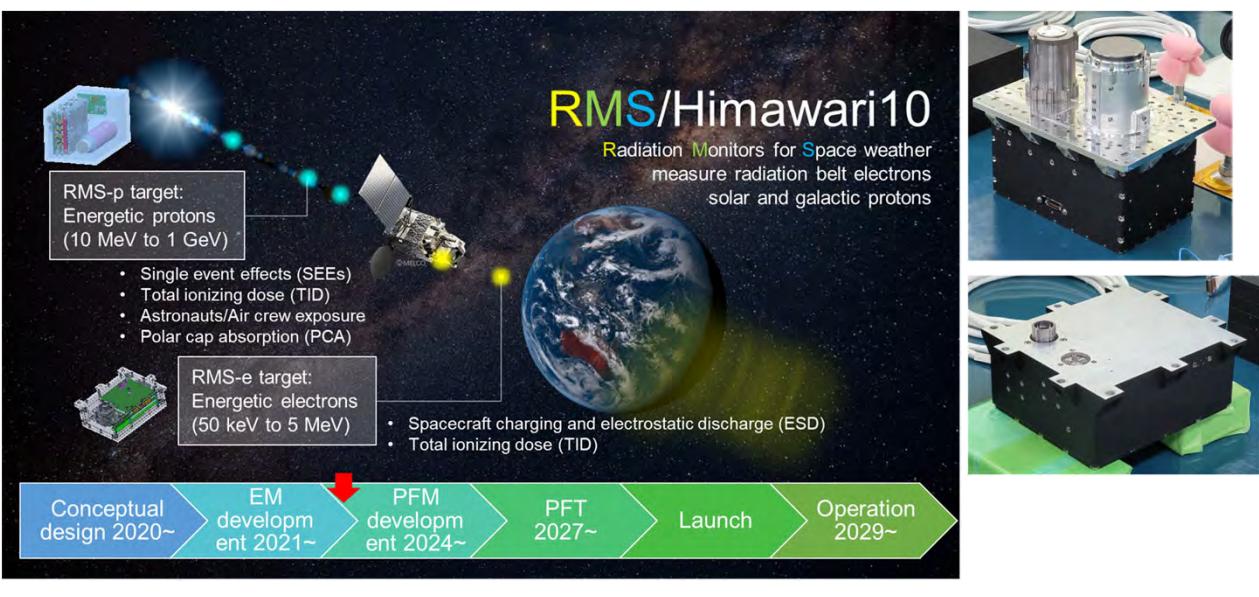
Satellite observation near the Earth (Operational)



- Many recent meteorological satellites have space environment sensors for monitoring space weather.
- However, the sensor on board recent HIMAWARI is for house keeping which means the performance is not enough, so Pacific region has been vacant area for monitoring space weather.



Satellite observation near the Earth (Operational)



Numerical simulation and AI for extending lead time for preparedness



DeepFlareNet

131A 191A 164A 1600A White light Magnetogram

JAPANESE ENGLISH

Probability of M-class flares 95% **MAJOR FLARES**

≥ X 99%
≥ M 99%
≥ C 95%
≥ M 83%
≥ C 97%
≥ X 51%
≥ M 49%

2017-09-06 12:01:58 2017-09-06 12:01:58

24HOURS Prediction!

Solar flare erupted!

Nishizuka et al., 2017, 2018, 2021

Observation Image Database (3x10⁷ images) → Active Region (Sunspot) Database → Feature Database (Feature 1, Feature 2) → Deep-Learning → Solar Flare Prediction (M-class 0/X, C-class 0/X)

Time scale: ~8min X-ray, ~30min Solar Energetic Particles, 2~3days Coronal Mass Ejection

Monitoring SWx phenomena with ground-based observation

Ground based observation has the longest history for monitoring space weather, but global coordination is still not enough mainly due to;

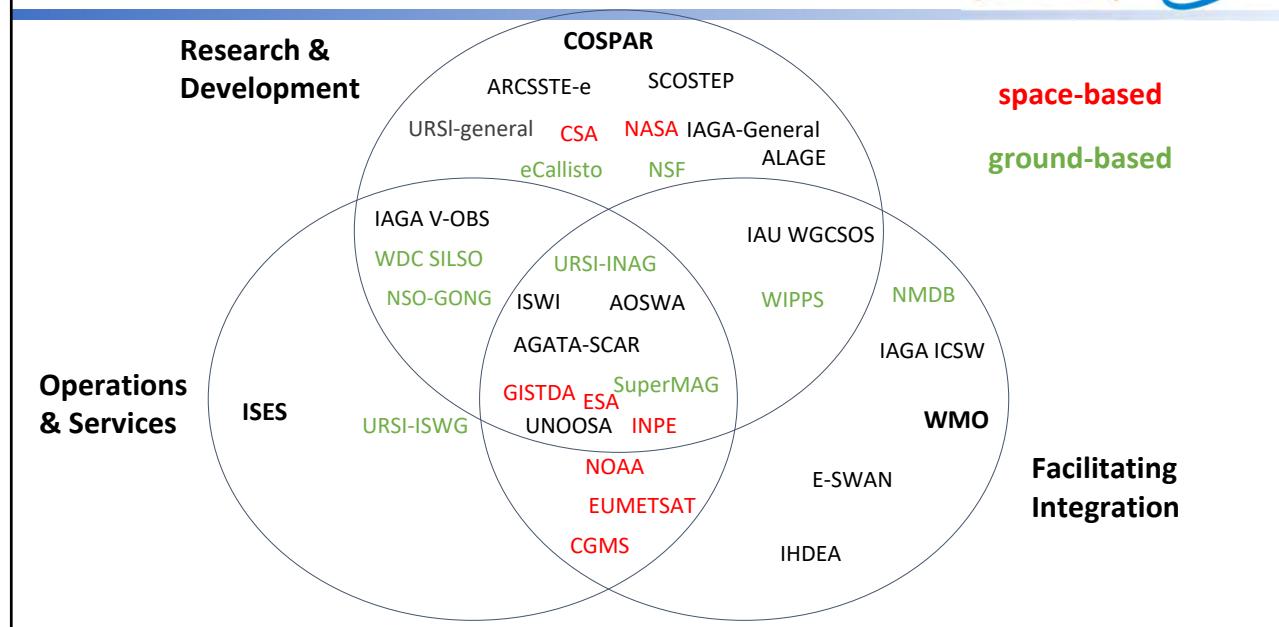
- Diverse Agencies and Priorities
- Lack of Unified Data Systems
- Heterogeneous Instruments and Data Formats
- Geographic Distribution and Coverage Gaps
- Operational vs. Research focus
- Data sharing and Open Access
- Funding and Resource Allocation

It is necessary to coordinate by international organizations, but...

POOR COORDINATION IN GROUND-BASED SPACE WEATHER OBSERVATION

Drawn by Gemini

Primary area of organisations' expertise



WMO-ISES-COSPAR Coordination



- Letter from UN Office of Outer Space Affairs (**UNOOSA**) dated on **July 1, 2022** by request of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space (**UNCOPUOS**) and its Scientific and Technical Subcommittee (STSC).



- COSPAR, ISES and WMO are invited to lead efforts to improve the global coordination of space weather activities in consultation and collaboration with other relevant actors and international organizations.



Anticipated outcomes include:

- An outline of the international space weather landscape identifying **primary expertise of each organization** represented in the Forum
- Initial Discussion about the coordination in;
 - Space Based Observation
 - Ground Based Observation
 - User Engagements
- Plans for interfacing with organizations representing major user groups
- Approach to alignments with national strategic planning activities and funding programs
- Plans for joint projects to demonstrate the value of collaboration and coordination



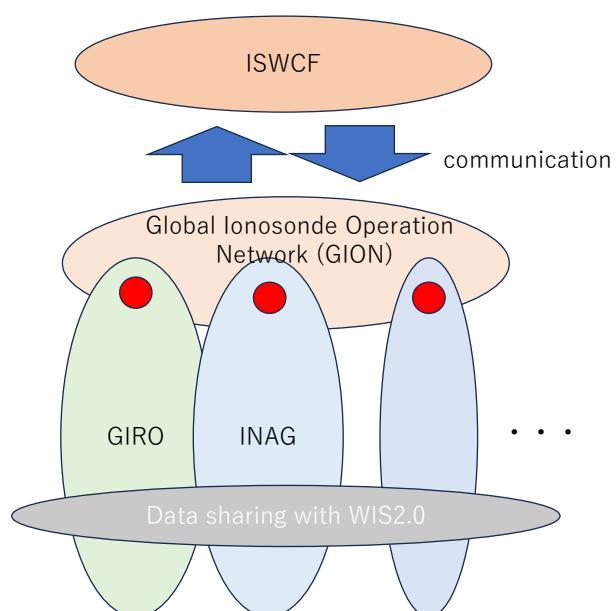
Establishment Plan of “Global Ionosonde Operation Network (GION)

Aim: **establish the international comprehensive organization who work for ionosonde observation/operation** as a member of ISWCF.

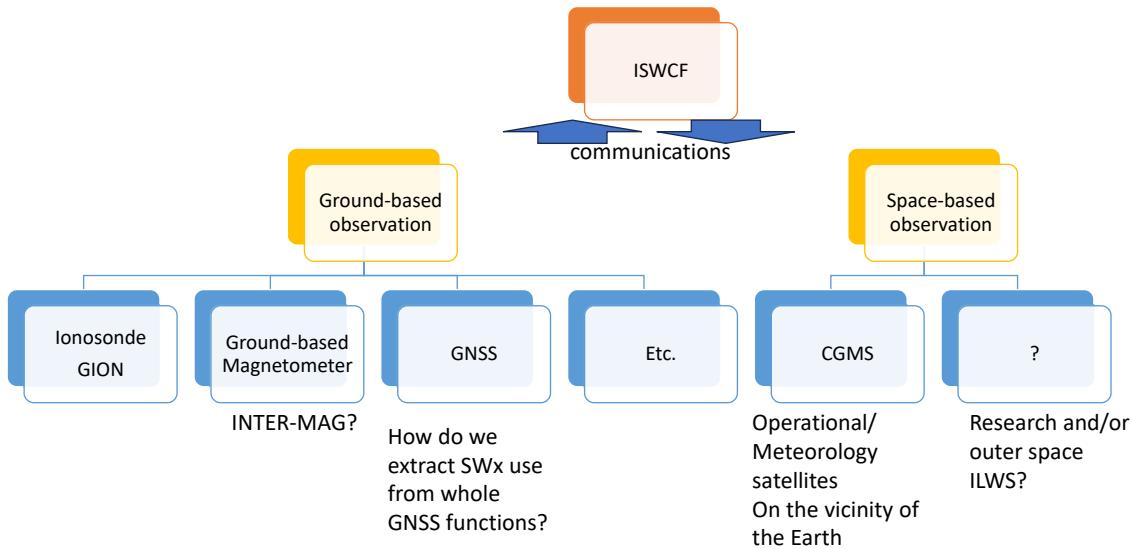
Structure: group of the representatives and liaisons of existing organizations

Function:

- Work as the representative of ionosonde observation in ICFWS: input opinions as ionosonde community and spread the information discussed in ISWCF in ionosonde community
- Discuss coordination of ionosonde network
 - Data sharing with WIS2.0
 - Registration of Observation: New digisonde and registration of the URSI station code



Current and Future structure of SWx observations



International Agency Space Weather Coordination Group (IASWCG) led by J. Spann



- Analogous to the International Agency Coordination Group (IACG) from >30 years ago, that gave birth to the original ISTP – IASWCG is a space weather version of IACG.
- IASWCG is a forum where agencies that fund space weather missions and research can come together to share their plans and coordinate missions/research relevant to space weather
- Agencies use community efforts as part of their decision-making process (e.g. ISTP-NEXT, COSPAR ISWAT, Decadal Surveys, existing roadmaps, strategies, and gap analysis).
- IASWCG enables minimization of duplication and identification of observation-mission-research gaps, and it promotes global collaboration where each agency participating to the extent they are able.
- IASWCG complements the existing operational space weather coordination efforts of the World Meteorological Organization (WMO) and the Coordination Group of Meteorological Satellites (CGMS).
- The IASWCG concept is consistent with the COSPAR ISWAT Coimbra Declaration and the UN COPUOS Space Weather Expert Team recommendation document, and is part of NASA's space weather strategy and implementation.

Summaries



- International framework for Space Weather Research, Development and Operation is now changing significantly.
- The comprehensive ionosonde observation/operation network group in the world was established in March 2025. Following this action, (probably) similar group for GNSS and ground-based magnetometer is to be discussed.
- Coordination for Research-based and/or outer space observation is now one of the hottest issues. Two candidates, ILWS and IASWCG.
- **We need to discuss and decide the attitude to this action.**

熱圏下部中性大気密度計測のための 観測口ケット搭載用真空計

神戸大学 工学研究科
森脇 岳斗

○小柳智久¹⁾ 热田凜太朗¹⁾
横田久美子¹⁾ 田川雅人¹⁾ 阿部琢美²⁾

1)神戸大学 2)JAXA

研究背景

地球高層大気の中性大気密度データ

理学面

地球高層大気物理の発展に寄与

工学面

低高度衛星などの社会インフラの発展に寄与

理学・工学の両面で重要なパラメータ

熱圏下部 ×気球観測、電波観測
 ×人工衛星による観測



観測口ケットによる
その場計測が必要

in-situ measurement

研究目的

熱圏下部での大気密度データ収集を目的とした
観測口ケット搭載用の真空計開発

発表内容

2022年8月

S-520-32号機による中性大気密度計測実験

- 搭載用動圧系
- 打ち上げ結果
- 大気密度評価



2025年7月

S-310-46号機による中性大気密度計測実験

- 搭載用の真空計の開発
- 実験結果



まとめ

S-520-32号機打ち上げ実験

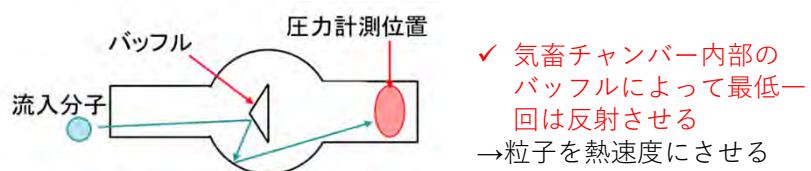
- S-520-32号機搭載用動圧計

気蓄チャンバー



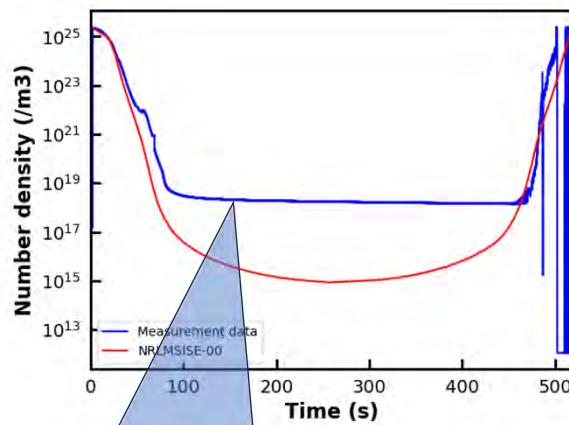
キャノンアネルバ製クリスタリオンゲージ
大気圧~4Pa QCM \rightarrow 4Pa~ 4×10^{-8} Paイオンゲージ

チャンバーの狙い



S-520-32号機打ち上げ実験

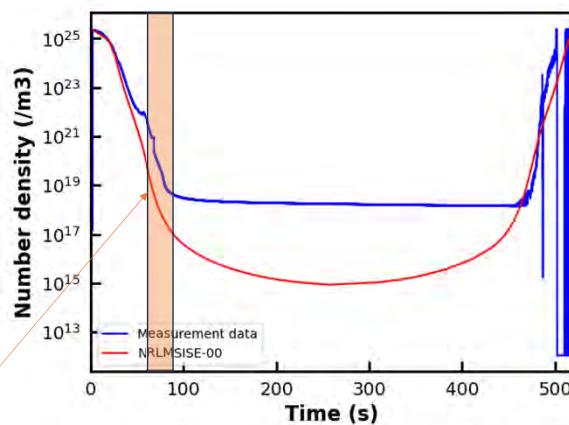
- 打ち上げ結果



問題発生：計測密度が一定の値以下に減少しない
地上実験にてアウトガスの影響であると判明

S-520-32号機打ち上げ実験

- 打ち上げ結果



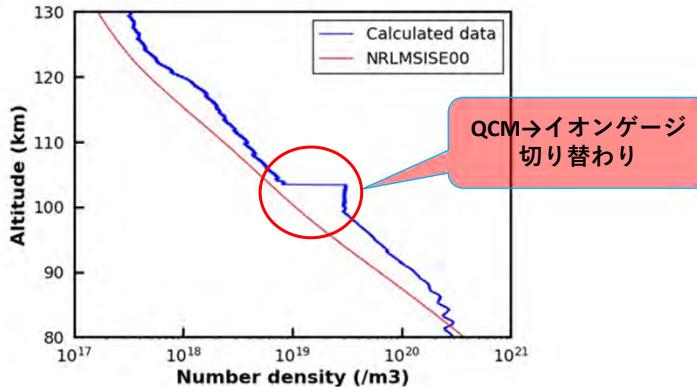
ノーズコーン開頭時から、アウトガスの影響が出るまでの部分を使用

S-520-32号機打ち上げ実験

KOBE UNIVERSITY

- 大気密度評価

有効な高度内で補正後の計測値とNRLMSISE-00大気モデルの比較



S-520-32号機打ち上げ実験によって、有効な大気密度データの取得に成功し

NRLMSISE-00大気モデルが実際の大気密度を過小評価

していることが明らかとなった

S-310-46号機打ち上げ実験

KOBE UNIVERSITY

- 搭載用の真空計の開発



(1) 加工前



(2) 部分的に切削



(3) メッシュ取り付け

問題点

測定子がむき出し
ロケットの姿勢により機体や他の
計測装置によって流入粒子が遮蔽される
■ 解決策
垂直に展開するアーム
ロケット周りの流れの擾乱を避ける

メッシュの採用

- ✓ 吸着の原因となった壁面を少なくする
- ✓ 排気性能の向上を狙う

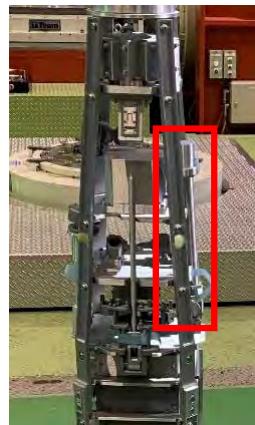
S-310-46号機打ち上げ実験

- ・搭載用の真空計の開発
- ・展開アームの採用

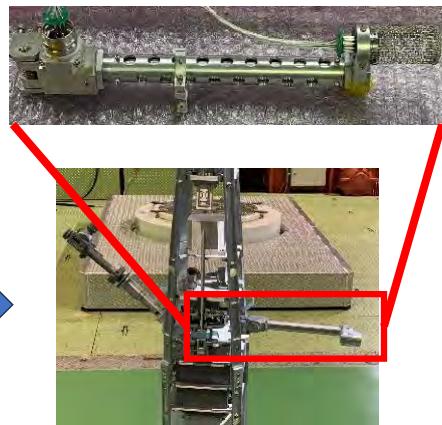
KOBE UNIVERSITY

問題点

ロケットの姿勢により機体
や他の計測装置によって
流入が遮蔽される



打ち上げ時



ノーズコーン開頭後 展開

S-310-46号機打ち上げ実験

- ・搭載用の真空計の開発
- ・完成した姿

KOBE UNIVERSITY



JAXA 神戸大学

打ち上げ

- ・63秒後 ノーズコーン開頭
- ・64秒後 アーム展開



- ・打ち上げ直前の写真

S-310-46号機打ち上げ実験

KOBE UNIVERSITY

実験目的

「中緯度域電離圏における
スボラディックE層の形成過程の解明」

●スボラディックE層

金属イオンのかたまりが散発的に形成され異常な電波伝播を引き起こす現象
中緯度では日中の昼間に頻繁に出現する。

本実験の最大の特徴

多種多様な観測機器による
同時その場観測

ロケット飛翔結果

打ち上げ日時 2025年7月15日12時00分00秒

最高速度 1615 m/s(打ち上げ25秒後)

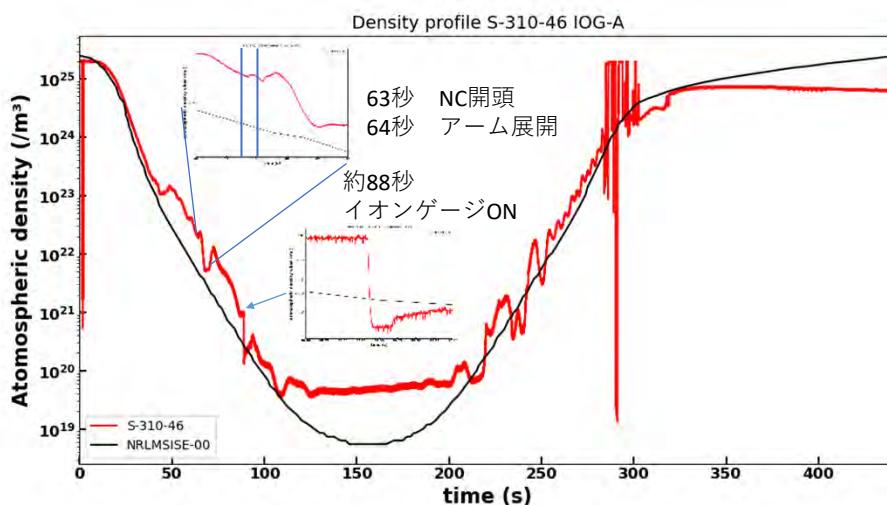
着水時刻 打ち上げ442秒後



S-310-46号機打ち上げ実験

KOBE UNIVERSITY

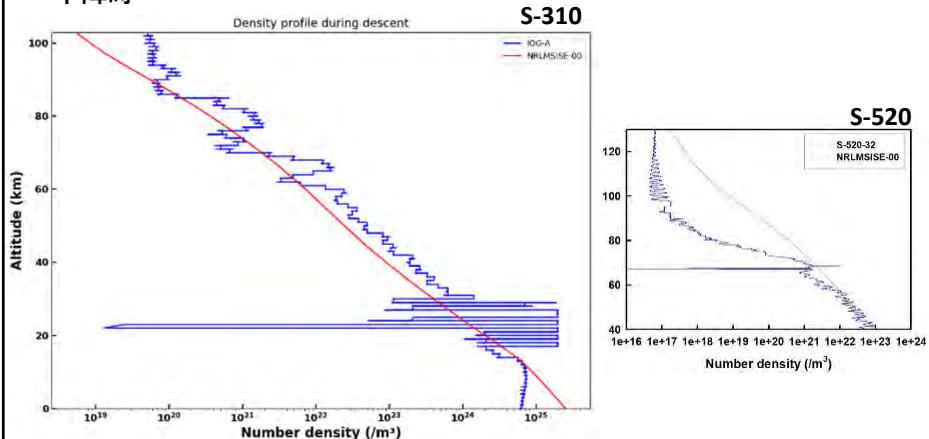
・計測結果



S-310-46号機打ち上げ実験

- ・計測結果

下降時



降下時の密度データ取得に成功

まとめ

- ・S-520-32号機打ち上げ実験

- ✓ 流入粒子を熱速度にすることを狙った気蓄チャンバー壁面からのアウトガスによって正しい計測が行われなかった。
- ✓ 特定の区間で有効な計測データ得られ、経験的大気モデル NRLMSISE-00が過小評価していることが分かった。

- ・S-310-46号機打ち上げ実験

- ✓ アウトガス問題に対応するためセンサー周りをメッシュで覆う動圧系を採用した。
- ✓ アームが機体軸に対して90度方向に展開するシステムを採用した。
- ✓ 2025年7月15日内之浦宇宙空間観測所から打ちあがり、大気密度データの取得に成功した。

今後

- ・取得された大気密度の解析
- ✓ ロケットの姿勢データが判明次第、取得データの補正を行う。
- ✓ スポラディックE層出現時における中性大気密度の鉛直構造を詳細に解析し、同層の形成必要な中性大気密度に関する知見を提供する。

宇宙線検出器における リアルタイムパイルアップ分離技術に関する研究開発

伊藤大二郎¹、矢澤博之¹、黒崎将史¹、梅村憲弘¹、毎田充宏¹、
上野遙²、富高真²、松本晴久²、高島健²

¹東芝エネルギー・システムズ株式会社、

²国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構

本研究は、宇宙線検出器において発生するパイルアップ事象をリアルタイムに分離する新たな信号処理技術の開発を目的とする。従来、宇宙線の高フラックス環境下では、複数の粒子が短時間に検出器へ入射することで信号が重畠し、正確な計数やエネルギー測定が困難となる課題があった。本研究では、信号波形の形状特性に着目し、パイルアップ信号を線形方程式系として定式化した上で、ヤコビ (Jacobi) 法による反復計算を用いた分離アルゴリズムを開発した。さらに、電子回路上での処理を模擬した数値シミュレーション、高精度な模擬信号による実測評価、加速器ビームテストを通じて本手法の有効性を検証した。その結果、分離計算により波高分布形状の回復やピーク統計量の向上といった効果を実データにおいて確認することができた。本技術は、宇宙機搭載を見据えたオンボード・リアルタイム処理に適しており、宇宙線観測の高精度化に大きく寄与するものと期待される。

1. 序論

宇宙空間における放射線環境の把握は、宇宙機の設計や運用において極めて重要である。特に、極域や南大西洋異常帯 (SAA) などフラックスが高い領域では、宇宙線検出器において複数の粒子が短時間に入射することで、検出信号が重畠するパイルアップ事象が頻発する。このパイルアップは、信号の波高や計数率に誤差を生じさせ、観測精度を低下させる要因となる。

JAXA では、軌道上での宇宙線観測データを図 1 に示す「宇宙環境計測情報システム (SEES)」を通じて公開し、宇宙環境の情報発信に活用している [1, 2]。一方、RAPIS-1 衛星に搭載された宇宙線検出器では、図 2 のように極域および SAA においてパイルアップ事象が多く検出されており、宇宙線フラックスの高い状況下での計測方法にはさらなる向上の余地があることが示唆されている。

本研究は、宇宙線検出器におけるパイルアップ事象をリアルタイムで分離する信号処理技術の開発を目的とする。検出器の構成を変更することなく、信号処理のみでパイルアップを分離できれば、既存の検出器にも適用可能な基盤技術となり、観測精度の向上とデータ信頼性の確保に大きく寄与するものと考える。リアルタイムな安定計測の実現は、将来の有人探査ミッション等における放射線環境の監視用途にも貢献しえる。



図 1 JAXA の宇宙環境計測システム (SEES) [1, 2]

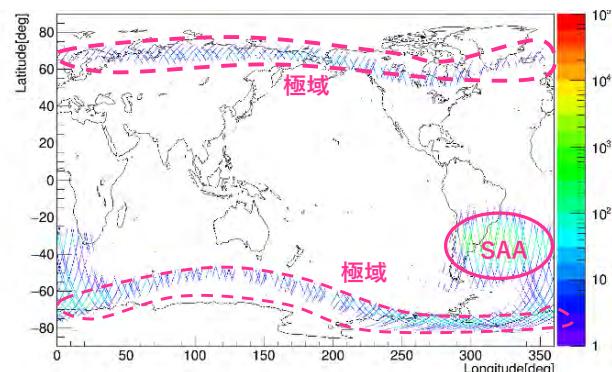


図 2 RAPIS-1 衛星によるパイルアップ検出例 [3]

2. パイルアップの発生機構と影響

パイルアップとは、短時間に複数の宇宙線粒子が検出器に入射し、検出信号が重畠して個々の識別が困難になる事象であり、到來する宇宙線の頻度が高いほど発生しやすい（図 3）。宇宙線粒子が検出器に到達すると、エネルギー損失に比例した電荷が発生し、電荷有感增幅器（CSA）により波高値へと変換される。さらにその信号は波形整形増幅器（Shaper）によって、波高が読み取りやすく、かつ時間幅の短いパルス形状へと整形される。ところが、信号の発生間隔が Shaper の出力パルスの時間幅より短い場合、波形は相互に重畠して複雑化し、計数およびエネルギー計測の精度を著しく阻害する。通常の宇宙線観測における到來事象はポアソン（Poisson）過程に従うランダム性があるため、フラックスの増大とともにパイルアップ発生確率は上昇する。

パルス時間幅の単純な短縮はパイルアップの抑制に寄与し得るが、検出器の電荷収集時間、計測回路の信号対雑音比等の装置的制約により無制限な短縮は困難である。ゆえに、センサ側の構成を改変せずに信号処理によって重畠成分を分離する手法の実現が望まれる。

加えて、高フラックス下でパイルアップが非常に高い割合で発生することを鑑みれば、各事象の波形情報を地上に送信し地上側で信号処理を行う手法は、テレメトリ帯域の逼迫という新たな制約を生じさせるため現実的ではない。この理由から軌道上のオンボード処理によるリアルタイムでの信号復元技術を確立する必要がある。

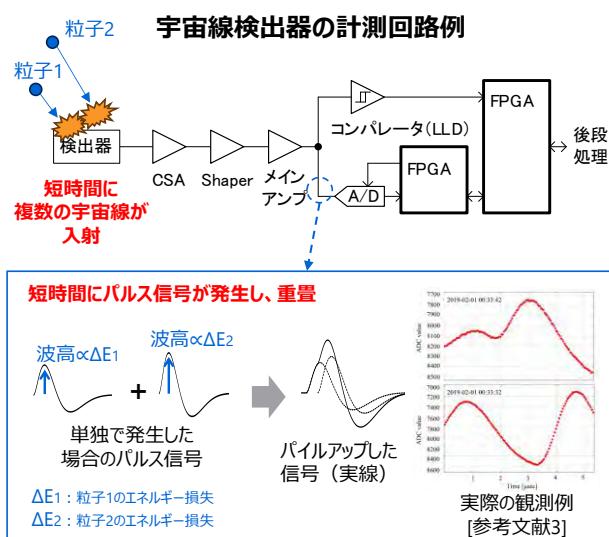


図3 パイルアップの説明図

3. 信号分離の理論的枠組み

本研究では、パイルアップ信号の分離に向けて、まず事象の定式化を行った。波形整形増幅器により整形された単発パルスは、時間方向に一定で、エネルギー（電圧）方向に伸縮する統一された形状を有し、パイルアップ信号は単発信号の線形結合として表される。この性質に基づけば、各パルスがピークに到達する時刻における観測電圧 b_i は、真の波高値 x_i （未知数）と、パルス間隔 ΔT に依存する係数 A_{ij} で表現できる。図4に示す二信号の基本例では、

$$\begin{aligned} b_1 &= x_1 + A_{12} \cdot x_2 \\ b_2 &= A_{21} \cdot x_1 + x_2 \end{aligned} \quad (1)$$

と書け、一般化すると

$$\mathbf{b} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} \quad (2)$$

である。ここで \mathbf{A} は波形整形増幅器の出力パルスを規格化したテンプレート波形に基づく $N \times N$ の正方行列（ N は重畠したパルス数）であり、その要素 A_{ij} はピークからの時間差 ΔT に応じてテンプレート波形の参照により得た値である。

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= \begin{pmatrix} 1 & A_{12} & \cdots & A_{1N} \\ A_{21} & 1 & & A_{2N} \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ A_{N1} & A_{N2} & \cdots & 1 \end{pmatrix} \\ \mathbf{b} &= \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_N \end{pmatrix}, \quad \mathbf{x} = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_N \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

ピーク時刻は高速分路（Fast shaper）で検出し、低速分路（Slow shaper）のピーク電圧をサンプルする既存技術により取得できるため（図5）、係数 \mathbf{A} と観測値 \mathbf{b} を用いて式2の関係から未知の \mathbf{x} を求解可能である。

本研究では、この線形方程式系の機械的解法として反復法の一種であるヤコビ法を適用する。ヤコビ法は $\mathbf{A} = \mathbf{D} + \mathbf{L} + \mathbf{U}$ （対角・下三角・上三角）と分割し、

$$\mathbf{x}^{(k+1)} = \mathbf{D}^{-1} \cdot (\mathbf{b} - (\mathbf{L} + \mathbf{U}) \cdot \mathbf{x}^{(k)}) \quad (4)$$

を繰り返して方程式系の漸近解を得る（ k は反復回数を示す）手法であり、実際に必要な演算は加減算と乗算のみである他、要素毎に独立した計算が可能という利点から並列化・パイプライン化が容易であるため、オンボード実装用のリアルタイム処理と親和的である[4]。

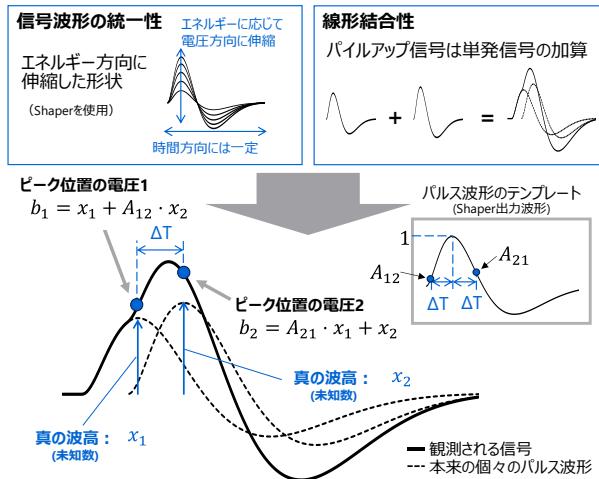


図 4 パイルアップ波形の定式化

- ・高速分路 (Fast shaper) によって信号発生を検出
- ・低速分路 (Slow shaper) の電圧をサンプリング

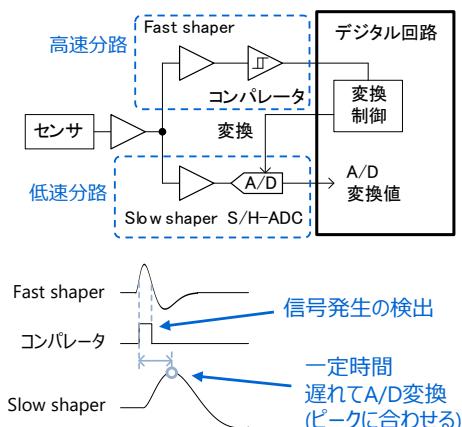


図 5 ピーク時刻の検出回路(既存技術)

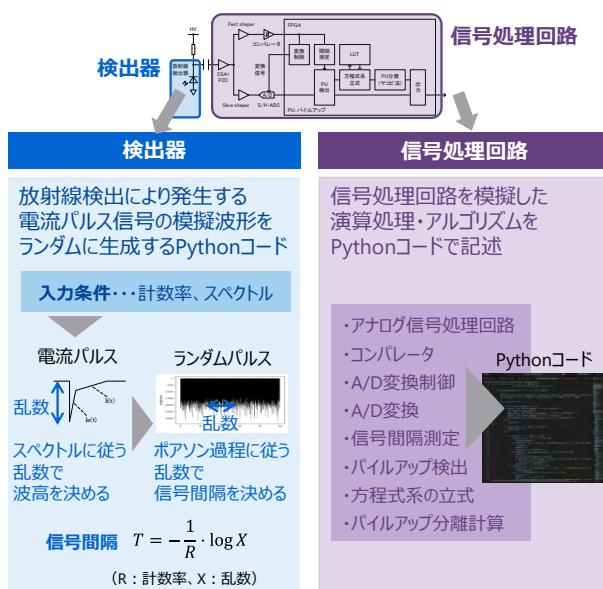


図 6 数値計算モデルの概略

4. アルゴリズムの数値的検証

前項で提案した手法の有効性を図 6 の数値モデルで検証した。Python を用い、指定したエネルギースペクトルに従う乱数で波高を、さらにポアソン過程に従う乱数で到來間隔を与える形で、放射線検出により生じる電流パルスを大量に発生させた長い時系列の入力信号配列モデルを生成し、アナログ処理 (CSA, PZC, Shaper)、A/D 変換器、パイルアップ発生検出、テンプレート波形参照による行列要素 A_{ij} の決定、方程式系の立式、ヤコビ反復による分離計算といった信号処理の各手順を Python コードで記述した装置モデルに入力し、その応答をシミュレーションした。

波形レベルの検証では、同一波高の三つの信号が重畠した例において、分離前は先行信号の影響で測定値が真値から大きく外れるのに対し、分離後は真値に漸近することを確認した (図 7)。波高分布レベルの検証では、ピーク部分の統計量の回復とスペクトル形状全体の回復傾向が認められ、分離アルゴリズムが机上段階で有効に働くことを示した (図 8)。

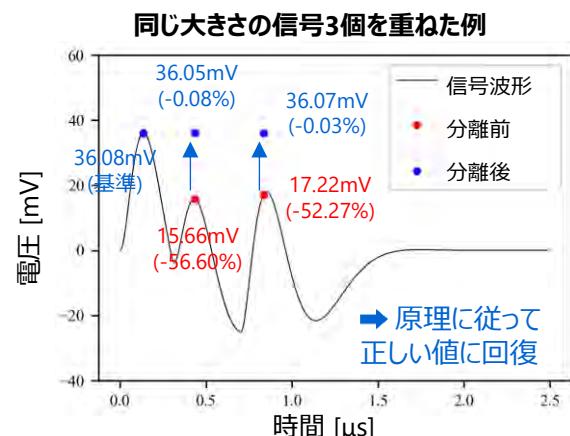


図 7 波形レベルの机上検証例

Cs-137のエネルギースペクトルを模擬した例

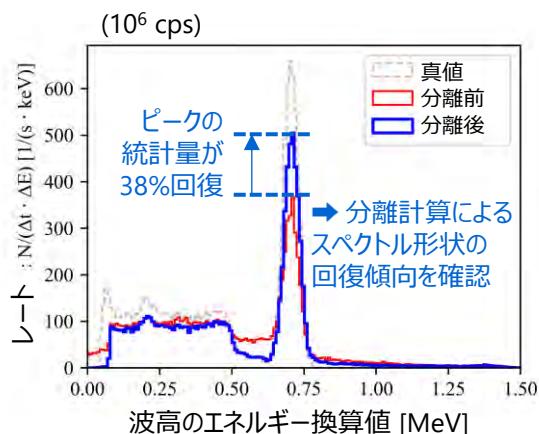


図 8 波高分布レベルの机上検証例

5. 実証装置の開発と評価

数値検証により具体化した設計指針やアルゴリズムに基づき、リアルタイム分離機能を搭載する実証装置を開発した。装置は、シリコン半導体検出器、高圧電源、アナログ信号処理回路、サンプル・ホールド型のA/D変換回路、ヤコビ反復等のデジタル処理を実装したFPGA、分離前後の値を出力可能なデータ出力部から構成する。実証装置のブロック図と検証体系を図9に示す。

時刻決定の要となる信号検出には、図10のように高速分路の閾値超過時間 (Time Over Threshold; TOT) の中点を検出時刻として採用し、波高に依存する検出時差 (タイムウォーク) を抑制した[5]。テンプレート波形はFPGA内蔵ROMに格納し、測定した信号間隔に基づいてAの要素をLUT参照で決定、ヤコビ反復を逐次高速実行するアーキテクチャとした。

ファンクションジェネレータを用いた模擬信号評価では、長い任意波形が扱える高速型のジェネレータにより、模擬的に生成したパイルアップ波形を実際の電気信号として再生し実証装置に入力した。二点のパルス発生間隔をスイープする評価では、検出限界を越える間隔が確保されれば分離後の波高が安定して真値へ回復することを確認した(図11)。また、一定エネルギーでランダムな間隔で生成した信号を入力する評価では、分離後の波高分布が入力エネルギーの近傍に回帰し、分離計算により有効データの割合が改善する事を確かめた(図12)。

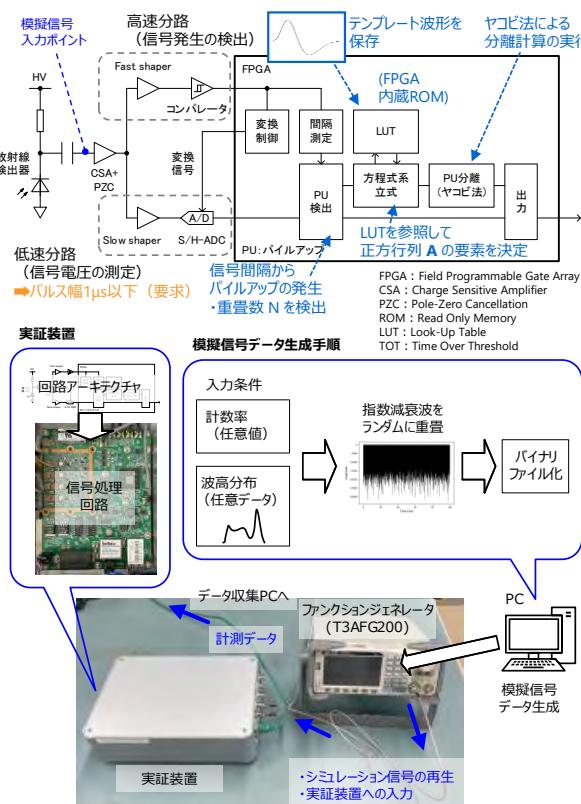


図9 実証装置のブロック図と検証体系

信号検出の改良

- 信号の大きさに依存してコンパレータ出力パルスのエッジに時差が発生 (タイムウォーク)
- コンパレータ出力パルスの中央 (TOTの中心) を信号発生時刻としてすることでタイムウォークを抑制

TOT : Time Over Threshold

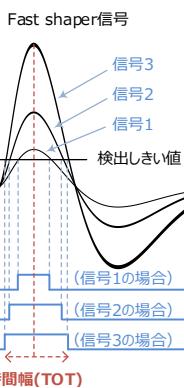


図10 TOTを利用したタイムウォーク抑制[5]

連続したパルス信号の時間間隔を
徐々に変化させながら測定し、網羅的に分離結果を確認

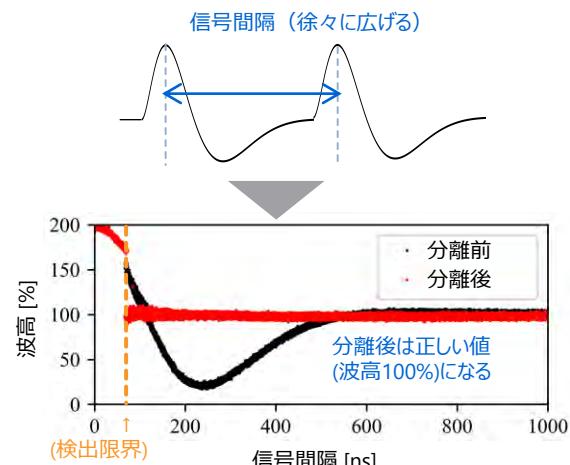


図11 信号間隔の網羅的検証例

エネルギーを固定したランダム信号を入力し、
波高分布において分離後のデータが
入力エネルギー付近に集まる傾向を確認

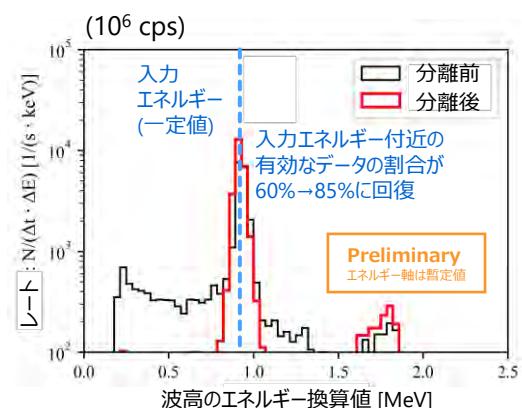


図12 波高分布レベルの検証例

6. ビーム試験による実証的検証

実際の放射線計測における妥当性を評価すべく、図13のように真空チャンバ内に実証装置を設置し、最大2 MVの加速電圧を持つペレトロン加速器で生成した電子ビームを検出器へ照射した（JAXA 筑波宇宙センターで実施）。

得られた波高分布において、ピーク部の統計量の回復と、低エネルギーデータ量の低減という二点の有効性を確認した（図14）。これは、先行で生じたパルスのアンダーシュートへの重畠や、小さなパルスの重畠により見かけ上の波高が歪んだ事例が、分離により補正されたものと解釈できる。現時点ではこの電子線の結果を中間成果として得ており、今後は陽子など異なる線種での試験と解析を進める計画である。

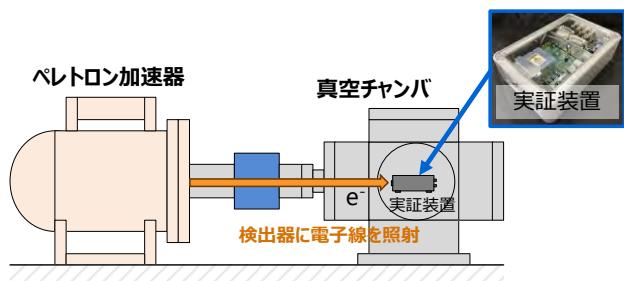


図13 ビーム試験の体系

パイルアップを検出したデータの分布

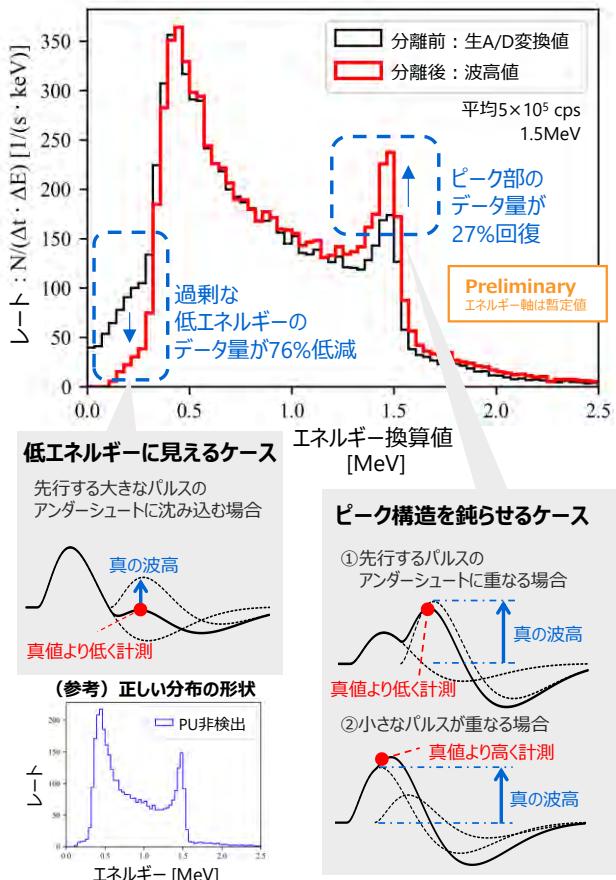


図14 電子ビーム照射により得た波高分布

7. 総括と今後の展望

本研究では、オンボード・リアルタイム処理に適したパイルアップ分離方式を提案し、定式化した事象とヤコビ反復による分離計算、Python モデルによる机上検証、実証装置の製作と模擬信号評価、および電子ビーム試験による中間成果を示した。消費電力の大きな高速 A/D サンプリングに依存せず、サンプル・ホールド型 A/D 変換と TOT を用いた高精度時刻決定、およびヤコビ反復処理の FPGA 実装技術の組合せにより、信号分離によるエネルギースペクトルの回復効果を確認した。今後は、陽子等への線種の拡張、演算処理の合理化、LLD (Lower Limit Discriminator) レベル未満の信号の影響評価等の検討を進め、宇宙機搭載を見据えた実運用要件の確立を図る。

謝辞

本研究を実施するにあたり、貴重な機会を与えてくださった宇宙航空研究開発機構（JAXA）に深く感謝申し上げる。

参考文献

- [1] 宇宙航空研究開発機構（JAXA）、宇宙環境計測情報システム（SEES）、
https://sees.tksc.jaxa.jp/fw/dfw/SEES/Japanese/Top/top_j.sh tm
- [2] 上野遙、「宇宙用放射線検出器の計測技術向上に関する研究」、日本物理学会第 77 回年次大会、一般シンポジウム講演発表資料、2022 年
- [3] H. Ueno, K. Kamiya, H. Matsumoto, M. Tomitaka, T. Takashima, "On-Orbit Pile-Up Detection and Digital Pulse Shape Measurement Results in the Radiation Telescope," IEEE Transactions on Nuclear Science, 68(8), pp.1764-1771, 2021.
- [4] 特許第 7093083 号、「放射線計測装置」、東芝エネルギー・システムズ株式会社・国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
- [5] 特許第 7391752 号、「放射線計測装置」、東芝エネルギー・システムズ株式会社

機械学習技術を用いた地球近傍の宇宙環境予測技術の開発と、宇宙機設計への適用可能性について

○鋤田大日，重信薰（みずほリサーチ&テクノロジーズ），木本雄吾（宇宙航空研究開発機構）

Development of AI-Based Space Environment Prediction and Applicability to Spacecraft Design
Dainichi Sukita, Kaoru Shigenobu (Mizuho Research and Technologies), Yugo Kimoto (JAXA)

Key Words: Space Weather, Solar flare, Artificial Intelligence, Machine Learning

Abstract

We develop AI-based 1-day-ahead prediction of proton and electron fluxes in LEO to support spacecraft design and operations, using ISS SEDA-AP/SDOM (2009–2018) and NOAA data. SDOM gaps were imputed via mean, linear, spline, Kalman, and seasonal decomposition; validation with a Dst index predictor showed seasonal decomposition performed best (RMSE 11.915 vs 12.290 with NOAA-only). With seasonally imputed SDOM, we trained linear regression, multilayer perceptron, and xgboost; xgboost achieved the best accuracy: electrons (0.93–1.85 MeV) RMSE 1.076 overall (1.139 during flares) and protons 0.413 (0.925 during flares). The forecasts can feed charging, single-event effect, and total-dose simulators for margining and hours-to-day-ahead risk assessment. Future work targets a 3D flux model including altitude dependence.

1. 背景・目的

近年、民間企業の宇宙利用、特に低軌道領域における小型衛星の利用が加速している。経済産業省によると、安価な小型衛星では失敗が許容されやすいため、民生技術を積極的に宇宙転用し高頻度でアジャイルに開発・実証を繰り返すことで、適度な信頼性と価格とのバランスを実現可能である[1]。一方で、民生部品を転用するため、衛星のシールド厚が薄く、宇宙環境の影響を受けやすい。2022年にStarlink衛星が約40機損失した事例に代表されるように、想定外の事象により衛星を損失するリスクは、衛星を製造運用する企業が増加する現代において無視できない状況である。

一方、2012年頃から第三次AIブームが巻き起こり、現在では様々な社会課題にAIが適用され始めている。みずほリサーチ&テクノロジーズ株式会社では、AIを活用し社会課題の解決を目指す部署が存在し、そのテーマの一つとして宇宙環境の擾乱による宇宙機への被害を最小化する技術提供を通じ、宇宙開発の発展に寄与すべく研究開発を進めている。

みずほリサーチ&テクノロジーズ株式会社が前述の目的を達成するために、宇宙機、特に低軌道衛星への被害に大きく影響する陽子・電子フラックスに

着目し、それらの予測アルゴリズムの研究開発を行っている。その実現のため、JAXAが保有するSEDA-APデータを活用し、低軌道領域の陽子・電子フラックスの予測モデルを開発した。本発表ではAIを学習させるためにSEDA-APデータを行った前処理手法、比較検討した予測モデル、それらの予測結果、加えて予測結果を用いた宇宙機設計への適用可能性について述べる。

2. 利用する学習データと前処理

AIモデルを訓練させるために、NOAAの公開するGOES衛星の太陽風計測データ[2]と、国際宇宙ステーションに取り付けられ2009年8月24日から2018年12月21日まで運用された宇宙環境計測ミッション装置(SEDA-AP)に搭載された高エネルギー軽粒子モニタ(SDOM)[3]の公開データ[4]を用いた。それぞれのデータセットから利用したデータ項目を表1に示す。

表1 学習に利用した計測データ

NOAA	磁場情報 (x, y, z 成分)
	緯度、経度
	陽子密度
	バルクスピード

	イオン温度
SDOM	陽子フラックス (0.78MeV~193.55MeV まで計 15 チャンネル)
	電子フラックス (0.28MeV~21.45MeV まで計 7 チャンネル)
	アルファ粒子フラックス

SDOM は 10 秒間隔で計測値を記録するが、運用上の関係で、記録に欠損が発生していたため、欠損値の補完を実施した（図 1 欠損値の発生頻度）。これは、一般的に AI モデルを学習する際、学習データに欠損値が存在する場合、補完することで予測精度が向上することから実施したものである。

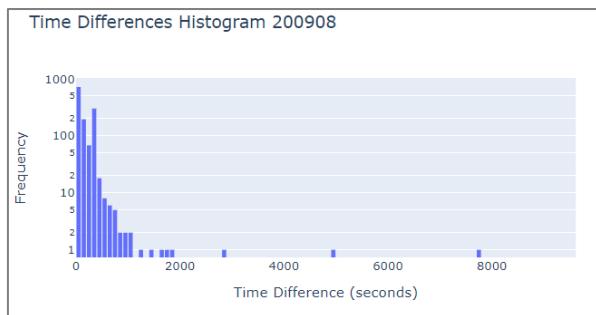


図 1 欠損値の発生頻度

補完の手段として表 2 に記載の手法をそれぞれ検討した。

表 2 補完方法

補完手法	概要
平均値補完	欠損値発生前後の計測値を平均した値で補完する。
線形補完	欠損値発生前後の計測値を線形関数で補完する。
スプライン補完	欠損値発生前後の計測値を高次元関数で結び、補完する。
カルマンフィルター	あるタイムステップのデータを基に次の値を推測し、補完する。
季節性分析による補完	周期成分とトレンド成分に分解し、それに従い欠損値を補完する。

補完による効果を検証するため、弊社が過去開発した Dst 指数を予測する AI モデル[5]を用いる。具体的には当該モデルの学習データとして、NOAA の計測データに加え、SDOM データを追加する。その際、表 2 の各補完手法を適用したうえで、それぞれ学習

させることで、予測精度を比較した。予測精度は平方平均二乗誤差(Root Mean Squared Error)を利用した。その結果を以下表 3 に示す。

表 3 補完手法の違いによる予測精度

補完手法	RMSE
平均値補完	11.925
線形補完	11.947
スプライン補完	12.103
カルマンフィルター	11.917
季節性分析による補完	11.915

上記の通り、季節性分析による補完を実施した学習データを用いた際の予測精度が最も高い結果となった。季節性分析はデータの周期性トレンドを利用した補完を行うことから、SEDA-AP のように地球を周回しながら観測するデータに対し線形補完などよりも真の値に近い補完値を推定できたことが要因と考える（図 2 季節性分析による補完結果の一部）。以上から、陽子・電子フラックスの予測モデルを訓練するための学習データには、季節性補完手法を適用した SDOM データを用いることにした。また、NOAA データに加え、SDOM データを追加して AI モデルを訓練することで、Dst 指数の予測精度が向上した（NOAA データのみを用いた場合の RMSE は 12.290）。つまり、SDOM データが予測モデルの精度向上に資することも示された。

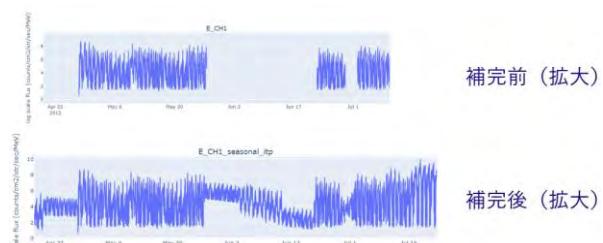


図 2 季節性分析による補完結果の一部

3. AI モデル

陽子・電子フラックスの予測モデルを試作するために、重回帰・多層パーセプトロン・決定木の 3 種類をそれぞれ訓練し、精度を比較した。多層パーセプトロンは中間層が 3 層のネットワーク構造であり、決定木には回帰問題の予測精度が高い xgboost[6]を利用した。

予測対象は、1日後の電子フラックス (0.93-1.85 MeV) とした。学習データには SDOM データのみを用いて、2009年8月3日～2015年7月13日までのデータでモデルを訓練し、2015年7月14日以降のデータで精度を評価した。またフラックスの予測精度をより正確に比較するために、評価期間全体のデータを用いた際の予測精度と、フレア発生時における予測精度の2種類を比較した。なお、データリークを防ぐ観点で電子フラックスの他チャンネルにおける計測データは学習に用いない方針とした。

評価指標には平方平均二乗誤差(Root Mean Squared Error)を利用した。

4. 予測結果

電子フラックス、陽子フラックスのいずれにおいても xgboost による予測精度が高い結果となった。また、重回帰モデル、多層パーセプトロン、xgboost の全モデルにおいて、季節性補完を実施した SDOM データを用いたモデルが、補完未実施の学習データを用いるよりも高い予測精度を示した。

表 4 電子フラックスに対する AI 予測精度

モデル	RMSE	
	全体	フレア発生時
重回帰	1.104	1.276
多層パーセプトロン	1.115	1.515
決定木(xgboost)	1.076	1.139

表 5 陽子フラックスに対する AI 予測精度

モデル	全体	フレア発生時
重回帰	0.461	0.988
多層パーセプトロン	0.428	1.026
決定木	0.413	0.925

5. 宇宙機への適用可能性について

宇宙環境の人工衛星への影響として衛星帶電、シングルイベント、トータルドーズの3種類が大きく挙げられる。宇宙機設計段階において、これらの影響をより正確に評価するために、本取り組みで開発したアルゴリズムの予測値をシミュレータに入力し利用する方法が挙げられる。シングルイベント、衛星帶電、トータルドーズそれぞれの評価で利用されるシミュレータのすべてにおいて、陽子や電子のフラックス情報が必要であった。一方で、設計時は 1972 年 8 月、1989 年 10 月などの大規模イベントを利用す

るなど、worst 時の評価を行うことが多いが、運用時においては、その時々で発生したイベントの情報に基づき数時間後のリスクを AI が予測したフラックスをシミュレータに入力することで、計算する手法が考えられる。

実際の衛星設計においては、球面情報だけでなく高度情報も必要であるため、2 次元ではなく 3 次元のモデルが有用であると考えられる。そのため、3 次元フラックスモデルの開発を進めていきたい。

6. まとめ

本取り組みでは、低軌道衛星の被害に大きく影響する陽子・電子フラックスの 1 日後の値を予測するモデルを、NOAA データと SEDA-AP (SDOM) データを用いて訓練し開発した。評価期間において、xgboost モデルによる精度が最も高い結果となり、予測値をシミュレータに入力することで衛星運用時におけるリスク評価等に活用できる可能性がある。今後は、陽子・電子フラックスの予測範囲を地球近傍の全球面に拡張したモデルの開発を進め、衛星設計時の入力値として活用できるよう、研究開発を進めてまいりたい。

参考文献

- 1) [国内外の宇宙産業の動向を踏まえた経済産業省の取組と今後について](#)
- 2) [ACE Real-Time Solar Wind | NOAA / NWS Space Weather Prediction Center](#)
- 3) [宇宙環境計測ミッション装置 \(SEDA-AP\) | JAXA | 研究開発部門](#)
- 4) [DARTS at ISAS/JAXA](#)
- 5) [日本地球惑星科学連合 2023 年大会/時系列深層学習を用いた Dst 指数の長期予測に関する研究](#)
- 6) [\[1603.02754\] XGBoost: A Scalable Tree Boosting System](#)

放射線帯内帯を通過する中軌道衛星の帶電と二次電子放出係数の経年変化

中村 雅夫, 松井 大智 (大阪公立大学)

1. 研究背景・目的

宇宙機の表面帶電は、背景プラズマと宇宙機との相互作用によって生じる。また、表面帶電に伴う静電放電は、太陽電池の故障や劣化、電気回路の損傷や電磁ノイズによる衛星の故障を引き起こす可能性がある。

本研究では、Van Allen Probes の観測データを用いた内部磁気圏における表面帶電の統計的研究[1]で見られた、衛星表面電位の観測期間依存性の原因を探ることを目的としている。

2. 解析データ

2.1. Van Allen Probes

Van Allen Probes は 2012 年 8 月 30 日に、NASA によって打ち上げられた 2 機編隊の無人探査機である。Probe A は、2019 年 10 月 18 日に Probe B は、2019 年 7 月 19 日に運用が完了している。表 1 に、衛星の軌道要素、図 1 に衛星の外観を示す。衛星は、放射線帯 (Van Allen 帯) における宇宙プラズマ環境の観測を主目的とし、中高度軌道での観測を行った。Van Allen Probes は衛星表面が全て導通されており、衛星表面の部材間に電位差が生じないようになっている。

表 1. Van Allen Probes の軌道要素。

Launch date	30 Aug. 2012
End of Operations Date	Probe A : 18 Oct. 2019 Probe B : 19 Jul. 2019
Orbit	Medium Earth Orbit(MEO)
Inclination	~10 degree
Apogee	~30000 km
Perigee	~600 km
Period	~9 hours



図 1. Van Allen Probes の外観[2].

2.2. Electric Fields and Waves (EFW)

Van Allen Probes 搭載の EFW は、電界、波動を測定するプローブセンサーである。EFW は、日照において、±200 V の範囲での衛星電位を観測可能であるが、光電子を考慮したプローブ法で観測を行っているため、日陰においては、正確な計測ができない。

2.3. Helium Oxygen Proton Electron (HOPE)

Van Allen Probes 搭載の HOPE は、約 1 eV ~ 50 keV のエネルギー帯を 72 個のチャンネルに分割し、各チャンネルで、ヘリウム、酸素、イオン、電子のフラックスを観測している。イオンフラックスのカットオフから衛星の負電位を推定することができる。

3. 衛星表面帶電原理

宇宙プラズマ (電子、イオン) の衝突により、衛星表面には、種々の電流が流出入する。その結果、蓄積された電荷によって衛星表面が帶電することとなる。図 2 は、衛星への電流収支の模式図を示し、以下の

(1)式は、衛星に流出入する正味電流を表している。

$$I = \{I_i(\emptyset) + I_{se}(\emptyset) + I_{si}(\emptyset) + I_{be}(\emptyset) + I_{ph}(\emptyset) \pm I_a(\emptyset)\} - I_e(\emptyset) \quad (1)$$

I : 衛星表面に流入する正味電流

I_e : 外部電子電流

I_i : 外部イオン電流

I_{se} : 電子衝撃二次電子電流

I_{si} : イオン衝撃二次電子電流

I_{be} : 後方錯乱電子電流

I_{ph} : 光電子電流

I_a : 能動的放射電流

$$Q = C\emptyset \quad (2)$$

$$\frac{d\emptyset}{dt} = \frac{1}{C} \frac{dQ}{dt} = \frac{1}{C} I \quad (3)$$

また、正味電流 I [A] に対して、蓄積した電荷量 Q [C]、衛星表面電位 \emptyset [V]、衛星表面と宇宙空間の間の静電容量 C [F] の関係式(2),(3)式によって衛星電位が変化し、衛星表面に流入する正味電流がゼロとなるときの衛星電位が、定常状態での衛星電位となる。

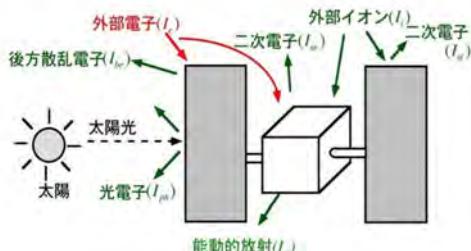


図 2. 衛星へ流出入する電流の模式図[3].

外部電子、外部イオン電流の推定

HOPE の微分フラックスデータから、積分フラックスを計算し[5]、電流量に変換することで外部電子およびイオン電流の推定値を算出した。この際、衛星を球とみなす簡易モデルを採用し、全方位からプラズマが流入すると仮定して、電流量 I [A] を推定した。

二次電子電流の推定

電子のエネルギー フラックスデータに対して、二次電子放出係数 $\delta(E)$ を掛け合わせたものを積分し、二次電子電流量へと変換した。

4. 解析結果

衛星運用期間を以下のように約 2 年ごとに前期(A)、中期(B)、後期(C)の 3 つの期間に分割して行った。

A : 2011/11/01～2014/11/30

B : 2014/12/01～2016/12/31

C : 2017/01/01～2019/07/16

(Probe A ～2019/02/23)

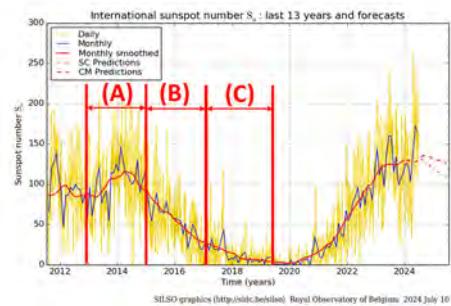


図 3. 太陽黒点数の変動[4].

図 3 に示した太陽黒点数の変動より、各期間は、A : 太陽活動極大期、B : 太陽活動減衰期、C : 太陽活動極小期に相当する。

Van Allen Probes の遠地点は、約 1 年半で太陽方向を基準とした地球中心座標系において 1 時計回りするため、約 2 年の解析期間を取ると、内部磁気圏の磁気赤道面付近のほぼすべての領域をカバーする。

4.1. 衛星表面帯電発生領域と期間

地球近傍のプラズマ圏における高密度低温電子による帯電イベントを除外して解析するため、-10 V 以下の帯電イベントに注目した。解析の結果、期間 B,C では、帯電

イベントがほとんど存在せず、ほぼすべての帶電イベントは期間 A にしか存在しなかった。

しかし、期間 A の解析から衛星帶電を引き起こし得る電子プラズマフラックスの条件を満たすデータは、太陽活動減衰期の期間 B で約 1.2 倍、太陽活動極小期の期間 C でも約 0.4 倍あることが確認された。このことから、宇宙環境の変化ではなく衛星表面材料の経年劣化に原因があると考えられる。Van Allen Probes 衛星の表面帶電に影響する素材パラメータには、光電子放出係数と 2 次電子放出係数がある。日照では、両者の影響を分離できないため、日陰で 2 次電子放出係数に着目して解析をおこなった。

4.2. 日陰における帶電特性の変化

期間 A と期間 C の日陰で、電子フラックスなどプラズマ環境条件が似通ったイベントを探査し、衛星電位の比較を試みた。その結果、図 4 に示したように、プラズマ環境がほぼ同じなのに、前期の期間 A では -90 V 帯電しているが、後期の期間 C では帶電していないイベントが存在した。この結果は、2 次電子放出係数が経年変化により大きくなつたことを支持している。

さらに、期間 A と期間 C の日陰で、外部電子、外部イオン電流、2 次電子を放出する電子フラックスの積分値を組み合わせ、負帶電を引き起こす閾値となる実効的 2 次電子放出係数を統計的に求めたところ、期間 A に比べて期間 C で大きくなつていていることが明らかになった。ただし、すべての材料の影響をまとめて実効的 2 次電子放出係数としたため、どの材料の経年変化が影響していかは明らかにできていない。

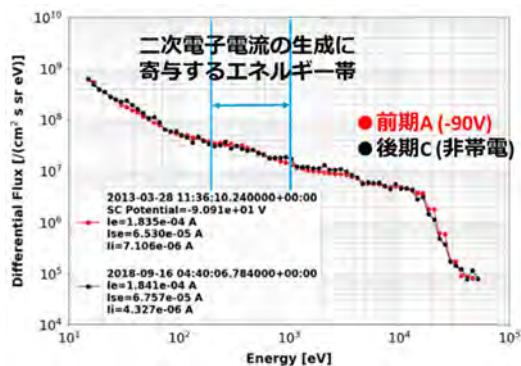


図 4. 日陰における、期間 A (赤丸) と期間 C (黒丸) における電子フラックスが似通ったイベント解析結果。期間 A のイベントでは衛星電位が -90 V 、期間 C のイベントでは負帶電は観測されていない [5] 。

5. まとめ

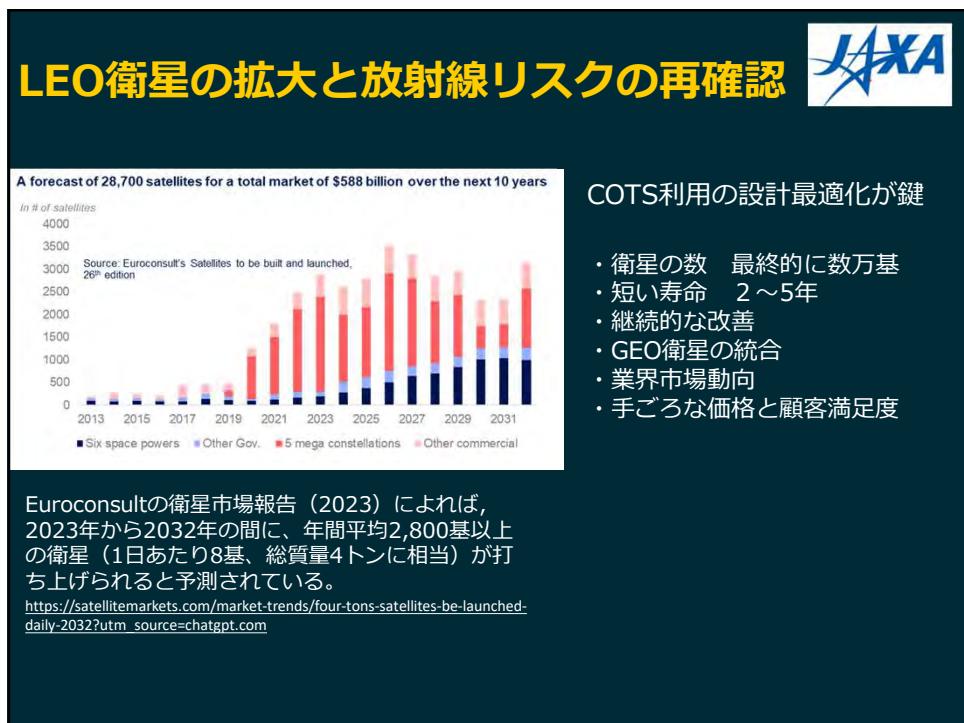
本研究では、Van Allen Probes の内部磁気圏における衛星表面帶電特性の経年依存性を明らかにするために、2 次電子放出係数に注目して日陰のデータを解析することで、同係数の値が経年変化し大きくなっていることを明らかにした。

静止軌道衛星の帶電では、調べた範囲では経年変化の報告事例は見当たらなかった。このことから、Van Allen Probes の軌道が放射線帯内帯を頻繁に横切っていることにより、内帯の高エネルギーイオンによる素材放射線劣化が促進されたと推測される。

6. 参考文献

- [1] 松井大智, 中村雅夫, “衛星表面帶電を引き起こす内部磁気圏プラズマ環境”, 第 18 回宇宙環境シンポジウムの講演論文集, 2024
- [2] NASA, “Van Allen Probes: Images”, <https://vanallenprobes.jhuapl.edu/Multimedia/Images.php>, Accessed 23 Oct. 2024.

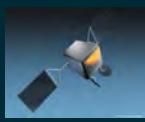
- [3] 宇宙航空研究開発機構, 「帶電・放電設計標準」, p45, 2012.
- [4] SILSO, "Daily and monthly sunspot number", Royal Observatory of Belgium, <http://sidc.be/silso>, Accessed 10 Jul. 2024.
- [5] 松井 大智, "内部磁気圏における衛星表面帶電の研究", 大阪公立大学 2024 年度修士論文.



主なブロードバンドコンステレーション



名称	主なサービス	衛星	軌道高度と傾斜角	衛星間リンク	状況
Starlink(SpaceX)	個人および企業向け ブロードバンドイン ターネット	承認済み約12,000 基 (提案42,000 基) 軌道上約7000 基	高度540～570km, LEO：多重軌道 (傾斜 角：53度, 43度, 70度, 97.6度)	あり (光レーザー リンク)	運用中 (2020年か らグローバルペーテ 版, 拡大中)
OneWeb (ユーテ ルサット OneWeb)	エンタープライズ/ バックホールブロ ードバンドインター ネット	648基の衛星 (第 一世代) : 打ち上げら れた衛星は約618基	約1,200km LEO : 近極軌道 (約86°-87 度)	なし	運用中 (2023年に グローバルカバレッ ジを達成)
Amazon Kuiper (アマゾン カイパー)	個人および企業向け ブロードバンドイン ターネット	3,236基の衛星 (FCC承認)	高度590, 610, 630km LEO, 軌道傾 斜角33度, 42度, 51.9度	計画中 (プロトタイ プで100Gbpsでテス トされた光ISL)	配備中 (プロトタイ プ打ち上げ2023年、 最初の運用打ち上げ 2025年)
テレサイト・ライト スピード	企業/政府向けブロ ードバンド (キャリア グレード)	198基の衛星 (298 基から修正)	約1,000kmのLEO : 極軌道と傾斜軌道 (地球全体)	あり (光ISL, 高度 なネットワークルー ティング)	開発中 (2023年に 基金調達確保、 2026年から発売)



宇宙天気による主な影響事例 —Starlink/OneWeb/Kuiper—



• 2022年2月、starlink衛星49基打ち上げ->38基が失われた

1月末に発生したCMEが2月初旬に地球に到達。G1級磁気嵐（'Termination Event'）を引き起こし、上層大気の膨張により高度約130kmで衛星が予期以上の空気抵抗を受け、軌道維持ができずに再突入。過去の打ち上げに対して約50%増加した。損害1億ドル。

• 2024年5月 G5磁気嵐

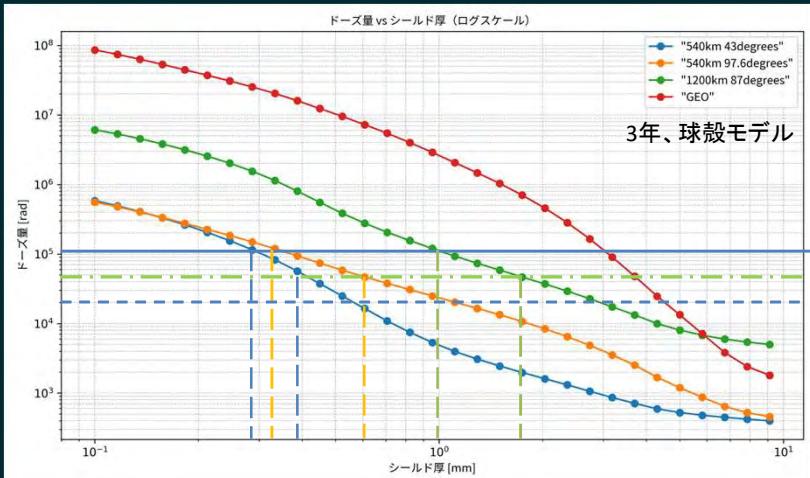
北米～グリーンランドでオーロラを伴うレベル5の磁気嵐発生。Starlinkサービスにも通信品質の低下や一部端末の運用に影響を与えた（回線制御系やソフト面での不具合：SEUの加可能性あり）。イーロン・マスクCEO、依然として持ちこたえているとXに投稿。

12基の軌道低下とその後再突入した。arXiv:2410.16254

• OneWeb/Amazon Kuiper

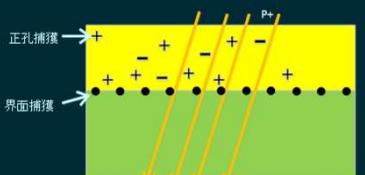
宇宙天気が原因とされる被害の公的報告は現時点ではない。OneWebなどは高い高度での運用のため、大気抵抗の影響は、starlinkほどは大きくなく、Kuiperもまだ実運用前で実際の障害事例は報告されていない。

低軌道衛星のドーザ量



“LEO=安全？”, 設計寿命延長など

放射線が電子部品に与える影響



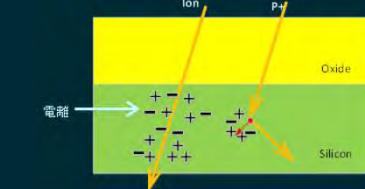
トータルドーザ効果 (TID)

- ・陽子、電子の入射により発生
- ・電磁放射線でも発生
- ・放射線の入射により発生した電子正孔対が悪影響を及ぼす。⇒出力劣化、寿命短縮



変位損傷効果 (DDD)

- ・主に陽子、高エネルギー電子及び中性子の入射により発生
- ・結晶構造自体を壊すため、特性に影響を及ぼす場合がある。⇒漏れ電流の増加、ゲイン低下、動作不良



シングルイベント効果 (SEE)

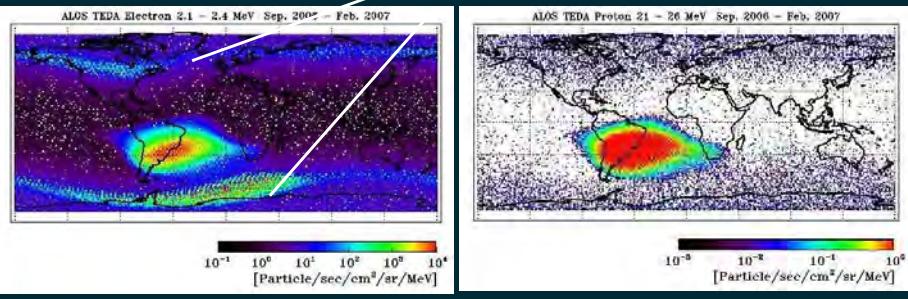
- ・重イオン、陽子の入射により発生、メカニズムは異なる。
- ・陽子は2次イオンの発生が影響
- ・中性子の入射でも発生⇒ビット反転・誤りデータ生成
Latch-up ⇒過電流、永久故障

短期・長期で変動するLEOの放射線環境

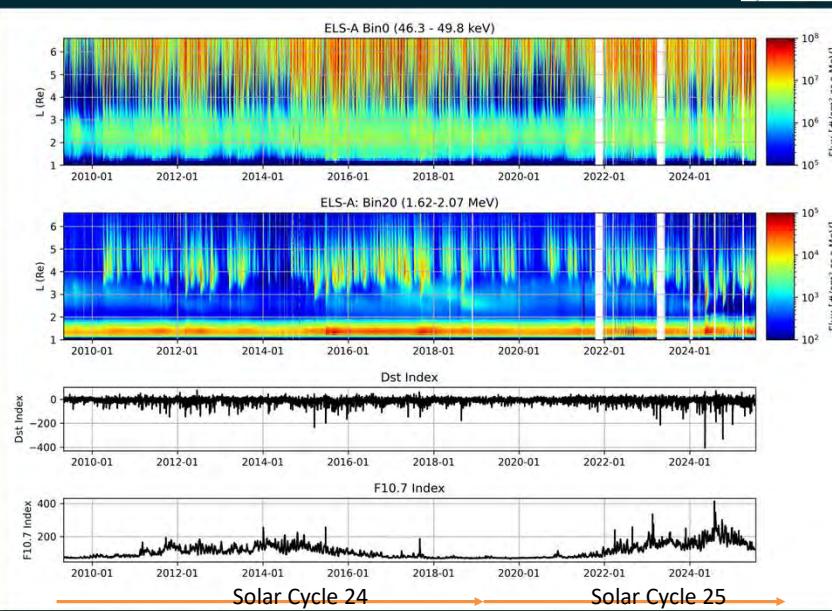


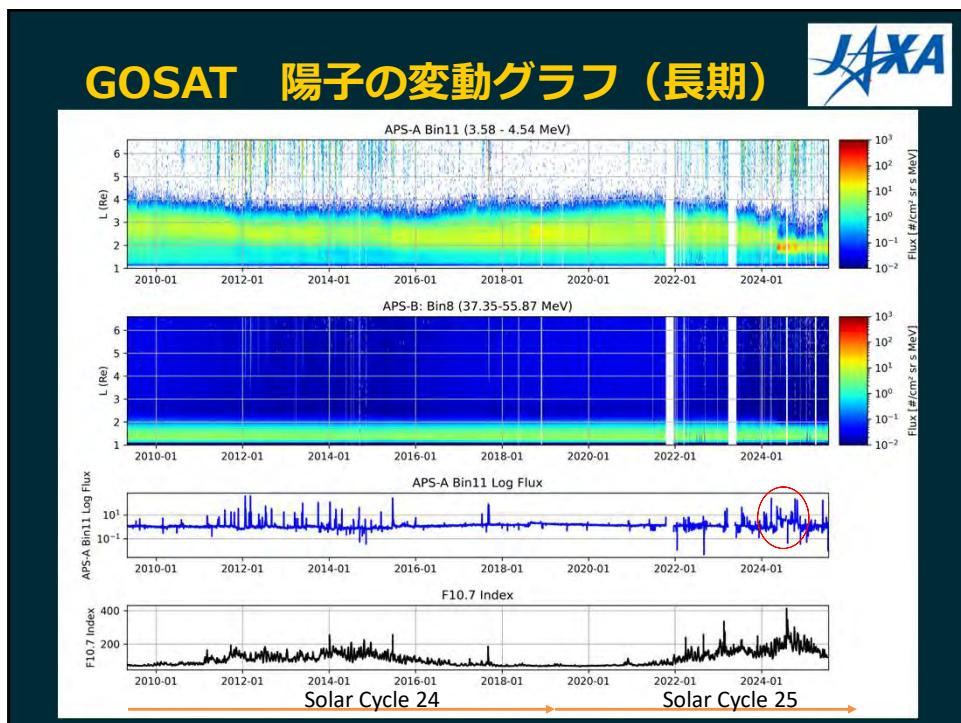
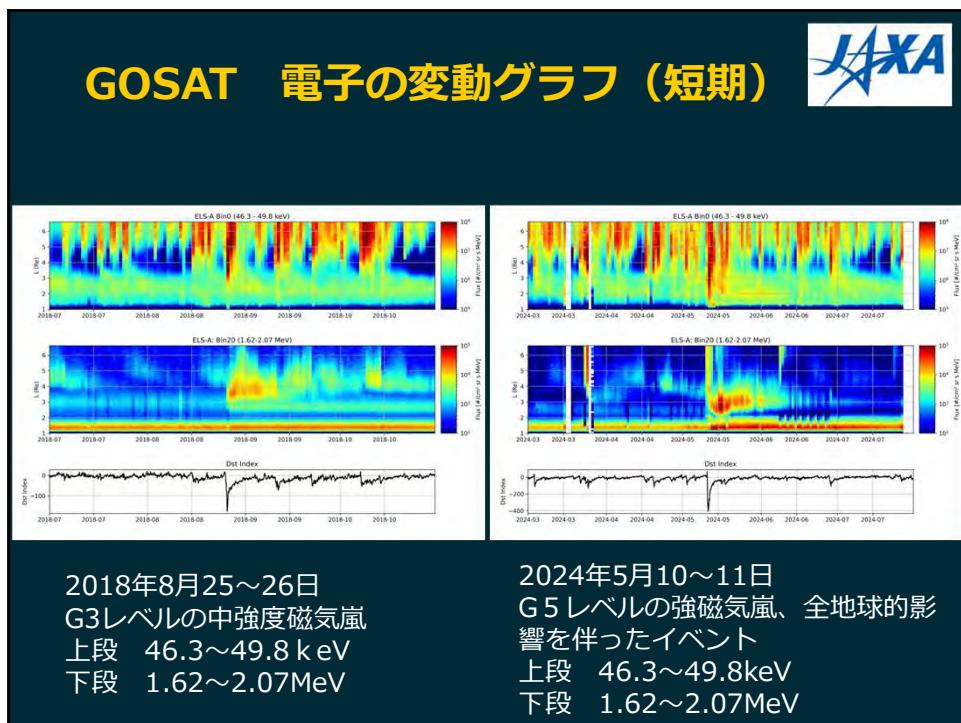
分類	原因	変動スケール	主な影響
太陽宇宙線	太陽フレア/CME	短期(分～数日)	SEU、機器の誤動作、SAP劣化
磁気嵐	CME/太陽風	短期(時間～数日)	表面帯電、放電、抗力、通信障害
放射線帯	構造(SAA,電子角)	短期(10分～時)	SEU,表面帯電、放電
GCR	太陽活動サイクル	長期(11年周期)	SEU
大気密度	太陽活動サイクル	長期(11年周期)	捕捉陽子、抗力

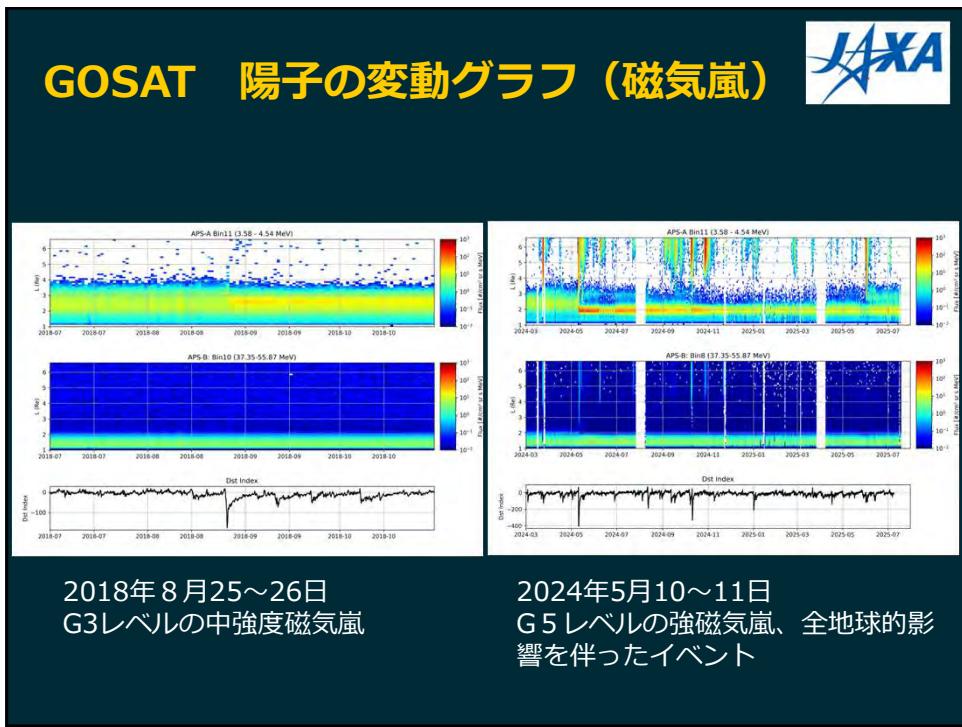
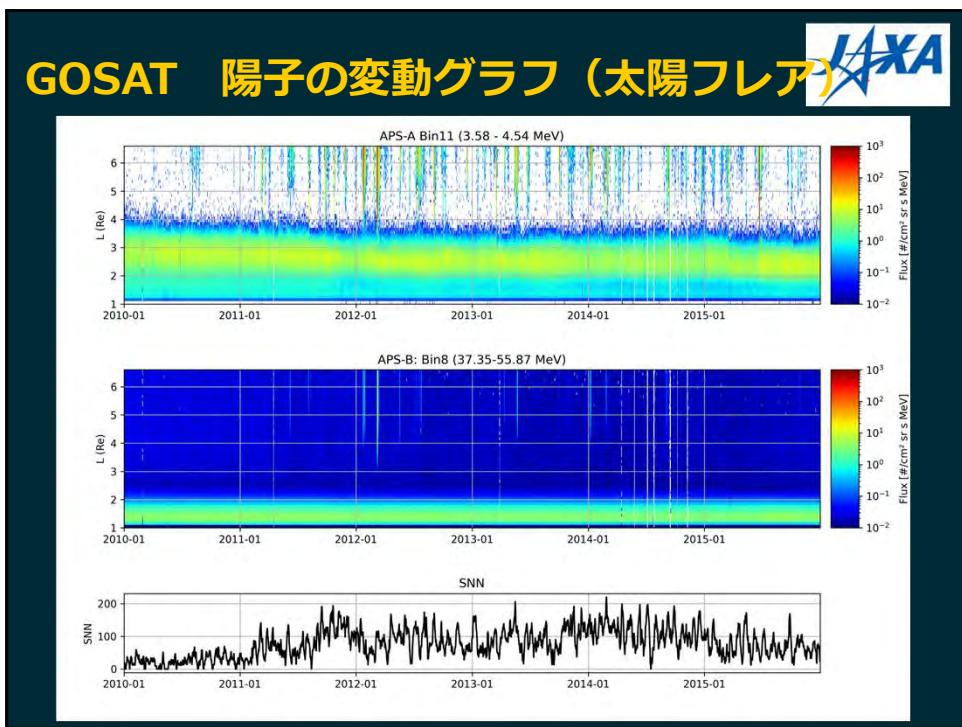
電子“角”



GOSAT 電子の変動グラフ (長期)







COTS利用とリスクのバランス



要素	メリット	デメリット
コスト	商用量産⇒低価格	放射線耐性が不明
入手性	すぐに調達可能	突然の製造中止
性能	最新技術が使える	信頼性にばらつきあり



- ・COTSの限界
- ・TID/SEE試験実施が信頼性確保に不可欠

宇宙におけるCOTS利用 —ソフト冗長構成とエラー緩和戦略—



ソフト冗長構成（例）

- ・SWIFT-R / DWC: 命令・プロセス複製で誤り検出
- ・Watchdog Timer: 異常時に自動リセット
- ・制御フロー検査: 異常経路を排除

アプリケーション層 → SWIFT-R, DWC

ソフト制御層・OS → 再実行, Watchdog

ハード抽象層 → ECC, Scrubbing

ハード構造層 → TMR, DICE, Lockstep

エラー緩和戦略

- ・空間冗長: TMR, Lockstep
- ・情報冗長: ECC, CRC
- ・時間冗長: Scrubbing, 再実行
- ・構造対策: DICE, SOI

COTSでも、ソフト冗長+エラー緩和戦略を適切に組み合わせることで
宇宙利用における信頼性を大きく高めることができる。

まとめ



- ・ 近年、商用LEO衛星や小型衛星の活用が急増し、使用部品として放射線環境の影響を受けやすいCOTS部品が一般的となっている。
- ・ LEOではSAA及び外帯の角、短期的な太陽フレア・磁気嵐などによる放射線変動が無視できない。
- ・ 実測データから、磁気嵐などにより急激なFlux上昇が確認されており、衛星運用時において考慮する必要がある。
- ・ StarlinkなどはCOTS部品の特徴を効果的に取り込んでいるが、コストと信頼性のトレードオフをどうバランスするかが重要である。
- ・ ハード冗長よりも、ソフト冗長（再起動設計、ECC、監視機能）などの戦略的実装が今後の鍵となる。
- ・ 今後、最新の観測結果を設計条件に反映すると共に、運用においては、リアルタイムの宇宙天気モニタリングや、LEO環境モデルの精緻化が重要になると考える。

「LEOでも、放射線は“見える化”と“備え”が不可欠

電子線照射された誘電体材料の表面電位に 対する試料温度変動の影響

渡邊力夫 (東京都市大学)

1 研究背景

宇宙空間において宇宙機はプラズマ環境や放射線環境に曝され、帶電現象を引き起こす。本研究室ではこれまで体積抵抗率についての研究が行われ、材料の温度を変化させて体積抵抗率を調べる研究が行われてきた。その研究において温度が低温になると体積抵抗率が上がることがわかっている。地球周回軌道で運用される宇宙機は-150 °Cから-120 °Cの温度変動にさらされる。帶電した宇宙機が地球によってできた日陰から日照に出る夜中から夜明けまでに温度が上昇し、蓄積電荷が拡散する。その際に物質による温度緩和特性の違いから宇宙機表面で電位差が生じてしまい放電が起きやすくなってしまう。そこで、本研究では電子線照射を受けて帶電した状態で温度変化が生じた場合の表面電位緩和特性を明らかにすることを目的とする。

2 既往研究

昨年度からは試料を低温下で帶電させ、様々な温度上昇率で試料表面の温度を上昇させたときの表面電位履歴を取得することにより体積抵抗率を算出し、誘電体材料の温度上昇率と体積抵抗率の関係を導くことを目標として研究が行われてきた。試料はKapton 200Hを用いた。しかし、昨年度は一定の温度で昇温を行うランプ制御が機能しなかったことや温度を読み取るセンサーの取り付け位置が誤っていたことから温度上昇率と体積抵抗率の関係性を導くには至っていない。

3 研究目的

本研究の目的は電荷蓄積法を用いて誘電体の体積抵抗率を測定し、試料温度上昇率と体積抵抗率の関係性を明らかにすることである。

4 研究手法

本研究は電荷蓄積法のシステムを使用して誘電体表面

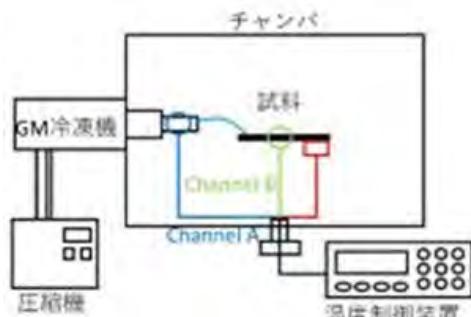


Fig. 1 Experimental equipment [1]

電位計測を行う。本研究では、冷凍機により試料を極低温まで冷却し、電子銃を一定時間照射したのちに試料台に接続したヒーターにより温度を上昇させる。Fig. 1に実験装置の概要図を示す。温度は温度コントローラ (Cryocon, Model 22C) を使い、マニュアル制御によって温度上昇率の制御を行う。さらに、微小電流計 (KEITHLEY, 428) にて試料を通過した漏れ電流を計測する。体積抵抗率の算出方法は試料表面の電位を表面電位計で計測する。

5 体積抵抗率モデル

本実験では体積抵抗率を測定する手法として、電荷蓄積法を用いる。式(1)に表面電位の指數減衰モデルを示す。

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

ここで

$V(t)$: 表面電位 [eV]

V_0 : 初期電位 [eV]

t : 時間 [s]

τ_d : 減衰時定数 [s]

実験で得られた表面電位履歴より減衰定数 τ を求める式(2)に代入することで体積抵抗率を算出する。

$$\rho = \tau_d / \varepsilon \quad (2)$$

ここで

ρ : 体積抵抗率 [$\Omega \cdot m$]

ε : 誘電率 [F/m]

6 実験結果

6.1 電子線照射実験

Table 1に実験条件を示す。ヒーター出力を30%および50%と変化させることにより昇温率を変更させた。

Table 1 Experimental conditions

ヒーター出力	30%	50%
計測時間, h	212	190
真空度, Pa	1×10^{-7}	2.5×10^{-6}
試料	Kapton200H	
照射エネルギー, eV	20	
照射時間, s	60	
温度	60K→300K	

Fig. 2, 3, 4に電子線照射終了後の表面電位履歴を示す。なお、縦軸は負電位の大きさを示している。Fig. 2の横軸は時間であり、長時間の表面電位変動を表している。電子照射終了直後に試料表面電位は最大となり、その後表面電位が急激に減衰していることが見て取れる。どちら

の実験においても、急激な減衰が1日継続し、その後時間の経過とともに緩やかな減衰へと変化していること

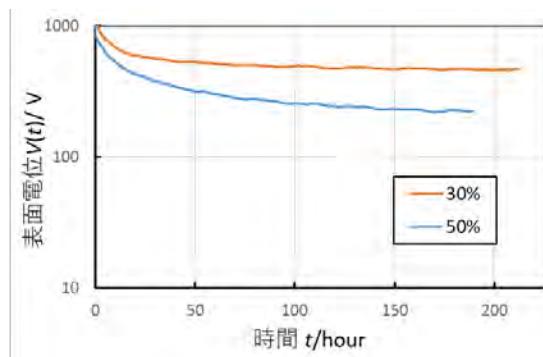


Fig. 2 Time histories of surface potential

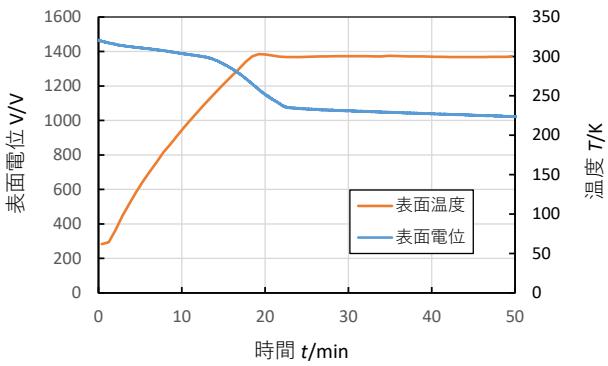


Fig. 3 Surface potential and temperature history (Manual 30%)

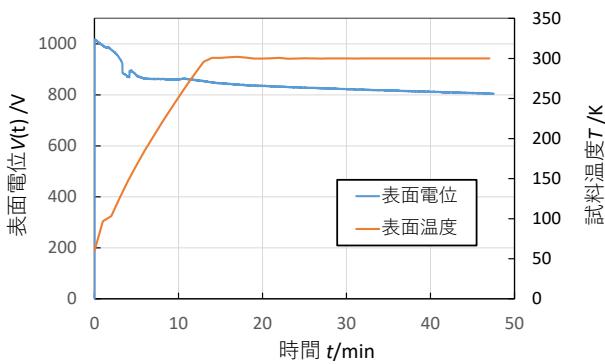


Fig. 4 Surface potential and temperature history (Manual 50%)

がわかる。ヒーター出力50%の方がより早く電位が減衰していることもわかる。

Fig. 3,4 は横軸が分であり、短時間領域の表面電位減衰履歴を示している。Fig. 3 より出力30%では約5分で表面電位が約200V減衰する電位履歴が見られた。

6.2 体積抵抗率の算出

Table 2に、昇温中ならびに長時間領域における減衰時定数と体積抵抗率を示す。Table 2より昇温中においてヒー

Table 2 Volume resistivity

	30%		50%	
	昇温中	長時間領域	昇温中	長時間領域
減衰時定数, s	1.25×10^4	1.00×10^7	5.00×10^3	3.33×10^7
体積抵抗率, Ωm	4.15×10^{14}	3.31×10^{17}	1.66×10^{14}	1.11×10^{17}

ター出力50%の方が30%と比べて約2.5倍体積抵抗率が低い(導電率が高い)ことがわかる。また長時間領域においても出力50%の方が、約3.0倍体積抵抗率が低い(導電率が高い)結果が得られた。

7 考察

Table 2よりヒーター出力30%に比べて50%における体積抵抗率が小さくなった要因として、試料表面の電子の励起の速度が違うからであると考えられる。誘電体は価電子帯と伝導帯に大きなエネルギーギャップがあり、低温下では電子が励起するためのエネルギーが不足しているため電荷の移動度が小さくなる。温度が上昇すると、熱エネルギーによって価電子帯に束縛されていた電子がバンドギャップを超えて伝導帯へ励起されるようになる。伝導帯に励起された電子は自由に移動できるものであり、それによって導電性がもたらされ、体積抵抗率が小さくなる。また、電子が価電子帯を離れると、その場所には正孔が発生する。正孔は電荷担体として機能し、価電子帯内を移動することで電流に寄与する。さらに、試料表面に帶電した電子は熱エネルギーが与えられると価電子帯へ入り同じような手順で導電帯へ励起される。

温度勾配が大きいほど試料内部や表面の電子に単位時間あたりに与えられる熱エネルギーが大きい。つまり、単位時間あたりに励起する電子の数が多くなる。よって時間経過に伴い、試料表面の電位の絶対値が低下し、温度勾配が大きい50%において体積抵抗率が低くなった(導電率が高くなった)と考えられる。

8 参考文献

- [1] 三沢 伊織, 東京都市大学卒業論文, 2023.
- [2] 濵谷 優樹, 東京都市大学卒業論文, 2015.
- [3] 五家 建夫, “宇宙環境リスク事典”, 丸善株式会社サービスセンター, 2006.
- [4] 大木 義路, “誘電体物性”, 培風館, 2002.

陽子線照射による宇宙機絶縁材料の体積抵抗率変化

榎 海星^{a)}, 齊藤 慎司*, 長妻 努*,
三宅 弘晃**, 田中 康寛**

Effect of Proton Irradiation on the Volume Resistivity of Spacecraft Insulating Materials

Kaisei Enoki^{a)}, Shinji Saito*, Tsutomu Nagatsuma*,
Hiroaki Miyake**, Yasuhiro Tanaka**

To accurately calculate the charge accumulation on spacecraft, it is essential to investigate the volume resistivity of insulating materials. In this study, we measured the external circuit current density of a multi-layer insulator commonly used in spacecraft to evaluate changes in volume resistivity under proton irradiation. The results indicated that the volume resistivity changed by several orders of magnitude depending on the proton irradiation dose rate.

キーワード：体積抵抗率、宇宙機帶電、絶縁材料、放射線誘起伝導、陽子線

Keywords : Volume resistivity, Spacecraft charging, Insulating material, Radiation induced conductivity, Proton beam

1. はじめに

現代社会の情報やサービスは人工衛星等の宇宙インフラにより支えられている。また、アルテミス計画をはじめとする有人での月面や惑星探査が国際協力により推進され、人工衛星・探査機・探査ローバー等の宇宙機の利用が世界的に拡大傾向である。そのため、宇宙システムの異常は大規模インフラ障害や人命に関わる事故に直結する可能性があり、更なる信頼性の確保が求められる。宇宙機は荷電粒子が存在する環境で運用されるため、構成材料として多用されている絶縁材料は帶電する。帶電量がある閾値を超えると静電放電 (Electro static discharge: ESD) が発生する。放電によって発生する電磁パルス等は多くの精密機器を搭載した宇宙機の誤作動や故障を引き起こす可能性がある⁽¹⁾。この ESD は宇宙環境起因の衛星障害の過半数を占める⁽²⁾。また、帶電は周辺の荷電粒子を引き寄せ、光学センサや粒子・電界センサへの影響も懸念されている⁽³⁾。さらに近年、宇宙機の高性能化・小型化・低コスト化に伴い、地上機器用の民生部品の宇宙機への転用が求められているが、ESD 耐性の低下が懸念されている⁽⁴⁾。そのため、宇宙機用絶縁材料の帶電現象の把握は宇宙機の安全性・信頼性向上のため、喫緊の課題である。

宇宙機設計時の絶縁材料の帶電評価は表面電位の数値解析が主である。表面電位の算出は入射量として荷電粒子の電流密度、放出量として二次電子放出電流密度、伝導電流密度、表面リーコ電流密度等が用いられる⁽⁵⁾。放出される電流は二次電子放出係数、体積抵抗率、表面抵抗率等の材

料物性によって決定されるパラメータであり、正確な帶電量把握にはこれらの材料物性の把握が必要不可欠である。その中でも、体積抵抗率は放射線が照射されると数桁にわたり変化することが知られている。この現象は放射線誘起伝導 (Radiation induced conductivity: RIC) と呼ばれ、X 線や電子線による RIC は過去の実験データより、次の(1)式で表すことができると報告例がある⁽⁶⁾⁽⁷⁾。

$$\frac{1}{\rho_v} = k_{RIC} \left(\frac{dD}{dt} \right)^\Delta \quad \dots \dots \dots \quad (1)$$

ここで ρ_v は体積抵抗率、 dD/dt は吸収線量率、 k_{RIC} 及び Δ は実験結果から得られた材料固有のパラメータを示す。しかし、材料固有のパラメータの決定要因、実験式の汎用性、さらに陽子線など他の荷電粒子による RIC への適用可能性といった課題が依然として残されている。

以上の背景より、本研究では陽子線による宇宙機絶縁材料の体積抵抗率の変化を把握することを目的に、宇宙機外皮断熱材に使用されるポリイミド系絶縁材料に着目し、陽子線照射下において、外部回路電流密度を計測した。また、得られた電流密度より、体積抵抗率を算出した結果を以下に報告する。

2. 測定システム及び測定条件

〈2・1〉 外部回路電流密度測定システム 図 1 に外部回路電流密度測定システムの模式図を示す。計測試料を高電圧電極及び検出電極の間に配置し、測定試料の両面に設けられている蒸着電極を介して任意の電界を試料に印加可能な構造となっている。試料表面を流れる電流の検出を防

ぐため、リング状のガード電極は接地されている。検出電極には微小電流計が接続されており、外部回路電流を測定することができる。また、装置には照射孔が設けられており、試料に直接陽子線を照射しながら計測が可能となっている。体積抵抗率は、計測された電流値を電極面積及び印加電界で除することで算出した。

〈2・2〉 測定試料 測定試料として、宇宙機外皮断熱材に用いられる Kapton®-200H (Du Pont-tray 製、公称厚さ: 50 μm) を用いた。以下の説明では Kapton®と記す。上述したように直流電圧印加のため、試料の両面には円形の Al 蒸着電極を設けている。

〈2・3〉 陽子線照射条件 陽子線照射は量子科学技術研究開発機構高崎量子技術基盤研究所の 3 MV タンデム加速器を用いた。照射条件は加速エネルギーを 2 MeV、照射電流密度を 0.03 nA/cm², 0.3 nA/cm², 3 nA/cm², 30 nA/cm² の 4 種とした。また、照射時間は各 30 分とした。30 nA/cm² 照射時にそのフルエンスは 3.37×10^{14} particles/cm² となり、AP8MAX (高度 8000 km, 軌道傾斜角 0 度, 円軌道) と比較するとの約 1.7 年分に相当する照射量である⁽⁸⁾。図 2 に TRIM (Transport of ions matter)⁽⁹⁾で算出した、Kapton®に 2 MeV の陽子線を照射した際の粒子の試料内飛程を示す。同図に示すように、50 μm の試料を完全に貫通するエネルギーを選択した。また、TRIM により算出した線エネルギー付与を用いて、試料内に付与される吸収線量率を次の式(2)を用いて算出した^{(7),(10)}。

$$\frac{dD}{dt} = J_{\text{irrad}} \frac{E_{\text{deposit}}}{\rho \cdot \Delta x} \quad \dots \dots \dots \quad (2)$$

J_{irrad} は照射電流密度、 E_{deposit} は TRIM を用いて算出した陽子による単位長さあたりの線エネルギー付与、 ρ は密度、 Δx は TRIM 計算時に用いた最小長さを示す。図 3 に算出した試料内の吸収線量率分布の計算結果を示す。同図に示すように試料内に付与される吸収線量率は陽子の侵入深さによって分布を持つが、以下の議論では、その平均値を用いることとした。その平均値は 0.0059 kGy/s から 5.9 kGy/s である。

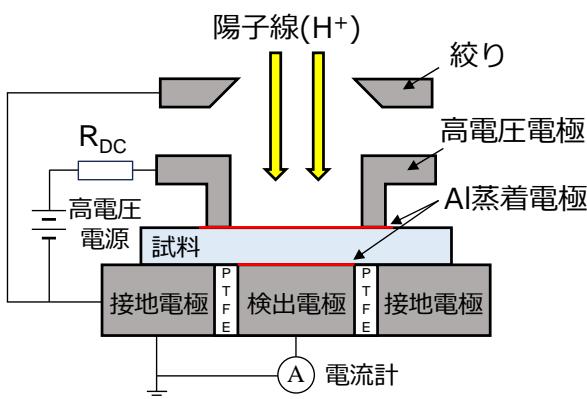


図 1 外部回路電流密度測定システム

〈2・4〉 外部回路電流密度測定条件 図 4 に本試験の測定シーケンスを示す。印加電界 20 kV/mm に相当する直流電圧を照射前 30 分、照射中 30 分、照射後 60 分間の計 120 分間印加し、5 秒間隔で電流値を測定した。また、各測定は真空中 10^{-4} から 10^{-5} Pa の真空環境下で行った。なお、陽子線そのものの照射によって流れる電流は、照射中に計測された電流値から除して、体積抵抗率を算出した。

3. 測定結果及び考察

図 5 に各吸収線量率における体積抵抗率の経時変化を示す。同図より、照射前は $10^{14} \Omega/\text{m}$ から $10^{15} \Omega/\text{m}$ 程度であり、Kapton®の公称値と一致した⁽¹¹⁾。すべての条件にて陽子線照射直後に急激な体積抵抗率の低下が確認され、その後、時間経過とともに増加していく傾向が確認された。さらに、高線量率での照射の場合、再び導電率が減少してい

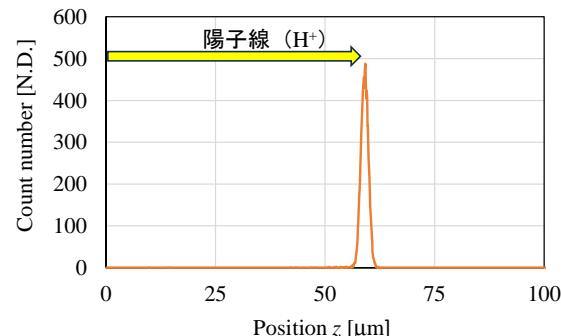


図 2 陽子線(2 MeV)の Kapton®内の計算飛程

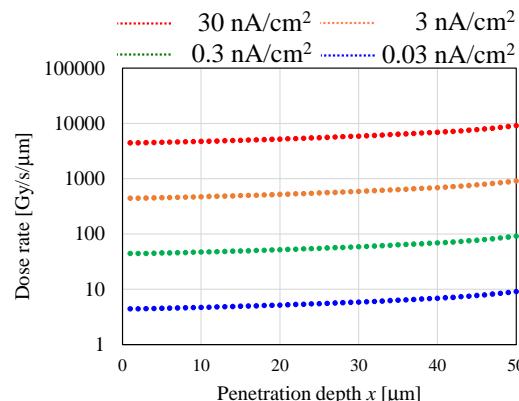


図 3 陽子線照射された Kapton®の吸収線量率分布

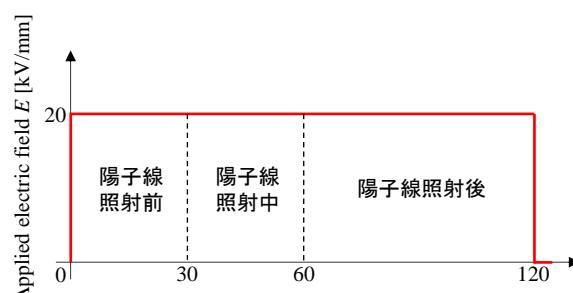


図 4 外部回路電流密度の測定シーケンス

く挙動が確認された。このように陽子線照射中においてもRICが発生していることが分かった。また、0.59 kGy/s、5.9 kGy/sで照射した場合、照射後60分間では、照射前と比較して体積抵抗率は低い値を維持することが分かった。この現象は遅延放射線誘起伝導 (Delayed radiation induced conductivity: DRIC) と呼ばれる現象である。この体積抵抗率の増減挙動について考える。照射初期の体積抵抗率の急激な減少に関しては、陽子線照射による電子正孔対の生成によるキャリアの急増が要因と考える。また、その後の増加については、生成された電子正孔対の再結合や、材料内に分布する電荷捕捉準位(以下、トラップ)に捕捉され、伝導キャリアが減少したためと考えられる。この現象はX線や電子線によるRICでも観測、報告例が存在する^{(7),(12),(13)}。その後の再減少については、トラップの充満によるトラップ確率の低下や分子構造変化に伴う、トラップ深さの変化が要因と考えられるが、今後の検討課題である。さらにDRICについては、トラップされた電荷が徐々にデトラップ

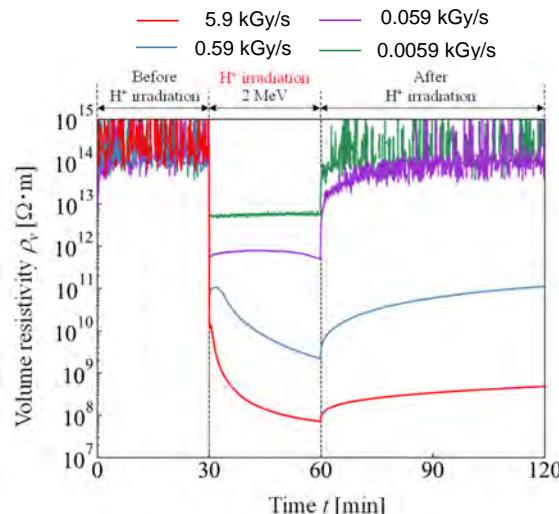


図 5 各吸収線量率における体積抵抗率の経時変化

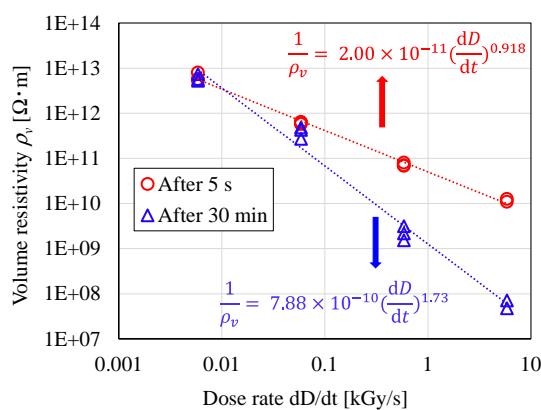


図 6 吸収線量率と体積抵抗率の関係

したことが要因と考えられる。そのため、体積抵抗率の再減少が著しく発生している0.59 kGy/s、5.9 kGy/sの場合にDRICが発生していると考えられる。

図6に照射5秒後及び照射30分後の各吸収線量率に対する体積抵抗率をそれぞれ示す。同図より、各時間において、体積抵抗率は吸収線量率の累乗で示せることが分かった。この挙動はX線や電子線によるRICと同様である。しかし、時間経過によって材料固有のパラメータは変化していくことが分かった。この結果より、正確な帶電量算出のためには、材料固有のパラメータの変化量も把握することが必要であることが明らかとなった。

図7に陽子線照射総量と体積抵抗率の関係を示す。同図より、陽子線照射総量が増加していくにあたり、体積抵抗率が低下していくことが分かる。また、体積抵抗率が増加傾向から減少傾向へ変化していくことが確認された。この変化は吸収線量率が小さい場合、より早い段階で発生することが分かる。図8に吸収線量率と体積抵抗率が増加傾向

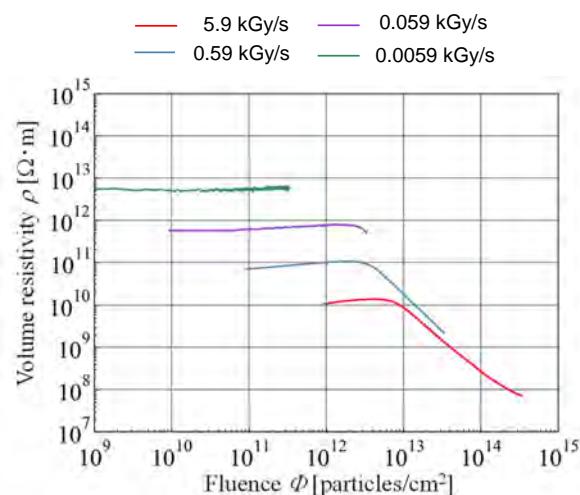


図 7 陽子線照射総量と体積抵抗率の関係

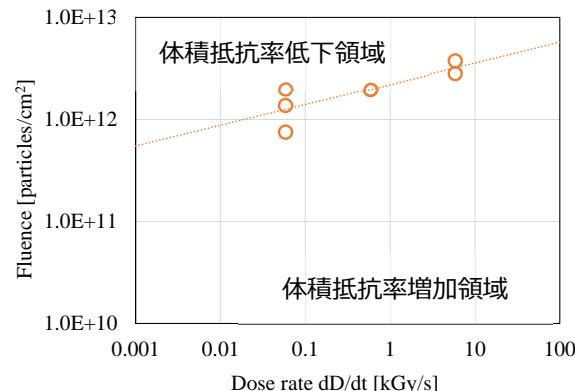


図 8 吸収線量率と照射総量及び体積抵抗率減少点の関係

から減少傾向へ移行する照射総量の関係を示す。同図に示すように、その変曲点は吸収線量率の低下に伴い、減少し、一定の関係を持っていることが分かった。そのため、今回は加速試験として高吸収線量率で照射を行っているが、実際の運用環境の場合は、より早い段階で体積抵抗率の再低下が発生すると考えられる。

4. 結論

本研究では、宇宙機の外皮断熱材に着目し、陽子線照射による体積抵抗率の変化の把握を目的に、陽子線照射中のKapton®-200Hの外部回路電流密度測定を実施した。その結果、陽子線照射により体積抵抗率は数桁に及び変化が発生することが分かった。また、X線と電子線の報告例と同様にRICは吸収線量率の累乗で示せることが明らかとなった。しかしながら、材料固有のパラメータは時間経過により変化するため、正確な帯電量の算出には常に一定の値を用いることはできないことが明らかとなった。導電率の増減要因については、電子正孔対の生成や電荷捕捉準位の変化等が考えられるが、今後の検討課題である。また、陽子線の照射総量の増加に伴い、体積抵抗率は増加傾向から、減少傾向へ変化し、その変化は照射量が大きく寄与することが示唆された。この現象は宇宙機の運用初期と比較して、後期がより帯電しづらいことを示している。現在は照射初期の物性値を利用して運用終了までの衛星設計が行われているが、過大評価となっている可能性があることが示唆された。

謝辞

本研究は量子科学技術研究開発機構の施設共用制度、および東京大学工学系研究科原子力専攻 日本原子力研究開発機構・量子科学技術研究開発機構施設利用共同研究のもとで、QST(高崎)タンデム加速器を用いて実施されました。

文 献

- (1) V. Griseri, "Behavior of Dielectrics in a Charging Space Environment and Related Anomalies in Flight," in IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation, vol. 16, no. 3, pp. 689-695, 2009.
- (2) C. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder and P. C. Anderson, The Impact of the Space Environment on Space Systems, Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, Air Force Research Laboratory, pp.7-11, 1998.
- (3) Design Standard Spacecraft Charging and Discharging, Revision A, Japan Aerospace Exploration Agency, May 10, 2012.
- (4) 矢島雄三・原口英介・谷重紀・石原秀樹・木之田博:「先進民生部品による高性能・高信頼性衛星機器の開発」, 電気情報通信学会誌, Vol. 108, No. 6, pp. 515-522, 2025.
- (5) 廣三壽・辻孝誠・藤井治久:「宇宙機用熱制テフロンフィルムの電子ビーム照射による放電現象とその解析」, 電気学会論文誌 A, 117 卷, 12 号, pp. 1157-1164, 1997.
- (6) B. Gross, G.M. Sessler, J. E. West, "Charge Dynamics for Electron-irradiated Polymer-foil electrets", Journal of Applied Physics, vol. 45, pp. 2841-2851, 1974.
- (7) G. M. Yang, G. M. Sessler, "Radiation-induced Conductivity in Electron-beam Irradiated Insulating Polymer Films", IEEE Transactions on Electrical Insulation, vol. 27, no. 4, pp. 843-848, 1992.
- (8) M. S. Gussenhoven, E. G. Mullen and D. H. Brautigam, "Improved understanding of the Earth's radiation belts from the CRRES satellite," in IEEE Transactions on Nuclear Science, vol. 43, no. 2, pp. 353-368, April 1996.
- (9) J. F. Ziegler, J. P. Biersack and U. Littmark, "The stopping and range of ions in solids", Stopping and ranges of ions in matter, vol.1, Pergamon Press, 1985.
- (10) Y. Miyaji, H. Miyake, Y. Tanaka, "A Study on the Estimation of RIC (Radiation-Induced Conductivity) of Proton Irradiated Polyimide", Polymers, vol. 15-2, 337, 2023.
- (11) Du Pont-tray Co., Tokyo, Japan. Internets: Kapton® General Catalog [Online]. Available: <https://www.tkap.jp/download/pdf/kapton2007r.pdf>
- (12) A. Tyutnev, V. Saenko, A. Zhadov and E. Pozhidaev, "Radiation-Induced Conductivity in Kapton-Like Polymers Featuring Conductivity Rising With an Accumulating Dose," in IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 47, no. 8, pp. 3739-3745, Aug. 2019
- (13) R. Gregorio Filho, B. Gross, R. M. Faria, "Induced Conductivity of Mylar and Kapton Irradiated by X-rays", IEEE Transactions on Electrical Insulation, vol. 21, no. 3, pp. 431-436, 1986.

Lunar Dust Lofting by Electrostatic Forces over the Terminator Region: Correlation with Solar Wind and Geomagnetic Activity During CME Events

Necmi Cihan Örger^{*1}, Emine Ceren Kalafatoglu Eyiguler², Sara Aziz¹, Kazuhiro Toyoda¹, and Mengu Cho^{1,3}

¹*Laboratory of Lean Satellite Enterprises and In-Orbit Experiments, Department of Space Systems Engineering, Kyushu Institute of Technology, Kitakyushu, Fukuoka, Japan 804-8550, orger.necmi-cihan397@mail.kyutech.jp, ghaleb.sara-ramadan635@mail.kyutech.jp, toyoda@ele.kyutech.ac.jp, cho.mengu801@mail.kyutech.jp*

²*Athabasca University Geophysical Observatory, Faculty of Science and Technology, Athabasca, Alberta, Canada, eyiguler@athabascau.ca*

³*Department of Space, Semiconductor and Mechatronics Engineering, Chiba Institute of Technology, Narashino, Chiba, Japan 275-0016, cho.mengu@p.chibakoudai.jp*

**Corresponding author*

Abstract

Coronal mass ejections (CMEs) are significant transient events involving large eruptions of magnetized plasma from the Sun that propagate through interplanetary space and can trigger substantial charging on the lunar surface, affecting the movement of lunar dust via electrostatic forces. In this study, CME events from May 8–21, 2024 are examined by focusing on their impact on surface charging and electrostatic dust lofting over the lunar terminator region. Initially, upstream plasma parameters and interplanetary magnetic field (IMF) conditions are characterized for the solar wind during this period. Subsequently, the lunar surface potential, Debye length, and electric field distributions are derived through current balance simulations at the terminator. In addition, the trajectories of 0.1- μ m dust grains, initialized with specific surface conditions, are estimated to evaluate their maximum lofting altitudes under the electrostatic environment of the terminator region. The resulting terminator electric field values are then compared with geomagnetic indices (Dst, SYM-H, Hp30, and ap30) and solar wind parameters, including IMF components, dynamic pressure, clock angle, and motional electric field. Finally, the results are presented to assess potential correlations between geomagnetic activity and enhanced near-surface lunar dust populations.

Keywords: Lunar dust, electrostatic charging, geomagnetic activity, dust lofting, solar wind, coronal mass ejection.

1. Introduction

Earth-Moon system affecting solar transients include wide range of events driven by solar activity. These events occur over shorter time periods near the Sun compared to the disturbances they generate in Earth's magnetosphere [1], and they affect the geomagnetic field and the lunar surface in distinct ways. Since the Moon lacks a substantial atmosphere and a global magnetic field unlike Earth, its surface is directly exposed to the solar wind and other space weather events. Consequently, the lunar surface is highly responsive to solar transient events such as coronal mass ejections (CMEs), solar flares, stream interaction regions (SIRs) and solar energetic particle (SEP) events. This exposure leads to complex interactions between upstream plasma and the lunar surface, resulting in lunar surface charging and electrostatic dust lofting.

The ambient plasma parameters vary between geomagnetic tail crossings and solar wind conditions, causing the lunar surface to charge to an electric potential that minimizes the total charging current as other objects do in plasma environments [2]. In addition, the lunar surface is covered by a soil-like layer called regolith, which is a mixture of dust and fractured rock particles. Even though there are multiple sources for dust activity

on the Moon, electrostatic dust transport could play a significant role in the near-surface dust population. Understanding these processes, from lunar surface charging to electrostatic dust lofting, is critical for future lunar missions, particularly for mitigation of the risks posed by lunar dust, which affects both spacecraft equipment and astronaut health. Although similar processes occurring on the lunar surface could be examined in laboratory settings, the lunar dust particles formed by impact events are significantly sharper than the grains in experimental regolith simulants [3]. Therefore, they could adhere to surfaces more strongly on the lunar surface compared to the laboratory experiments.

During the Surveyor and Apollo missions, light-scattering observations suggested higher dust densities near the lunar surface than those expected from micrometeorite ejecta alone [4, 5, 6]. Therefore, it was proposed that electrostatic forces mobilize the charged dust grains on the lunar surface, and forward-scattering of sunlight to the night-side was responsible for the observations. Moreover, the image analysis indicated that dust particles with radii of 5-6 μ m rise to the heights of approximately 30 cm particularly following the passage

of the boundary region between the dayside and night side known as the lunar terminator [5, 6, 7].

Geoeffective CMEs and stream interaction regions (SIRs) can influence electrostatic lunar dust transport by disturbing Earth's magnetosphere. While it is known that these solar transients significantly alter the solar wind flux and the lunar plasma environment, the extent to which they impact lunar surface charging and dust movement is not fully investigated. In addition, although geomagnetic responses in Earth's magnetosphere have been well studied, the behavior of the near-surface lunar dust exosphere during the same events remains largely unexplored. Solar cycle 24 was characterized by its relatively weak solar activity [1]. In contrast, currently progressing solar cycle 25 is exhibiting more robust solar activity, with sunspot numbers increasing at a faster rate than initially forecast. In addition to impacting cis-lunar environment, these solar transients are main drivers of geomagnetic activity, often accompanied by interplanetary shocks and high-speed solar wind streams [9].

In this study, the CME events from May 8–21 2024 are examined via their impact on lunar surface charging and electrostatic dust lofting over the terminator region. In addition, the results are compared with geomagnetic indices (Dst, SYM-H, Hp30, ap30), as well as solar wind parameters including IMF components, dynamic pressure, clock angle, and motional electric field.

2. CME Events on May 8–21, 2024

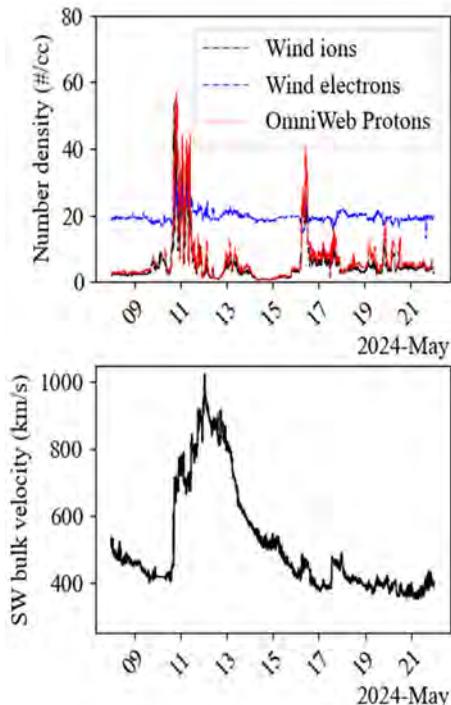


Fig. 1. Solar wind parameters from May 8–21, 2024: number density of protons and electrons (top), solar wind bulk velocity (bottom).

The CME events from May 8–21, 2024 were characterized by significant fluctuations in solar wind parameters, including density, velocity, plasma temperature, and IMF strength (Figure 1 and 2).

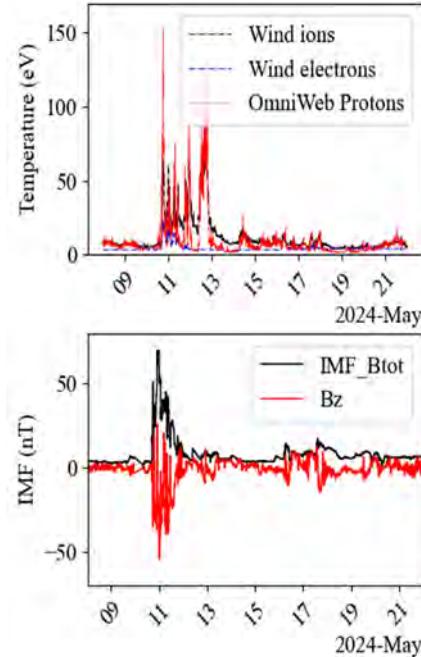


Fig. 2. Solar wind parameters from May 8–21, 2024: temperature of protons and electrons (top), total and z-axis component of IMF (bottom).

While CMEs propagate through interplanetary space, they encounter slower solar wind ahead, resulting in lower speeds than those observed near the Sun, causing them to decelerate before reaching the Earth-Moon system [10]. In Figure 1, with the approach of CME to the spacecraft location, solar wind speed increased from approximately 410 km/s to 780 km/s before peaking at around 1,023 km/s. In addition, solar wind number density reached up to 57.0 cm⁻³, and proton density spiked during the passage of the CME structures, indicating the arrival of dense, magnetized plasma ejecta. Electron temperature peaked at 25.6 eV, while proton temperature reached approximately 152.9 eV. The IMF strength peaked at approximately 69.8 nT, with a southward component (Bz) reaching -54.6 nT, conditions which could initiate major geomagnetic disturbances. The increase in the IMF magnitude, solar wind speed, and density was nearly simultaneous around 11UTC indicating the arrival of the CME.

3. Lunar Surface Simulations

3.1 Lunar Surface Charging

In steady state, the net equilibrium current to the surface can be given as [11, 12]:

$$J_{Pe} + J_i + J_e + J_{sec} = 0 \quad (1)$$

By using Eq. 1, the surface potential ϕ_s could be estimated according to the ambient plasma conditions. The elements of this equation are the photoemission electron current J_{Pe} , ion collection current from ambient plasma J_i , electron collection current from ambient plasma J_e and the secondary electron emission J_{sec} from the surface. In addition, the surface electric field is calculated with $E_s \approx \phi_s/l_D$ [12], where l_D is Debye length. Therefore, the upstream plasma number density has a critical influence on the surface electric field in addition the electron temperature.

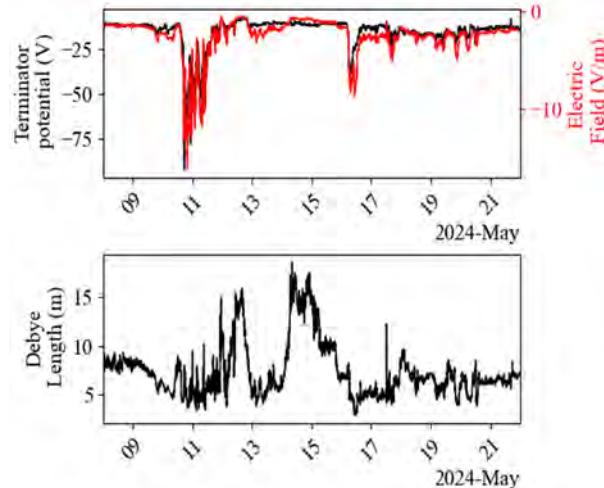


Fig. 3. Surface potential, electric field and Debye length from May 8–21, 2024 over the terminator region.

The negative surface potential drops to -92.1 V, as shown in Figure 2, while the surface electric field reaches approximately -13.2 V/m. During the CME shock, the Debye length ranges from approximately 4.3 m and 8.0 m.

3.2 Electrostatic Dust Transport

The assumptions and calculation steps used in the simulation code are described in detail in our previous studies [13, 14, 15]. The primary mechanism for the electrostatic dust detachment from the surface is the charge accumulation on the patch surfaces between the neighboring dust particles [16, 17]. The accumulated charge on the patch surface Q_m , as shown in Figure 3, during the detachment is calculated by the Eq. 2. In this equation, the following parameters are used: electron charge e , characteristic size of microcavity s , vacuum permittivity ϵ_0 , the differential force among electrostatic repulsion, gravity and contact at detachment ΔF , and the lofting angle from the surface θ .

$$Q_m = -e \left(\left| \frac{2s}{e} \sqrt{\frac{\pi \epsilon_0 \Delta F}{\cos \theta}} \right| + 1 \right) \quad (2)$$

The surface configuration of the lunar regolith significantly influences the initial conditions for dust lofting. The characteristic microcavity size between patch surfaces, along with the contact forces determines the charge magnitude under detachment conditions in addition to the dust particle mass density. In addition, the contact forces are affected by regolith compactness, contact area, and surface cleanliness. Therefore, a wide range of conditions can be simulated for dust lofting as in Figure 5.

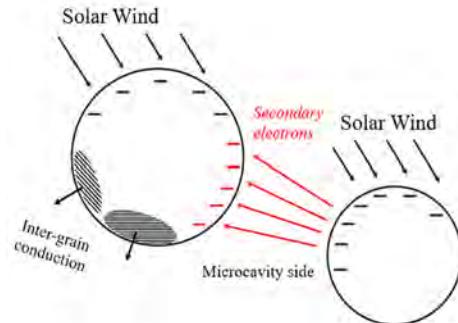


Fig. 4. Lunar dust charging before the detachment from the surface.

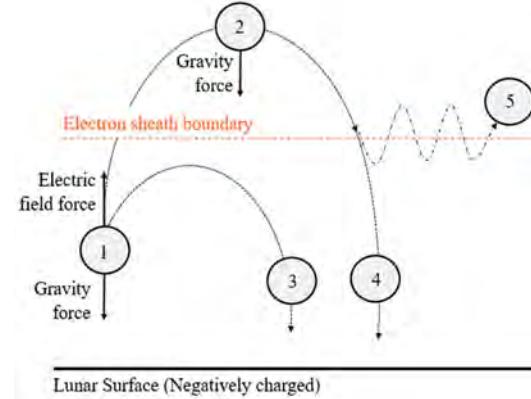


Fig. 5. Electrostatic lunar dust lofting: (1) dust lofting after initial detachment, (2) dust grains with sufficient kinetic energy to cross the electron sheath boundary, (3) micron-sized dust grains returning to the surface with low charge-to-mass ratios, (4) dust grains falling back to the surface under gravity after entering the electron sheath, and (5) submicron-sized dust grains with higher charge-to-mass ratios that may be reflected by the surface electric field.

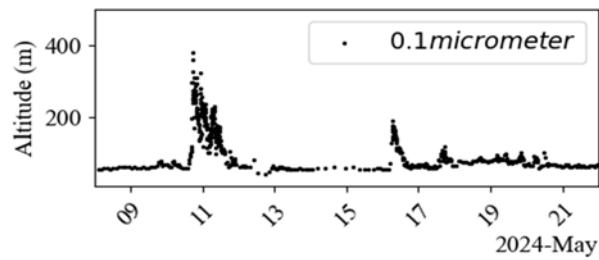


Fig. 6. Dust lofting results from May 8–21, 2024 over the terminator region.

In this study, the following parameters are adopted for the simulation: a dust density of 3.0 g/cm³, a grain radius of 0.1 μm, the dust grain diameter as the characteristic microcavity size, and a vertical lofting configuration for the initial launch angle. The results, shown in Figure 6, indicate that submicron-sized particles can reach altitudes up to 382.8 m above the lunar terminator during the CME shock passage. For most of the simulated time interval, the particles remain below 100 m, but they reach up to 190.2 m under enhanced surface charging conditions associated with increasing plasma density.

4. Discussion

During the CME post-shock passage, highly magnetized, warm and dense plasma produces a strong negative surface potential and electric field over the terminator region. As a result, it could also enhance contribution of the electrostatic dust transport to near-surface dust population. The surface electric field over the lunar terminator is shown together with the geomagnetic activity indices of Dst, Hp30, ap30 and SYM-H in Figure 7.

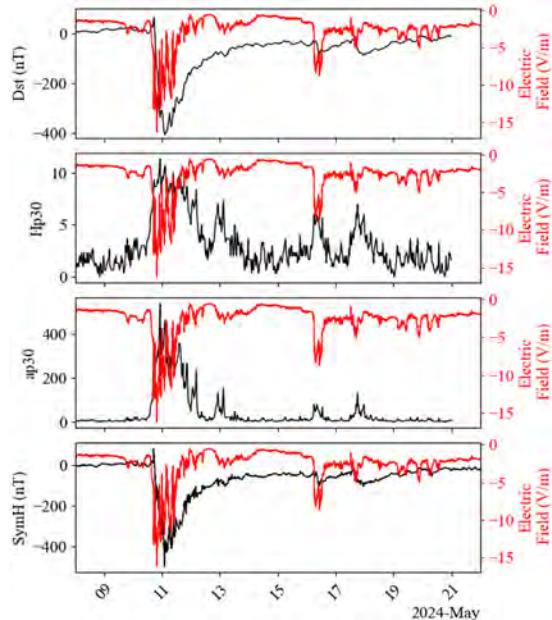


Fig. 7. Lunar terminator electric field with geomagnetic activity indices

As the negative surface potential and electric field intensify, lunar dust is observed to reach higher altitudes above the terminator region, as illustrated in Figure 6. Additionally, the terminator electric field results are presented alongside the solar wind cone angle, clock angle, motional electric field, and time derivative of the total IMF in Figure 8.

While geomagnetic indices show that activity persists for several days, disturbances in the lunar terminator

region diminish rapidly as electron temperatures decrease. Although geomagnetic disturbances and enhancements in the lunar dust exosphere can occur concurrently, the near-surface dust population can return to quiet conditions significantly earlier than the geomagnetic field. The initial observations from the results can be summarized as:

- The lunar surface and dust exosphere respond almost immediately to solar transient events, although the magnitude of the response varies.
- Electrostatic dust lofting can enhance or expand the lunar dust exosphere at low altitudes, particularly as geomagnetic activity intensifies following the passage of post-shock plasma, with the most extreme conditions observed near the shock front.
- Due to the rapid response of lunar surface charging to plasma conditions, extreme states subside quickly, and the surface returns to a quiet state even while geomagnetic activity persists in storm conditions.
- While electron flux primarily governs the charging conditions at the lunar terminator, geomagnetic activity is largely driven by the southward component of the interplanetary magnetic field, whether in the shock sheath or the CME ejecta region.

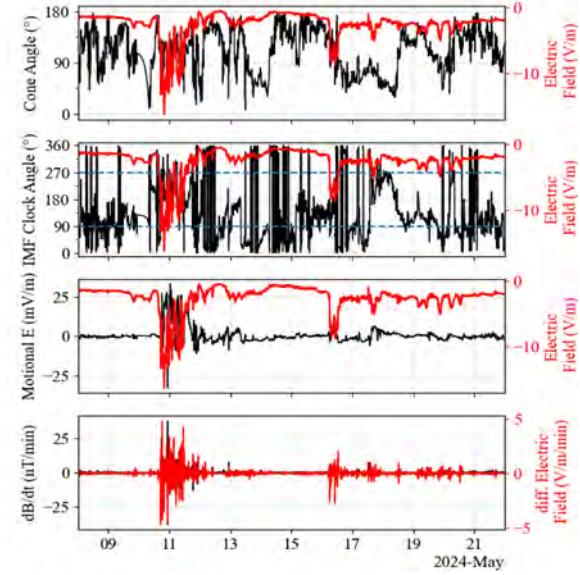


Fig. 8. Lunar terminator electric field with solar wind parameters

6. Conclusions

In this study, variations in lunar surface potential, electric field strength, electron sheath thickness, and electrostatic dust activity is compared with geomagnetic activity from May 8–21 2024. The primary objective is to identify critical patterns and thresholds that lead to significant dust lofting events. Additionally, the temporal dynamics between the onset of geomagnetic disturbances, their progression, and the return to quiet conditions, in

relation to corresponding changes in lunar dust behavior, will be thoroughly examined in the future study. This is significantly important since the solar transient events directly interacts with the lunar surface; however, charging the lunar dust to a sufficient magnitude for launching or triggering a geomagnetic activity requires varying time periods during CMEs or SIRs.

7. Acknowledgements

The authors acknowledge the use of data from the WIND spacecraft and the OMNI dataset, both obtained through the NASA Space Physics Data Facility (SPDF) via CDAWeb services at <https://cdaweb.gsfc.nasa.gov/>. The SYM-H index (5-minute resolution) used in this study was obtained from the World Data Center for Geomagnetism, Kyoto, via the OMNI/CDAWeb service (<https://omniweb.gsfc.nasa.gov/>). In addition, The Dst used in this paper was provided by the WDC for Geomagnetism, Kyoto (<https://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/wdc/Sec3.html>). Finally, we acknowledge the use of the Hp30 and ap30 indices (Hpo index family) provided by the Geomagnetic Observatory Niemegk, GFZ German Research Centre for Geosciences.

References

- [1] Zhang, J., Temmer, M., Gopalswamy, N., Malandraki, O., Nitta, N.V., Patsourakos, S., Shen, F., Vršnak, B., Wang, Y., Webb, D. and Desai, M.I. (2021). Earth-affecting solar transients: a review of progresses in solar cycle 24. *Progress in Earth and Planetary Science*, 8(1), p.56. <https://doi.org/10.1186/s40645-021-00426-7>.
- [2] Whipple, E. C. (1981). Potentials of surfaces in space. *Reports on Progress in Physics*, 44(11), 1197.
- [3] Colwell, J. E., Batiste, S., Horányi, M., Robertson, S., & Sture, S. (2007). Lunar surface: Dust dynamics and regolith mechanics. *Reviews of Geophysics*, 45(2).
- [4] McCoy, J. E. (1976, April). Photometric studies of light scattering above the lunar terminator from Apollo solar corona photography. *Lunar and Planetary Science Conference Proceedings* (Vol. 7, pp. 1087-1112).
- [5] Rennilson, J. J., & Criswell, D. R. (1974). Surveyor observations of lunar horizon-glow. *The Moon*, 10(2), 121-142.
- [6] Criswell, D. R. (1973). Horizon-glow and the motion of lunar dust. In *Photon and Particle Interactions with Surfaces in Space: Proceedings of the 6th Eslab Symposium, Held at Noordwijk, the Netherlands, 26–29 September, 1972* (pp. 545-556). Dordrecht: Springer Netherlands.
- [7] Stubbs, T. J., Vondrak, R. R., and Farrell, W. M. (2006). A dynamic fountain model for lunar dust. *Advances in Space Research*, 37(1), 59-66.
- [8] Glenar, D. A., Stubbs, T. J., McCoy, J. E., & Vondrak, R. R. (2011). A reanalysis of the Apollo light scattering observations, and implications for lunar exospheric dust. *Planetary and Space Science*, 59 (14), 1695-1707.
- [9] Brueckner, G.E., Delaboudiniere, J.-P., Howard, R.A., Paswaters, S.E., St. Cyr, O.C., Schwenn, R., Lamy, P., Simnett, G.M., Thompson, B., Wang, D. (1998). Geomagnetic storms caused by coronal mass ejections (CMEs): March 1996 through June 1997. *Geophysical Research Letters*, 25(15), 3019-3022.
- [10] Tsurutani, B. T., & Lakhina, G. S. (2014). An extreme coronal mass ejection and consequences for the magnetosphere and Earth. *Geophysical Research Letters*, 41(2), 287-292.
- [11] Manka, R.H. (1973). Plasma and Potential at the Lunar Surface. In: Grard, R.J.L. (eds) *Photon and Particle Interactions with Surfaces in Space. Astrophysics and Space Science Library*, vol 37. Springer, Dordrecht. https://doi.org/10.1007/978-94-010-2647-5_22
- [12] Stubbs, T.J., Farrell, W.M., Halekas, J.S., Burchill, J.K., Collier, M.R., Zimmerman, M.I., Vondrak, R.R., Delory, G.T. and Pfaff, R.F. (2014). Dependence of lunar surface charging on solar wind plasma conditions and solar irradiation. *Planetary and Space Science*, 90, 10-27. <https://doi.org/10.1016/j.pss.2013.07.008>
- [13] Orger, N. C., Alarcon, J. R. C., Toyoda, K., & Cho, M. (2018). Lunar dust lofting due to surface electric field and charging within Micro-cavities between dust grains above the terminator region. *Advances in Space Research*, 62(4), 896-911.
- [14] Orger, N. C., Toyoda, K., Masui, H., & Cho, M. (2019). Experimental investigation on silica dust lofting due to charging within micro-cavities and surface electric field in the vacuum chamber. *Advances in Space Research*, 63(10), 3270-3288.
- [15] Orger, N. C., Toyoda, K., Masui, H., & Cho, M. (2021). Experimental investigation on particle size and launch angle distribution of lofted dust particles by electrostatic forces. *Advances in Space Research*, 68(3), 1568-1581.
- [16] Wang, X., Schwan, J., Hsu, H. W., Grün, E., & Horányi, M. (2016). Dust charging and transport on airless planetary bodies. *Geophysical Research Letters*, 43(12), 6103-6110.
- [17] Schwan, J., Wang, X., Hsu, H. W., Grün, E., & Horányi, M. J. G. R. L. (2017). The charge state of electrostatically transported dust on regolith surfaces. *Geophysical Research Letters*, 44(7), 3059-3065. <https://doi.org/10.1002/2017GL072909>
- [18] Papitashvili, Natalia E. and King, Joseph H. (2020), "OMNI 5-min Data" [Data set], NASA Space Physics Data Facility, <https://doi.org/10.48322/gbpg-5r77>, Accessed on 2025-March-6.
- [19] Lin, Robert P.; & Bale, Stuart D. (2021). Wind 3DP 92-sec Key Parameter Data [Data set]. Space Physics Data Facility; University of California, Berkeley. <https://doi.org/10.48322/kwfz-zk29>. Accessed on 2025-March-6.
- [20] World Data Center for Geomagnetism, Kyoto, M. Nose, T. Iyemori, M. Sugiura, T. Kamei, A. Matsuoka, S. Imajo, and T. Kotani (2015), Geomagnetic Dst index, doi:[10.17593/14515-74000](https://doi.org/10.17593/14515-74000).
- [21] Matzka, J., Bronkalla, O., Kervalishvili, G., Rauberg, J., Yamazaki, Y. (2022). *Geomagnetic Hpo index V.2.0*. GFZ Data Services. <https://doi.org/10.5880/Hpo.0002>

Mitigation Strategies for Lunar Dust: Challenges and Innovations

Sara Aziz^{*1}, Necmi Örger¹, and Kazuhiro Toyoda¹

¹*Laboratory of Lean Satellite Enterprises and In-Orbit Experiments, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui-cho, Tobata-ku, Kitakyushu-shi, Fukuoka, Japan 804-8550. ghaleb.sara-ramadan635@mail.kyutech.jp^{*}, orger.necmi-cihan397@mail.kyutech.jp, toyoda@ele.kyutech.ac.jp*

* Corresponding Author

Abstract

This study presents a hybrid dust mitigation technique that combines passive and active methods to remove silica dust from solar cell surfaces under vacuum conditions. The proposed system integrates three key components: a Polydimethylsiloxane (PDMS) surface coating to reduce adhesion forces, a pulsed electron beam to electrostatically charge dust particles, and a DC-biased grid to generate an electric field that lifts and removes the charged particles. The hybrid configuration achieved approximately 90% cleaning efficiency and power recovery, significantly outperforming the active technique alone. However, minor challenges were observed, including partial shading from the PDMS and grid alignment effects. Proposed improvements include the development of a deployable grid and optimization of PDMS thickness to reduce optical losses. Overall, the hybrid approach demonstrates a promising mitigating dust accumulation on solar cells.

Keywords: Lunar dust charge- Mitigation technique- Electron beam irradiation.

1. Introduction

Lunar dust presents a significant challenge to the performance and longevity of equipment on the Moon, particularly solar cells, which are vital for powering long-term lunar exploration missions [1]. The lunar dust, known as lunar regolith, can degrade the efficiency of solar cells by accumulating on their surfaces, blocking sunlight, and creating barriers for charge carriers. Lunar dust caused numerous operational challenges during the Apollo missions, most notably the reduced efficiency of solar panels. For instance, experimental and analysis results of Apollo mission showed that dust accumulation on solar cells reduced their power output by 50% at dust levels of 3 mg/cm² [2]. Additionally, smaller dust particles further degrade the efficiency of solar cells. These effects underscore the critical need for effective dust mitigation strategies to preserve the functionality of solar cells in future lunar missions [3,4].

To overcome this problem, mitigating lunar dust contamination is critical for sustaining long-term lunar operations and ensuring the efficiency of technological infrastructure. Dust mitigation strategies are broadly categorized into two main types: active and passive. The Active method involves external energy input to remove or repel dust; However, Passive methods focus on preventing dust adhesion using surface coatings and material properties rely on inherent properties of materials or coatings that allow for self-cleaning or resistance to dust accumulation without the need for external power [5-7].

In this experimental work, we are trying to restore the solar cell electrical performance inside the vacuum chamber after the contamination of the dust on its surface. The dust removal technique combines high-energy electron beams and electrostatic charging to clean the contaminated solar cell exposed to lunar dust. Using an electron beam to remove dust particles from sample surfaces has been investigated as an active dust mitigation technique. The method has shown

effective results when applied to optical lenses and spacesuit fabrics; however, it exhibited notable limitations when used on solar cell surfaces, as reported by Farr [8,9]. In those studies, electron beam exposure alone achieved only about 40% cleanliness, while introducing sample rotation improved the efficiency to roughly 50%, indicating only a marginal enhancement. These findings highlight the intrinsic challenges of applying electron beam cleaning to solar cells, where surface conductivity, multilayer coatings, and uneven charge accumulation hinder effective dust removal compared with smoother dielectric surfaces.

To overcome that, the used solar cell coated with Polydimethylsiloxane (PDMS). PDMS is a flexible, optically transparent, and chemically inert material, showing promise in mitigating dust accumulation on solar cells due to their low surface energy and adhesive properties. Its flexibility allows it to conform to irregular surfaces, ensuring effective dust capture without significantly impacting solar efficiency, given its transparency in the visible spectrum [10,11].

To further enhance the cleaning efficiency, a positively biased grid (+500 V) was positioned above the solar cell surface in addition to the electron beam exposure. The high-energy electron beam (300 eV) charges the dust particles negatively, after which the positively biased grid electrostatically attracts and dislodges the charged particles from the surface. Meanwhile, the PDMS coating reduces the adhesion forces between the particles and the solar cell surface, enabling more efficient removal. The effectiveness of this hybrid cleaning approach was evaluated using image analysis in MATLAB, comparing the brightness of the solar cell surface before and after cleaning to quantify dust removal. The experimental results demonstrated promising performance, achieving approximately 90% reduction in dust coverage.

The next section presents the experimental procedure, followed by Section 3, which discusses the results and analysis of the obtained findings. Section 4 provides a detailed discussion of the results in comparison with previous studies,

and finally, the conclusion section summarizes the key outcomes and highlights the overall effectiveness of the proposed dust mitigation approach.

2. Experimental Work and Test Setup

The experimental work was carried out in a vacuum chamber to investigate the removal of silica dust from the surface of a solar cell using a hybrid dust mitigation technique. Silica dust was selected with a layer thickness of approximately 100 μm and uniformly deposited on the solar cell surface. The tested sample was a triple-junction solar cell with an area of $8 \times 4 \text{ cm}^2$. Under standard illumination, the initial electrical parameters of the clean solar cell were 0.445 W and 0.225 A for maximum power and short-circuit current, respectively. After adding PDMS coating layer to the cell surface, a slight reduction in electrical performance was observed, with P_{\max} 0.400 W and I_{sc} 0.200 A, due to the optical shading introduced by the coating.

In the hybrid cleaning process, the solar cell was first coated with PDMS to reduce the adhesion between dust particles and the surface. The PDMS play a role of passive mitigation technique due to its physical characterization mentioned previously. The contaminated surface with the silica dust was then exposed to a pulsed electron beam with an energy of 300 eV and a current density of $3.7 \times 10^{-4} \text{ A/m}^2$, applied in 10-second on/off cycles for a total duration of 1 minute. This step charged the dust particles, enhancing their response to the subsequent electrostatic force. After charging, a +500 V DC potential was applied to a copper grid placed above the solar cell surface, also in pulsed mode (10-second on/off cycles for 1 minute). The combination of the electron beam and the electric field generated by the grid produced sufficient electrostatic force to overcome the gravitational and adhesive forces acting on the dust particles. The charged dust particles by the electron beam were attracted toward the grid and subsequently swept away from the solar cell surface.

Inside the vacuum chamber, there is a xenon lamp used to measure the solar cell's electrical parameters during the different stages of the experiment (clean, contaminated, and after cleaning process) to evaluate the cleaning effectiveness based on the solar cell electrical performance. A HSC (High-Speed Camera) placed outside the vacuum chamber recorded high-resolution images through the vacuum access window for the solar cell surface. The captured images were analyzed using MATLAB to compare the dust coverage before and after cleaning, quantifying the removal efficiency based on pixel intensity (black pixels representing clean areas and white pixels representing dust-covered areas). The diagram for the experimental setup is shown in Figure 1.

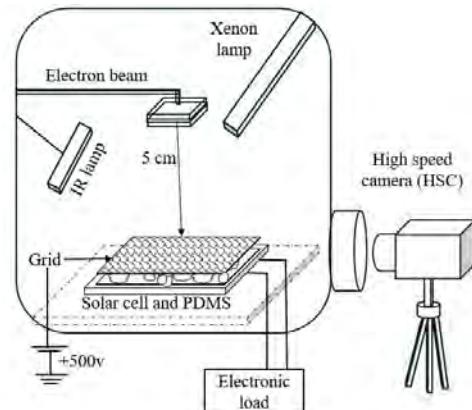


Fig. 1. Experimental setup of the silica dust ejecta inside the vacuum chamber.

3. Results and Discussion

The sequence of images presented in Figure 2 illustrates the effectiveness of the hybrid dust mitigation technique over the course of the experiment. In image (A), a uniform layer of silica dust can be observed on the PDMS-coated solar cell surface. Image (B) shows the grid positioned on top of the surface prior to initiating the cleaning process, enabling the application of an external electric field before starting the cleaning process. Image (C) is shown the solar cell surface after the cleaning process demonstrates a significant reduction in dust coverage.

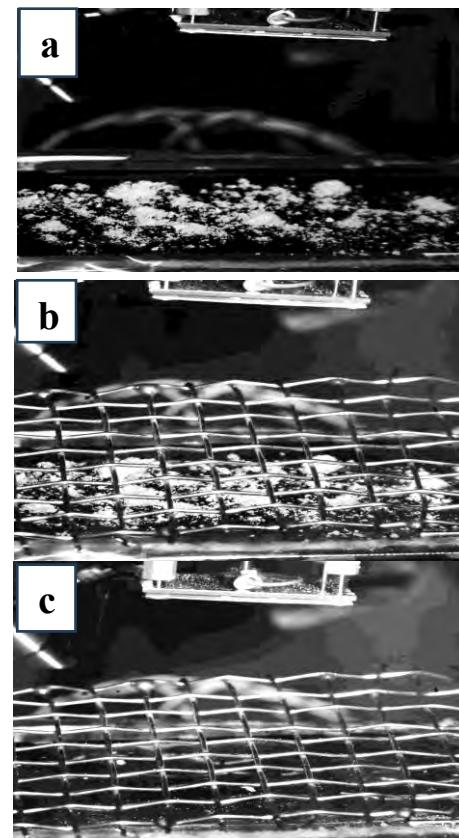


Fig. 2. Sequential images illustrating the condition of the solar cell surface at different stages of the experiment: (A) before cleaning, (B) during preparation with the grid in place, and (C) after the cleaning process.

The results in Figure 3 provide a quantitative evaluation of the dust removal process. In the clean state, nearly the entire surface is represented by black pixels, indicating minimal dust coverage. After deposition, the number of white pixels increases significantly, reflecting extensive dust accumulation on the solar cell surface with the silica dust. Following the cleaning process, the pixel distribution shifts back toward the initial clean condition, with a clear reduction in white pixels and a corresponding increase in black pixels indicating that after following the cleaning process, most of the dust particles removed.

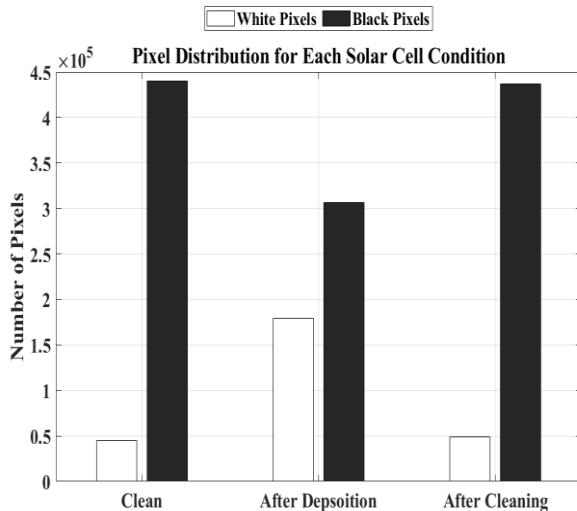


Fig. 3. Pixel distribution for the solar cell under three conditions: clean, after dust deposition, and after cleaning. Black pixels correspond to clean surface areas, while white pixels represent regions covered by dust particles.

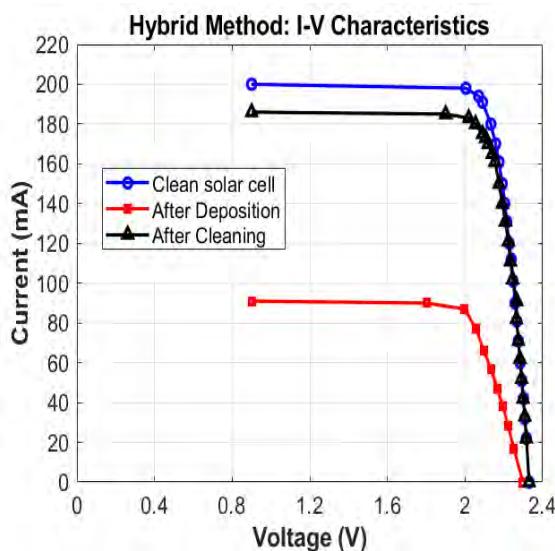


Fig. 4. I-V characteristics of the solar cell under three surface conditions: clean, after dust deposition, and after cleaning using the hybrid dust mitigation method. The results show the effect of dust accumulation and removal on the electrical performance of the solar cell.

Confirming the image analysis results, the I-V characteristics in Figure 4 clearly demonstrate the impact of dust accumulation and subsequent cleaning on the solar cell's electrical performance. The figure demonstrates a clear improvement in electrical performance after the cleaning process. Before cleaning, the short-circuit current (I_{sc}) dropped significantly due to dust coverage, with a measured value of approximately 100 mA, resulting in a notable reduction in power output. After cleaning, I_{sc} recovered to around 180 mA, which corresponds to roughly 90% of the initial clean state. Similarly, the maximum power (P_{max}) increased from 0.19 W before cleaning to 0.38 W after cleaning.

4. Discussion

The presented results highlight the innovation of combining passive and active techniques to remove silica dust from the solar cell surface under vacuum conditions. The hybrid dust mitigation technique integrates three main components: (1) PDMS surface coating to reduce adhesion forces as a passive technique, (2) pulsed electron beam exposure to electrostatically charge the dust particles, and (3) a DC-biased grid to generate an electric field that lifts and removes the charged particles. Both electron beam and the grid considered active mitigation techniques. This integrated approach demonstrated a significant improvement in cleaning efficiency and power recovery compared with the active method alone. After cleaning, the solar cell recovered up to 90% of its initial electrical output, and image analysis confirmed a comparable ~90% dust removal, showing strong agreement between optical and electrical measurements.

The PDMS coating plays a key role in enhancing the efficiency of the cleaning process. By coating the surface of the solar cell, it reduces the adhesive forces that normally hold dust particles to the surface. This means that the same exposure parameters 300 eV pulsed electron beam (10 s on/off cycles for 1 min) and +500 V grid voltage become sufficient to detach and remove the dust. The pulsed operation also minimizes power consumption and allows efficient charge accumulation on the particles without excessive heating or damage to the surface.

Despite its advantages, the hybrid technique also presents specific challenges. First, the PDMS coating introduces a minor shading effect, reducing the solar cell output by approximately 8% even before dust deposition. Second, the copper grid casts a shadow during operation, limiting the power measurement during the cleaning phase. Additionally, maintaining good alignment between the grid and the solar cell surface is essential for stable and uniform cleaning performance.

To address these challenges, practical solutions are proposed for future work. A deployable or retractable grid could be implemented, allowing the grid to be activated only during the cleaning phase and stowed afterward, thereby eliminating its shadowing effect during power generation. Optimization of the PDMS layer thickness and optical properties could further minimize shading while maintaining low surface adhesion. Finally, refining the grid geometry and positioning would enhance field uniformity and allow more consistent dust removal across the entire solar cell area.

In summary, the hybrid dust mitigation method demonstrates a promising and innovative solution to one of the

key challenges facing long-duration lunar surface operations. By combining PDMS coating with pulsed electron beam exposure and a DC-biased grid, this approach achieves high cleaning efficiency and power recovery with relatively simple hardware. Addressing the identified limitations through engineering improvements will enhance the system's readiness for practical deployment on future lunar missions.

5. Conclusion

This study demonstrated an effective hybrid dust mitigation method for solar cells under vacuum conditions by integrating PDMS coating, pulsed electron beam exposure, and a DC-biased grid. The approach achieved high cleaning efficiency and significant power recovery, confirming its potential for future lunar surface applications. Addressing shading and grid limitations through optimized design will further enhance system performance and reliability for long-duration missions.

References

- [1] Wagner, S. A. (2006). The Apollo experience: Lessons learned for lunar dust mitigation. NASA Technical Memorandum 2006-213726.
- [2] Katzan, C., & Edwards, J. (1991). Lunar dust transport and potential interactions with power systems. NASA Technical Memorandum 104749.
- [3] Taylor, L. A., Pieters, C. M., & Noble, S. K. (n.d.). The effects of lunar dust on solar power systems. Lunar and Planetary Institute Report.
- [4] Calle, C. I., McFall, J. L., Buhler, C. R., & Young, R. M. B. (2009). Lunar dust effects on solar panels and mitigation approaches. NASA Kennedy Space Center Technical Report.
- [5] Afshar-Mohajer, N. *et al.* (2015b) 'Review of dust transport and mitigation technologies in lunar and Martian atmospheres', *Advances in Space Research*, 56(6), pp. 1222–1241. Available at: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2015.06.007>.
- [6] Calle, C.I. *et al.* (2011) 'Active dust control and mitigation technology for lunar and Martian exploration', *Acta Astronautica*, 69(11), pp. 1082–1088. Available at: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.06.010>.
- [7] Panat, S. and Varanasi, K.K. (2022) 'Electrostatic dust removal using adsorbed moisture-assisted charge induction for sustainable operation of solar panels', *Science Advances*, 8(10), p. eabm0078. Available at: <https://doi.org/10.1126/sciadv.abm0078>.
- [8] Farr, B. *et al.* (2020a) 'Dust mitigation technology for lunar exploration utilizing an electron beam', *Acta Astronautica*, 177, pp. 405–409. Available at: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.08.003>.
- [9] Farr, B. *et al.* (2021) 'Improvement of the electron beam (e-beam) lunar dust mitigation technology with varying the beam incident angle', *Acta Astronautica*, 188, pp. 362–366. Available at: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.07.040>.
- [10] Neves, L.B. *et al.* (2024) 'A Review of Methods to Modify the PDMS Surface Wettability and Their Applications', *Micromachines*, 15(6), p. 670. Available at: <https://doi.org/10.3390/mi15060670>.
- [11] Zhou *et al.*, 2021. Surface Modifications for Improved PDMS Efficiency in Harsh Environments.

新しい宇宙天気イベント通報（SAFIR） 及び宇宙天気情報利用ガイドライン

国立研究開発法人情報通信研究機構
電磁波研究所 電磁波伝搬研究センター
宇宙環境研究室 津川卓也

新宇宙天気イベント通報と宇宙天気情報利用 ガイドライン（概要）

<https://swc.nict.go.jp/safir/>



新宇宙天気イベント通報（SAFIR）

※SAFIR : Space weather Alert For social Impacts and Risks

- 従来の自然現象の規模による警報基準ではなく、社会的影響を踏まえた新警報基準を採用
- 社会インフラへの異なる影響を業界ごとに明示し、インフラ運用者が使いやすい情報に
- ユーザー視点での基準。科学専門用語ではなく、各運用現場での用語で記述

宇宙天気情報利用ガイドライン

- 防災・減災のための具体的なアクションのための宇宙天気情報利用ガイドライン
- 通信・放送、宇宙システム運用、航空機運航などの各業界における異なる影響と対策のまとめ
- 予報や現況情報を見てからの防災・減災の行動や、BCP策定の参考に

宇宙天気情報利用の手引き

- 宇宙天気情報を初めて見る方向けに、宇宙天気情報とは何か、社会影響の例を紹介
- 太陽地球惑星物理学の学術書ではなく、宇宙天気ユーザーのための入門書

現在の通報 基準：宇宙天気の物理現象の規模



民間企業・公的機関のインフラ運用者による宇宙天気情報の利用と対策アクションによる影響対策へ
宇宙天気情報ユーザーの裾野を拡大、人材育成や民間サービスによる宇宙天気情報の利活用促進へ

NICT宇宙天気予報業務

NICT



- 国内ユーザー：衛星運用、航空、電力、測位、電波利用者、学術利用、等
- 電子メール登録者：～10,000件
- Facebook, Twitterでも情報提供中




最近の動向

- ICAO サービスイン (2019/11/7～)
- 24時間運用 (2019/12/1～)
- 予報会議オンライン化 (2020～)
- 強靭化 (システムの二重化、通信回線増強、神戸副局)
- Xクラス以上のフレア発生時、社会的影響の大きさを判断、影響大と想定される場合、ウェブ発表・記者会見実施

→ 2024年度 Xクラスフレア50回発生、うち2回 (5月と10月) ウェブ発表実施

配信される宇宙天気情報

NICT

運用日	365日
運用時間	24時間
日報 (2回/日)	00:00-01:00UTC 12:00-13:00UTC
週報	12:00-13:00UTC (金曜日)
臨時情報	イベント発生時 (24時間)
イベント自動通報	イベント発生時 (24時間)
ウェブサイト 予報更新	06:00-07:00UTC

従来の宇宙天気情報
基準: 宇宙天気の物理現象の規模

日報・ウェブサイト

- 太陽フレア
- プロトン現象
- 地磁気擾乱
- 放射線帯電子
- 電離圏嵐
- デリンジャー現象
- スプロティックE層

臨時情報

- 太陽フレア
- コロナ質量放出 (CME)
- 磁気嵐
- プロトン現象
- 放射線帯電子

イベント自動通報

- 太陽フレア
- プロトン現象
- 放射線帯電子

宇宙天気予報の高度化の在り方に関する検討会

- 2022年1-6月、総務省「宇宙天気予報の高度化の在り方に関する検討会」
(以下、「検討会」という。) が開催され、6月21日に報告書が公表された。

極端な宇宙天気現象がもたらす最悪シナリオ(100年に1回またはそれ以下の頻度で発生、抜粋)
➢ 通信・放送が2週間断続的に途絶し、社会経済に混乱。携帯電話も一部でサービス停止
➢ 衛星測位の精度に最大数十メートルの誤差(ズレ)が発生。ドローン等の衝突事故が発生
➢ 多くの衛星に障害が発生。そのうち相当数の衛星が喪失。衛星を用いたサービスが停止
➢ 航空機や船舶は世界的に運航見合わせが発生。運行スケジュールや計画に大幅な乱れ
➢ 耐性のない電力インフラにおいて広域停電が発生

国家レベルの危機管理に向けた提言(骨子)

- 今後の観測・分析・予報の在り方
 - 多地点の観測データの確保、宇宙空間への観測センサー設置
 - 宇宙天気予報の分析の自動化・高精度化・知能化
- 警報に関する体制強化
 - **社会インフラのリスク(被害)を考慮した新たな警報基準、NICTによる確実な警報伝達**
- 社会インフラへの影響と効果的な対応
 - 関係企業による対処(通信・放送、衛星測位、衛星運用、航空運用、電力、人体被ばく)
 - **共通的対策の導入(企業向けの標準的ガイドライン等)**
 - 災害対策基本法に基づく極端な宇宙天気がもたらす災害への対処
- 学術研究の強化、人材とコミュニティの強化、国際連携の強化
 - 分野横断的・産学官連携による研究推進、予測技術の実現、高度人材等の育成・処遇
 - 周知啓発を担うコミュニティ形成、宇宙天気に関するアウトリーチ活動
 - 「宇宙天気予報士」制度の実現
- 情報通信研究機構(NICT)に期待される役割
 - 世界トップレベルの研究拠点形成、企業が抱える課題の解決支援
 - 國際連携強化、人材育成とコミュニティ形成、データ・プラットフォーム構築(オープンデータ)
 - 宇宙天気予報オペレーションセンター(仮称)の創設

https://www.soumu.go.jp/menu_news/s-news/01tsushin05_02000047.html

SAFIR: 新警報基準と分野ごとの影響との関係

- 検討会でまとめられた予警報基準を踏まえ、社会的影響を考慮した新しい宇宙天気予警報の基準(以下、「新警報基準」という。)を策定
- 令和7年6月から新警報基準に基づく宇宙天気イベント通報「SAFIR(セイファー): Space weather Alert For social Impacts and Risks」の配信を開始。

警報等の対象分野

通信・放送(HF帯)、宇宙システム運用(衛星)、航空機・人体被ばく
※原則として検討会において基準値を検討・設定した分野。測位等基準値が未設定の分野は、引き続き基準値の検討を行い、策定次第の対象に加える予定。

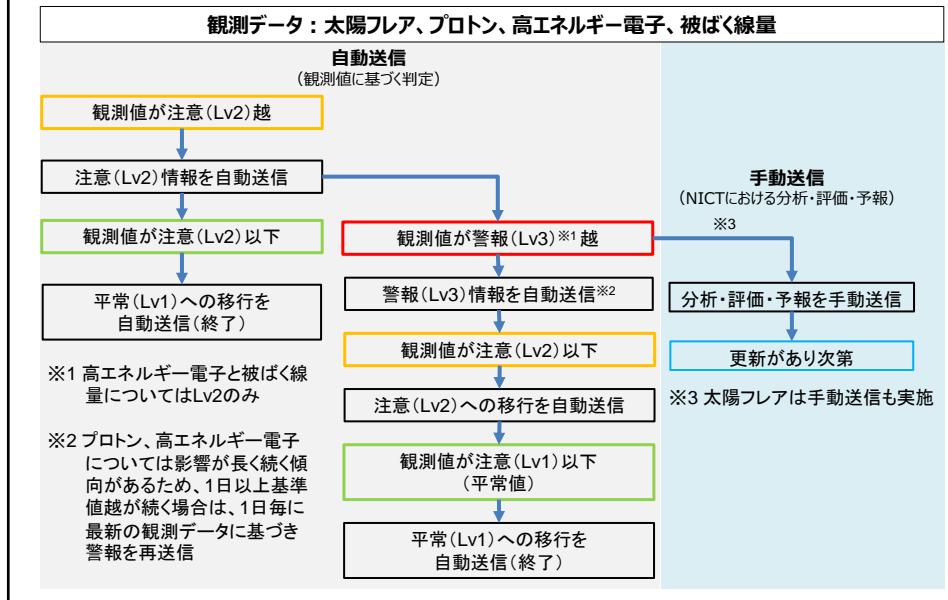
警報等の送信先・送信方法

- 登録申請を行ったメールアドレス宛にNICTからメールを送信する。
※登録方法: <https://swc.nict.go.jp/safir/assets/pdf/登録方法.pdf>
- 現在のイベント自動通報サービスと並行して実施

送信内容、タイミング等

- 現象毎に、平常(Lv1)、注意(Lv2)、警報(Lv3)の3段階で警戒状況を示し、観測値が注意、警報レベルの基準値を超えた場合及び基準値を下回った場合に、定型文による自動メール送信を行う
※警戒状況に応じて、当該分野における影響についても記載した内容を送信。
- 太陽フレアが警報レベルのときは、今後の見通し等NICTの分析を踏まえた追加情報を手動送信

SAFIRによる注意・警報送信の基本フロー



SAFIRによる注意・警報の基準値等



	平常(Lv1)	注意(Lv2)	警報(Lv3)	影響を受ける分野
太陽フレア(*1)	< X1	X1	X10	通信・放送(HF帯)
プロトン [pfu](*2)(*3)	< 1000	1000	100000	通信・放送(HF帯)、 航空機被ばく
		1000	10000	宇宙システム運用
高エネルギー電子 [cm ⁻² sr ⁻¹](*4)	< 3.8×10 ⁹	3.8×10 ⁹	–	宇宙システム運用 (地球低軌道)
	< 3.8 ×10 ⁸	3.8 ×10 ⁸	3.8 ×10 ⁹	宇宙システム運用 (地球中軌道、静止軌道)
被ばく線量 [μSv/h]	< 30	地球上高度150-600 FL(*5)の任意の地点で被ばく線量率が30 μSv/hを超えた場合	–(*6)	航空機被ばく
CMEの影響	–	–	–	【検討中】

*1: 太陽フレアは日本が夜間の場合でも発生するが、日本国内インフラには影響を与えないため、日本が夜間の場合には配信されない。夜間は日本最西端日の入時刻から日本最東端日の出時刻。

*2: proton flux unit (pfu) はプロトン粒子数の単位。1 [pfu]=1 [粒子/cm²/s/steradian]。

*3: 静止軌道にて10 MeV以上のプロトン粒子フラックス

*4: 静止軌道にて2 MeV以上の電子フラックスの24時間積分値(フルエンス)

*5: Flight level (FL) は気圧高度計で測られた航空機高度の単位。1013.25 hPaの圧力を基準に100 ft単位で表される。10,000 ftの飛行高度は、FL100と表記。

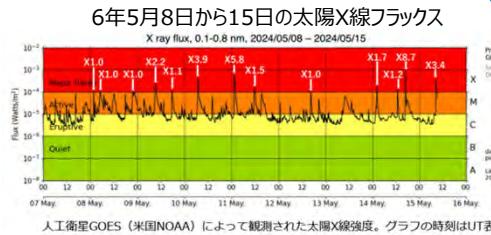
*6: 航空機被ばく線量は「宇宙天気予報の高度化の在り方に関する検討会 新警報基準WG」では警報(Lv3)を設けていたが、注意(Lv2)と記載に違いがないため設けないことにした。

令和6年 大規模フレア発生時の配信実例



- 令和6年5月8日から15日の間、Xクラスの太陽フレアが13回発生し、日本が夜間ではない時間帯の8回について太陽フレアに関するSAFIRの配信が行われた。
- なお、プロトン、高エネルギー電子、被ばく線量については大きな変化はなく、SAFIRは配信されなかった。

令和6年1年間の実績
 Xクラス太陽フレア：52回発生
 → SAFIR配信
 太陽フレア 注意(Lv2):33回
 プロトン 注意(Lv2):6回
 ※ 警報は配信されず



実際の太陽フレア発生 大規模(Xクラス)太陽フレア一覧 SAFIR配信

No.	発生日	発生時間(JST)	規模	SAFIR配信
1	2024年5月8日	10時41分	X1.0	①
2	2024年5月8日	14時09分	X1.0	②
3	2024年5月9日	06時40分	X1.0	③
4	2024年5月9日	18時13分	X2.2	④
5	2024年5月10日	02時44分	X1.1	⑤
6	2024年5月10日	15時54分	X3.9	⑥
7	2024年5月11日	10時23分	X5.8	
8	2024年5月11日	20時44分	X1.5	
9	2024年5月13日	01時26分	X1.0	
10	2024年5月14日	11時09分	X1.7	⑦
11	2024年5月14日	21時55分	X1.2	
12	2024年5月15日	01時51分	X8.7	
13	2024年5月15日	17時37分	X3.4	⑧

SAFIRメール文例



太陽フレア（静穏→X1イベント発生中）のメール文例

件名：【SAFIR】太陽フレア(静穏→X1イベント発生中)

本文：

[\$1]

GOES衛星の観測によると、\$3 (\$2)に、X線強度がX1を超える太陽フレアが発生しました。通信・放送関連は注意が必要です。

● 通信・放送(HF帯電波強度減衰)：注意(Lv2)

昼間側の広い範囲で電波の吸収があり低周波帯は使用不可となる可能性があります。

※今後の推移によっては、宇宙システム運用、衛星測位、航空機被ばく、電力についても注意が必要です。基準値を超えたデータが観測され次第警報を送信します。

最新情報及び詳細は下記ウェブサイトをご参照ください。

宇宙天気予報ウェブサイト：<https://swc.nict.go.jp/>

この情報は、国立研究開発法人情報通信研究機構が配信しています。

※ \$1はメール通報時刻 JST (YYYY年MM月 DD日 hh時 mm分 JST)

※ \$2はイベント発生時刻 JST (MM月 DD日 hh時 mm分 JST)

※ \$3はイベント発生時刻 UT (MM月 DD日 hh時 mm分 UT)

その他のメール文例については、[宇宙天気情報利用ガイドライン](#) を参照

宇宙天気情報利用の手引き



宇宙天気情報 利用の手引き

2025年6月
(2025.6.19 ver.)

国立研究開発法人情報通信研究機構
電磁波研究所電磁波伝播研究センター宇宙環境研究室

<https://swc.nict.go.jp/safir/assets/pdf/宇宙天気情報利用の手引き.pdf>

- 宇宙天気情報の利用をこれから始める方がガイドラインの内容をよく理解できるようにする目的で作成された手引き。
- 最初に宇宙天気予報の現状と予報範囲について記載。
- 太陽フレア発生からの経過時間別に以下の各分野の宇宙天気の影響と対策の概要について記載。
 - 通信・放送
 - 宇宙システム運用
 - 航空機運航
 - 衛星測位
 - 有人宇宙活動
 - 電力

宇宙天気情報利用ガイドライン



宇宙天気情報 利用ガイドライン

2025年6月
(2025.6.19 ver.)

国立研究開発法人情報通信研究機構
電磁波研究所電磁波伝播研究センター宇宙環境研究室

<https://swc.nict.go.jp/safir/assets/pdf/宇宙天気情報利用ガイドライン.pdf>

- SAFIRリリースと同時に、宇宙天気情報利用時の注意事項や対処方法等をまとめたガイドラインとして公開
- 太陽フレア発生からの経過時間別に各分野の宇宙天気の影響が現れる可能性と対策の概要
- 次ページ以降
 - 通信・放送分野
 - 宇宙システム運用分野
 - 航空機運航分野
 - その他、新警報基準検討中の分野のレベル別の影響と対策を紹介

宇宙天気情報利用ガイドライン(宇宙システム運用分野)

【低軌道衛星】

新警報基準	フレア発生経過時間	影響	【予】予防対策/【現】現場対策
プロトン 注意(Lv2) ($10^3 \sim 10^4$ pfu)	フレア発生30分後 (数時間～数日程度継続)	高エネルギー陽子起因のシングルイベント効果やトータルドース急増による、誤動作・半導体・材料劣化、故障のリスク	【予】打ち上げ前の設計による対策。 異常事態発生に備えた体制 【現】姿勢変更や軌道変更、ソフトウェア更新などクリティカルな運用を停止。衛星各機器の電源の一時的な遮断等の措置
プロトン 警報(Lv3) ($> 10^4$ pfu)		高エネルギー陽子起因のシングルイベント効果やトータルドース急増による、誤動作・半導体・材料劣化、故障のリスク	
高エネルギー電子 注意(Lv2) ($> 3.8 \times 10^9$ cm $^{-2}$ sr $^{-1}$)	太陽フレアと関係しない発生。(数日～数週間継続)	高エネルギー電子起因の深部帯電(ESD)による、誤動作、故障のリスク	【予】打ち上げ前の設計による対策。 異常事態発生に備えた体制
地磁気の乱れ 【検討中】	フレア発生約2日後 (数時間～1日程度継続の可能性)	大気抵抗増加による衛星の姿勢・軌道の変化	【予】打ち上げ時期や打ち上げ高度の検討 【現】姿勢変更や軌道変更、ソフトウェア更新などクリティカルな運用を停止
地磁気の乱れ 【検討中】	フレア発生約2日後 (数時間～1日程度継続の可能性)	極軌道では帯電放電の発生率の増加。誤動作・故障の発生	【予】打ち上げ前の設計による対策。 異常事態発生に備えた体制 【現】姿勢変更や軌道変更、ソフトウェア更新などクリティカルな運用を停止
プラズマバブル 【検討中】	基本的には太陽フレアと関係なく発生(赤道～低緯度、日没～真夜中に発生。春・秋の発生多い)	VHF・UHF帯: シンチレーションにより、衛星通信での電波減衰。撮像画像の乱れ、通信品質劣化。L帯、S帯まで影響	【予】代替手段の確保。 【現】発生可能性を認識し、しばらく待機。代替手段の利用
波状構造(伝搬性電離圏じょうう)乱れ 【検討中】	太陽フレアと関係なく日本では夏・冬の夜間と冬の昼間の発生が多い	SAR衛星: L帯では、フアラデー回転により偏波面が回転、位相がずれる。干渉計・高さ推定値に影響	【予】TBD 【現】TBD

宇宙天気情報利用ガイドライン(宇宙システム運用分野)

【静止軌道・中軌道衛星】

新警報基準	フレア発生経過時間	影響	【予】予防対策/【現】現場対策
プロトン 注意(Lv2) ($10^3 \sim 10^4$ pfu)	フレア発生30分後 (数時間～数日程度継続)	高エネルギー陽子起因のシングルイベント効果やトータルドース急増による、誤動作・半導体・材料劣化、故障のリスク	【予】打ち上げ前の設計による対策。 異常事態発生に備えた体制 【現】姿勢変更や軌道変更、ソフトウェア更新などクリティカルな運用を停止。衛星各機器の電源の一時的な遮断等の措置
プロトン 警報(Lv3) ($> 10^4$ pfu)		高エネルギー陽子起因のシングルイベント効果やトータルドース急増による、誤動作・半導体・材料劣化、故障のリスク	
高エネルギー電子 注意(Lv2) (3.8×10^8 ~ 3.8×10^9 cm $^{-2}$ sr $^{-1}$)	太陽フレアと関係しない発生。(数日～数週間継続)	高エネルギー電子起因の深部帯電(ESD)による、誤動作、故障のリスク	【予】打上げ前の設計による対策
高エネルギー電子 警報(Lv3) ($> 3.8 \times 10^9$ cm $^{-2}$ sr $^{-1}$)		高エネルギー電子起因の深部帯電(ESD)による、誤動作、故障のリスク	
地磁気の乱れ 【検討中】	フレア発生約2日後(数時間～1日程度継続の可能性)	帯電放電の発生率の増加。誤動作・故障の発生	【現】姿勢変更や軌道変更、ソフトウェア更新などクリティカルな運用を停止

【非地球周回衛星】

新警報基準	フレア発生経過時間	影響	【予】予防対策/【現】現場対策
プロトン 【検討中】	フレア発生30分後 (数時間～数日程度継続)	運用誤動作: シングルイベントの発生率の増加による誤動作 材質劣化: トータルドース増加による太陽電池パネル等の材質劣化	【予】打ち上げ前の設計による対策、異常事態発生に備えた体制 【現】姿勢変更や軌道変更、ソフトウェア更新などクリティカルな運用を停止

まとめと今後の展望



- 検討会の報告書を踏まえた新警報基準に基づく「新宇宙天気イベント通報（SAFIR）」を2025年6月に一般向けに開始するとともに、「宇宙天気情報利用ガイドライン」及び「宇宙天気情報利用の手引き」を作成し公開した。
- これらの情報を利用し、民間企業・公的機関などの各分野のインフラ運用者が宇宙天気現象に対して正しく理解し、適切な対策を取ることで、より安心安全な対応策を取ることができるようになると期待される。
- 今回公開した情報については、宇宙天気ユーザー協議会等を利用して宇宙天気情報ユーザーとのコミュニケーションを図り、継続的に更新する方針である。
- SAFIRについては、今後、測位分野など基準値が未策定の分野についても引き続き基準値の検討を行い、策定次第対象に加える予定。

宇宙天気情報利用ガイドライン(通信・放送分野)

新警報基準	フレア発生経過時間	影響	【予】予防対策 / 【現】現場対策
太陽フレア 注意（Lv2） (X1～X10)	太陽フレア発生直後の昼間側の領域、継続時間は数分から1時間程度	HF通信：昼間側の広い範囲で電波の吸収があり、低周波帯は使用不可となる	【予】代替手段の確保 【現】高周波数側への利用のシフト、代替手段の利用
太陽フレア 警報（Lv3） (>X10)		HF通信：昼間側の広い範囲でHF帯全域が使用不可となる	【予】代替手段の確保 【現】代替手段の利用
プロトン 注意（Lv2） (10 ³ ～10 ⁵ pfu)	太陽フレア発生30分後の極域、継続時間は1～6時間程度	HF通信：高緯度地域(55度以上)で顕著な電波の吸収が起き、2日程度継続	【予】代替手段の確保 【現】高周波数側への利用のシフト、代替手段の利用
プロトン 警報（Lv3） (>10 ⁵ pfu)		HF通信：高緯度地域（52度以上）で顕著な電波の吸収が起き、3日間程度継続する	【予】代替手段の確保 【現】代替手段の利用
MUF30 %減少 注意（Lv2） 【検討中】	太陽フレア発生2日程度後の地球全域、継続時間は数時間から2日程度	HF通信：国内外との通信可能な周波数域が最大3割程度縮小	【予】代替手段の確保 【現】低周波数側への利用のシフト、代替手段の利用
MUF50 %減少 警報（Lv3） 【検討中】		HF通信：国内外との通信可能な周波数域が最大5-6割程度縮小となり、一部の時間帯で通信不可	【予】代替手段の確保 【現】代替手段の利用
スボラティックE層 【検討中】	太陽フレアと関係なく春～夏の日中に地球全域で継続的に発生し、数分から数時間継続	VHF通信：通常届かない領域まで電波が伝搬し、混線する可能性がある	【予】代替手段の確保 【現】発生可能性を認識し、しばらく待機、代替手段の利用
電波バースト 【検討中】	太陽フレア発生直後、太陽と無線通信インフラにおけるアンテナの指向特性が直線に並ぶ領域（日出または日没の時間帯のごく狭い領域など）で、最大数時間程度継続する可能性がある	携帯電話等、断続的に電波状況が悪化する	【予】代替手段の確保 【現】通信可能な場所に移動する、代替手段の利用
プラズマバブル 【検討中】	基本的に太陽フレアと関係なく発生（赤道～低緯度、日没～真夜中に発生。春・秋の発生多い）	UHF通信：電波シンチレーションが発生し、通信や放送の質が劣化する	【予】TBD 【現】TBD

宇宙天気情報利用ガイドライン(航空機運航分野)

新警報基準	フレア発生経過時間	影響	【予】予防対策 / 【現】現場対策
被ばく線量注意 (Lv2) (>30μSv/h)	フレア発生30分後(数分～数時間程度継続)	航空機高度の被ばく線量率が増大する。主に中緯度～高緯度地域の航空機高度で発生	【予】運航計画変更：航路変更(高度・緯度)の検討

※通信・放送、衛星測位への影響と対策については、それぞれの表を参照すること

宇宙天気情報利用ガイドライン(衛星測位分野) 基準検討中

新警報基準	フレア発生経過時間	影響	【予】予防対策 / 【現】現場対策
電離圏の乱れ (SITEC) 【検討中】	フレア発生直後 (主に昼間の時間帯に発生。数分から1時間程度継続)	電離圏の乱れによる誤差の増大(1周波測位では最大数m程度)が発生する	【予】他の代替手段を検討 【現】衛星測位誤差増大の可能性を認識し、精密測量・ドローン・自動運転は日程延期等の措置
電波バースト 【検討中】	フレア発生直後 (主に昼間の時間帯にあらざりに発生。数分から1時間程度継続)	電波バーストによる衛星信号受信不良が発生する	【予】他の代替手段を検討 【現】衛星信号受信不良の可能性を認識し、精密測量・ドローン・自動運転は日程延期等の措置
電離圏嵐 【検討中】	フレア発生約2日後 (どこでも発生する可能性あり。数時間から1～2日程度継続)	電離圏の乱れによる誤差の増大(1周波測位では最大数十m)が発生する。相対測位では解が求まらない可能性がある	【予】他の代替手段を検討 【現】衛星測位誤差増大の可能性を認識し、精密測量・ドローン・自動運転は日程延期等の措置
プラズマバブル 【検討中】	基本的に太陽フレアと関係なく発生(赤道～低緯度、日没～真夜中に発生。春・秋の発生多い)	シンチレーションによるGNSS衛星信号受信不良が発生し、手法に依らず、衛星測位自体が不可となる可能性がある	【予】他の代替手段を検討 【現】衛星信号受信不良の可能性を認識し、精密測量・ドローン・自動運転は日程延期等の措置



宇宙天気情報利用ガイドライン(有人宇宙分野) 基準検討中

新警報基準	フレア発生経過時間	影響	【予】予防対策 / 【現】現場対策
プロトン 【検討中】	フレア発生約30分後、数時間～数日程度継続	被ばく線量率の増加。宇宙飛行士が滞在する宇宙船で発生	【予】遮蔽率の高い区画を設置 【現】遮蔽率の高い区画への待避。船外活動を控える。

宇宙天気情報利用ガイドライン(電力分野) 基準検討中

新警報基準	フレア発生経過時間	影響	【予】予防対策 / 【現】現場対策
【検討中】	太陽フレア発生2日程度後、2日程度継続。極域付近で影響大、中緯度でも影響可能性あり	地磁気の乱れによって送電線に過電流として地磁気誘導電流(GIC)が発生するため、変圧器の過熱による絶縁性能の劣化、高調波発生による保護用リレーの誤動作、無効電力の増加による電圧低下等が発生する可能性がある	【予】設備の監視体制を確立、トランスや保護装置等に対する対策 【現】異常電流発生等の監視強化、発生時に備えて該当する変圧器の運転を一時停止等

【参考】影響に関する情報収集について



宇宙天気の影響を把握し発信情報を向上していくため、大規模宇宙天気現象の宇宙・社会システム等への影響に関する情報について、「影響に関する情報収集サイト」を利用しご報告いただけますと幸いです。

- ・協議会メンバーのみにリンクアドレスをお知らせします。情報の正確性担保のため、少なくとも当面は外部への転送なしとします。
- ・宇宙天気と比較した結果について、協議会・分科会にて報告いたします。
- ・外向けの公表時には、個別にご相談させていただきます。

【全分野用(航空以外)】

①イベント日時と影響について報告いただくページ

<https://forms.office.com/Pages/ResponsePage.aspx?id=bGWgZ-XYjEiKhNV8MGAAgSPdkA2kfBxHrzAzG1hdNSUOvVkyRloxD053Q0RTWEdlRIBNWTFCR02N0SQjQCN0PWcu>

回答者・分類・発生日時・場所・内容・事前の対策/対応・情報の扱い・コメント/要望等



①全分野用

【航空分科会用】

②イベント日時と影響について報告

いただくページ

<https://forms.office.com/Pages/ResponsePage.aspx?id=bGWgZ-XYjEiKhNV8MGAAgSPdkA2kfBxHrzAzG1hdN5UMU1JWDhONzdSMEw0WhaVvdMU1ZQTUNERSjQjCN0PWcu>

③アドバイザリ等のイベントごとに

影響を報告いただくページ

<https://forms.office.com/Pages/ResponsePage.aspx?id=bGWgZ-XYjEiKhNV8MGAAgSPdkA2kfBxHrzAzG1hdN5UODBTvTRZN1RIRIZWQ01HVzdWQzFLUjU55SQjQjCN0PWcu>



②航空：自由記述 ③航空：イベント

