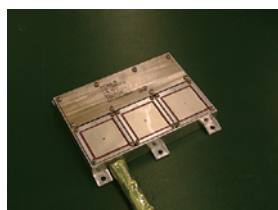
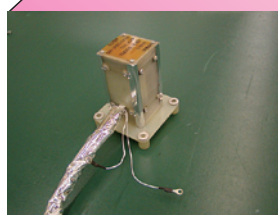
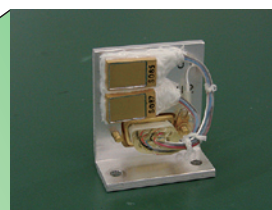


第3回「宇宙環境シンポジウム」 講演論文集

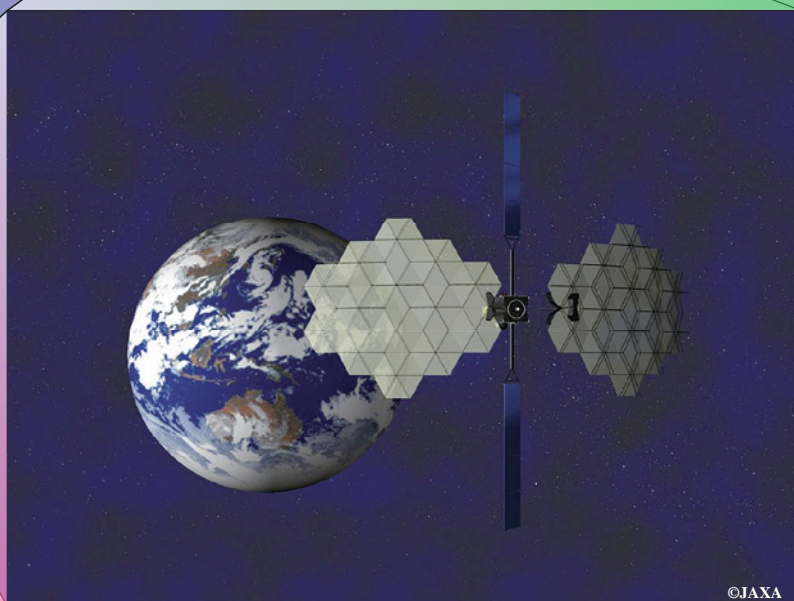
帯電モニター POM



積算吸収線量計 DOS



磁力計 MAM



©JAXA

きく8号 (ETS-VIII)
2006年12月18日打ち上げ

2006年12月14日、15日
筑波宇宙センター

宇宙航空研究開発機構
総合技術研究本部 環境計測グループ

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第3回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集

Proceedings of the 3rd Spacecraft Environment Symposium

作成元 総合技術研究本部 環境計測グループ

Prepared by

Space Environment Measurement Group
Institute of Aerospace Technology

2006年12月

December 2006

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

特別講演

- 「Presentation of radiation environment activities at ONERA/DESP and collaboration with JAXA」
Angelica SICARD-PIE (ONERA)
... 1

特集 1 衛星設計・試験の標準化作業の現状

- 「MEASUREMENT OF NEAR EARTH RADIATION ENVIRONMENT IN JAXA - OVERVIEW AND PLAN -」
Tateo Goka, Haruhisa Matsumoto (JAXA)
... 17
- 「衛星帯電・放電設計基準，絶縁設計，太陽電池の品質保証標準の概要」
Kumi Nitta(JAXA)、Spacecraft Design Standard WG1、WG5、WG8
... 23
- 「Status of ISO Standardization of ESD Test of Satellite Solar Array」
Mengu Cho (Kyushu Institute of Technology)
... 27

宇宙環境計測・宇宙天気

- 「国際標準規格のための新しい太陽陽子フルーエンスモデルの提案」
風間 洋一、五家 建夫(JAXA)
... 37
- 「磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道プラズマ環境予報」
中村 雅夫(大阪府大)、島津 浩哲、小原 隆博(NiCT)、藤田 茂(気象大)、田中 高史(九州大)
... 41
- 「2001年4月15日イースターイベントの新解釈」
村木 綏(JAXA)
... 45
- 「月の宇宙天気予報」
亘 慎一(NiCT)
... 51
- 「宇宙天気データを11年周期で見る」
篠原 学(九州大)
... 57
- 「放射線帯電子の変動機構と宇宙天気予報への応用」
小原 隆博(NiCT/JAXA)、古賀 清一、松本 晴久、五家 建夫(JAXA)
... 61

「宇宙電磁環境モニターシステム」	
小嶋 浩嗣、今久 保洋、松本 陽史、山川 宏(京大・生存圏研究所)、八木谷 聡(金沢大)、 白井 英之、上田 義勝(京大・生存圏研究所)、松沢 泰久(国際電気通信基礎技術研究所)、 岩井 誠人(同志社大)	... 65
「衛星による地震の電離圏への影響の観測 —ひとりの衛星により得られた電子温度の予備的解析—」	
小山 孝一郎(首都大)、鴨川 仁(東京学芸大)、児玉 哲哉(JAXA)、柿並 義広(九州大)	... 71
「世界の地震電磁気観測衛星の現状」	
児玉 哲哉(JAXA)	... 73
「地球極軌道におけるプラズマ環境の衛星観測データ統計解析」	
浜永 貴光、趙 孟佑(九州工大)	... 77
「「れいめい」衛星によるオーロラ帯プラズマパラメータの計測と 飛翔体環境シミュレーション」	
岡田 雅樹(国立極地研究所)、白井 英之、大村 善治(京都大)、上田 裕子(JAXA)、 村田 健史(愛媛大)	... 83
「れいめい衛星搭載のラングミュアプローブ特性に関する PIC シミュレーション —進捗報告—」	
白井 英之、今里 康二郎(京大・生存圏研究所)、上田 裕子(JAXA)、岡田 雅樹(国立極地研究所)	... 87
材料・物性	
「酸素原子環境計測用材料としてのポリイミドのエロージョン特性(2) —入射角度依存性について—」	
横田 久美子、田川 雅人(神戸大)	... 91
「シリカガラスの電子照射下でのカソードルミネッセンスと電気的特性の相関」	
原田 卓弥、廣川 紫月、西川 宏之(芝浦工大)	... 95
「EL イメージングによる太陽電池セルの劣化評価」	
豊田 裕之、田中 孝治、佐々木 進、田島 道夫(JAXA)	... 99
「電子線照射による衛星用絶縁材料の絶縁特性への影響」	
林 寛、宮崎 英治、國中 均、佐藤 哲夫(JAXA)、吉田 禎二(NTSpace)、藤井 治久(奈良高専)、 村上 洋一(三菱電機)	... 105

「感温液晶を用いた電子線照射下における高分子絶縁材料内部の温度分布測定」 鈴木 敬久(首都大)、三觜 健太、田中 康寛、高田 達雄(武蔵工大)、福永 香(NICT)	...	109
---	-----	-----

特集2 デブリモデリング・計測

「国際宇宙ステーションにおけるダスト捕獲実験 (MPAC)」 北澤 幸人(IHI/JAXA)、野口 高明(茨城大)、Michael J. Neish(AES)、山県 一郎、木本 雄吾、 石澤 淳一郎(JAXA)、藤原 顯(元 JAXA)、鈴木 峰男(JAXA)	...	113
--	-----	-----

「デブリ環境モデル(MASTER-2005, 2001, ORDEM2000)の比較 —宇宙機設計適用プロセスの国際規格化に向けて—」 福重 進也、赤星 保浩(九州工大)、北澤 幸人、五家 建夫(JAXA)	...	117
---	-----	-----

「大型宇宙機へのデブリ衝突検出系の提案」 相馬 央令子(東京理科大)、千葉 茂生(東大)、高野 忠、長谷川 直(JAXA)、 佐野 雅敏(東京理科大学)	...	123
--	-----	-----

「スペースデブリ衝突によって発生したプラズマによる太陽電池の持続放電の可能性」 福重 進也、赤星 保浩(九州工業大学)、渡辺 圭子(立命館大学)、古澤 直美、楠 修平、 高良 隆男、趙 孟佑、細田 聡史、原田 昭治(九州工業大学)、藤田 辰人(JAXA)	...	127
---	-----	-----

「宇宙機設計標準 デブリ防護設計WGにおける衝突実験」 川北史朗(JAXA)、設計標準WG 3(デブリ防護設計)	...	131
---	-----	-----

帯電・放電実験

「汎用宇宙機帯電解析ツール(MUSCAT)の解析機能の開発」 八田 真児、村中 崇信、細田 聡史、金正浩、趙 孟佑(九州工大)、上田 裕子、古賀 清一、 五家 建夫(JAXA)	...	135
--	-----	-----

「電子線照射における宇宙機用絶縁材料内部の空間電荷測定」 本城 正人、丸田 真吾、田中 康寛、高田 達雄、渡邊 力夫(武蔵工大)	...	139
---	-----	-----

「GPM/DPR プロジェクトで使用される熱制御材料の光電子放出電流の測定」 岡野 拓哉、山納 康、小林 信一(埼玉大)、仁田 工美(JAXA)	...	143
---	-----	-----

「GPM/DPR プロジェクトで使用される熱制御材料の表面抵抗率・体積抵抗率の測定」 高橋 昌宏、山納 康(埼玉大)、仁田 工美(JAXA)、小林 信一(埼玉大)	...	147
--	-----	-----

「電子線照射絶縁材料の導電率計測」 党 巍、田原 麻衣、田中 康寛、高田 達雄、渡邊 力夫(武蔵工大)	... 151
「誘電体内部電荷蓄積に対する試料温度の影響」 福島 吉博、渡邊 力夫(武蔵工大)	... 157
「PTFE フィルム内電荷蓄積過程のモンテカルロシミュレーション」 渡邊 力夫、田中 康寛(武蔵工大)	... 170
「宇宙用太陽電池の二次アークに対する安全作動条件取得試験(WG1)」 北村 倫基、野村 正行、増井 博一、豊田 和弘、趙 孟佑(九州工業大学)	... 174
付録・講演プログラム	... 180

特別講演

特集 1 衛星設計・試験の標準化作業の現状

Invited lecture for the 3rd Space Environment Symposium at Tsukuba in December 2006

Presentation of radiation environment activities at ONERA/DESP and collaboration with JAXA

Angelica Sicard-Piet

ONERA / DESP
2, Avenue Edouard Belin, 31055, Toulouse, Cedex 4, France
e-mail: angelica.sicard@onera.fr

Abstract

In a first time, ONERA, the French Aerospace Laboratory, is presented and more particularly the missions of the Space Environment Department (DESP). The main DESP's objective is to evaluate the environmental conditions of space mission and to prevent the damage they may cause. The test facilities for electronics and materials and for local environment effects are also presented.

Then, the activities on planetary radiation belts are described more in details: data coverage, data analysis (saturation, contamination), physical model Salammbô (Jupiter and Earth), the CRATERRE Project and the data assimilation.

Finally, the collaboration with JAXA is presented through the analysis of DRTS/SDOM and MDS-1/SDOM data. Comparison between these Japanese data and other international data are done. One of the results of this collaboration with JAXA is the development of a new geostationary electron model, IGE-2006, based on Los Alamos National Laboratory data and DRTS/SDOM data.

Presentation of radiation environment activities at ONERA/DESP and collaboration with JAXA

ONERA

**Presented by A. Sicard-Piet
Research Scientist at ONERA/DESP
Toulouse, France
Angelica.sicard@onera.fr**

Third Space Environment Symposium – JAXA, Tsukuba Space Center
December 14, 15

Office National d'Études
et de Recherches Aérospatiales
www.onera.fr

Outline

- What is **ONERA** ?
- What are the missions of Space Environment Department (**DESP**)
 - Areas of expertise
 - Test facilities
 - What can DESP perform?
- Presentation of our activities on planetary radiation belts
 - Data Analysis
 - Physical modeling
- Collaboration with JAXA
 - MDS-1/SDOM
 - DRTS/SDOM

ONERA

Outline

- What is **ONERA** ?
- What are the missions of Space Environment Department (**DESP**)
 - Areas of expertise
 - Test facilities
 - What can DESP perform?
- Presentation of our activities on planetary radiation belts
 - Data Analysis
 - Physical modeling
- Collaboration with JAXA
 - MDS-1/SDOM
 - DRTS/SDOM

ONERA

What is ONERA?

ONERA (Office National d'Etudes et Recherches Aéronautiques) is the French national aerospace research center. It is a public research establishment, with eight major facilities in France and about 2,000 employees, including 1,500 scientists, engineers and technicians.

ONERA is organized in 17 scientific departments, grouped in four branches:

- ✓ **Fluid Mechanics and Energetic**
- ✓ **Physics**
- ✓ **Materials and Structures**
- ✓ **Information Processing and Systems**
- + **Wind Tunnel Facilities**

ONERA

Outline

- What is **ONERA** ?
- What are the missions of Space Environment Department (**DESP**)
 - Areas of expertise
 - Test facilities
 - What can DESP perform?
- Presentation of our activities on planetary radiation belts
 - Data Analysis
 - Physical modeling
- Collaboration with JAXA
 - MDS-1/SDOM
 - DRTS/SDOM

ONERA

What are the missions of Space Environment Department (DESP)

➤ DESP's objective:

- To evaluate the environmental conditions of space missions and to prevent the damage they may cause.

➤ Areas of expertise:

- To study and model the different components of the space mission environment and to evaluate the associated risks.

The work of DESP mainly covers:

- *the physical modeling of planetary radiation belts, engineering models (charged particles and solid micro-particle flows),*
- *the satellite's interactions with its environment (contamination, effects of wakes, charging and discharging effects,...),*
- *the vulnerability of electronic components and materials,*
- *the design, calibration and operation of on-board experiments intended for the study of the environment and its effects*

ONERA

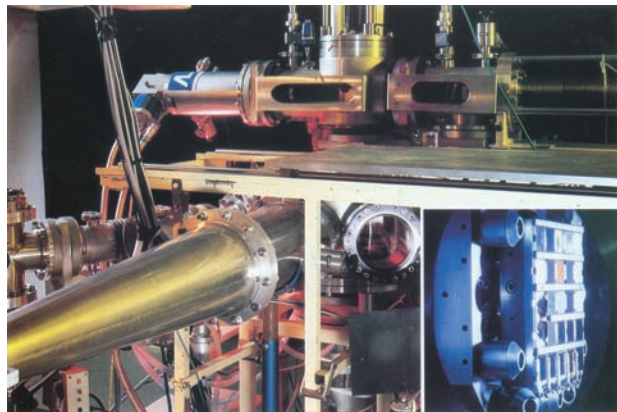
Irradiation TEST Facilities for Electronics and Materials



➤ **Nautilus** : Shepherd 484
Cobalt Source + Cf 252 and
Am241 and electronic test bench

For questions: sophie.duzellier@onera.fr

- **Van de Graaff** : Electron and Proton (max 1.5 MeV)
+ access to big particle accelerators (IPN/Orsay, UCL,
JYFL, PSI, GANIL, CPO ...)
- **SEMIRAMIS**: Materials studies (UV, e-, p+)



Test Facilities for local Environment effects

- **SIRENE** : simulation &
measurements of dielectric charging
(simulation of GEO or MEO
environment : 10keV to 400keV)



- **JONAS** : for large solar cells
coupons and ionospheric plasma
simulation

For questions: jean-francois.rousseau@onera.fr

ONERA

What can DESP perform ?

- **Environment specification:** different levels of refinement
- **Tests** of materials (UV + particles) with in situ optical characterization
 - of electronics parts
 - of charges-discharges
- **Particle detector calibration** (Van de Graaff e- & p+ 2 MeV, Am)
- **Analysis** of on board experiments (energetic particles, test beds) of anomalies
- **Studies for future technology** (solar cells, opto electronic components, nanotech...)

ONERA

DESP cooperation ?

- **France :** CNES, SupAero, Universities, CNRS...
- **Europe :** ESA/ESTEC , RAL, QinetiQ, Univ. of Southampton, Univ. of Kent, Max Planck institute, BIRA/IASB, etc..
- **USA :** LANL, NASA (JPL, Goddard, Marshall), Aerospace Corporation, UCLA, Boeing ...
- **Japan :** JAXA, CRL and Kyushu Institute of Technology
- **Canada :** Univ. of Toronto, ITL
- **Israel :** Soreq
- **Russia :** Moscow State University
- **Argentina :** CONAE

.....

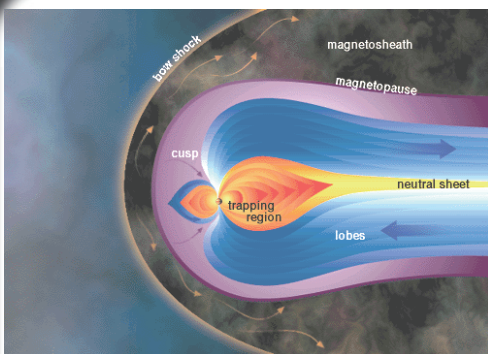
ONERA

Outline

- What is **ONERA** ?
- What are the missions of Space Environment Department (**DESP**)
 - Areas of expertise
 - Test facilities
 - What can DESP perform?
- Presentation of our activities on planetary radiation belts
 - Data Analysis
 - Physical modeling
- Collaboration with JAXA
 - MDS-1/SDOM
 - DRTS/SDOM



Activities on planetary radiation belts: Introduction

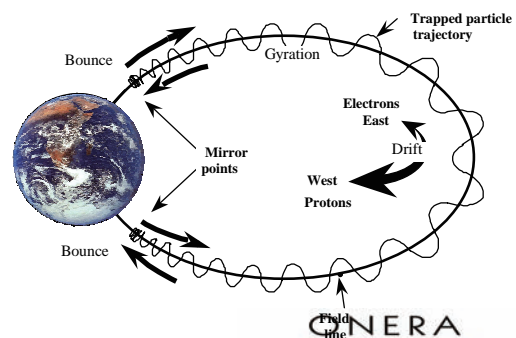


Planetary magnetospheres:

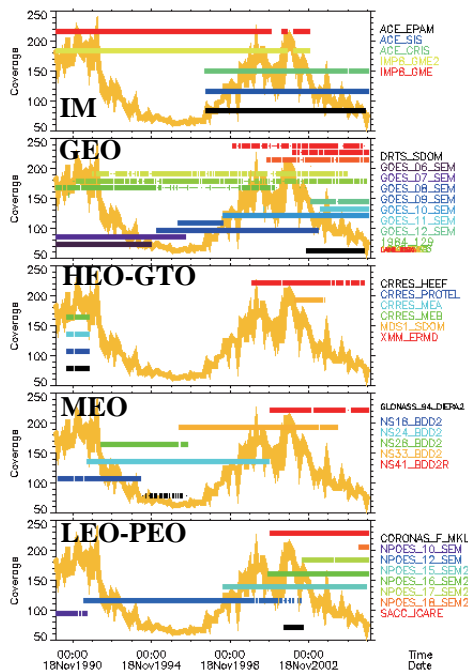
Planet	Mercury	Earth	Jupiter	Saturn	Uranus	Neptune
Obliquity to orbit (°)	0.01	23.5	3.1	26.7	97.8	28.3
Magnetic moment (G.Rp ³)	0.0033	0.301*	4.28	0.21	0.228	0.142
Dipole tilt to rotation axis (°)	169	169.5*	9.6	< 1	58.6	46.9
Rp (km)	2439	6371	71398	60330	25600	24765

Radiation belts:

$$\vec{F} = q(\vec{E} + \vec{v} \wedge \vec{B})$$



Activities on planetary radiation belts: Data Analysis



High energetic protons and
electrons data available at
ONERA



Activities on planetary radiation belts: Data Analysis

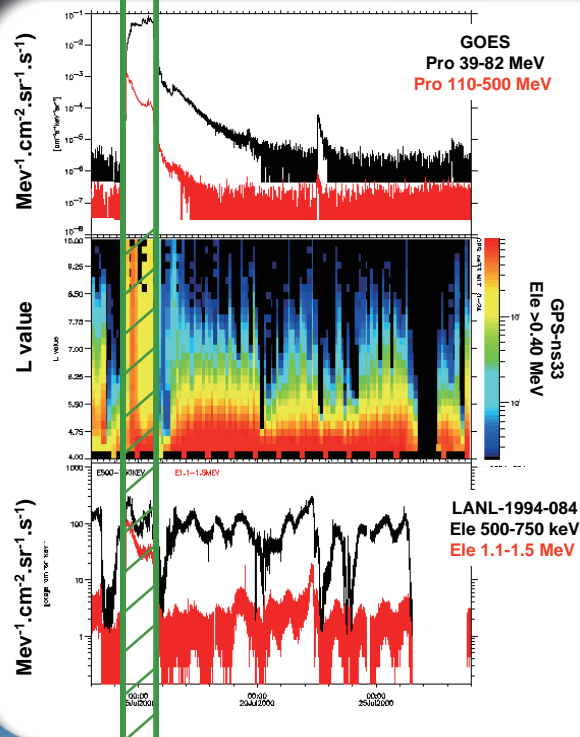
Data analysis procedure (COSPAR PRBEM guidelines)

- File format (CDF) : file name convention, global attributes, variables
 - Obtaining sanitized data
 - Electron data contamination
 - Contamination by proton
 - Contamination by relativistic electrons
 - Summary
 - Proton data contamination
 - Contamination by relativistic electron
 - Summary
 - Saturation
 - Background
 - Signal to noise ratio
 - Spacecraft charging bias
 - Other problems
 - Obtaining coherent data
 - Inter-calibration based on trapped particle dynamics
 - Inter-calibration based on SEP
 - Inter-calibration of cold plasma data
- More information available @
<http://www.onecert.fr/craterre/prbem/home.html>

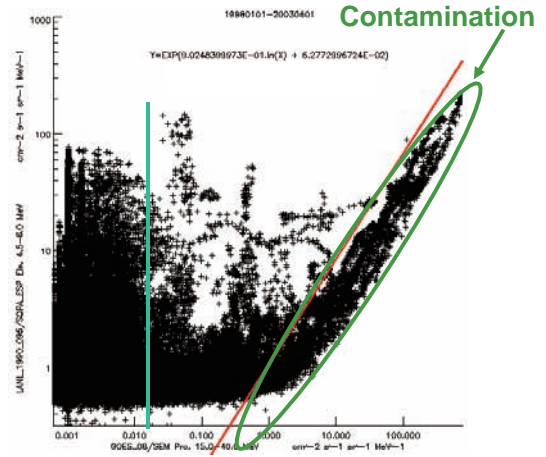


Activities on planetary radiation belts: Data Analysis

Contamination



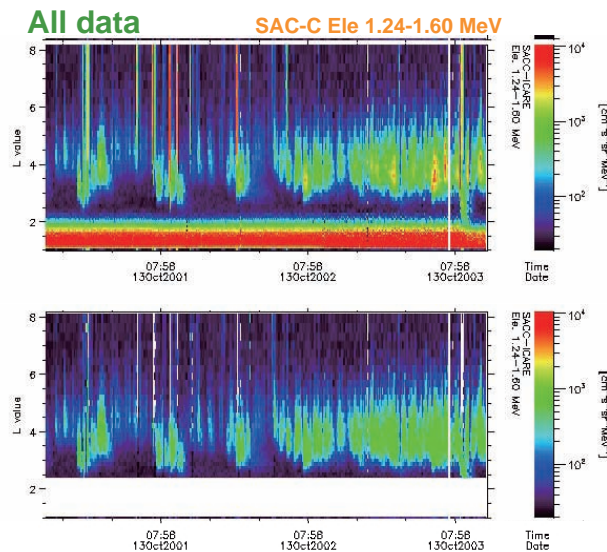
Example of contamination of electrons by protons



ONERA

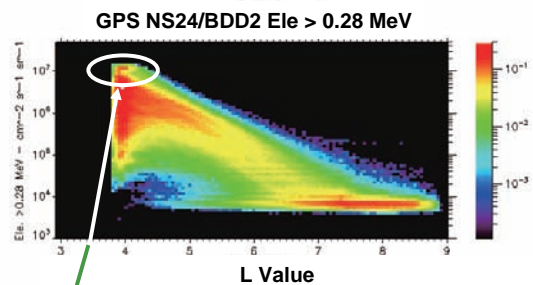
Activities on planetary radiation belts: Data Analysis

Results of decontamination



Only good data

Example of saturation problem



Saturation

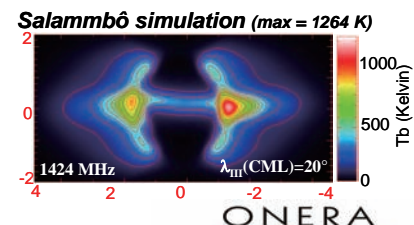
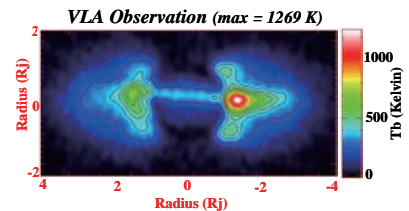
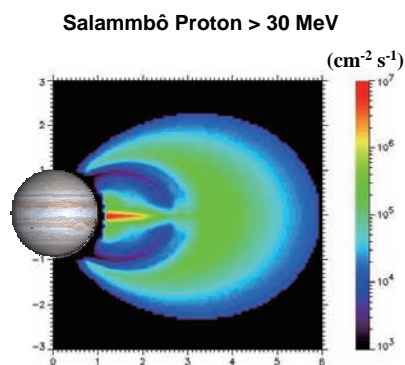
⇒ Saturation: Flux limited to a certain value while percentage of points increases

ONERA

Activities on planetary radiation belts: Physical model: Salammbô

Radiation belts of Jupiter

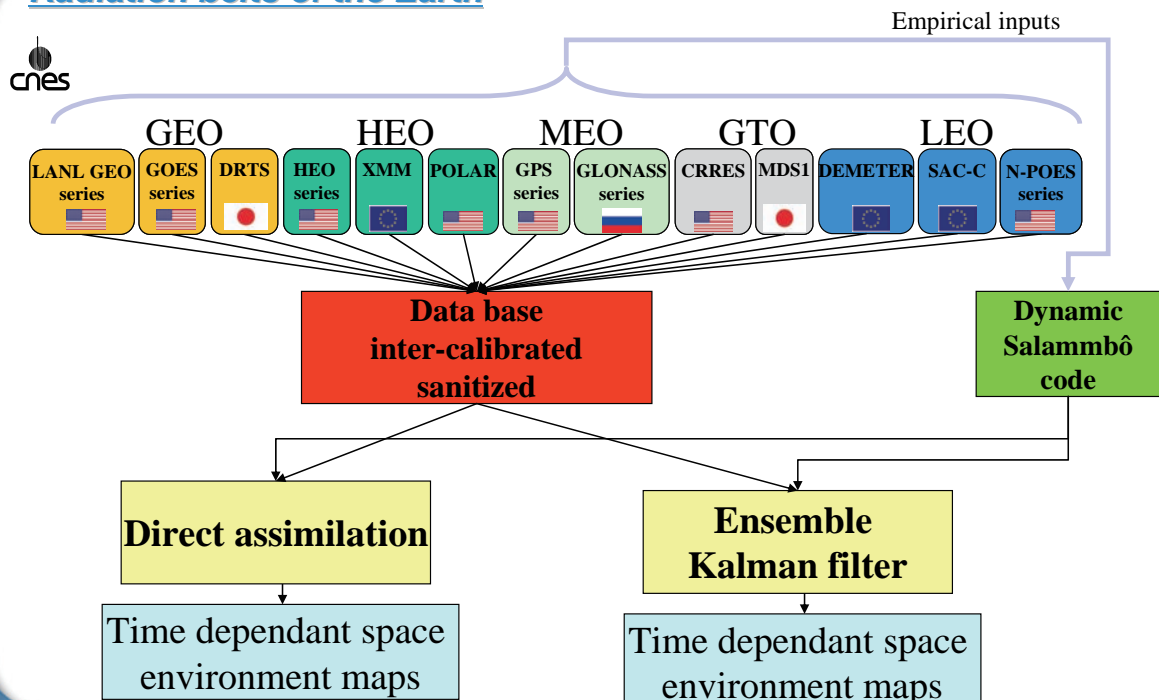
- > Physical model based on the different physical processes which occur in the Jovian radiation belts: interaction with rings and moons, interaction with atmosphere and ionosphere, synchrotron radiation (for electrons), charge exchange (for ions), radial diffusion of the particles...
- > Comparison of Salammbô results with measurements



Activities on planetary radiation belts: Salammbô model and data assimilation: CRATERRE project

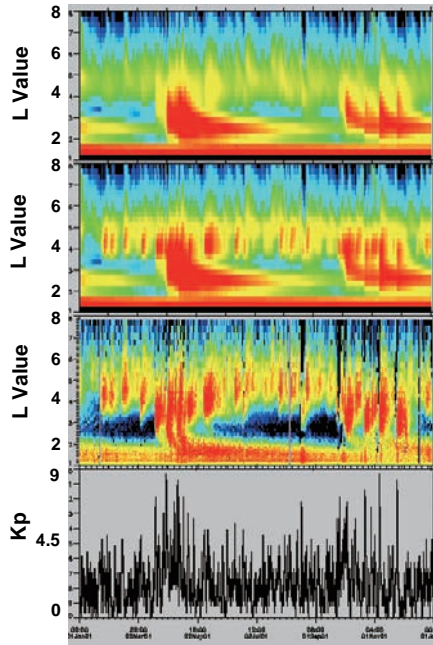
Radiation belts of the Earth

<http://www.onecert.fr/craterre/home.html>



Activities on planetary radiation belts: Physical model Salammbô and data assimilation

Radiation belts of the Earth



Ele 0.4 MeV *Salammbô with
LANL_1994_084 only*

Ele 0.4 MeV *Salammbô with GPS_ns33
and LANL_1994_084*

Ele 0.39-0.45 MeV *SAC_C data*

Kp index

For questions: vincent.maget@onera.fr
sebastien.bourdarie@onera.fr

ONERA

Outline

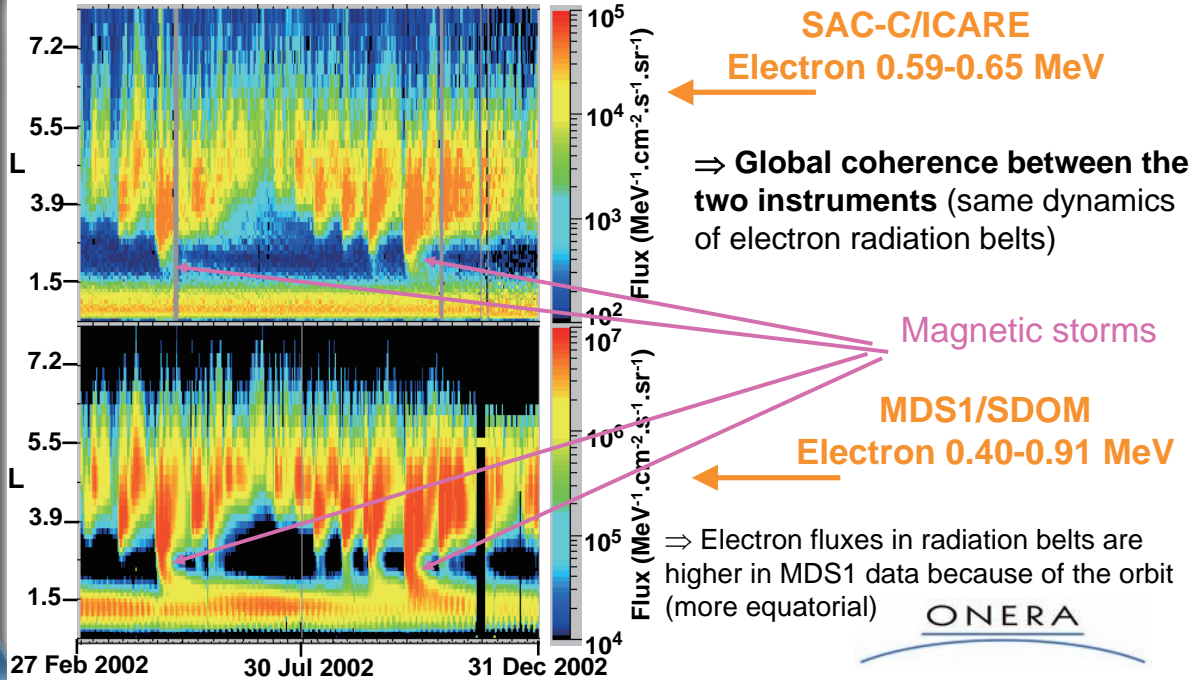
- What is ONERA ?
- What are the missions of Space Environment Department (DESP)
 - Areas of expertise
 - Test facilities
 - What can DESP perform?
- Presentation of our activities on planetary radiation belts
 - Data Analysis
 - Physical modeling
- Collaboration with JAXA
 - MDS-1/SDOM
 - DRTS/SDOM

ONERA

Collaboration with JAXA

MDS-1 / SDOM

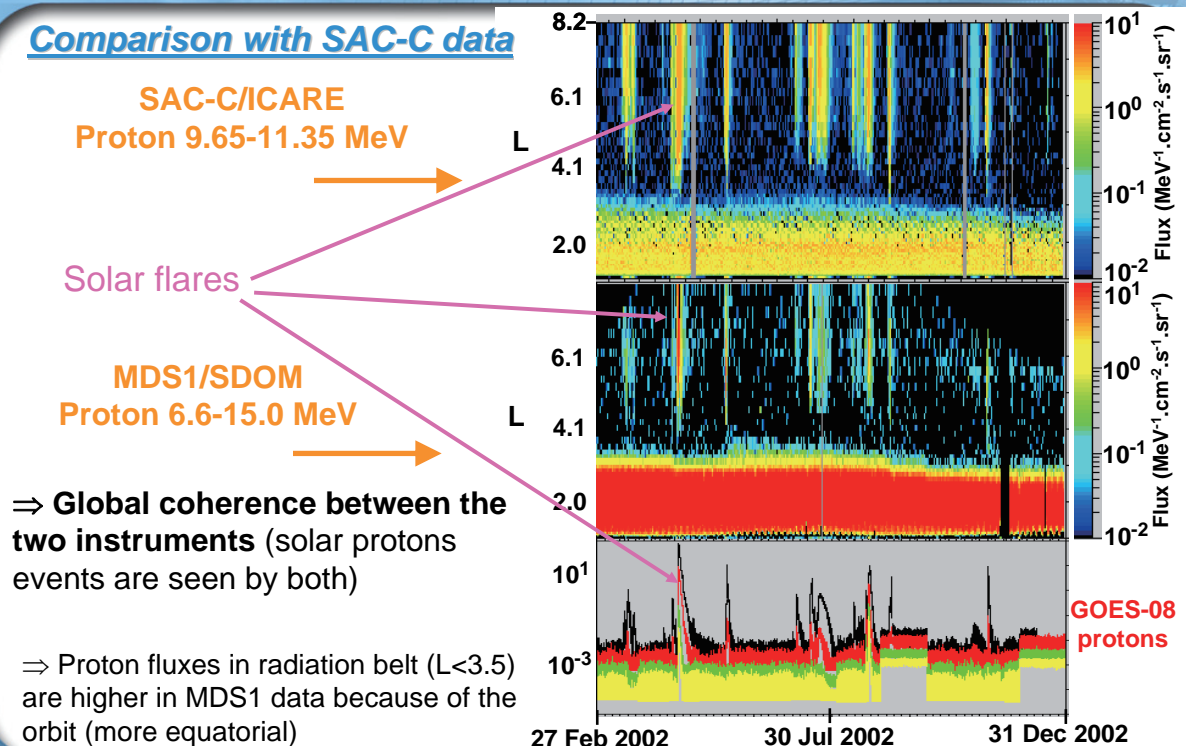
Comparison with SAC-C/ICARE data



Collaboration with JAXA

MDS-1 / SDOM

Comparison with SAC-C data



Collaboration with JAXA

MDS-1 / SDOM

Contamination problems ?

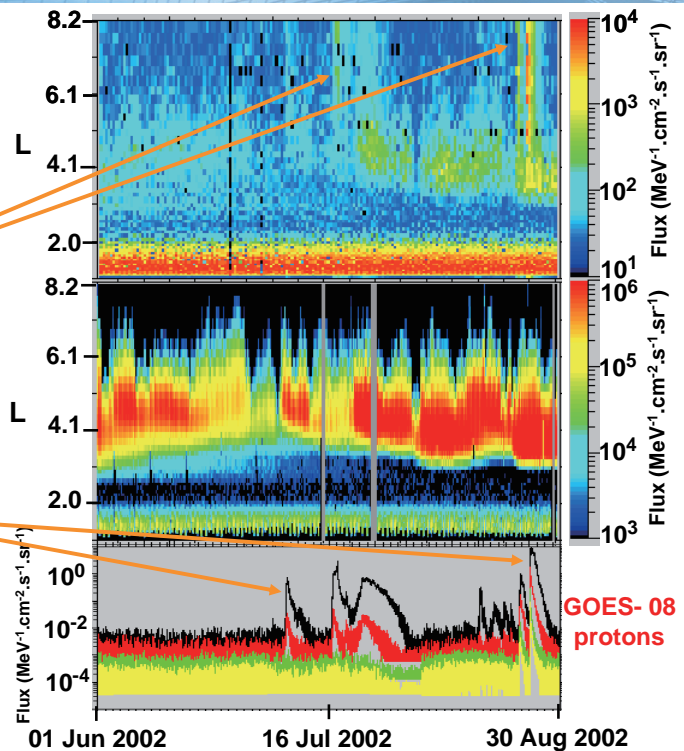
SAC-C/ICARE
Electron 1.24-1.60 MeV

Contamination by protons

MDS1/SDOM
Electron 0.9-2.0 MeV

Solar proton events

⇒ MDS1/SDOM is one of the few satellites which really measured electrons in the inner radiation belt (L < 2)



Collaboration with JAXA

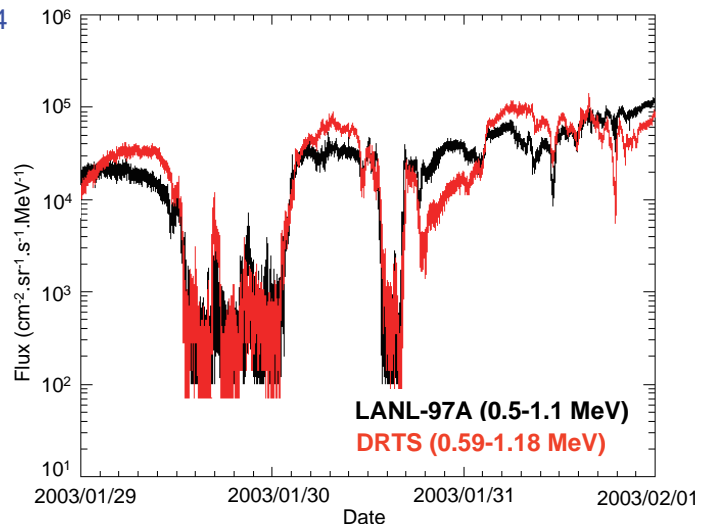
DRTS / SDOM

Comparison of DRTS/SDOM electrons flux with LANL electrons flux

⇒ Only one electrons channel out of 4 what exists can be easily use :0.59-1.18 MeV

⇒ Comparison of DRTS/SDOM electrons measurements after cross calibration with LANL-97A/SOPA electrons measurements (longitude of the two spacecraft are nearly the same: ~ 90°).

⇒ Good agreement between DRTS/SDOM and LANL-97A/SOPA electrons measurements



ONERA

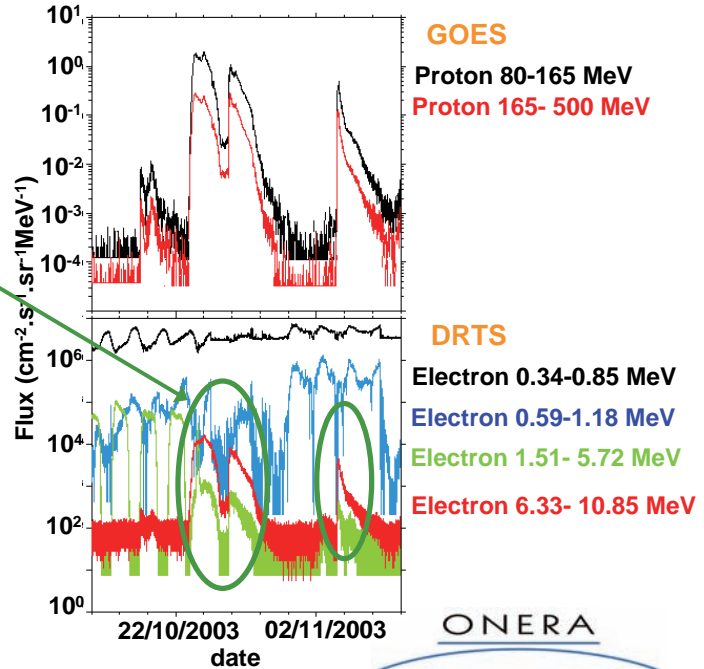
Collaboration with JAXA

DRTS / SDOM

Problem of contamination

Contamination

⇒ The two last electrons channels are contaminated by high energy protons during solar flares



Collaboration with LANL and JAXA

DRTS / SDOM

New model of electron fluxes at geostationary orbit: IGE-2006

This model is based on more than 25 years of data essentially from LANL spacecraft but also from DRTS spacecraft.

Electrons fluxes come from 3 instruments on LANL spacecraft and 1 instrument on DRTS:

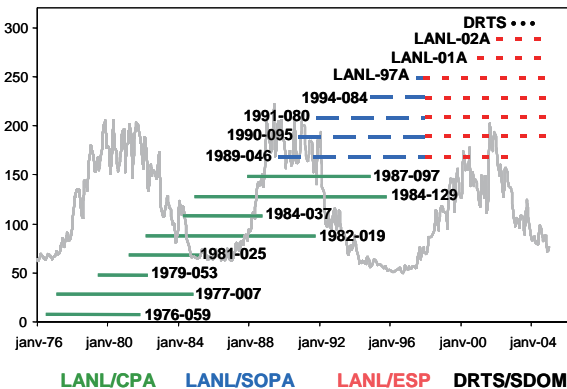
LANL/CPA (Charged Particle Analyzer)

30 keV-2 MeV with 12 differential channels from 1976 to 1988

- LANL/SOPA (Synchronous Orbit Particle Analyzer) : 50 keV-1.5 MeV with 9 differential channels since 1989

- LANL/ESP (Energetic Spectra for Particles) : 0.70 - 6 MeV with 6 differential channels since 1996

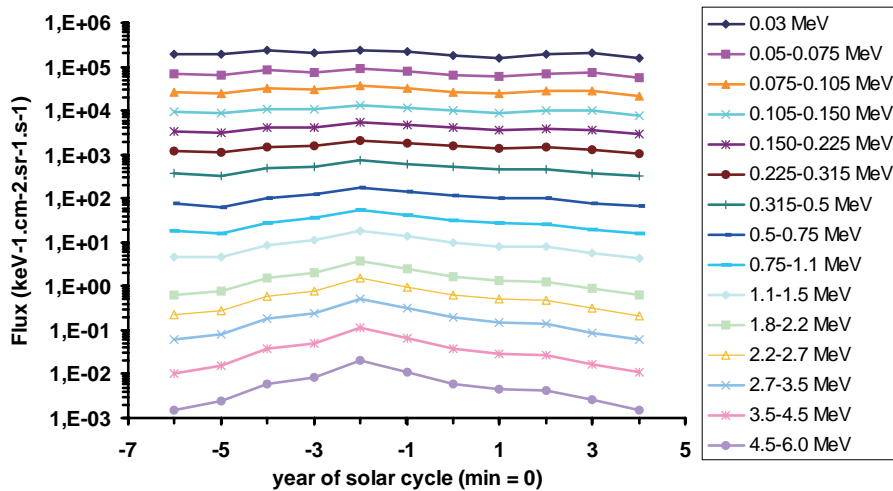
- DRTS/SDOM (Standard Dose Monitor) : 059-1.18 MeV with 1 differential channel since 2003



Collaboration with LANL and JAXA

DRTS / SDOM

Electrons flux in function of the year of the solar cycle



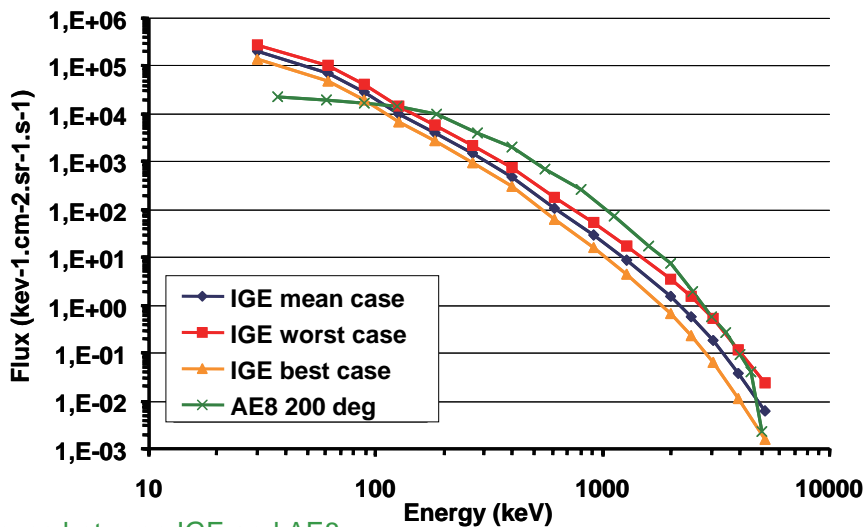
⇒ There is more than a factor 10 between min and max electrons flux for the highest energy (5.2 MeV).

ONERA

Collaboration with LANL and JAXA

DRTS / SDOM

Electrons flux over a solar cycle (11 years)



⇒ Differences between IGE and AE8:

- low energy : IGE > AE8
- mean energy : IGE < AE8
- high energy : IGE worst case = AE8

ONERA

Conclusions

- Questions on DESP activities: magdeleine.dinguirard@onera.fr
- **Virtual Observatory** available at ONERA with many data
- Activities of my team : **50% model and 50% data analysis**
- Efforts on **data assimilation** to develop specification model for space environment : (Salammbô model + data analysis)
- New specification models with international collaboration:
 - ✓ **LANL-JAXA-ONERA (CNES) for IGE 2006 model**
 - ✓ **LANL-ONERA (CNES) for MEO model (based on GPS data)**



MEASUREMENT OF NEAR EARTH RADIATION ENVIRONMENT IN JAXA - OVERVIEW AND PLAN -

Tateo Goka, Haruhisa Matsumoto
Japan Aerospace Exploration Agency, Sngen 2-2-1, Ibaraki, 305-8505, Japan

ABSTRACT

The current status of measuring radiation using JAXA satellites is reviewed. Starting with Engineering Test Satellite-V (ETS-V; KIKU-5 in Japanese) in 1987, efforts to conduct radiation measurements in space have continued using almost all Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA formerly NASDA) satellites (ETS-VI, ADEOS, ADEOS-II, MDS-1, DRTS (ongoing), and ALOS (ongoing)), in geostationary orbit (GEO), geostationary -transfer orbit (GTO), and low-Earth orbit (LEO). Electrons, protons, alpha particles, and heavy ions have been the main objects of study. Future plans for radiation monitoring in JAXA, including GOSAT, Jason-2 (in collaboration with CNES), SmartSat (in collaboration with NICT), and ISS/JEM/Exposure Facility/SEDA-AP, are presented.

1. Introduction

JAXA (formerly NASDA) developed TEDA (Technical Data Acquisition Equipment), which is able to measure the space radiation environment and its effects on newly developed electronic devices onboard a satellite. TEDA was designed to acquire engineering data useful to the design of future spacecraft, to diagnose the anomalies encountered on orbit, and to collect data to make new radiation belt models (electrons, protons, and alpha particles) to augment NASA radiation belt models. TEDA is composed of various instruments for every spacecraft mission. TEDA was reviewed by two papers, Khno (1996) and Fukuda et al. (1996) almost ten years ago. This paper reviews current TEDA instruments and data over the past ten years, and presents our future measurement plan.

II. TEDA Post-Flight Measurement Data

TEDA instruments have flown on board ten spacecraft (Table 1). All measured data are available on the SEES (Space Environment and Effects System) website (<http://sees.tksc.jaxa.jp/>).

Table 1: Spacecraft carrying TEDA

Spacecraft	ETS-V	ETS-VI	ADEOS	ETS-VII	Shuttl	ADEOS II	DRTS	ISS	MDS-1	ALOS
Launch	1987	1994	1996	1997	1998	2002	2002	2002	2002	2006
Orbit	GEO	GTO	LEO	LEO	LEO	LEO	GEO	LEO	GTO	LEO
Altitude	36k	8k-38k	800	500	400	800	36k	400	230-36k	700
DOM	⊙	⊙				⊙			⊙	
HPM			⊙							⊙
LPT										⊙
HIT		⊙	⊙						⊙	⊙
DOS		⊙	⊙			⊙			⊙	⊙
MAM		⊙							⊙	
AOM				⊙						
NEM					⊙			⊙		
PLA										
POM	⊙	⊙	⊙							
DIM	⊙									
SUM	⊙	⊙	⊙			⊙			⊙	
ICM	⊙	⊙								
SCM	⊙	⊙								
COM	⊙	⊙	⊙							

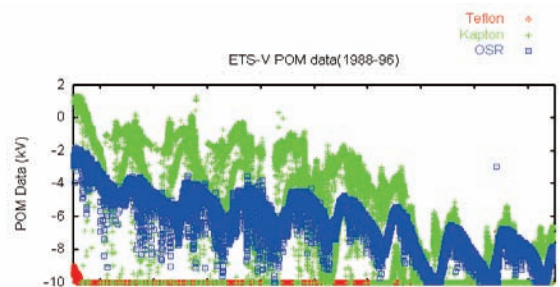


Fig. 1: POM/ETS-V measured data

2.1 KIKU-5 (Engineering Test Satellite-V) (GEO, longitude: 150 deg. E)

A dose monitor (DOM) composed of two silicon detectors was installed on this satellite (Khno (1996) and Fukuda et al. (1996)). The measurement data were gathered from August 1987 to September 1997 (ten years). Single-event latch up data acquired by a Single-Event Upset Monitor (SUM) were reported for the first time (Goka, et al., 1991).

The Potential Monitor (POM) measures differences electrostatic potential on the surface of spacecraft. Figure 1 presents the POM instrument measured data for ten years. Three samples

(Teflon (lowest), Kapton (highest), and OSR (middle in y axis)) were mounted on the POM. The electric field leaking from an aperture of each sample was modulated by a chopper at 1 kHz, and the electrostatic electrode detected the weak electric field.

2.2 KIKU-6 (Engineering Test Satellite-VI) (GTO: perigee 8,600 km, apogee 38,600 km)

A DOM composed of six silicon detectors and a Magnetometer (MAM) were installed on this satellite. The data were gathered from August 1994 to July 1996. The measurement data were mainly reported in three papers, (Goka et al.,1996). We made the first empirical radiation belt models (electrons, protons, and alpha particles in a solar minimum period) by using this data and scientific satellite AKEBONO data (Goka et al., 1999).

2.3 MIDORI (Advanced Earth Observing Satellite (ADEOS)) (LEO-POLAR: altitude: 800 km, inclination: 98.6 deg.)

A DOM and a Heavy Ion Telescope (HIT) were installed on this satellite. The data were gathered from August 1996 to July 1997. The HIT measured the interplanetary anomalous cosmic ray (ACR), oxygen, and nitrogen, with results quite similar to those of SAMPEX (Figure 2) (Kohno et al., 1998).

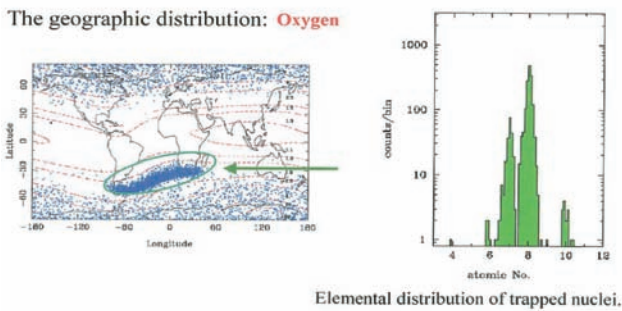


Fig. 2: Geographic distribution of oxygen and elemental distribution of trapped Anomalous Cosmic Ray (O, N, C, Ne) Diagram observed by MIDORI /HIT(kohno et al., 1998).

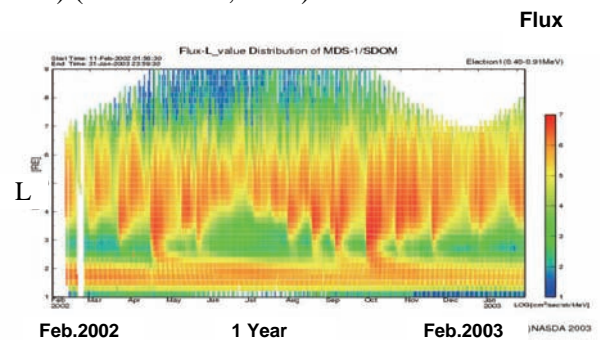


Fig. 3: Electron Flux (0.4-0.9MeV) L-t

2.4 MIDORI-2 (ADEOS-2) (LEO-POLAR: altitude 800 km, inclination 98.6 deg.)

A DOM was installed on this satellite; data were gathered from December 2002 to September 2003(Kimoto t al., 2002). The DOM data were used for diagnosis of the ADEOS-2 total loss anomaly (Goka et al., 2005).

2.5 TSUBASA (Mission Demonstration Satellite (MDS-1)) (GTO: perigee 500 km, apogee 36,000 km)

A Standard Dose Monitor (SDOM)(Matsumoto et al., 2001), a HIT, and a MAM were installed on this satellite. The data were gathered from February 2002 to September 2003. There are many reports on these data (Goka et al., 2002, Koshiishi et al., 2002, Kimoto et al., 2003).

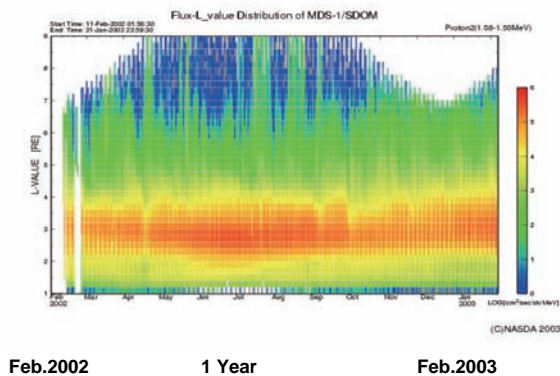


Fig. 4 : Proton Flux (1-1.5MeV) L-t Diagram

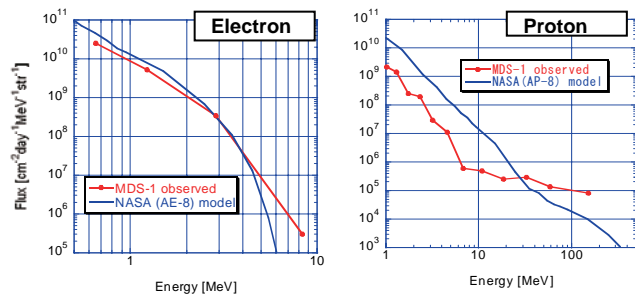


Fig. 5: Comparison between MDS-1 Observed Energy Spectrum and NASA Model

The SDOM measurement results are given in Figures 3 and 4. The electron flux (0.4-0.9 MeV) and the proton flux (1-1.5MeV) are indicated on the L-t diagram, where the vertical axis gives

Mcllwain's L-value ranging from L=1 to 9, and the horizontal axis gives time covering one year, starting in February 2002. Figure 5 depicts the observed and averaged electron (right) and proton (left) energy spectra, compared to the spectra calculated from the NASA AE-8 MAX (Vette et al., 1991) and AP-8 MAX (Sawer et al., 1991) models, the fluxes of which were integrated along all data points of the MDS-1 orbit. The measured averaged proton fluxes were ten times lower than those of the AP-8 MAX model for energy levels below 20 MeV. However, we found that both electron and proton fluxes were broadly consistent with AE-8 MAX and AP-8 MAX models on the geomagnetic equator (Matsumoto et al., 2006).

2.6 KODAMA (Data Relay Test Satellite; DRTS) (GEO; longitude 90.75 deg. E)

An SDOM was installed on this satellite. Data have been gathered since September 2002. Figure 6 depicts proton channel 11ch-15ch data (8MeV-211MeV) from October 2002 to January 2006.

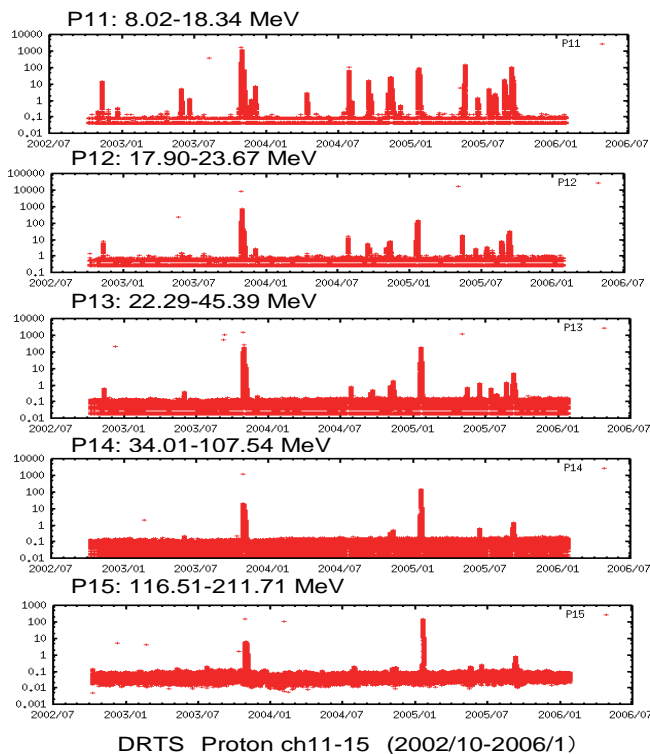


Fig. 6: Proton Ch. 11-15 (8-211MeV) data from October 2002 to January 2006, obtained by DRTS/SDOM

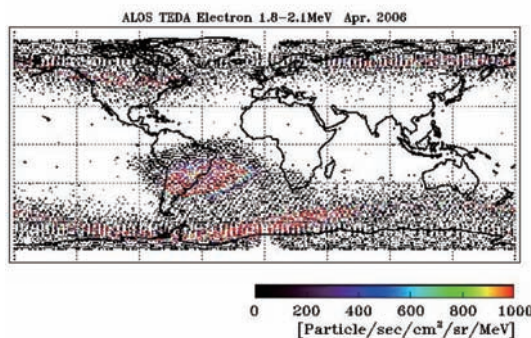


Fig. 7: LPT (ALOS) Electron (1.8-2.1MeV) 1month data on a world map.

2.7 DAITI (ALOS) (LEO-POLAR: altitude 690 km, inclination 98 deg.)

TEDA consists of a Light Particle Telescope (LPT) and a HIT. Data have been gathered since February 2006. Figure 7 shows electron (1.8-2.1MeV) 1 month data on a world map, respectively. These data clearly show the increased flux in the South Atlantic Anomaly (SAA).

III. TEDA Future Plan

JAXA are planned to be flown on various missions in the following years. Table 2 lists the confirmed TEDA mission to date.

4.1 Engineering Test Satellite-VIII (ETS-8) (GEO, longitude 146 deg. E)

ETS-8 will be launched in December 2006. TEDA has four components: a MAM, a POM, a DOM, and a SUM. The MAM, a fluxgate magnetometer, was placed on the upper antenna tower. The measurement range was 256, 1024, 4096, and 65536 nT, the same range as that of ETS-6. The POM instrument was the same instrument as ETS-V, -VI, and ADEOS, except samples. Three cover glasses (BRR/s-0213, CMX-BRR, and CMG-AR) were selected for ETS-8.

Table 2. Planned TEDA Mission Plan

Spacecraft	ETS-8	Jason-2	GOSAT	SmartSat	ISS/JEM
Launch	2006	2008	2008	2008	2008-2009
Orbit	GEO	LEO	LEO	GTO	LEO
Altitude	36k	1.3k	666		400
DOM	Dose Monitor				⊙
HPM	High energy Particle Monitor				
LPT	Light Particle Telescope	⊙	⊙	⊙	
HIT	Heavy Ion Telescope		⊙		⊙
DOS	DOSimeter (RadFET)	⊙			
MAM	Magneto Meter	⊙			
AOM	Atomic Oxygen Monitor				⊙
NEM	NEutron Monitor				⊙
PLA	Plasma Monitor				⊙
POM	POtential Monitor	⊙			
DIM	DIscharge Monitor				
SUM	Single event Upset Monitor	⊙			⊙
ICM	IIntegrated Circuit Monitor				⊙
SCM	Solar Cell Monitor				
COM	CONtamination Monitor				

4.2 Greenhouse Gases Observing Satellite (GOSAT) (LEO, Polar)

GOSAT will be launched in mid-2008 into sun-synchronous sub-recurrent orbit with an altitude of 666km and an inclination of 98deg. The nominal lifetime will be five years. TEDA is composed of an LPT and a HIT. The LPT measures electron, proton, and alpha particles, and identifies the types of particles and energy. It is composed of four instruments (LPT1~4). LPT1 and LPT2 have the same configuration, composed of ELS-A, ELS-B, APS-A, and APS-B; but LPT1 and LPT2 have different fields of view. LPT3 is composed of three ELS-As and three APS-As. LPT4 is composed of APS-C.

Each LPT is composed of compact and high-performance sensors (Table 3). LPT3 has three fields of view to observe the distribution of pitch angle of particle flux with a geomagnetic field.

Table 3 : Sensors used in LPT

Sensor	Energy range
ELS-A	Electron: 30keV~1.3MeV, 1.3MeV<
ELS-B	Electron: 280keV~20MeV
APS-A	Proton: 400keV~37MeV, Alpha: 3MeV~16MeV
APS-B	Proton: 1.5MeV~250MeV, Alpha: 20.7MeV~400MeV
APS-C	Proton: 100MeV~500MeV, Alpha: 25MeV/n~500MeV/n

The measurement ranges of the HIT are:

- He: 7~48MeV/n
- Li: 8.5~56MeV/n
- C: 13~90MeV/n
- O: 16~106MeV/n
- Fe: 28~201MeV/n.

4.3 Jason-2 (CNES/JAXA joint project)

CNES and JAXA agreed that the radiation particle monitor, the LPT, would be accommodated in the CNES satellite Jason-2. The mission of the JASON-2 is dedicated to ocean and climate forecasting, in continuation of the successful TOPEX-POSEIDON satellite launched in 1992 and the Jason-1 launched in 2001. Jason-2 is planned to be launched in June 2008. The altitude of its orbit will be 1,336km, and the inclination will be 66 degrees. It was decided to load the LPT on the Jason-2 with the same specifications as the GOSAT LPT1. Therefore, the LPT consists of four sensors (ELS-A, ELS-B, APS-A, and APS-B).

4.4 SmartSat (NICT/JAXA joint project)

The SmartSat is a small satellite (260Kg) that is a collaborative program of a government agency (NICT, JAXA) and the private sector (MHI) in Japan. The space weather experiment of the SmartSat consists of a Wide Field Imager for CME tracking (WCI), Space Environment Data Acquisition Equipment (SEDA), and a mission processor (MP). Both instruments will be principal components of the L5 mission. SmartSat is planned to be launched into a geo-synchronous transfer orbit (GTO) in 2008-2009. LPT was decided to be installed on the SmartSat with the same specifications as the GOSAT LPT1. Therefore, the LPT consists of four sensors (ELS-A, ELS-B, APS-A, and APS-B).

4.5 ISS JEM Exposed Facility and SEDA-AP

Development of the SEDA that will be mounted on the Exposed Facility (EF) of the Japanese Experiment Module (JEM, also known as "Kibo") on the ISS has been completed. This payload module is called SEDA-Attached Payload (AP). The SEDA-AP will be launched by space shuttle and attached to the JEM-EF in 2008-2009. It will measure space environment data on the ISS orbit. The SEDA-AP is composed of common bus equipment that supports launch, RMS handling, power and communication interfaces with JEM-EF, an extendible mast that extends the neutron monitor sensor 1m from the bus structure, and equipment that measures space environment data.

(1) Neutron Monitor (NM)

The NM measures the energy of neutrons from thermal to 100 MeV by two detectors, the Bonner Ball Detector (Thermal-15MeV) and the Scintillation Fiber Detector (15MeV- 100MeV) in real time. The Bonner Ball Detector discriminates neutrons from other charged particles by ³He proportional gas counters, which have high sensitivity to thermal neutrons, and measures the energy of neutrons by using relative responses that correspond to different polyethylene moderator thicknesses (6 pcs), with the same specifications as the precursor measurements on space-shuttle (1998) and ISS inside (2001). The Scintillation Fiber Detector measures tracks of incident particles by a cubic arrangement sensor (consisting of a stack of 512 scintillator sticks), discriminates neutrons by using differences of these tracks, and measures energy of neutrons by measuring track length.

(2) Heavy Ion Telescope (HIT)

The HIT uses a solid-state detector to measure the energy distribution of heavy ions (Li-Fe) that cause single-event anomalies and damage of electronic devices. The solid-state detector converts loss energy of heavy ions in the detector to electrical signals. The HIT measures incident particle mass from loss energy in each layer (ΔE) and total loss energy of each layer (E) by the ΔE - E method, with the same specifications as the ALOS.

(3) Plasma Monitor (PLAM)

The PLAM measures density and electron temperature of space plasma, which cause charging and discharging of spacecraft, by the Langmuir probe.

(4) Standard Dose Monitor (SDOM)

The SDOM measures energy distribution of high-energy light particles such as electrons, protons, and particles that cause single-event anomalies and damage electronic devices, by a solid-state detector and a scintillator, with the same specifications as the DRTS and the MDS-1.

(5) Atomic Oxygen Monitor (AOM)

The AOM measures the amount of atomic oxygen on the orbit of the ISS. The atomic oxygen interacts with the thermal control materials and paints, and lowers their thermal control ability. AOM measures the resistance of a thin carbon film that is decreased by atomic oxygen erosion.

(6) Electronic Device Evaluation Equipment (EDEE)

The EDEE measures the single-event phenomena and radiation damage of electronic parts. Single-event phenomena are induced by the impact of an energetic heavy ion or proton. The occurrence of single-event phenomena is detected by bit flips of memorized data or sudden increases of power supply current.

(7) Micro-Particles Capturer (MPAC)

The MPAC captures micro-particles that exist on orbit. Silica-aerogel and metal plates are used to capture micro-particles. After the retrieval of MPAC, size, composition, and collision energy of captured particles will be estimated.

(8) Space Environment Exposure Device (SEED)

The SEED exposes materials for space use to the real space environment. After the retrieval of SEED, degradation of these materials caused by the space environments (e.g. radiation and atomic oxygen) will be estimated.

Concluding Remarks

Space environment and radiation effects measurement has been a long-term effort since 1987. Radiation monitors have been flown with almost all JAXA satellites for 20 years. This effort will be justified when new JAXA radiation belt models (electrons, protons, and alpha particles with pitch angle distributions) are developed in the very near future.

CNES and JAXA are attempting to make an International Geosynchronous Electron model version-1 (IGE1), adding the POLE model to DRTS-/SDOM data. We would like to contribute the JAXA model and the IGE1 model to ISO TC20/SC14/WG4 standard models.

This resource will be further expanded with the instrument's flight plan on a future mission, as presented in this paper. The final goal is the creation of an international network of complementary radiation monitors providing continuous and long-term measurement of the space environment. We have already exchanged our JAXA-SDOM data with CNES-ICARE data, ESA-SREM data and Aerospace corp.-HEO dose data, and we hope that our contribution is of interest to the international community.

References

- Kohno, T., (1996), Current and future data available in Japan, Geophysical Monograph 97, Radiation Belts Models and Standards, J.F. Lemaire, D. Heynderickx, and D.N Baker, editors, American Geophysical Union, 217-222.
- Fukuda, T., T. Goka, H. Matsumoto, (1996), The Measurement of Space Environment and Effect in NASDA, IAF-96-U.3.05, 47th IAC Beijing.
- Goka, T., S. Kuboyama, Y. Shimano, T. Kawanishi, (1991), The On-Orbit Measurement of Single Event Phenomena by ETS-V Spacecraft, IEEE Trans. On Nucl. Sci., NS-38, 1393-1699.
- Goka, T., H. Matsumoto, T. Fukuda, S. Takagi, (1996), Measurement of Radiation Belt Particles with ETS-6 Onboard Dosimeter, Geophysical Monograph 97, Radiation Belts Models and Standards, J.F. Lemaire, D. Heynderickx, and D.N Baker editors, American Geophysical Union, 251-254.
- Goka, T., H. Matsumoto, T. Fukuda, S. Takagi (1996), Space Environment and Effect Measurements from ETS-6 Satellite, ESA Symposium Proceedings on Environment Modelling for Space-based Applications, ESA SP-392, 51-57.
- Goka, T., H. Matsumoto, T. Fukuda, S. Takagi, (1996), Predictions of the Radiation Belt Particle Flux Variations from ETS-6 In-flight Measurements, Proceedings of a workshop Solar-Terrestrial Predictions-V edited by G. Heckman, K. Marubashi, M. A. Shea, D. F. Smart, R. Thompson, 476-479.
- Goka, T., H. Matsumoto, S. Takagi, (1999), Empirical model based on the measurements of the Japanese spacecraft, Radiation Measurements 30, pp.617-624.
- Kohno, T., H. Miyasaka, H. Kato, C. Kato, T. Goka, H. Matsumoto, (1998), Heavy Ion Radiation in Space Observed by Japanese Satellite, Proceedings of the 3rd International Workshop on Radiation Effects on Semiconductor Devices for Space Application, 90-95.
- Kimoto, T., H. Matsumoto, et al, (2002), Outline of Space Radiation & Effect Monitor on board ADEOS-II, 23rd ISTS proceeding, pp.1730-1734.
- Goka, T., H. Matsumoto, K. Koga, Y. Kimoto, (2005), Space Environment Effects on two Satellite Anomalies in Oct. 20 03 Storm, AIAA, IAC-04-IAA.4.9.3.U.6.01, 56th IAC, Vancouver,
- Matsumoto, H., H. Koshiishi, T. Goka, Y. Kimoto, B. D. Green, G.E. Galica, T. Nakamura, T. Abe, S. Badono, S. Murata, J.D. Sullivan, (2001), Compact, Lightweight Spectrometer for Energetic Particles, IEEE Trans. Nuclear Science, NS-48, No.6, 2043-2049.
- Goka, T., et al, (2002), Space Environment & Effect Measurements From The MDS-1 (Tsubasa) Satellite, 23rd ISTS proceeding, pp.1747-1754.
- Koshiishi, H., H. Matsumoto, Y. Kimoto, H. Liu and T. Goka, (2002), Space Environment Data Acquisition Equipment on Board Mission Demonstration Test Satellite, COSPAR Colloquia Series, Solar-Terrestrial Magnetic Activity and Space Environment, edited by H. Wang, R. Xu, pp.369-371.
- Kimoto, Y., H. Koshiishi, H. Matsumoto, T. Goka, (2003), Total dose orbital data by dosimeter onboard tsubasa (MDS-1) satellite, IEEE Trans. Nucl. Sci. vol.50, No6, pp.2301-2305.
- Vette, J. I., (1991), The AE-8 trapped electron model environment, NSSDC/WDC-A-R&S76-06, NASA /Goddard Space Flight Center.
- Sawyer, D. M., Vette, J. I., (1991), AP-8 trapped proton environment for solar maximum and solar minimum, NSSDC/WDC-A-R&S76-06, NASA /Goddard Space Flight Center.
- Matsumoto, H., H. Koshiishi, T. Goka, (2006), MDS-1 Data Base and Radiation Belts Model, CO.1-0015-16, 36th COSPAR, Beijing China, 2006.

Quality assurance design guideline for solar panel, Insulation design guideline and spacecraft charging guideline in JAXA

Kumi Nitta, WG1, WG5, WG8

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), 2-1-1, Sengen, Ibaraki, 305-8505, Japan, nitta.kumi@jaxa.jp

1. Introduction

As a current JAXA activity on standardization, we are selectively working on domestic standardization to intensively tackle problems raised in ADEOS-II (Midori 2). While we are doing this activity aimed to consequently cumulate technological pool and by sharing it, prevent the problems from recurring, we are taking into account that we should also make good proposals to international standardization groups like ISO. Figure 1 shows the JAXA design guideline outline. In this paper, we introduced a project for quality assurance guideline of solar panel WG8 in JAXA. We explained about a part of the research and analyzes the results for the charging design WG1 and insulation design WG5.

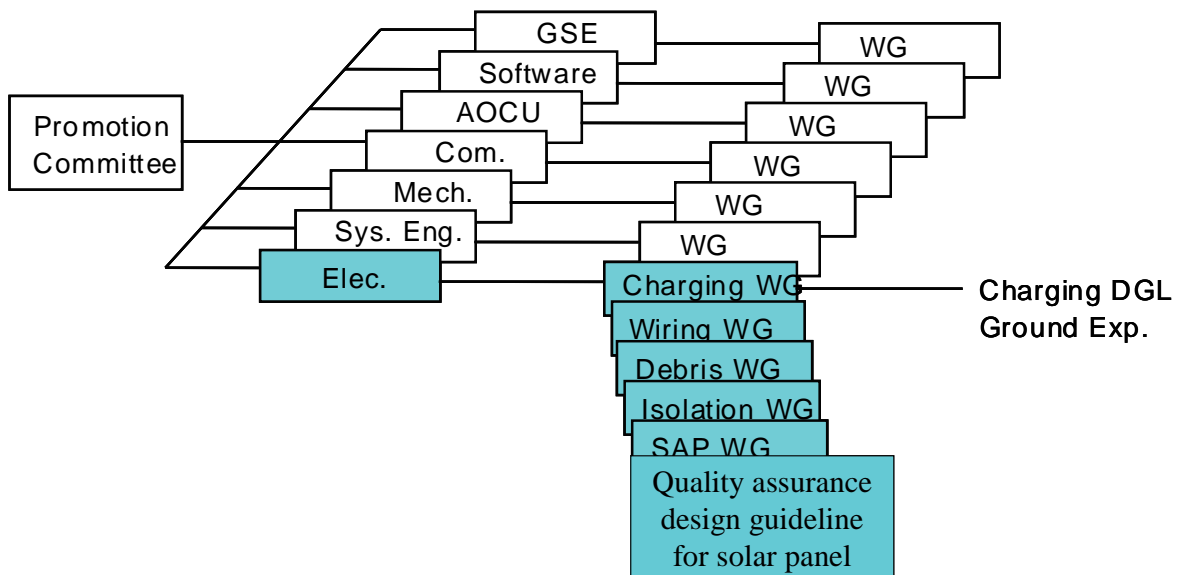


Figure 1 JAXA design guideline outline

2. Quality assurance design guideline for solar panel WG8

This guideline object is quality assurance approach for solar panel. The guideline provides general requirements for solar panel, built with processes, materials, and components that are flight-qualified or proposed flight qualification. The requirements allow for the tailoring in accordance with the aim of each spacecraft projects. Table 1 show the summary of the qualification and characterization tests

In this guideline draft Chapter 3, we explain about the qualification tests. The purpose of this chapter is to show the ways of the thermal vacuum test, thermal vacuum cycling test and acoustic test. The way of ESD test is incorporated herein by reference the charging design WG1

Chapter 4 show the ways of inspection and electrical test. It is define the ways of the visual inspection and the electrical test performance.

In chapter 5 Qualification Controls, we state their fundamental philosophy towards the parts and materials, the fabrication of qualification panel, the test record, the environmental control, the management of test equipment and the management of change of design and/or manufacturing process.

We will decide to the detail based on the some experiments and analysis. We will not only conducts experiments, but designs the research and analyzes the results as needed from next year like the charging design WG1 and WG5.

Table 1 Summary of the qualification and characterization tests

No.	Qualification and Characterization Test	Test specimen
1	Thermal vacuum cycling Test	Coupon :Using at least 2 CICs
2	Humidity test	CIC:
3	Thermal vacuum test	Coupon、 Full-sized flight panel
4	Out-gases	—
5	Acoustic test	Full-sized flight panel
6	ESD (Charging · discharging experiment)	Coupon
7	Atomic oxygen exposure	Electronic, mechanical components
8	UV radiation effect characterization	CIC
9	Angle of incidence characterization	CIC
1 0	hemispherical emissivity characterization	CIC
1 1	Solar absorptance characterization	CIC
1 2	(*)Bypass diode characterization	Coupon 、 CIC
1 3	(*)CIC electrostatic discharge sensitivity characterization	CIC
1 4	(*) Four-point bending (Three point bending)	CIC
1 5	Electrical test performance	Coupon 、 CIC、 Full-sized flight panel
1 6	Visual inspection	Coupon 、 CIC、 Full-sized flight panel

3. Insulation design guideline WG5

This guideline covered with principal and accessory power source bus. The guideline defines the primary power source bus upper and including separator circuit for short-circuit fault. The guideline carries exhaustive information on vacuum insulation, plastic mold, coating etc.... The design flow on insulation design show the following

1. Depend on Insulation material, thickness, actuation temperature, and transmission frequency.
2. Dielectric breakdown test for the following conditions.
 - The electrical field strength coefficient Rt at 6mil
 $1\text{mil} = 0.0254\text{mm}$
 - Temperature delaiting coefficient Rc
 - Frequency delaiting coefficient Rf
 - Electrical field strength E for operating time
3. Maximum allowable actuation voltage = $Rt \times Rc \times Rf \times E \times t$

Figure 2 show the experimental set-up for the dielectric breakdown test. Figure 3, 4, 5 show the one examples of each experiment.

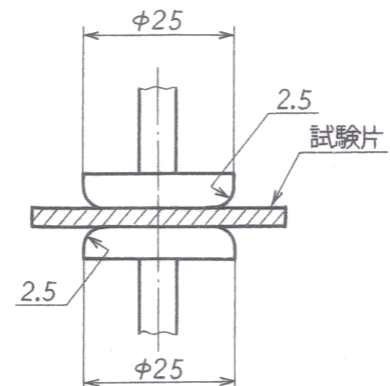


Figure 2 the experimental set-up for the dielectric breakdown test

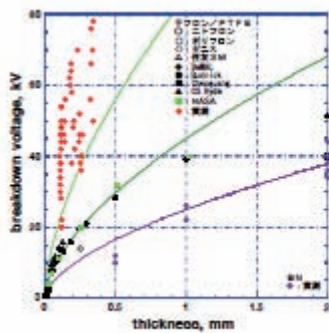


Figure 3 Thickness

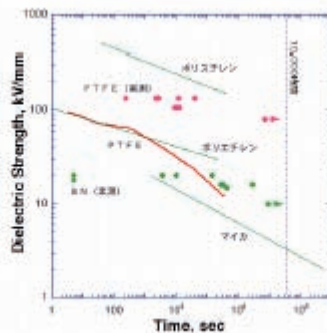


Figure 4 Time

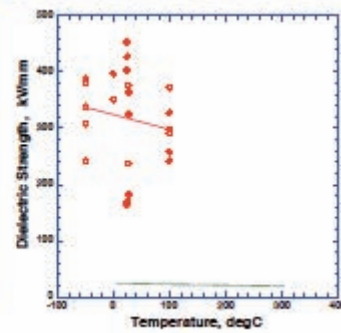


Figure 5 Temperature

4. Spacecraft charging/discharging guideline WG1

Quantitative analysis from the viewpoint of charging-arcing issues from the early stage of satellite designing phase has thus become necessary. Electric potential of a satellite body with respect to ambient plasma and differential voltage of each surface component with respect to the satellite body potential are the most important elements to consider in charging-arcing problems. A spacecraft potential analysis tool that is available from the satellite designing phase is necessary to support the satellite operations.

JAXA has decided to develop a computational tool that can calculate charging the status of a polar orbiting satellite jointly with Kyushu Institute of Technology. The simulation code can be used not only for polar satellites but also for GEO satellites or a low inclination LEO satellite. The aim of the simulation code is to give satellite designers chances to identify the charging hazard in the satellite design phase with a user-friendly interface. The development of software, named Multi-utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT), started in December 2004[2].

The most influential electrical properties of materials related to the electrostatic charge phenomena and the measurement means used for characterizing them have been extensively explained. The main properties to be taken into account are secondary emission under an electron flow, secondary emission under a proton flow, photoemission, bulk conductivity, surface conductivity, and radiation-induced conductivity (remanent conductivity).

We take particular note of the photoemission and the secondary electron emission yield. We conducted joint studies for the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) at the High Energy Accelerator Research Organization (KEK), at the Musashi Institute of Technology and at the Saitama University to investigate the relations among spacecraft charging parameters of solid state properties.

We measured SEE using a SEM with short-pulsed electron for accelerating voltage of 600V-5kV at KEK. We also measured SEE by low energy electron emission and PE current at Musashi Institute of Technology. Furthermore, we obtained photoelectron emission images at Saitama University. We started this work in December 2005.

Table 1 Framework for the measurements of materials properties parameter

Material property	The range of primary energy	Place
Secondary electron emission (SEE)	Accelerating voltage : 600V-5kV	The High Energy Accelerator Research Organization (KEK)
	Accelerating voltage : 200V-1kV	Musashi Institute of Technology
Photoelectron emission (PE)	Wavelength 110 to 400 nm	Musashi Institute of Technology
Bulk resistivity, Surface resistivity		Saitama University

5. Conclusion

- We introduced a project for quality assurance guideline of solar panel in JAXA.
- We explained about a part of the research and analyzes the results for the charging design WG1 and insulation design WG5.

6. Reference

- [1] H. C. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder and P. C. Anderson, "The impact of the space environment on space systems", Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, Air Force Research Laboratory, AFRL-VS-TR-20001578, pp.7-11 (1998)
- [2] T. Muranaka et. al., "Recent Progress of Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool(MUSCAT)", AIAA Paper AIAA-2006-0408, 2006.
- [3] V. Viel, R. Reulet, "Irradiation Facilities and Test", Space Technology Course, Space Environment :Prevention of risks related to spacecraft charging", CEPADUES Editions, ISBN 2 85428 579 4, pp. 285-315, April 2002.
- [4] S. Kawakita et al." Influence of High Energy Electrons and Protons on Secondary Electron Emission of Cover Glasses for Space Solar Cells ", XXth ISDEIV,2002
- [5] Y. Saito: IEEE Tran. Die. Elect. Ins. 2, 243 (1995)
- [6] S. Michizono, Y. Saito and A. Inagaki: J. Vacuum Society of Japan, 40, 436 (1997)
- [7] B. Feuerbacher and B. Fitton: "Experimental Investigation of Photoemission from Satellite Surface materials", J.Appl.Phys., Vol.43, No.4, pp1563-1572, April 1972
- [8] H. Asari et al., "Photoelectron Emission Images of Aluminas Excited by Ultraviolet Light", ACED-2000

Status of ISO Standardization of ESD Test of Satellite Solar Array

Mengu Cho

Laboratory of Spacecraft Environment Interaction

Kyushu Institute of Technology

Kitakyushu 804-8550, Japan

ABSTRACT

Frequent satellite failures due to charging and arcing on solar array surface, there are strong demands for more thorough electrostatic discharge (ESD) ground test before the launch. It is necessary to validate that a given solar array design can withstand repeated arcing in space before the launch. Test conditions, however, differ among countries, as there is no international standard to define the conditions. An international research project started in 2005 to establish International Standard Organization (ISO) standard on ESD test. In the first year, test coupons of the international round robin tests were produced and the preliminary experiments were carried out. In September 2006, the team members gathered at ONERA, Toulouse France. Demonstration experiments were carried out and in-depth discussion was done regarding the preliminary test results of KIT. In November 2006, the First International Workshop on ISO Standardization of Electrostatic Discharge Test of Satellite Solar Array was held in Kitakyushu. The first version of the working draft of ISO document was discussed in the workshop and the participants agreed to seek the ISO standard by as early as Fall 2008.

1. Introduction

Since the accident on Tempo-2 in 1997 where the satellite suddenly lost 15% of the total power due to sustained arc^[1], various research institutions carried out the ground tests to verify that a given design of solar array has sufficient immunity against the secondary arc phenomena. The test methods, however, were not necessarily the same among the different institutions. Series of malfunction of satellite solar array calls for more careful tests and international atmosphere surrounding GEO telecommunication satellites calls for common international standard regarding the test methods.

Since 2001, the need of the international test standard has been recognized among the experts of spacecraft charging. The experts from all over the world met at 9th Spacecraft Charging Technology Conference (SCTC) in 2005 at Tsukuba Japan to define a roadmap to make an ISO (International Standard Organization) standard regarding the test method. At 9th SCTC, a resolution was passed, where the experts agreed to fully cooperate and make best efforts as experts to draft an ISO standard on solar array ESD ground test by 10th SCTC in 2007 and establish the standard within 3 years. At 9th SCTC, the experts also identified issues remaining to reach agreement on the standard ESD test method. The NEDO-grant research project "ISO Standardization of Electrostatic Discharge (ESD) Test of Satellite Solar Array" started under these circumstances. The team members are made by 13 members from 11 organizations, namely KIT, JAXA, Sharp Corp. Mitsubishi Electric Corp., NEC-Toshiba Space Systems, Ltd., CNES, ONERA, Alcatel-Alenia Space, EADS Astrium, NASA and Ohio Aerospace Institute.

The purpose of this research project is to establish International Standard Organization (ISO) standard on ESD test. We will carry out the following items;
(1) Find an effective test method that simulates the charging and arcing phenomena in space in a physically correct manner via international round-robin experiments.

(2)Exchange information via mutual visit exchange of test facilities

(3)Write an ISO document via international workshops.

During the first year of the project, the test coupons for the round-robin experiments were made and preliminary experiments were carried out. Visits to the test facility at OENRA, France and KIT, Japan were organized. During the visits, a demonstration experiment was carried out and the discussion on the ISO standard was held. In this report activities of the first year are summarized.

2. International Round Robin Experiment

2.1 Test coupons

Three types of test coupons were prepared. They are named as Type-A, Type-B and Type-C and their pictures are shown in Fig.1.

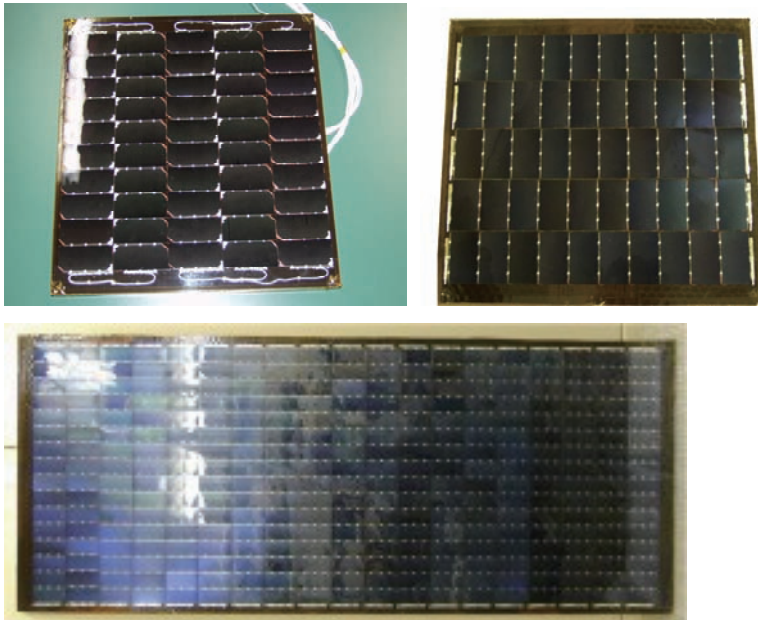


Figure 1-a: Photograph of Type-A coupon. GaAs coupon (upper left), small Si coupon (upper right) and large Si coupon (bottom)

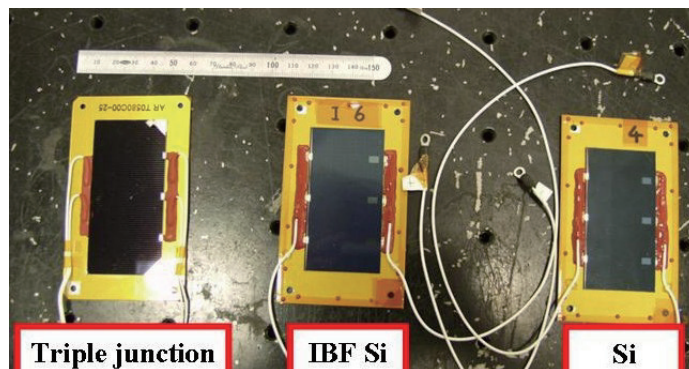


Figure 1-b: Photograph of Type-B coupons.

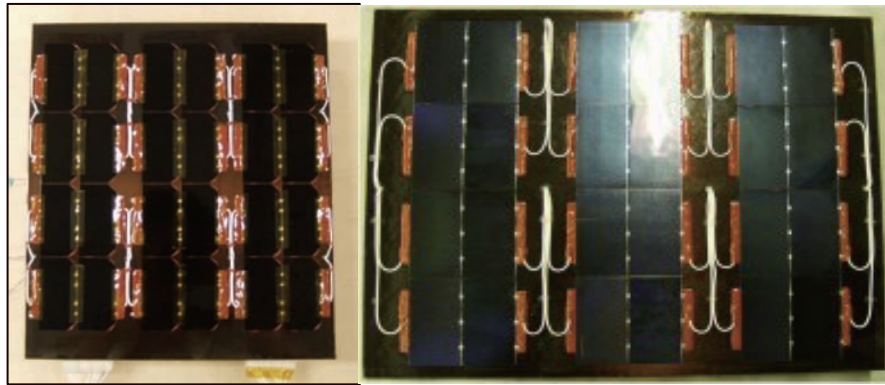


Figure 1-c Photograph of Type-C coupon. TJ cells (left) and Si Cells (right)

The purpose of the type A coupon is to investigate energy and current injection to primary arc plasma via coverglass charge. When a primary arc occurs, arc plasma expands over the solar array surface like surface flashover. The plasma makes current path between the coverglass surface and the arc inception point and the charge of coverglass is released like a RC discharge where R is the resistance of arc plasma and C is the capacitance of coverglass.

There has been controversy over how far this arc plasma bubble expands, because the area covered by the arc plasma determines the total capacitance and energy involved in the RC discharge. Because the solar array ESD tests are carried out in a finite volume of a vacuum chamber, the size of solar array coupon is limited, which is often much smaller than the area that the arc plasma will cover. Therefore, we usually adjust the external capacitance C_{ext} to make the energy injected to the arc plasma the same as the one in orbit.

The energy supplied by the external capacitance C_{ext} is important from two points of view. They are the following;

- The arc energy may determine the primary arc conductivity and likelihood of a primary arc becoming a secondary arc.
- The arc energy determines likelihood of solar cell performance degradation.

Various institutions carried out experiment to measure how far arc plasma expands over solar array^[2,3,4,5]. So far, we have not seen the limit of the plasma expansion. In Refs.2 and 3, coverglass of entire solar panel of 1m size lost charge due to a primary arc. At present the majority of opinion is that we have to prepare for the case where arc plasma expands over a full panel or even a full paddle. Then the energy supplied by the external plasma will become of the order of 1J. Although the energy supplied by coverglass might be very large, it is not injected instantaneously as the arc plasma expands with a finite velocity. The expansion velocity measured by the various institutions vary from 0.7×10^4 m/s to 1.4×10^4 m/s for the case of inverted potential gradient under electron beam irradiation^[2,4,5].

The remaining issues are to agree on the limit of plasma expansion, if any, and to agree on the expansion velocity. With the agreements, we can propose a model of appropriate current waveform that simulates the primary arc current that would occur in orbit. Once the current waveform is fixed, the external circuit connecting the capacitance C_{ext} should be modified to reproduce the waveform.

The type A coupons shown in Fig.1-a were originally made during a joint research project

of KIT/MELCO/Sharp/ONERA/CNES/Alcatel. The NEDO-grant research project started based on the previous collaboration of the six parties. The six parties research members agreed to use some of the results obtained using the type A coupons shown in Fig.1-a, as making additional sets of type-A coupons were very expensive. The type-A coupons consist of mechanical solar cells that do not necessarily have flight quality electrical output. But the way the solar cells are laid down and the substrates are the same as typical flight solar arrays. The TJ coupon has MgF2 AR coating so that luminescence associated with expanding plasma can be easily detected by a high speed camera. The TJ coupon and the small Si coupons has been tested at KIT. The large Si coupon was tested at ONERA and will be shipped to NASA/OAI for further test in late 2006.

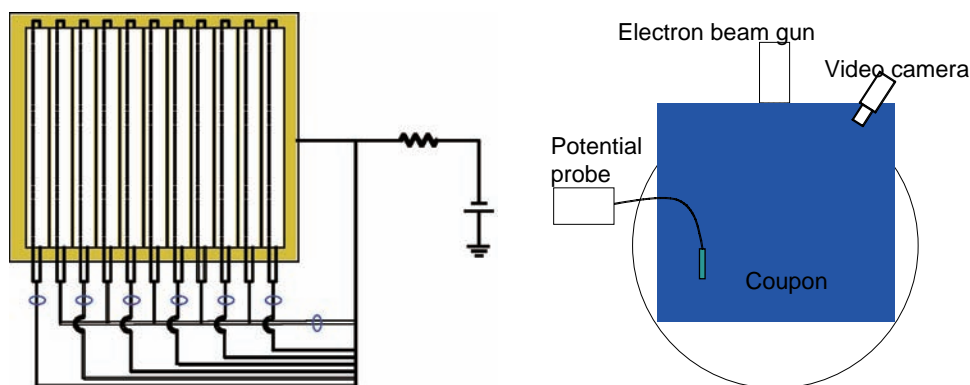


Figure 2: Circuit diagram of Type-A coupon test and test set-up..

In the type-A coupon tests, we bias the coupon without any external capacitance. The current to/from every solar cell strings (5 strings for the small Si and the TJ coupons) is measured by a current probe (see Fig.2). When an arc occurs at one string, the coverglass of the unarced string will provide charge to the arced string. By measuring the current, we can know from how far away unarced string can provide the charge. Also by measuring the time-delay among the currents, we can deduce the propagation speed of the expanding plasma. The expansion can be directly observed by a low-light video camera if coverglass emits luminescence (Fig.2). Non-contacting surface potential probe is also used to measure the change of surface charge distribution before/after each arc.

The purpose of type B coupon is to investigate Solar cell degradation due to repeated primary arcs. During the past ESD tests at KIT, we found solar cell electrical performance degraded due to a primary arc alone. There are two types of degradation mechanism. One is contamination of coverglass surface. The other is short circuit of PN junction due to arc tracking. Short circuit of PN junction occurs both for electron beam experiment and low temperature plasma environment. Because primary arc inception is unavoidable in GEO unless entire solar array surface is made conductive or rigorous active charging control is done, the power degradation due to primary arcs should be included in power design to leave a margin in satellite power at EOL.

As the previous tests were carried out using solar array coupons which had series-connected solar cells, it was often difficult to do detailed analysis of the damaged cell. Each type-B coupon was made with only one solar cell, so that the individual coupons can be analyzed easily. The tests of type-B coupons are carried out in the following manner. First we bias a coupon with an external capacitance, C but without the resistance R . After each arc, the I-V characteristics under dark condition are measured connecting a DC source power meter. If a solar cell degrades, the degradation manifests as decrease in the shunt resistance of solar cell. The external

capacitance is increased from a small starting value until we see degradation. Once degradation is noticed, we now fix the external capacitance and insert the resistance in the external circuit. The resistance works to decrease the arc current peak and widen the pulse width.

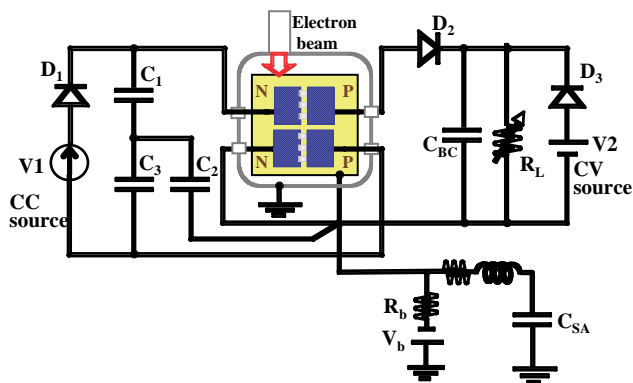


Figure 3: Circuit diagram of type-C coupon test for inverted gradient condition.

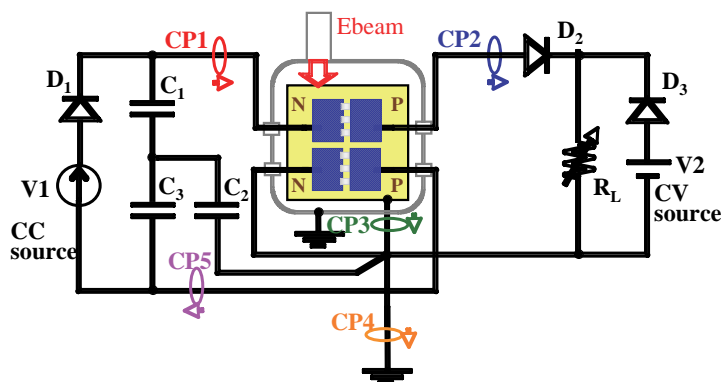


Figure 4: Circuit diagram of type-C coupon test for normal gradient condition.

The purpose of the type C coupon is to investigate dependence of secondary arc occurrence on primary arc inception method. One of the major purposes of ESD test is to examine whether a primary arc that occurs between the HOT string and the RTN string becomes a secondary arc or not. Usually test coupons are made according to the design specification and we seek the combinations of string current and string voltage that can have secondary arc. If those combinations are well below the in-orbit operational condition of the solar array being tested, the design is declared as safe from secondary arc.

A serious problem associated with this kind of ESD test is that we have to wait for a primary arc to occur at the point where we want it occur. Primary arcs can occur anywhere around a solar cell as long as triple junction along the edge is exposed to space. It is difficult to control the timing and the position of primary arc inception. Experimenters always want to do a controlled experiment. If the transition probability is the same regardless the way we produce the primary arc, we can use the most efficient and controlled method to produce primary arcs between the strings to save the test time that is sometimes a determining factor of test cost.

Up to now several methods have been tried to induce primary arcs. Most often, those methods are based on the inverted potential gradient because the threshold voltage is lower. In the inverted potential gradient set-up, the solar array circuits are biased to a negative potential

with respect to the chamber ground. The coverglass is charged more positively either by

- (1) Emission of secondary electrons due to impact of an electron beam
- (2) Attraction of low energy (typically a few eV) ions produced by a diffusive plasma source
- (3) Attraction of energetic (typically 1 keV) ions from an ion beam
- (4) Emission of photo-electrons due to irradiation of UV ray

Normal potential gradient condition is also used because we can avoid the use of a high voltage power supply. The power supply V_b , resistance R_b , the capacitance C_{ext} are removed and RTN string of solar array circuit is connected to the chamber ground. The coverglass is charged negatively by

- (5) Attraction of electrons due to irradiation of an electron beam

It is rather easy to focus an electron beam at a high energy and concentrate primary arcs to a desired point.

Among the five methods mentioned above, the methods (1) or (4) give the best simulation of the charging situation in GEO. The method (2) gives the best simulation of LEO. The best simulation method, however, is not always the most efficient method to induce primary arcs.

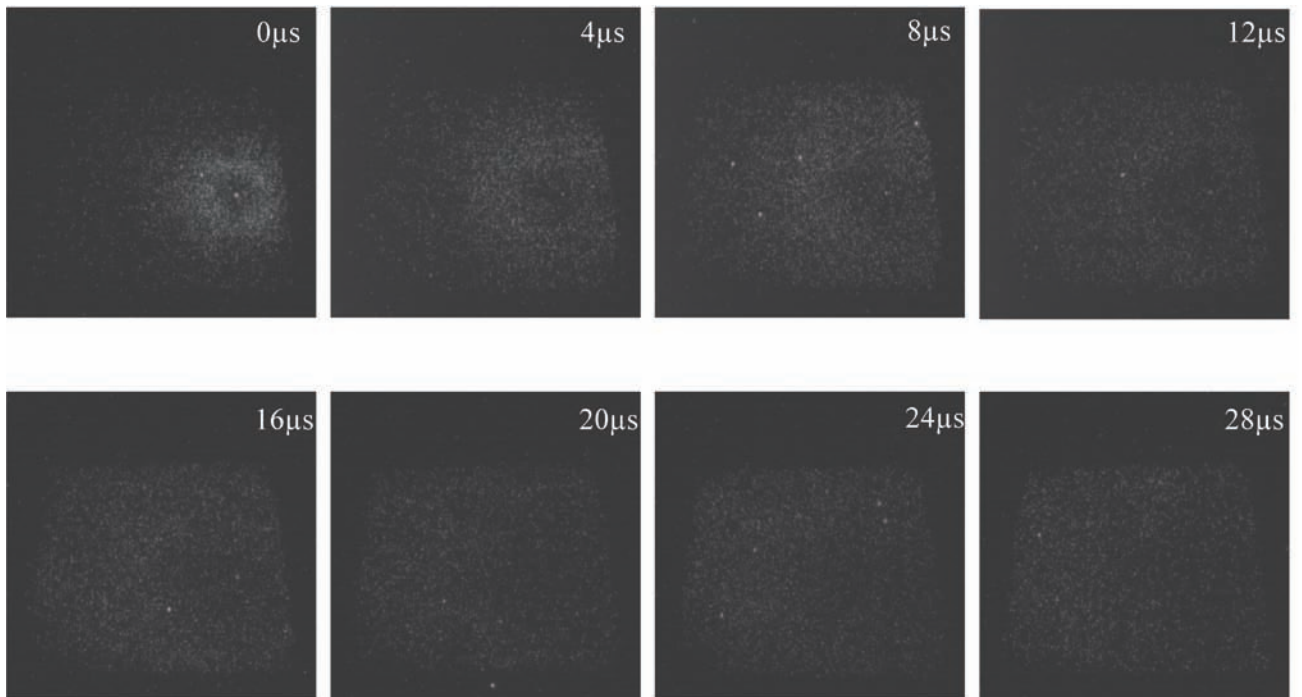
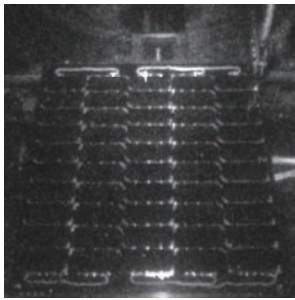


Figure 5: Video image of high speed image intensified camera. The top picture indicates the type-A coupon in the frames of the video sequence. Exposure time of each frame is $2\mu s$.

The length scale of secondary arc phenomenon is usually less than 1mm. In this length scale, the plasma environment surrounding the solar array is probably irrelevant to whether a given primary arc becomes a secondary arc or not. If this statement is true, we can use a method that produces a primary arc most efficiently regardless the orbital situation we are testing. Before to do so, we need more evidence to support the validity of the assumption. The best way to investigate the validity is to test identical test coupons in different environments and see whether the thresholds of secondary arc formation are the same among the environment.

In total six type-C coupons were made. Three coupons use triple junction cells and the other three use silicon cells. Each three coupons are identical. Each set was distributed to KIT, NASA/OAI and ONERA for testing. Each institution plans to carry out secondary arc test using the method (1), (2) and (5) and compares the results with others. Figures 3 and 4 show circuit diagrams used at KIT for the type-C coupon tests.

2.2 Preliminary results of round robin experiments

In Fig.5 we show high-speed image-intensified camera images taken just after inception of a primary arc. A donuts-shape luminescence is clearly seen, which indicates plasma expanding radially from the arc spots. In this case the neutralizing plasma covered all of the coupon surface (40cmx40cm) and the propagation velocity is estimated as 3×10^4 m/s. Currently we are planning to use an image intensified camera to take many snapshots of the expanding plasma to accumulate the statistical data about the propagation of the expanding plasma.

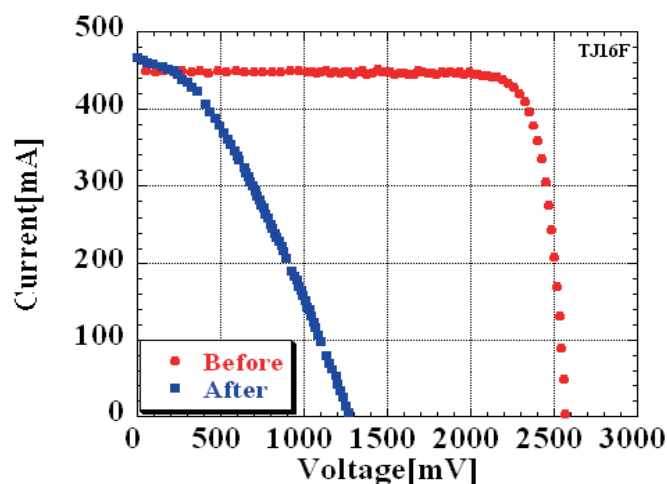


Figure 6: VI characteristics of a TJ coupon after experiments.

In Fig.6 we plot the VI curves measured after the experiments of a TJ type-B coupon. One TJ type B coupon was exposed to series of arcs. The parallel resistance of the coupon decreased significantly and the peak power dropped from 970mW to 208mW. The arc current that caused the largest degradation had a peak of 50A and the total arc energy was 30mJ. Figure 7 shows a magnified photograph taken by a microscope after the experiment. It is shown that arc track runs from the N electrode the P electrode, which suggests short-circuit of the solar cell PN junction.

The results shown in from Figs. 6 and 7 are taken at KIT. During the visit to ONERA in September 2006, a similar test was carried out as a demonstration. The type B coupons sent from Japan were used. Similar behavior of the solar cell degradation was observed. Because

there were also American members present at the demonstration experiment, we confirmed that solar cell degradation due to ESD was real and the subject should be studied further.

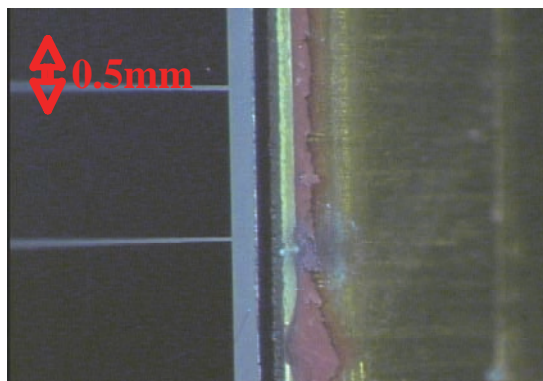


Figure 7: Example of arc spots left on the type-B coupon.

At KIT we tested three different test environments for a type-C coupon. The results are summarized in Fig.8. The inverted gradient condition, either plasma or electron beam gave more or less the same result. The normal gradient condition produced by electron beam, however, had a completely different result from the other two cases. Because the primary ESD current was too small to induce a secondary arc, it would give misleading and underrepresented results if the normal gradient condition were used as the ESD test method. The similar tests were carried out at ONERA in 2005. Their results were contradictory, where the beam normal gradient condition gave secondary arcs as easily as the other two methods. This discrepancy should be investigated further.

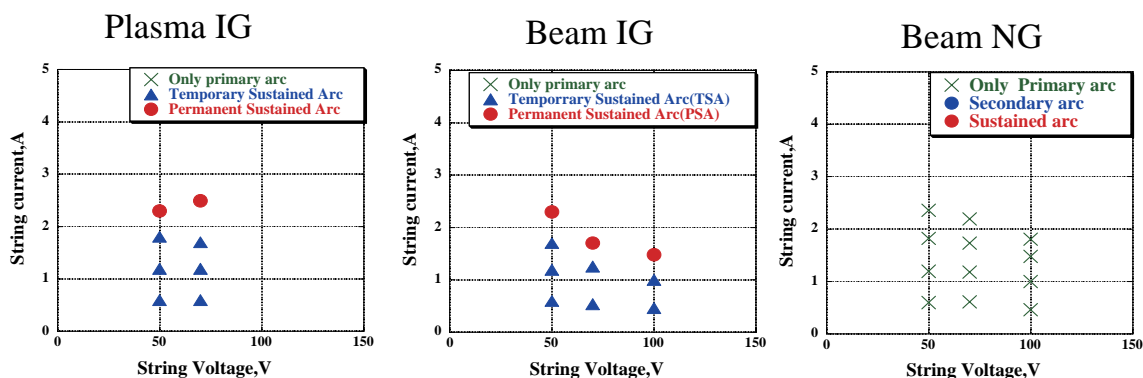


Figure 8: Results of type-C coupon secondary arc test under different charging conditions.

3. Other activities

In September 2006, the visit to the research facility of ONERA at Toulouse, France was organized for one week. A representative of European Space Agency was also invited as an observer, because ESA plays an important role defining European Common Standard for Space (ECSS). Demonstration experiments were carried out at ONERA using JONUS chamber and framework of the ISO documentation was discussed.

In November 2006, the First International Workshop on ISO Standardization of Electrostatic Discharge Test of Satellite Solar Array was held in Kitakyushu. In conjunction with the workshop, the visit to the research facility of KIT was organized. More than 30 participants attended the demonstration experiments that were carried out using the round robin experiment coupons. In the first workshop, the first version of the working draft of ISO document was discussed. 40 people from Japan, US, Europe and China participated. The working draft was reviewed line by line.



Figure 9: Group photos of visit to ONERA (left) and KIT (right)

4. Conclusion

Since the start of the project in October 2005, the research has progressed significantly. The first workshop held in November was an important milestone toward the establishment of the ISO standard. In February, the new work item proposal regarding “Space Systems - Space Solar Panels - Spacecraft Charging Induced Electrostatic Discharge Test Methods” has been submitted to ISO. The official process has now begun. The next important milestone will be the second international workshop that will be held at Biarritz, France on June 22nd, 2007 following the 10th Spacecraft Charging Technology Conference.

5. Acknowledgement

This research is being carried out as International Joint Research Program (05IS084) supported by the New Energy Industrial Comprehensive Development Organization (NEDO) of Japan.

6. References

1. Katz, I., Davis, V.A; and Snyder, D.B, “Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO”, AIAA paper 98-1002, January 1998.
2. Leung, P., “Plasma Phenomena Associated with Solar Array Discharge and Their Role in Scaling Coupon Test Results to a Full Panel”, AIAA Paper 2002-0628, 40th Aerospace Sciences Meeting, January 2002.
3. Ferguson, D. C., Vayner, B. V., Galofaro J. T., and Hillard, B. G., “ARCING IN LEO - DOES THE WHOLE ARRAY DISCHARGE?”, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, Tsukuba, Japan, 2005.
4. Amorim, E., Payan, D., Reulet, R., and Sarraill, D., "Electrostatic Discharges on a 1M2 Solar Array Coupon - Influence of the Energy Stored on Coverglass on Flashover Current", 9th Spacecraft Charging Technology Conference, Tsukuba, Japan, 2005.
5. Kawasaki, T., Hosoda, S., Kim, J., Cho, M., "ESD TEST OF LARGE SOLAR ARRAY

COUPON IN GEO PLASMA ENVIRONMENT", 9th Spacecraft Charging Technology Conference, Tsukuba, Japan, 2005.

宇宙環境計測・宇宙天気

国際標準規格のための新しい太陽陽子フルーエンスモデルの提案

風間 洋一, 五家 建夫 (宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部)

1. はじめに

宇宙機の設計に用いられる太陽陽子イベントのモデルとして Feynman 等が 10 年以上前に提案した JPL-91 が広く用いられている[1]。太陽電池パネルの放射線劣化の評価にも JPL-91 が一般的に利用されているが、実際の太陽電池パネル劣化と比較して JPL-91 は過剰なプロトンフルーエンスを示すことが広く知られている。その乖離は長期間運用される宇宙機でより顕著である。表 1 は欧州宇宙機構(European Space Agency; ESA)の衛星設計基準であるが[2]、より寿命の長い衛星には、より低い信頼レベル、すなわちより低い陽子フルーエンス値を適用することとなっている。これは、JPL-91 モデルが実際と比較してより高いフルーエンスを示すことを考慮していると考えられる。このようなモデルと現実との不一致は、すなわち太陽電池の過剰設計に繋がっており、

表 1 欧州宇宙機構の太陽電池設計基準に用いられる信頼レベル。衛星寿命が延びるにつれて、低い信頼度が採用されている。

Exposure year	Confidence level [%]
1	97
2	95
3	95
4	90
5	90
6	90
7	90

太陽電池のコストを押し上げる要因となっている。近年の衛星の長寿命化やコスト意識の高まりから、より現実に即した太陽陽子モデルの構築が宇宙航空産業界から強く求められている。そしてその任に当たることは、宇宙利用の推進を目的とする宇宙航空研究開発機構がまさになすべきであると考える。

2. 研究概要

本研究では、特に太陽電池設計に特化した太陽陽子フルーエンスモデルの構築を目指す。我々の提案するモデルは JPL-91 と異なり、実際に衛星で観測された陽子フラックスデータを直接用いる。モデルは、長期間に亘るフラックスデータを積分し、衛星寿命に対する太陽陽子フルーエンスを求める。これにより、JPL-91 のベースとなっているいくつかの仮定は必要としない。また、実際に得られたデータを直接用いることでより現実に即したモデルの構築が可能である。図 1 に用いた陽子フラックスデータを示す。データは気象衛星ひまわり 2 号から 4 号に搭載された環境計測モニターによる陽子計測器で得られたものである[3]。データの期間は、1981 年 12 月 21 日から 1995 年 6 月 13 日までである。エネルギーチャンネルは 4-8 MeV(図中上のパネル)と 8-16 MeV(図中中央のパネル)の 2 チャンネルに着目する。放

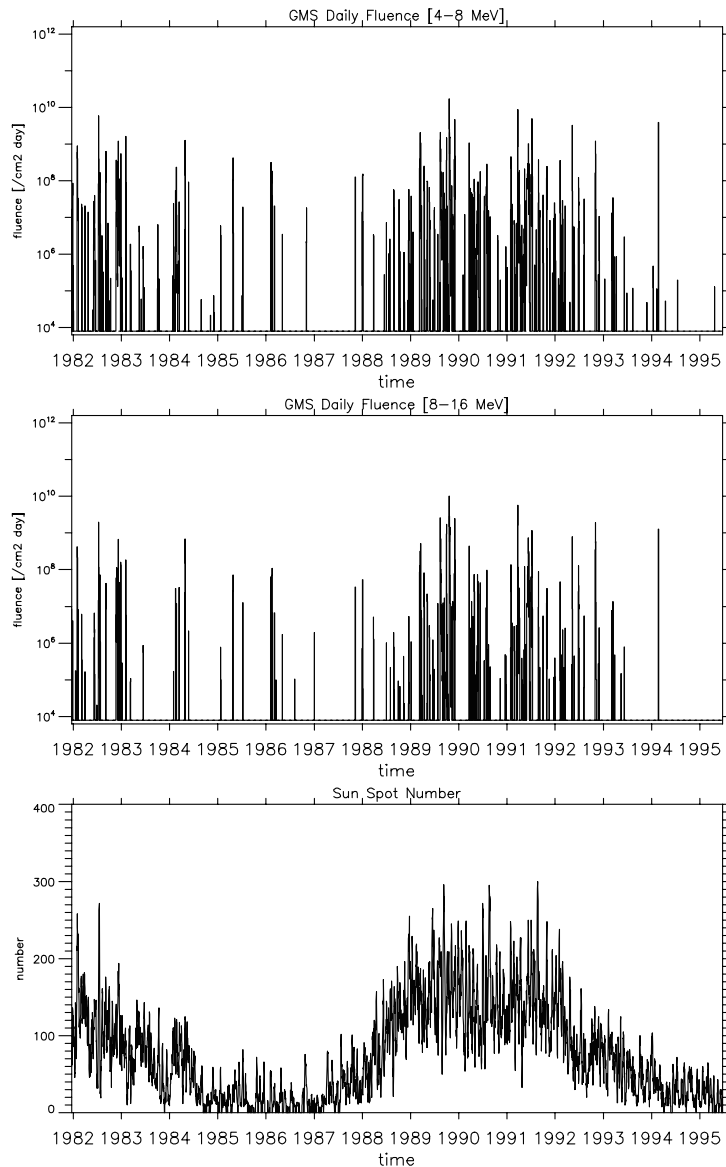


図1 気象衛星ひまわり2号から4号で観測された太陽陽子のフルーエンス。上段は4から8 MeVの陽子、中段は8から16 MeVの陽子を示す。下段は太陽黒点数を示し、太陽陽子のフルーエンスは太陽黒点数とよい相関があることが分かる。

射線劣化係数プロファイルによると、太陽電池の放射線劣化には特に数 MeV から 10 MeV 程度の陽子をもっとも重要であり[4]、我々が用いたこの二つのエネルギー領域は太陽電池の劣化を評価する上で十分な範囲をカバーしている。図1では、太陽活動度(図中下のパネル)に比例して太陽陽子イベントが観測されていることが分かる。

モデル構築の具体的な手法は以下のとおりである。

- (1) 衛星寿命分の年数に亘ってデイリーフルーエンスデータを積分する。その積分範囲を一日ごとにずらし、衛星寿命に対するフルーエンスデータセットを計算する。
- (2) そのデータセットの中から最悪条

件として最高値を取り、その衛星寿命に対する陽子フルーエンスとする。

この計算により、用いた陽子プロトンデータの期間において、与えられた衛星寿命の中で実際に被爆する陽子フルーエンスの最悪値を得ることができる。注意点として、与えられたデータ期間中に発生しなかった極めて大きな太陽陽子イベントが極めて低

い確率で発生しうる点が挙げられよう。

3. 成果概要

図 2 に上述の方法により計算されたフルーエンスを示す。横軸は衛星寿命、縦軸はフルーエンスである。比較のため、JPL-91 モデルの計算値も併せて示す。衛星運用初期においては、我々の計算値は JPL-91 の信頼度 95%程度 of フルーエンスに対応し、運

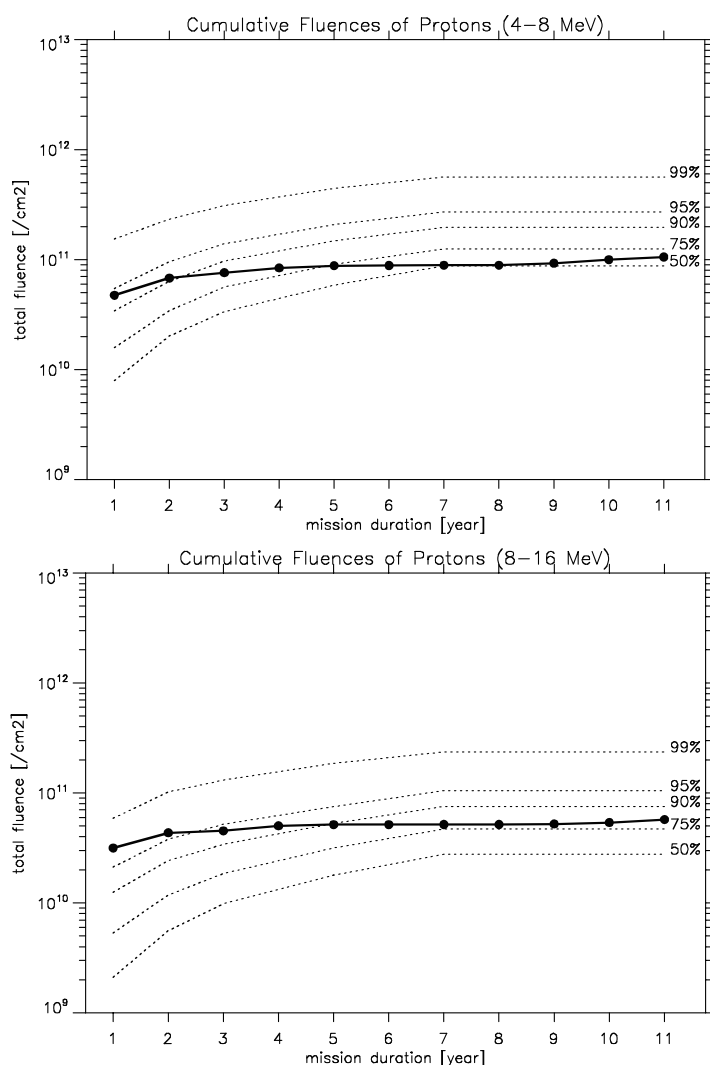


図 2 新しい手法により計算された太陽陽子のモデルフルーエンス。横軸はミッション期間、縦軸は総フルーエンス量を表す。上段は 4 から 8 MeV の、下段は 8 から 16 MeV の太陽陽子を示す。JPL-91 で計算されたフルーエンスは点線で示されている。衛星ミッションが長期間になるにつれ、モデルフルーエンスは太陽電池設計時に用いられる信頼度 (90% から 95%) よりも低い値となることが分かる。

用期間が延びるにしたがって 4-8 MeV のエネルギーでは 50-75%、8-16 MeV のエネルギーでは 75-90% と一致することが分かる。太陽電池パネルの設計に際して、一般的には JPL-91 モデルの 90-95% の信頼度が採用されていることを考えると、JPL-91 が与える陽子フルーエンスは過大評価していることが示されている。これはすなわち太陽電池が過剰設計となっており、そのコスト削減の可能性を示していると言えよう。

我々は、この新しい太陽陽子フルーエンスモデルを国際標準とすべく、国際標準化機構 (International Organization for Standardization; ISO) にすでに提案を行った。現在は ISO Specification として、ISO のワーキンググループ内で継続して検討を進めている段階である。

4. まとめ

我々は太陽電池劣化評価のための太陽陽子フルーエンスモデルを構築した。このモデルにより、より現実的な太陽陽子フルーエンスを求めることができ、太陽電池の製造コストを削減する可能性が示唆された。われわれは、本モデルを太陽電池劣化評価のための太陽陽子フルーエンスモデル国際標準として、ISO に提案を行った。

[参考文献]

[1] Feynman, J., G. Spitalé, J. Wang, and S. Gabriel, Interplanetary Proton Fluence Model: JPL 1991, J. geophys. Res., 98, 13281-13294,

1993

[2] Space engineering, Space environment, European cooperation for space standardization (ECSS-E-10-04A), ESA-ESTEC, Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, 2001

[3] Kohno, T., Current and future data available in Japan, Geophys. Monogr. Ser., 97, 217-222, 1996

[4] Assessment of Multijunction Solar Cell Performance in Radiation Environment, The Aerospace Corporation, Feb. 29, 2000

磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道プラズマ環境予報

中村 雅夫 (大阪府立大学)、島津 浩哲、小原 隆博 (情報通信研究機構)、
藤田 茂 (気象大学校)、田中 高史 (九州大学)

概要

情報通信研究機構 (NICT) のリアルタイム磁気圏シミュレーションから得られる静止軌道のプラズマ環境と衛星観測との比較解析をおこない、静止軌道プラズマ環境予報とそれに関連する衛星帯電予報についても述べる。

はじめに

情報通信研究機構では、3次元の電磁流体 (Magneto-hydrodynamics: MHD) 計算手法を用いてリアルタイムで磁気圏シミュレーションがおこなわれている。そのシステムの概要を図1に示す。ACE (Advanced Composition Explorer) 衛星は、地球から太陽方向に約150万km離れた太陽と地球の引力がつりあうラグランジュ第1点にあり、太陽風の観測データを地球にリアルタイムに送っている。ACE衛星から送られた太陽風の密度、温度、速度、磁場を逐次入力パラメーターとして、スーパーコンピューターNEC SX-6の1ノード (8CPU, 64GFLOPS, 64Gbyte) を占有して、磁気圏シミュレーションがおこなわれている。太陽風は平均すると約400km/sの速度を持ち、ACE衛星の位置を通過した太陽風は、約1時間後に地球磁気圏に到達する。したがって、計算結果は、約1時間後の磁気圏の状態を予報していることになる。この計算結果は、リアルタイムにインターネット上に公開されている。(http://www2.nict.go.jp/y/y223/simulation/realtime/)

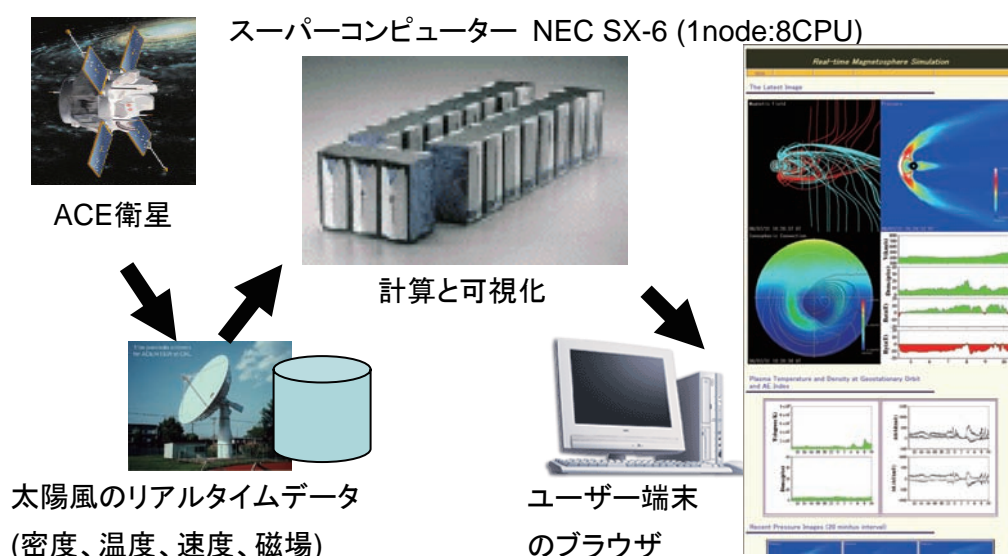


図1：情報通信研究機構のリアルタイム磁気圏シミュレーションシステムの概要

静止軌道プラズマ環境

静止軌道の夜側は、地球の双極子磁場が支配する内部磁気圏と太陽風の変化によりダイナミックに変動する磁気圏尾部との境界領域に位置している。そのため、衛星障害の原因となり得るプラズマ環境として、(1) 内部磁気圏の双極子磁場に補足された放射線帯外帯の外側境界領域の高エネルギー電子 (>数百 keV) の存在、(2) 磁気圏尾部からの中エネルギー(数~数十 keV)電子の侵入、(3) 銀河放射線や太陽高エネルギーイオンの到来があげられる。(1) は衛星表面素材を通過して衛星内部帯電や放射線劣化を、(2) は表面素材や衛星構体に電荷を与え衛星表面帯電を、(3) は半導体素子でシングルイオン・イベント・アップセットなどを引き起こす。本研究では、(2) に着目して研究をおこなう。磁気圏尾部からの静止軌道への中エネルギー電子が侵入は、中エネルギーイオンの侵入も伴い、地磁気擾乱を引き起こし、地上でオーロラ・ブレイクアップがしばしば観測されるため、サブストーム・プラズマ・インジェクションとも呼ばれる。ただし、次に述べるようにイオンの衛星帯電への影響はあまり大きくない。地球の真夜中側から地球の双極子磁場領域に侵入した電子は朝側へ、イオンは夕方側へとドリフト運動する。これは、静止軌道のプラズマ観測結果や表面帯電の発生場所が主として真夜中から朝側にかけて分布することに合致する。

衛星表面帯電

衛星構体の周辺プラズマに対するキャパシタンスは数~数十 pF 程度で、わずかな電荷が蓄積することで容易に帯電する。周辺プラズマから衛星への電流収支を考えたとき、電子は、イオンに比べて約 1800 倍軽く、同じ温度なら熱速度が約 40 倍も速いので、電流収支に大きな影響がある。つまり、電子はイオンに比べて衛星電位を決めるのに重要な役割を果たす。また日照では、光電子放出による数 eV の電子の放出も無視できないほど大きい(例: アルミでは数十 $\mu\text{A}/\text{m}^2$)。静止軌道では、通常、プラズマ密度・温度ともそれほど大きくなく、日照側面の光電子放出の影響で、衛星電位は±数十 V の範囲で、電流収支がゼロの定常状態にある。一方、日陰では、光電子放出がないため、電子温度のオーダーまで負に帯電する。しかし、プラズマ・インジェクションで中エネルギー電子が増加すると、周辺プラズマからの電子電流が増大し、日照でも衛星が負電荷を蓄積するため、数 kV まで衛星電位が低下する。その結果、放電が起こる可能性が高くなり、衛星障害が起こる危険性がある。

計算手法と計算結果

磁気圏シミュレーションでは、変形 3 次元極座標格子を用いた電磁流体計算手法が用いられている。この計算法は、イオンと電子から成るプラズマを 1 流体と近似して解く方法で、実質的に、プラズマの質量の大部分を担っているイオンの流体的運動を効率よく計算することができる。しかし、ここで 2 つの問題がある。1 つは、プラズマを流体近似した

ため、プラズマの粒子的性質を十分に取り扱いえず、粒子効果が効く加熱・加速や、内部磁気圏の強磁場領域におけるドリフト運動などが正しく取り扱えないこと。もう一つは、静止軌道プラズマ環境として中エネルギー電子に着目しているのに、実質的にイオン流体運動を取り扱っているということである。これらの点を念頭に置き、計算結果と観測との比較結果を見ていく必要がある。

図2に、2006年2月15日09:28UTの計算結果を示す。磁気圏尾部に、磁力線のループ構造に囲まれたプラズマの圧力が高い領域がある。これはプラズモイドと呼ばれ、磁気圏尾部方向に放出される。プラズモイドの発生と同時に、反対（地球）方向の流れが生じ、内部磁気圏領域のプラズマ圧を上昇させる。これは、サブストーム・プラズマ・インJECTIONに相当し、計算結果がサブストームの発生を定性的に再現していることを示している。

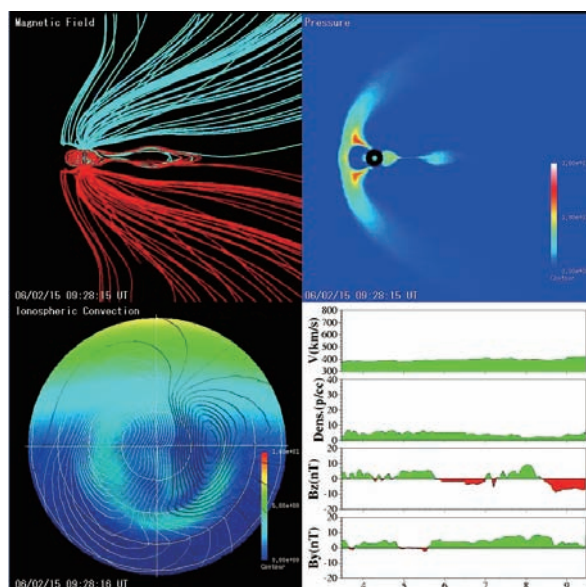


図2：2006年2月15日09:28UTの計算結果。磁力線（左上）、子午面内のプラズマ圧力分布（右上）、極域電離層の等電位線と電気伝導度分布（左下）、計算に用いた直前6時間の太陽風データ（右下）。

観測との比較

計算結果と観測とを比較するため、Los Alamos National Laboratory (LANL)の静止軌道衛星搭載の Magnetospheric Plasma Analyzer (MPA)の Key Parameterとして公開されている、イオン密度(0.13-45 keV/e)と電子密度(0.03-45 keV/q)とそれぞれの温度（磁場に平行成分と垂直成分の平均値）とを用いた。図3に、2006年2月15日の計算結果と観測データを示す。ただし、夜側のプラズマ・インJECTIONに着目しているため、磁気地方時 (MLT)で 21~3 時の観測結果のみ示した。この日は、観測でも計算結果でも、プラズマ・インJECTIONによる、静止軌道での圧力上昇が3回見られた。ACE 衛星位置での太陽風が地球に到達するのに約1時間かかることを考慮すると、計算結果は、プラズマ・インJECTIONの発生タイミングを定性的に再現していることがわかる。しかし、定量的に見ていくと、観測されたイオンの圧力や温度は、シミュレーションの値より十倍近く大きい。一方、密度は計算結果が、観測より大きく変動している。つまり、計算結果とイオンの観測と比べた場合、密度・温度・圧力とも定量的に合致しない。これは、磁気圏尾部のプラズマシートにおけるイオンの粒子的非断熱加熱が、計算では取り入れられていないためと考えられる。実際、地球近傍の磁気圏尾部のプラズマシートでは、イオンの温度は、

電子に対して十倍程度高く、静止軌道の観測結果も、ほぼその結果を反映している。しかし、電子の圧力変動に着目すると、計算結果と観測が定量的に良く合っていることがわかる。このことは、次のような理由によるものと考えられる。電子は、質量が小さいため、磁気圏尾部で粒子的非断熱加熱が効かない。そして、プラズマ・インジェクションのときには、流体的な断熱過程による圧力上昇を受けると考えられる。そのため、電磁流体計算から得られる圧力変動と定量的に良く合致すると考えられる。しかし、プラズマ・インジェクション直前のプラズマシートの密度には、イオンの粒子的加熱が取り入れられていないため、大きな不確かさがあり、密度と温度については定量的な合致は見られない。衛星帯電の電位を正確に予報するためには、電子の密度と温度を知ることが必要で、これらを予測すること今後の研究課題である。

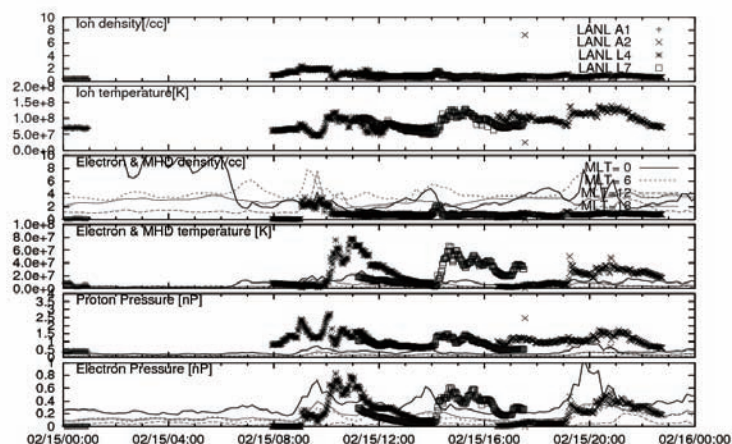


図3：2006年2月15日に4機のLANL静止衛星（A2,A1,L4,L7）が観測した夜側（MLT：21時～3時）の、イオン密度・温度、電子密度・温度、イオンと電子の圧力のグラフ。グラフ中にシミュレーションの静止軌道上(MLT=0,6,12,18)で得られた結果を重ねて示した。計算結果は観測に比べ太陽風の到達時間（約1時間）だけ前にシフトしている。

まとめ

情報通信研究機構のリアルタイム磁気圏シミュレーションを用いた、静止軌道へのサブストーム・プラズマ・インジェクションによる電子圧力変動の約1時間前予報の可能性を示した。この電子圧力上昇は、衛星表面帯電と直接関係があるため、衛星帯電予報として活用できる。今後、シミュレーションの予報精度向上や電子圧力に対して密度と温度を求めめる方法などの研究をさらに進める必要がある。

参考文献

- Den, M. et al.;"Real-Time Earth's Magnetosphere Simulator with 3-Dimensional MHD Code", *Space Weather*, 4, S06004, doi:10.1029/2004SW000100, 2006
- Tanaka, T.;"Finite Volume TVD Scheme on an unstructured Grid System for Three-Dimensional MHD Simulations of Inhomogeneous Systems Including Strong Background Potential Fields", *J. Geophys. Res.*, 111, 381, 1994.

2001年4月15日イースターイベントの新解釈

JAXA/名古屋大学 村木 綏

2001年4月15日、第23太陽活動期で7番目にランクされる巨大な太陽フレアが太陽表面のS20W85の位置に発生した。最近このイベントを詳細に解析した結果、太陽中性子と13GeV以上の高エネルギー太陽宇宙線が存在することを突き止めた。この2つの新観測事実が何を意味するのか、ようこう衛星の観測結果と併せて報告する。そして2008年10月シャトルで打ち上げられるJAXAの宇宙環境衛星SEDAへの期待を述べる。

まず衛星搭載機器で観測した本フレアの特徴は次のとおりである。

- (1) 太陽表面西側のリム近くで発生したリムフレアなので、磁気ループの発展を横側から詳細に観測できた。
- (2) ようこう衛星が、衛星の日陰および南大西洋上空粒子異常帯を避けて、フレアの始まりからX14までの成長過程を観測できた。
- (3) フレアの強度は一気にX14に増加するのではなく、図1に示すように22分間の間に3段階にわけて成長した。これは大部分のインパルスフレアがいきなりXクラスまで成長するのとは異なっている。
- (4) フレアがX1から成長を始めた13:45UTころからX10に到達した13:50UTにかけて、図2に示すようにラインガンマ線の放出があった。従ってこのときイオンの加速があったと考えられる。
- (5) ラインガンマ線の放出は約6分間継続した。その間3回のピークがあり、このピークに対応して硬X線のピークも3回見られる。
- (6) ようこう衛星の軟X線の画像を解析すると、13:28UT C4クラスのフレアが発生した時、2個の磁気ループが根元の2箇所で見交差している。このループ・ループ衝突により磁気ループ内部のプラズマが加熱されたと考えられる。
- (7) 続いて13:40UT M1クラスのフレアが観測された時、先のC4のフレアを起こした磁気ループのひとつの先端が、別の磁気ループの頂上に衝突した。
- (8) 続いて13:48UT X10クラスのフレアへと成長した。その時さらにMクラスのフレアを起こした磁気ループが、Mクラスのフレアが発生した磁気ループよりさらに根元の（磁場の強い）磁気ループの頂上に衝突した。これによりXクラスのフレアが作られ、硬X線が根元と頂上の3箇所で見観測された。
- (9) フレアは典型的な増田フレアの形をしているが、磁気ループ頂上部は惑星間空間へは開放されておらず、前のMフレアの磁気ループとつながっており、典型的な増田フレアではない。

一方地上観測装置で得られた結果は次のとおりである。

- (1) チャカルタヤ観測所 (5,250m)に設置されている中性子モニターには 13:51UT から 14:51 UT までの 30 分間に図 3 に示すように観測値の増加が見られる。この増加の有意性はバックグラウンドに対して 8.2σ である。従って偶然とは考えられない。
- (2) 信号強度の時間発展を 3 分値で見ると、14:06UT-14:12UT に別のピークが見られる。
- (3) そこで 13:51UT-14:01UT の始めのピークは中性子が、2 つ目のピークは陽子が作ったと解釈した。そしてそれぞれに対してベキ関数で fit した。
- (4) その結果、中性子のスペクトルは微分形でベキ $\gamma = -4.0 \pm 0.1$, 陽子のスペクトルは図 4 に示すように 650MeV から 13GeV の範囲で $\gamma = -2.75 \pm 0.15$ で書けることがわかった。
- (5) この事実は太陽表面でもショック加速が存在する可能性を強く示唆する。
- (6) 太陽中性子は、ガンマ線が作り出された時間帯に同じ発生分布で作られたとすると実験データを説明できる。
- (7) 欧州各地および北極圏、南極大陸に設置されている中性子モニターはこのフレアに伴う GLE(Ground Level Enhancement)を観測した。
- (8) チャカルタヤの観測装置は GLE を観測していない。これはチャカルタヤの cut-off rigidity が 12.6GV と高いため、エネルギーの低い GLE 成分の陽子は地球に入射できなかったからであろう。チャカルタヤのシンチレータカウンターの最もエネルギーの低い成分と (>40MeV)と中性子モニターは日変化を観測している。日変化の最小値は地方時で 11 時 (15UT)頃であった。
- (9) チャカルタヤのシンチレータカウンターの最もエネルギーの高い成分は (>160MeV) 13:45UT 頃 2σ の信号の増加をとらえた。これは非常にエネルギーの高い太陽中性子によって作られた信号である可能性が高い。
- (10) スイスとアルメニアに設置されていたプラスチックシンチレータ中性子計は 13:56UT - 13:59UT に 3σ 程度の信号の増加を観測した。 3σ の信号は、確率的に非常に稀な現象とは言えないが、2 箇所ですべて独立に同じ事象を観測した事実は、偶然とは考えにくい。これは 15GeV 以上の太陽からの陽子が大気中で衝突して、ミューオンを作り出しそれが減衰せず山の上の装置で受信された可能性が高い。

これらの解析事実をまとめると次のことが言えるだろう。

- (1) プラズマ粒子の高エネルギーへの加速は、まずループ・ループ衝突で加熱された高速風がより磁場の強い磁気ループ頂上への吹附けることで始まると考えられる。高速風から、運動量を得た別の磁気ループ内のプラズマ粒子がショック加速で高いエネルギーまで加速されるという描像で今回のフレアで作られた粒子スペクトルは説明できる。
- (2) ビーバーらの主張するCME内での粒子加速過程は、高エネルギー粒子の加速に作用していないのではないか。

それでは第24太陽活動期の観測に期待することをここで列挙しよう。

- (1) まず“ようこう”衛星に代わる“ひので”衛星がSXTの写真を提供してくれるだろう。
- (2) ガンマ線のデータはRHESSIやINTEGRALが提供してくれるだろう。ロシアのコロナ衛星が飛んでおれば、より豊富なガンマ線のデータを提供してくれるだろう。
- (3) とりわけ重要なことはJAXA/NASDAが準備してきた中性子カウンターを載せたSEDAが、2008年10月いよいよISSの暴露部に取り付けられることである。SEDAには30MeV-100MeVのエネルギーを有した太陽からの中性子を検出する装置が含まれている。中性子のエネルギーを用いた宇宙での中性子検出は世界初演である。
- (4) まずこの装置を使用すれば、地上では大気中での強い吸収で測定困難な60MeV以下の太陽中性子のエネルギースペクトルが求められる。
- (5) さらにこの装置を使うと、今回のイベントの様に(図3b参照)中性子と陽子の信号が区別しにくい場合でも、荷電粒子か中性粒子が入射したのか一発で区別できる。すなわち中性子と陽子の時間区分が明確になりイオン加速の時間により正確な制限を付けられるだろう。
- (6) また1982年6月3日のイベントのように長く時間的にテールを引く分布が中性子によるものなのか陽子によるものなのかが区別できるだろう。そしてイオンの加速が瞬時的加速過程のみで説明できるのか、gradualな加速過程も存在するのか明確にできるだろう。
- (6) 一方地上観測装置はアンチ機能が完璧でない(90%程度)ので、もう一層カウンターを増強する必要がある。そうすれば中性子の信号にミューオンの混入を避けることができる。そして100-500MeV領域の太陽中性子を検出するS/N機能を上げることができる。
- (7) 一方100MeV-100GeVのエネルギーを有した太陽粒子が、地球大気中でどれだけ減衰し2次粒子である中性子やミュー粒子を作り出すのか、Geant4を用いた正確な計算が望まれる。正確な補正をしたGLEのスペクトル導出が今後粒子の加速を解明する決め手となるだろう。

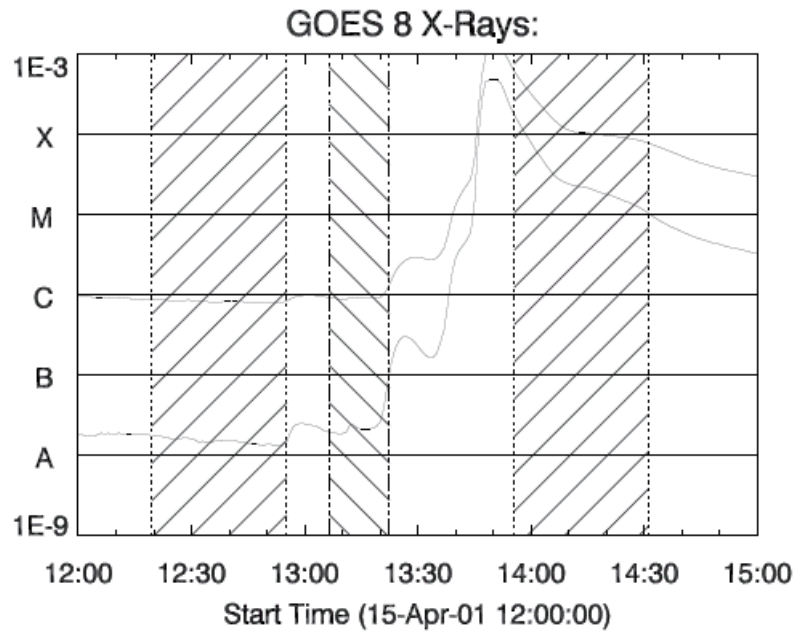


図 1. GOES 衛星によるフレアの開発図。図中の斜線はようこう衛星の日陰、および南大西洋上空粒子異常領域に対応。フレアは C4, M1, X10 と 3 段階に分けて増大していった。

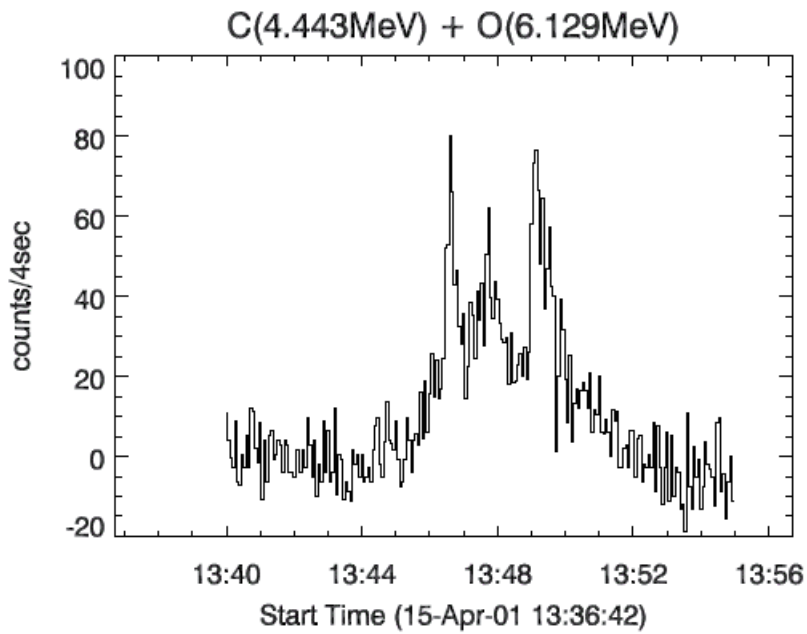


図 2. ようこう衛星のガンマ線検出器が捉えた C と O のラインガンマ線の時間発展。 13:45UT から 13:51UT にかけて強い放射が 3 回に分けてあった。

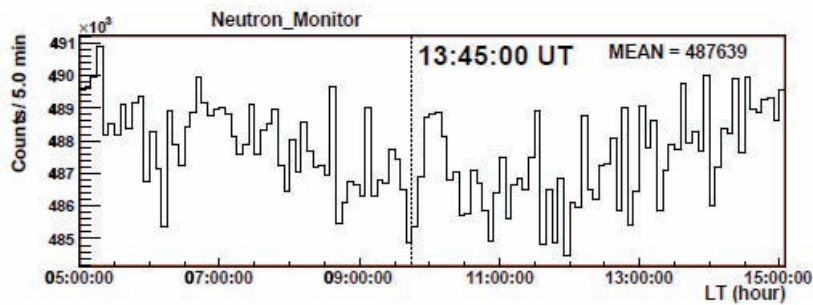


図 3 a. チャカルタヤ観測所に設置されている中性子モニターで観測されたフレアに伴うカウント値の変動 (5 分値)。13:45UT 以降に統計有意性 8.2σ のピークが見られる。

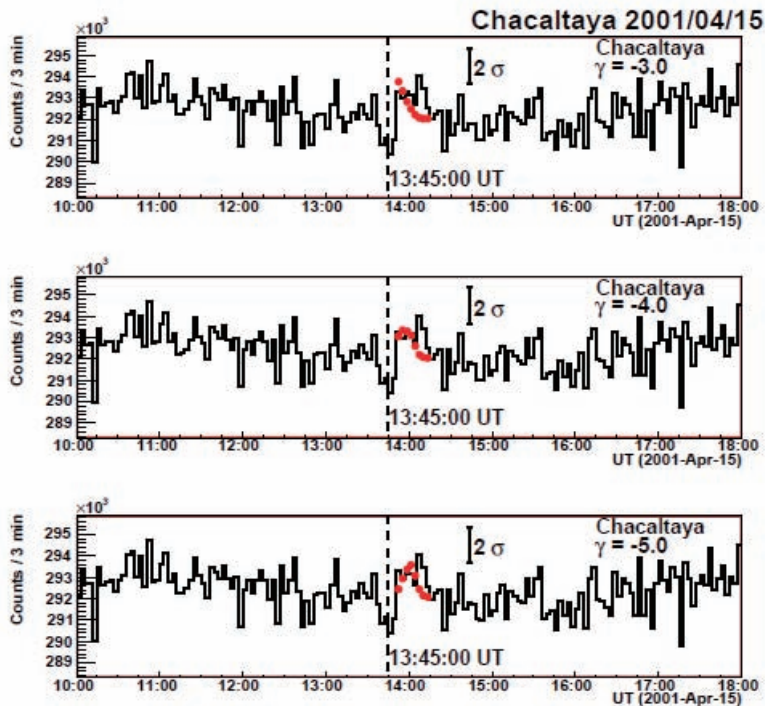


図 3 b. チャカルタヤ観測所に設置されている中性子モニターで観測されたフレアに伴うカウント値の変動の 3 分値。14:06-14:12UT に plot から飛び出したピークが見られる。このピークが 13GeV 以上のエネルギーを有する陽子である。またプロットはべきの値を -3.0 から -5.0 に変動したときどの値が最も良くデータを再現できるかを示す。微分値で $\gamma = -4.0$ の時、最も良く観測データを再現できる。

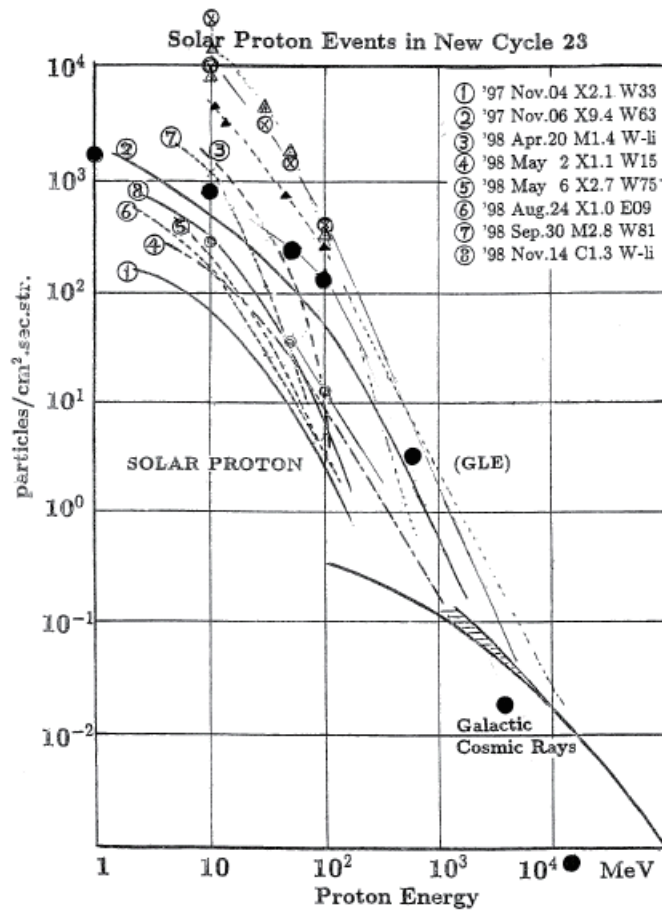


図4. 第23太陽活動期に観測された太陽宇宙線の積分スペクトル。黒丸(●)が今回のイースターイベントの値。右下の実線は銀河宇宙線の強度分布を示す。今回のチャカルタヤの観測点は今までGLE現象を解析したデータ点の中でも最も高い観測点に属し、すでに銀河宇宙線の強度の十分の一の低さである。

月の宇宙天気予報

亘 慎一(情報通信研究機構)

1. はじめに

1969年7月にアポロ11号が月の「静かの海」に着陸し、1972年12月のアポロ17号まで合計6回の有人探査が行われた。その後は、しばらくの間、月への関心は薄れていたが、表1に示すように、ここ数年、月探査への関心が強まりつつある(加藤、川口、2006)。また、将来的には有人探査も考えられている。有人探査を行う場合、重要となるのが宇宙環境による影響であり、月の宇宙天気予報について検討を行った。

表1. 各国の月探査計画

年	探査機名(国名)
2007年	セレーネ(日本)
2007年	チャンア1(中国)
2007-2008年	チャンドラヤーン1(インド)
2008年10月	ルナー・リコネサンス・オービター(米国)
2012年	ルナグローブ(ロシア)
2010年ころ	チャンア2(中国) ローバーによる無人月面探査
2012年ころ	チャンア3(中国) 月面のサンプルリターン
2018年以降	有人月面探査(米国)

2. NICTの宇宙天気予報について

国際連合の傘下の機関の下部機関として国際宇宙環境情報サービス(ISES、International Space Environment Service)と呼ばれる宇宙天気のための国際的な組織があり、現在、米国、カナダ、日本、オーストラリア、中国、インド、ロシア、ポーランド、チェコ、スウェーデン、ベルギーの11カ国が加盟して活動を行っている。NICTは日本の宇宙天気予報センターを運営しており、太陽フレア、地磁気擾乱、高エネルギー粒子に関する24時間の予報を毎日1回午後3時(日本時間)に発令している。また、宇宙天気に関する日報、週報(金曜日)を定期的に配信するほか、大きな現象が発生した場合には臨時情報を配信している。図1に宇宙天気情報の提供を行っているホームページ(<http://swc.nict.go.jp/>)を示す(亘、2006)。



図1. Web による宇宙天気情報の提供 (http://swc.nict.go.jp/)

近年のスパムメールの増加は、メールによる迅速な宇宙天気情報配信の障害になりつつある。そこで、NICTではメールによる宇宙天気情報の配信に加え、RSSによる情報配信を始めた。宇宙天気情報に関する日報、週報、臨時情報のほか、米国の気象衛星 GOESで観測されているX線、高エネルギープロトン、高エネルギー電子のフラックスレベル及びNASAのACE衛星の太陽風観測データを入力としたニューラルネットワークによる地磁気予測(渡辺、大高、1998)を利用した各種の警報情報の配信を行っている(図2)。

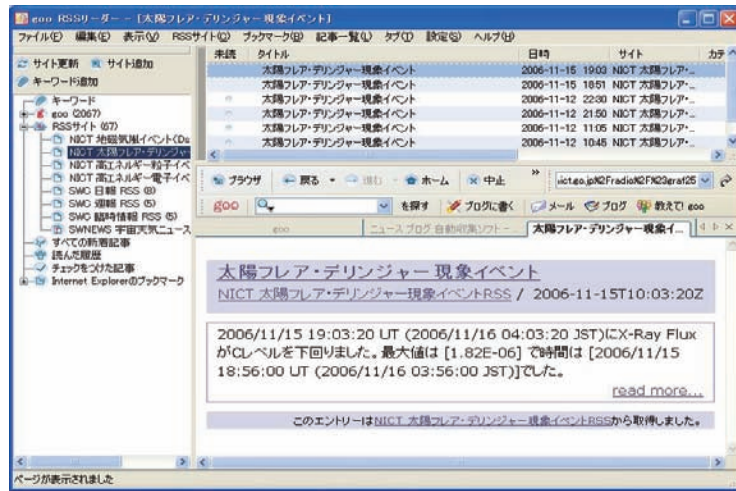


図2. RSSによる宇宙天気情報配信の例

3. 月の宇宙環境について

図3に示したように月の軌道の約 2/3 は太陽風中で、約 1/3 は地球磁気圏中にある。地球と違い、月の磁場は非常に弱く大気がほとんどないため、太陽風中では月の表面に直接、太陽風が降り注ぐ。銀河宇宙線や太陽高エネルギープロトンも直接、月の表面に到来するため、月の表面で活動する場合は、それらの影響を直接受けることになる(藤高他、2004)。表2に月および火星での銀河宇宙線による被曝量を示す(Rainer and Reitz, 2007)。表2から銀河宇宙線だけでも長期間滞在すると大きな被曝量があることがわかる。表3に大きな太陽高エネルギープロトン現象による月での被曝量を示す。銀河宇宙線は、惑星間空間擾乱により散乱されるため、そのフラックスの変動は太陽活動と逆相関の関係にある。一方、大きな太陽高エネルギープロトン現象は太陽活動が高いときに発生する傾向がある。太陽活動の極大期付近では銀河宇宙線のフラックスは小さくなるが、大きな太陽高エネルギープロトン現象に遭遇することを心配する必要がある。逆に太陽活動の極小期付近では、大きな太陽高エネルギープロトン現象に遭遇する確率は小さくなるが、銀河宇宙線のフラックスが大きくなる。

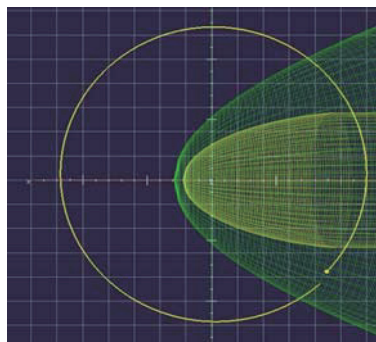


図3. 月の軌道と地球磁気圏

表2. 月および火星における銀河宇宙線による被曝(Rainer and Reitz, 2007)

Table 11.6. Mission doses from galactic cosmic rays for Reference Missions to the Moon and Mars.

Spacecraft shield thickness g cm ⁻²	Solar activity	Shield material	BFO-equivalent dose rates			BFO-mission equivalent dose/mSv								
			in space mSv a ⁻¹	on Moon mSv a ⁻¹	on Mars [§] mSv a ⁻¹	Moon, 190 days			Mars, 450 days			Mars, 47 days		
						10 d trip	180 d stay	190 d total	420 d trip	30 d stay	450 d total	422 d trip	525 d stay	947 d total
1 (pressure vessel)	1977 min	Alu	711.7	355.9		19.5	175	195	818.4		828	822.3		993
		PE	694.7	347.4	119	19.0	171	190	798.8	9.8	809	802.6	171	974
		Alu	271.7	135.9		7.4	67.0	74.4	312.4		317	313.9		402
	1970 max	PE	265.2	132.6	61	7.2	65.3	72.6	305.0	5.0	310	306.4	87.7	394
5 (equipment room)	1977 min	Alu	646.9	323.5		17.7	159.4	177	743.9		754	747.4		918
		PE	584.3	292.2	119	16.0	144	160	671.9	9.8	682	675.1	171	846
		Alu	255.6	127.8		7.0	63.0	70.0	293.9		299	295.3		383
	1970 max	PE	229.2	114.6	61	6.3	56.6	62.8	263.6	5.0	269	264.8	87.7	353
10 (shelter)	1977 min	Alu	589.0	294.5		16.1	145.1	161	677.3		687	680.5		852
		PE	499.0	249.5	119	13.7	123.0	137	573.8	9.8	584	576.5	171	748
		Alu	239.5	119.8		6.6	59.0	65.6	275.4		280	276.6		364
	1970 max	PE	198.7	99.4	61	5.4	49.0	54.4	228.4	5.0	233	229.6	87.7	317
20	1977 min	Alu	517.6	258.8		14.2	127.5	142	595.2		605	598.0		769
		PE	414.0	207.0	119	11.3	102.0	113	476.1	9.8	486	478.3	171	649
		Alu	217.7	108.9		6.0	53.7	59.6	250.3		255	251.5		339
	1970 max	PE	166.3	83.2	61	4.6	41.0	45.5	191.2	5.0	196	192.1	87.7	280

[§] minimal shielding only

表3. 大きな太陽高エネルギープロトン現象による月での被曝(Rainer and Reitz, 2007)

Table 11.4. Worst[§] case SPE radiation exposures in Sv during different mission phases for critical tissues under different mass shielding, given in parentheses in equivalent g/cm² aluminium; lens = ocular lens; BFO = blood-forming organs.

Mission phase	Concluding charges	Space suit (0.3)			Pressure vessel (1)			Equipment room (5)			Radiation shelter (10)		
		Skin	Lens	BFO	Skin	Lens	BFO	Skin	Lens	BFO	Skin	Lens	BFO
Free space	Z = 1	173.80	66.80	3.78	55.40	31.80	3.14	5.77	5.01	1.68	2.26	2.13	1.06
	Z = 2	114.90	13.30	0.40	8.20	3.30	0.35	0.66	0.49	0.24	0.35	0.29	0.19
	3 ≤ Z ≤ 10	5.30	0.90	0.01	0.50	0.20	0.01	0.02	0.02	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01
	11 ≤ Z ≤ 20	0.90	0.20	0.01	0.20	0.10	0.01	0.01	0.01	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01
	21 ≤ Z ≤ 28	0.20	0.10	0.01	0.10	0.10	0.01	0.02	0.01	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01
	Total	295.10	81.30	4.21	64.40	35.50	3.52	6.48	5.54	1.93	2.62	2.43	1.26
Lunar surface	Z = 1	86.90	33.40	1.89	27.70	15.90	1.57	2.89	2.51	0.84	1.13	1.07	0.53
	Z = 2	57.45	6.65	0.20	4.10	1.65	0.18	0.33	0.25	0.12	0.18	0.15	0.10
	3 ≤ Z ≤ 10	2.65	0.45	<0.01	0.25	0.10	<0.01	0.01	0.01	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01
	11 ≤ Z ≤ 20	0.45	0.10	<0.01	0.10	0.05	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01
	21 ≤ Z ≤ 28	0.10	0.05	<0.01	0.05	0.05	<0.01	0.01	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01	<0.01
	Total	147.55	40.65	2.11	32.20	17.75	1.76	3.24	2.77	0.97	1.31	1.22	0.63
Martian surface	Total	0.45	0.44	0.32	0.44	0.42	0.31	0.38	0.37	0.28	0.33	0.32	0.25

[§] 23 February 1956 event (GLE 5) as approximated by 10X flux of 29 September 1989 event (GLE 42).

4. 月探査の支援について

JAXA では、将来の有人月探査なども視野に入れて、月惑星探査センターの設立が検討されている。NICT の宇宙天気情報センターでは、宇宙環境をほぼリアルタイムでモニターしており、迅速な対応が可能である。日本の月・惑星探査において、図4に示すような連携が考えられる。

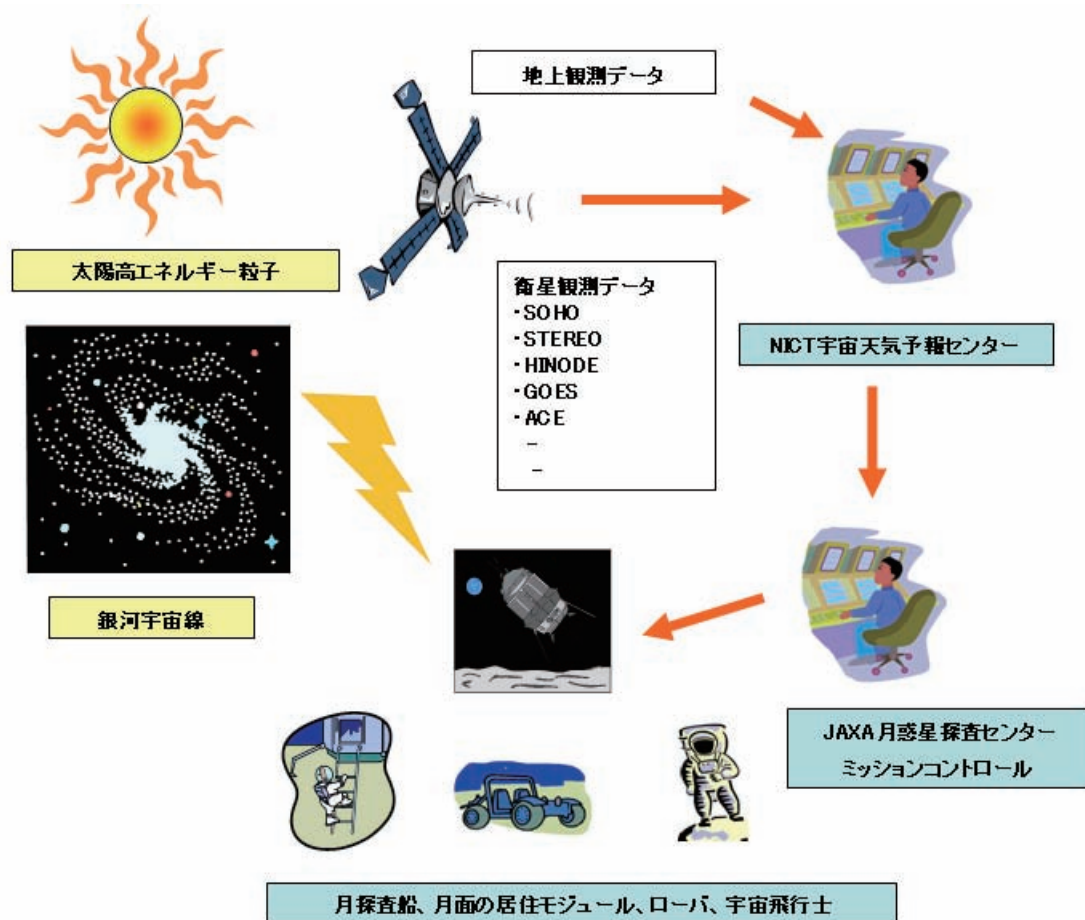


図4. NICT 宇宙天気情報センターによる月探査の支援

例として、2006年12月13日2時14分UTに発生したX3/4Bフレアに関連した現象について考えてみる。図5にGOES衛星で観測されたX線フラックス、高エネルギー粒子フラックス、磁場の南北成分と地上の中性子モニターのデータを示す。このイベントでは、フレアの約40分後に高エネルギープロトン(100MeV)の増加が検出され、100MeV以上のプロトン粒子のフラックスは13日5時25分UTに最大88.9PFUとなった。この現象では地上の中性子モニターでもフラックスの上昇が観測された。惑星間空間擾乱は、約36時間後の14日の14時14分UTに地球周辺に到来して地磁気嵐を引き起こした。この例では、フレア発生後、高エネルギープロトンの到来まで約40分程度の遅れがあり、フレアを観測した段階で関連現象などの分析から高エネルギープロトン到来の警報が出せる可能性を示唆している。しかしながら、エネルギーの高いプロトンほど到来する時間が早くなるため、フレア発生後、迅速に警報を出す必要があり、今後一層の研究が必要である。

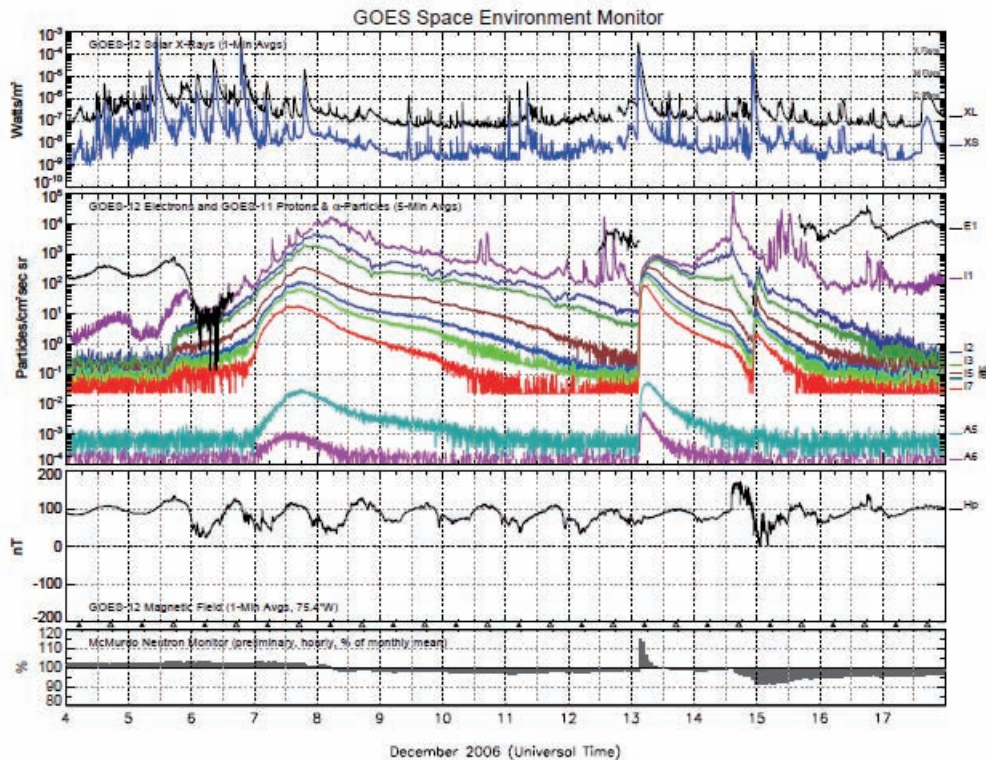


図5. 2006年12月の現象時の太陽フレア活動および太陽高エネルギー粒子フラックスの増加
(NOAA/NGDC 提供)

5. おわりに

近年、ふたたび月の有人探査を目標とした月探査行われるようになってきた。NICT 宇宙天気情報センターでは、このような動きを視野に入れ、有人月探査の支援について検討をはじめたところである。人類の宇宙進出は長年の夢であり、これが安全に行われるために宇宙天気情報の活用が重要になると考えている。

6. 参考文献

藤高、福田、保田(放射線医学総合研究所)編、宇宙からヒトを眺めて- 宇宙放射線の人体への影響 -、研成社、2004年

加藤、川口、間近にせまる月探査ラッシュ、ニュートン、2006年12月

Rainer F. and G. Reitz, Space weather impacts on space radiation protection in Space Weather - Physics and Effects - (Bothmer, V., and I.A. Daglis eds.), Springer, 2006

渡辺、大高、ニューラルネットワーク法による宇宙環境擾乱予報、信学技法、A・P98-98、RC98-143、pp.43-48、1998年10月

亘、宇宙天気予報小特集 2. 宇宙環境擾乱による障害と宇宙天気予報、プラズマ核融合学会誌、Vol.82 No.11, pp.739-744、2006年11月

宇宙天気データを11年周期で見る

九州大学 篠原 学

はじめに

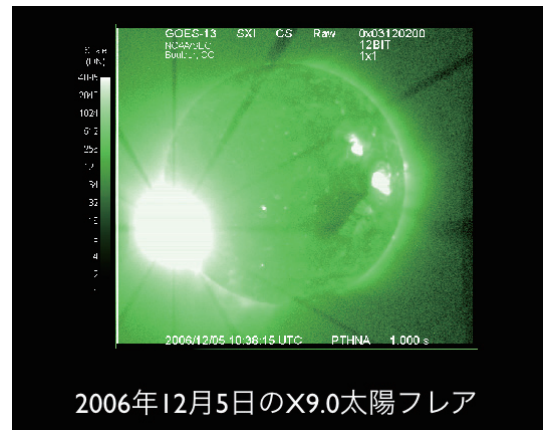
2006年12月5日、太陽活動が極小期であるにもかかわらず、X9.0の大規模なフレアが発生した(図1)。長期的に太陽活動を考えた場合、この規模のフレアはどの程度発生しているのだろうか。1976年から2006年までの31年間に発生したフレアを調べると、X9.0を超えるフレアは、31年間に30回発生していた(図2)。単純に計算すると、1年に1回ほどになる。しかし、太陽の活動には、極大期と極小期と呼ばれる大きな変化があり、後に述べるがイベントの発生頻度には大きな差がある。X9.0を超えるフレアの発生時期を調べると、そのほとんどは太陽活動の極大期(赤色の期間)に発生していて、その間の発生頻度は1.35回/年である。一方、極小期の発生頻度は0.27回/年となり、極大期に比べるとかなり少ない。今回の大規模フレアは、4年に1度くらいのまれな現象だということが分かった。

太陽の黒点相対数は、約11年の周期で大きく増減を繰り返している。これにともなって、フレア、磁気嵐、プロトンイベント、放射線帯高エネルギー電子などの宇宙天気現象の発生頻度がどのように変化しているか、極大期と極小期を比較する形で議論する。

フレアの発生数の変化

1976年から2006年までに発生したフレアを図3の上段に示す。横軸は発生日(年)、縦軸はフレアの規模である。この図を見ると、発生するフレアの数、規模ともに大きく変動していることが分かる。下段の黒点相対数のグラフと比較すると周期が一致しており、太陽フレアの活動周期が黒点の増減と強く関係していることが分かる。

続いて、図4中段に、各年毎のフレアの発生件数を示す。Cクラス以上のフレアを緑、Mクラス以上を青、Xクラス以上を赤で示す。数値化すると、活動期によって発生件数が大きく変化することがよりはっきりする。例えばCクラス以上のグ



2006年12月5日のX9.0太陽フレア

図1 GOES13のX線カメラによる、2006年12月5日のX9.0フレア。

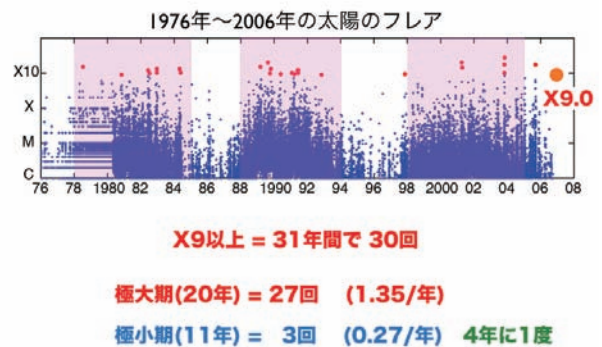


図2 31年間に発生した、X9.0以上の規模のフレア。

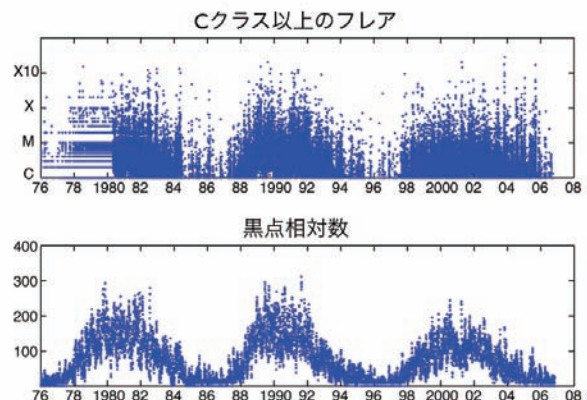


図3 31年間に発生したフレアの数(上段)と、黒点相対数(下段)。

ラフを見た場合、太陽活動が極大のころには、年間2,500回から4,000回にも及ぶ発生件数が記録されているのに対し、極小では200回くらいにまで下がっている。

この違いはM以上、X以上でも同様である。変化を見やすくするために、Mクラスを5倍、Xクラスを50倍したグラフを図4の下段に示す。

発生頻度の違いをまとめるため、1976～2006年の期間を、極大期、極小期のふたつに分類する。年間のフレアの発生件数から、極大期を78～84年、88～93年、98年～04年の20年間、極小期を残りの10年間とした。

各期間のフレア発生件数を表1上段に示す。集計期間が異なるので、年間あたりの平均数にする(下段)、極大期と極小期ではフレアの発生数が10倍程度異なることが分かる。大まかにみると、極大期ではMクラスのフレアが1日1回程度発生しているのに対し、極小期ではCクラスが1日1回起きる程度である。X10を超える猛烈なフレアは、極大期では年に1回程度発生しているのに対し、極小期では10年に1度程度と、たいへん少ない頻度に下がってしまう。

磁気嵐(Dst指数)の発生数の変化

Dst指数の変化より、磁気嵐の発生頻度を調べた(図5)。-200nTよりもDst指数が下がった大規模なイベントを選び出し(緑の○)、太陽フレアのグラフと比較すると、太陽活動が活発な時期に、大規模な磁気嵐がより多く発生していることが分かる。

フレアと同様に、極大期と極小期のふたつに分けると(表2の最上段の図の、赤く色づけした部分が極大期)、大規模磁気嵐の集中ぶりが一段とはっきりする。

それぞれの期間に発生した磁気嵐を、規模別に集計すると、表2中段のようになる。年間の発生数に変換すると(下段)、概ね4倍程度の発生頻度の差が見られる。Dstが-200nTを超える大規模イベントの場合、極大期には年2回程度発生が見られるのに対し、極小期では2年に1度となる。また、-300nTクラスの激しいイベントは、極大期では2年に1度の発生を考慮する必要があるが、

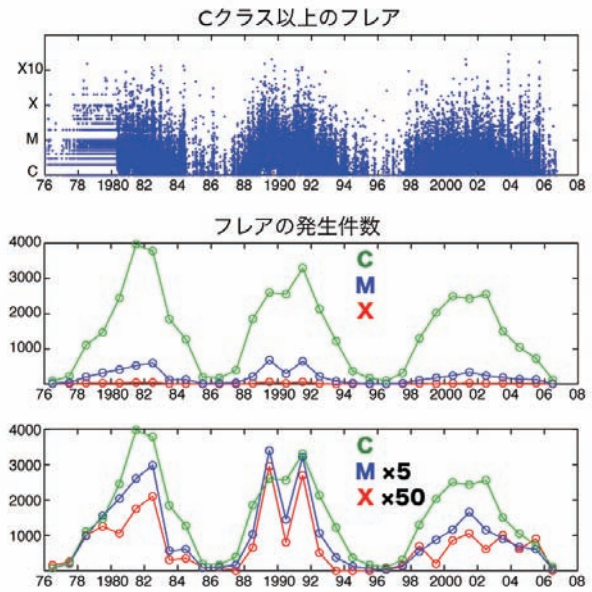


図4 フレアの年間発生数の変化(中段)。C以上(緑)、M以上(青)、X以上(赤)。下段は、Mを5倍、Xを50倍して描いている。

	極大期 20年間	極小期 11年間
X10 以上	21 回	1 回
X 以上	408 回	34 回
M 以上	5,753 回	319 回
C 以上	42,856 回	2,798 回

	極大期 20年間	10倍	極小期 11年間
X10 以上	1.1 / 年		0.09 / 年
X 以上	20 / 年		3.1 / 年
M 以上	288 / 年		29 / 年
C 以上	2142 / 年		254 / 年

表1 太陽活動の極大期と極小期に発生したフレアの件数(上段)と、年平均(下段)。

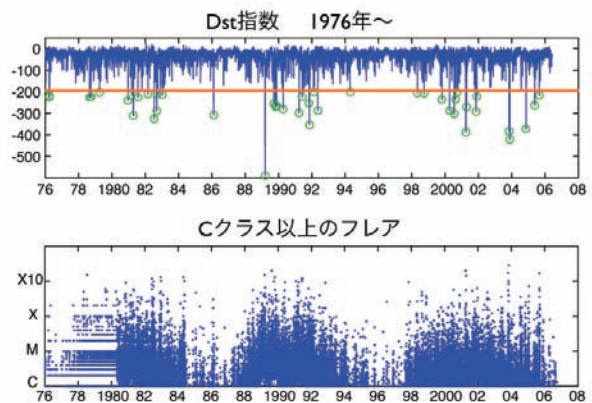


図5 31年間に発生した、-200nT以下の大規模磁気嵐(上段)と、黒点相対数(下段)。

極小期は10年に1度で、たいへん少ない頻度にながっている。

プロトンイベントの発生数の変化

太陽で激しいフレアが発生した時に見られる、プロトンイベントについてまとめる。ここでは、1995年から2006年の11年間にかけて得られた、GOES衛星のデータを用いる。図6は、10MeVプロトンの1日ごとの最大値を示している。プロトンが1,000PFUを超えて非常に強まった期間は、11年間に19イベント、33日間見られた。その多くは、フレアが活発に発生している太陽活動の極大期に見られている。この11年間では、極大期は98年～04年の7年間、極小期は残りの4.5年間である。この間のプロトンが強まっていた日数を求める(表3)。すると、プロトンイベントの場合、極大期と極小期の差は2倍程度になることが分かった。フレアや磁気嵐と比べると、差は小さい。ただし、10,000PFUを超える猛烈なイベントはこの期間に6回(7日間)見られたが、すべて極大期に発生していた。これは、激しいフレアが極大期に多く、極小期の発生頻度が大きく下がってしまうことと関連していると思われる。

放射線帯高エネルギー電子数の変化

最後に、地球周辺の放射線帯に見られる、2MeV以上の高エネルギー電子についてまとめる(GOES衛星の観測による)。高エネルギー電子のデータは、これまでのデータとは異なる性質を示す。図7は、高エネルギー電子の1日ごとの最大値を示している。10,000以上の高レベルの日を赤点で示す。このグラフをフレアのグラフと比較すると、高レベルの日の分布が、フレアの発生分布と必ずしも一致しないことが分かる。フレアが少なくなる前半(96～97年)や、後半(2005年頃)にも、多くの赤点が見られるのである(この中で、2003年は特異な年だったので、別に扱うことにする)。

放射線帯の高エネルギー電子の増加は、高速太陽風の通過時に多く見られる。太陽風が高速になる原因としては、フレアに続いて発生するCME(コロナ質量放出)や、コロナホールからの吹き出

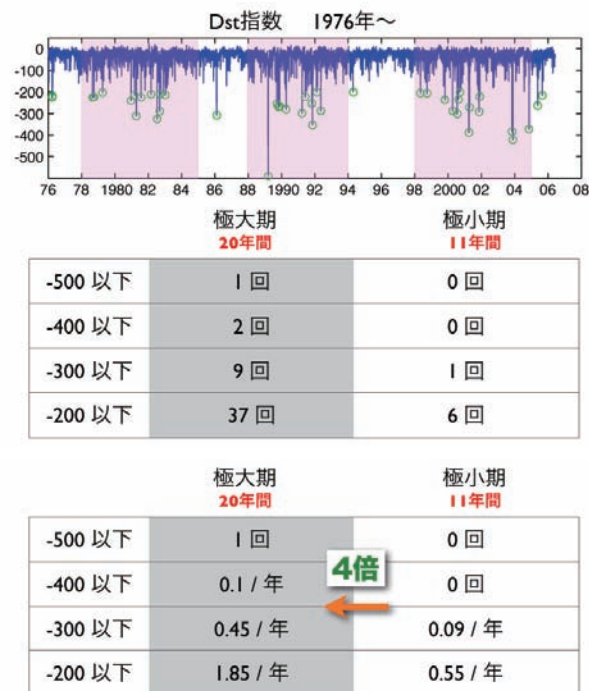


表2 太陽活動の極大期と極小期に発生したフレアの件数(中段)と、年平均(下段)。

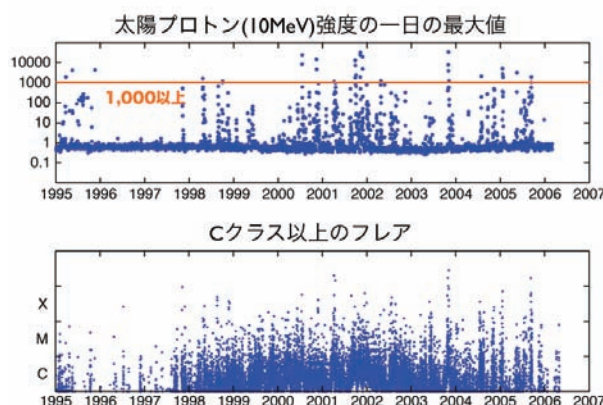


図6 11年間に発生した、1,000PFU以上のプロトンイベント(上段)と、フレアの発生数(下段)。

しによるものがある。CMEはフレアが多くなる太陽活動の極大期に多く発生するが、コロナホールはむしろ極小期に目立つようになる。従って、太陽風速度の長期変化を考えた場合、極大期と極小期それぞれに異なる高速風の原因が存在するのである。図8で、高エネルギー電子と太陽風速度を比較すると、両者の変化がかなりよく一致することが分かる。一方、太陽風速度(図8下段)を、フレアのグラフ(図7下段)と比較しても、単純には関連が見られないことも分かる。

高エネルギー電子の発生頻度の特殊性は、発生日数を分析するとよりはっきりする(表4)。10,000以上に強まる日数を比較すると、極小期のほうが極大期の3倍に達するのである。その一方で、100,000を超える猛烈なイベントは極大期にのみ見られている。

2003年の特殊性について述べると、この年は猛烈なフレア活動が発生するとともに、コロナホールによる回帰性の高速風が安定して続いた年でもあった。この両者が重なったため、他の年を圧倒して高い発生日数を記録したのであろう。10,000を超えた日数は149日に達し、1年の半分に及ぶ期間がたいへん高い状態にあったことになる。

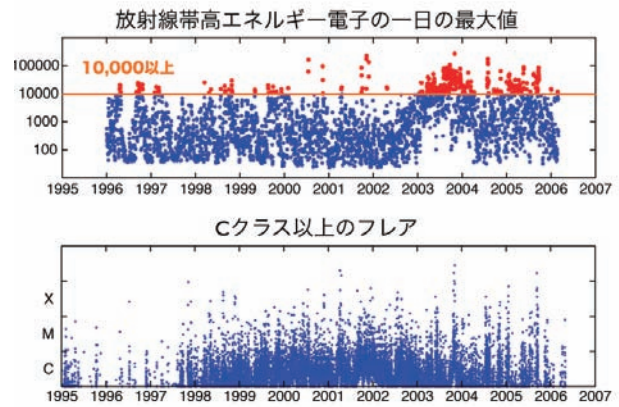


図7 高エネルギー電子が10,000以上に増加した日(上段)と、フレアの発生数(下段)。

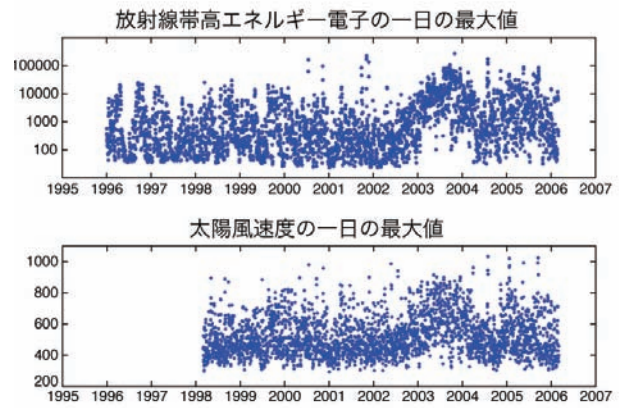
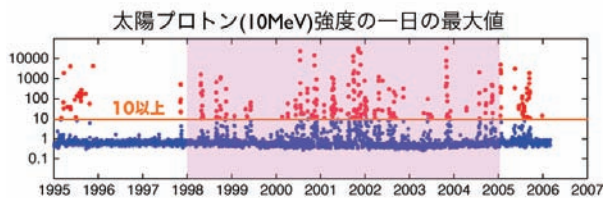


図8 高エネルギー電子(上段)と太陽風速度(下段)の1日の最大値の変化。



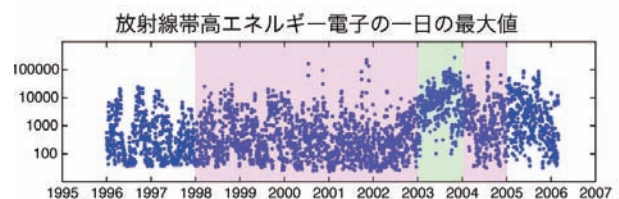
極大期 7年間 極小期 4.5年間

10,000 以上	7 日	0 日
1,000 以上	24 日	9 日
100 以上	78 日	35 日
10 以上	217 日	67 日

極大期 7年間 極小期 4.5年間

10,000 以上	1.0 / 年	0 日
1,000 以上	3.4 / 年	2.0 / 年
100 以上	11 / 年	7.8 / 年
10 以上	31 / 年	15 / 年

表3 極大期と極小期に発生したプロトンイベントの日数(中段)と、その年平均(下段)。



極大期 6年間 極小期 3.5年間 2003年

100,000 以上	7 日	0 日	2 日
10,000 以上	90 日	139 日	149 日
1,000 以上	675 日	530 日	322 日

極大期 6年間 極小期 3.5年間 2003年

100,000 以上	1.2 / 年	0 日	49 / 年
10,000 以上	15 / 年	49 / 年	149 / 年
1,000 以上	113 / 年	151 / 年	322 / 年

表4 極大期と極小期に高エネルギー電子が増加した日数(中段)と、その年平均(下段)。

放射線帯電子の変動機構と宇宙天気予報への応用

小原隆博^(1,2) 古賀清一⁽²⁾ 松本晴久⁽²⁾ 五家建夫⁽²⁾

(1) NICT 電磁波計測研究センター (2) JAXA 総合技術研究本部

変動の概要

地球周辺の宇宙環境を構成する要素に、放射線環境がある。本稿では、特に、放射線電子に注目するが、静止軌道、中軌道、低軌道の衛星は、宇宙の放射線電子から強い影響を受け、深部帯電が進行した結果、永久故障に陥った衛星も多く存在する。

ここでいう放射線電子とは、数百 eV 以上、通常は、MeV のエネルギーを持った電子群をいう。このエネルギー帯では、電子は相対論的な運動を行うことから、別名、相対論的電子とも呼ばれている。MeV 電子の分布は、非常に偏っていて、地球半径 3 倍から 8 倍程度に及ぶ。この領域は、放射線帯外帯と、一般的には呼ばれている。

図 1 に、つばさ (MDS-1) 衛星が観測した、400keV 電子の分布を示す。

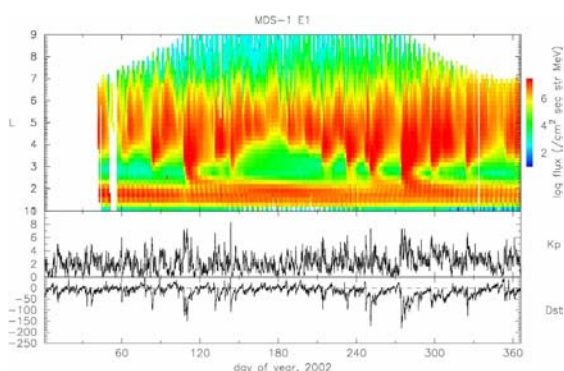


図 1、つばさ衛星が観測した 400keV 電子。縦軸は、 L 値。横軸は、2002 年のトータル日を示す。中央のパネル、下のパネルは、それぞれ、 Kp 指数、 Dst 指数である。

L が 2 付近にある電子は、放射線帯内帯電子で、 L が 3 付近には、電子の存在しない領域（スロットと呼ばれている）がある。 L が 3.5 から 7 あたりまでが、放射線帯の外帯で、図からも明らかなように、非常に激しく変動する。 Dst データと比較した結果、外帯電子は、磁気嵐が発生すると、非常に減少し、磁気嵐の回復相で、大きく増加する。トータル日 105 と 275 の磁気嵐では、回復相に増加した電子が、スロットから内帯に向けて、拡散していく姿が見てとれる。拡散は同時に、外側に向かっても起こっているようで、つばさ衛星の観測から、拡散の時定数を求める研究が行われている。

時間の経過とともに、電子で埋められたスロット領域では、電子の消滅が続き、スロットが、次第にその姿を明らかにしている。電子の消失の時定数は、 $L=3$ で、1.5 日程度である (小原、中村, 2004, Space Radiation)。

再形成過程

放射線帯外帯の再形成プロセスについては、Obara et al. (2000, 2001, EPS) が提案している、2 段加速説が確からしい。外帯電子が消失する過程は、発達した磁気圏対流と、磁場変形による電子の流れ出しであろうと考えている。磁気嵐の発達による断熱的な減少も、 L が小さいところでは利いてくる

(Obara et al., 2007, Space Radiation)。これらは、磁気嵐の主相において、最も顕著に見られるが、MeV 電子の消失とともに、尾部からフレッシュな電子が供給される。この種の電子（ソース電子）のエネルギーは、概ね 30-100keV であり、これが、磁気嵐回復相で、その場で加速・過熱されるといのが、2 段加速説の主張である。

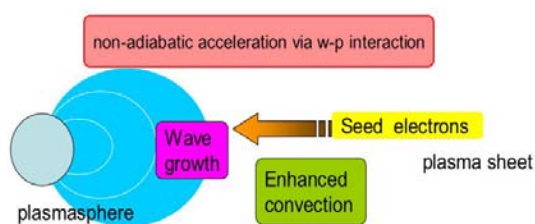


図 2、2 段加速説の説明。プラズマシートから補給された種電子が、その場加速を受ける様子が示されている。

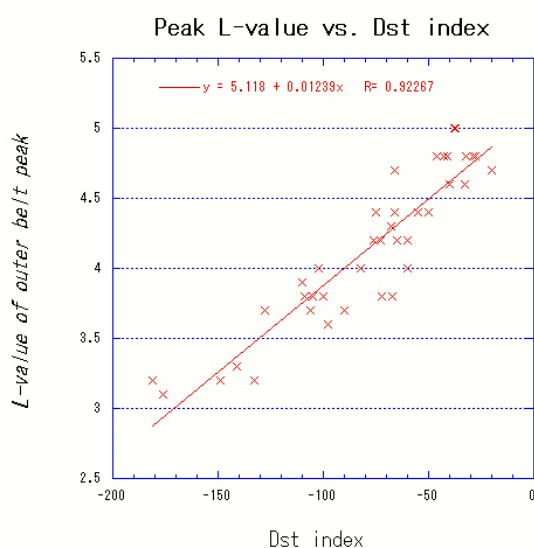


図 3、つばさが観測した再形成外帯の位置と、Dst 指数との関係。大きな磁気嵐では、地球に近い領域に、外帯は再形成される。

Dst 指数が -100nT の時は、外帯は、L=4 に、Dst 指数が -200nT では、L=3 付近に出来る事が、図 3 から明らかである。

あけぼの衛星が観測した低周波プラズマ波動の分布を、同じように、縦軸 L、横軸 Dst 指数で示したものが、図 4 である。

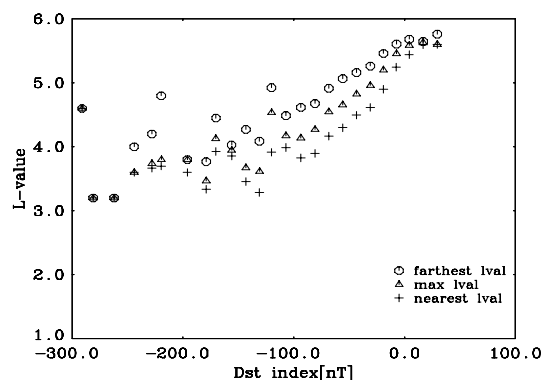


図 4、あけぼのが観測した低周波プラズマ波動。

図 3 と図 4 を詳細に比較すると、非常に良い一致が見られる。これらの観測事実は、2 段加速説を支持している。

予報への手がかり

静止軌道の放射線電子予報は、太陽風速度などを入力として、JAXA/NiCT で、実施されている(詳しくは、古賀他の報告を参照)。以下では、外帯全帯の全電子数を予測する手法を述べる。

この磁気嵐に対して、増加終了後における、L=4 から 6.8 までの電子の総数を求めて、そのときの、太陽風速度の積分値(図 5、最上パネル)、Dst 指数の積分値(図 5、中央パネル)、Ap 指数の積分地(図 5、最下パネル)と比較した。その結果、磁気嵐回復相の磁気嵐の積分が、最も強い相関を示すことが明らかになった。

このことは、放射線外帯電子の増加が、磁気活動に代表される、宇宙環境の活動レベルによって決まることを示す。まったく

静かな回復相では、電子は増加しないとす
る、これまでの研究と一致する。

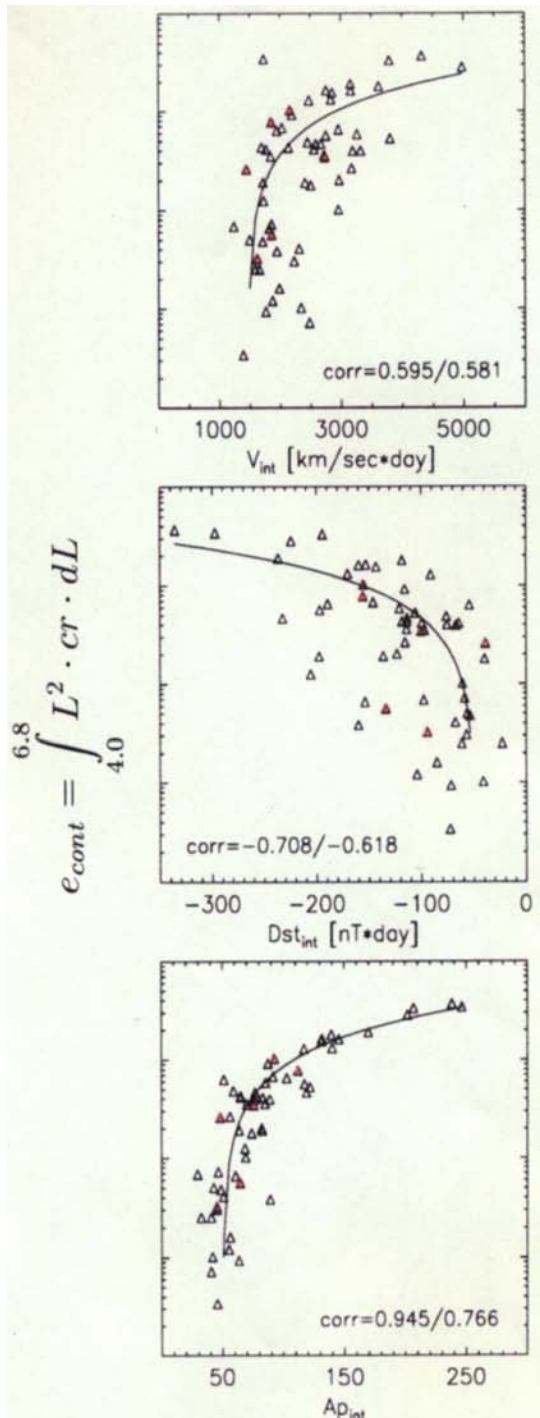


図5、外帯総電子数と、各パラメータ積分
値との比較。磁気活動指数が、最も強い相
関を示す。

数値予報へ向かって

NICTでは、スーパーコンピュータを用
いて、磁気圏のリアルタイムシミュレー
ションを、宇宙天気予報業務の一貫として行
っている。

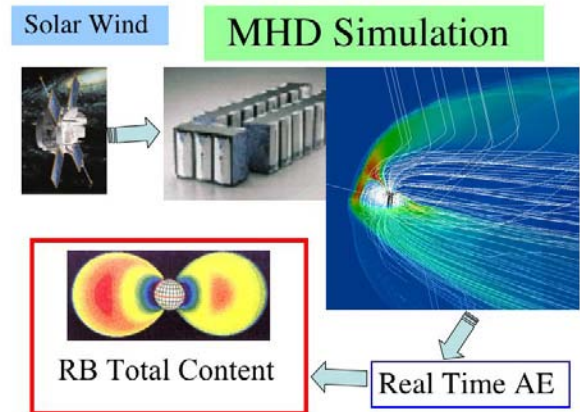


図6、放射線帯電子予報システム

NICTでは、太陽風の観測データを機構
内の大型アンテナを用いて、リアルタイム
に取得し、それを入力として磁気圏のリア
ルタイムシミュレーションを行っている。
出力の一つに、Kp 指数などの磁気活動指
数があり、これは、観測をよく再現してい
る。この指数を積分していくことで、放射
線帯の総電子数が求まることになり、この
領域を飛翔する人工衛星のトータルドーズ
が計算されることになる。

放射線帯のダイナミックモデルは、これ
から取り組んでいかなければならない大
きな課題であり、JAXA, NICT では、大
学の研究者とも連絡をとりながら、進
めている現状である。

References

Freidel, R. H., G. D. Reeves, and T. Obara, Relativistic electron dynamics in the inner magnetosphere - a review -, *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 64, 265, 2002

Miyoshi, Y., V. K. Jordanova, A. Morioka, and D. S. Evans, Solar cycle variations of the electron radiation belts: Observations and radial diffusion simulation, *Space Weather*, Vol. 2, S10S02, doi:10.1029/2004SW000070, 2004

Obara, T., M. Den, Y. Miyoshi, and A. Morioka, Energetic electron variation in the outer radiation zone during early May 1998 magnetic storm, *JASTP*, 65, 1407-1412, 2000.

Obara, T., Y. Miyoshi, and A. Morioka, Large enhancement of the outer belt electrons during magnetic storms, *Earth Planets Space*, 53, 1163-1170, 2001.

小原隆博、中村雅夫、電子放射線帯変動における波動の役割、*Space Radiation*, Vol. 4, No. 2, 91, 2004

Obara, T., M. Nakamura, H. Matsumoto, T. Goka, Relativistic electron variation in the outer radiation belt inferred from MDS-1 (Tsubasa) satellite, *Space Radiation*, in press, 2007

宇宙電磁環境モニターシステム

小嶋 浩嗣¹, 今久保 洋¹, 松本 陽史¹, 齋藤 悠人¹, 山川 宏¹, 八木谷 聡²,
臼井 英之¹, 上田 義勝¹, 滝沢 泰久³, 岩井 誠人⁴

1. 京都大学 生存圏研究所
2. 金沢大学 大学院自然科学研究科
3. 国際電気通信基礎技術研究所
4. 同志社大学 工学部

1. 宇宙電磁環境モニターシステム

宇宙電磁環境モニターシステムとは、宇宙空間において人類がその生存活動をする際に発生させる電磁的な擾乱を多点モニターし、その活動がおかれている環境状態を把握するためのシステムである。

宇宙空間は、希薄な電離気体である宇宙プラズマによって満たされている。この宇宙プラズマは、無衝突プラズマであり、その運動論的なエネルギーは粒子同士の衝突によって輸送されることは少なく、ほとんどがプラズマ波動を介して行われる。そのため、宇宙空間の電磁環境の変化に対し、プラズマ波動は非常に敏感に反応し、そのプラズマ波動現象を観測することによって、その場所で発生しているエネルギー輸送プロセスを把握することができる。我々のグループでは、この宇宙プラズマ中で発生する自然現象を、ロケット・人工衛星などの飛翔体に搭載した「プラズマ波動観測器」によってこれまで観測を行い、宇宙プラズマ中で発生している自然現象についての解析を行ってきた。

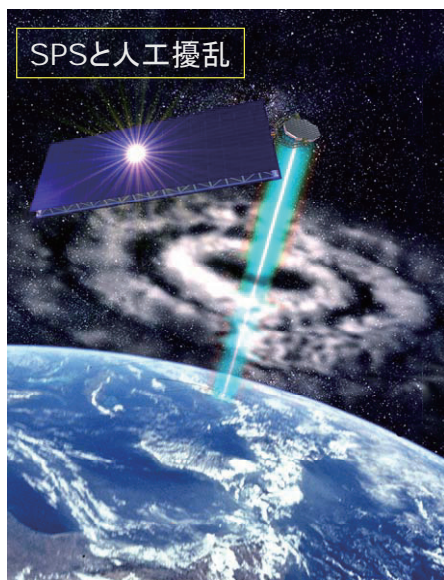


図 1: 宇宙太陽発電所のマイクロ波ビームと電離層プラズマ相互作用。

近年の人類の宇宙空間における活動領域・規模の拡大の中、人類生存活動と宇宙プラズマとの相互作用研究の重要性が認識されつつある。宇宙空間におかれた大規模構造物の帯電・放電、その周辺に発生させる Wake 構造に代表される乱れ、宇宙太陽発電所が地上にエネルギーを伝送する際に使用するマイクロ波と電離層プラズマとの相互作用等、人間がそこでなにか活動をするからこそ発生する現象に対する理解とモニターが必要であり(図 1)、それはやはりプラズマ波動現象をモニターすることによって実現できると考える。

そこで、我々は、これまで培ってきた衛星搭載観測器によるプラズマ波動現象の研究を、宇宙電磁環境モニターシステムとして拡張・発展

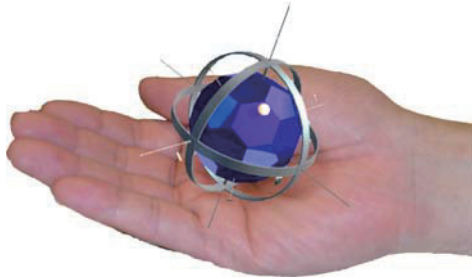


図 2: 宇宙電磁環境モニター装置(想像図).

させ、来るべき宇宙空間での大規模な生存活動に備える研究を開始した。

宇宙電磁環境モニターシステム、とは、具体的に次のような構成になると考えている。

- a. 通信機能等を持ち合わせた小型センサー装置(宇宙電磁環境モニター装置)(図 2)
- b. 宇宙電磁環境モニターからの計測データを集約する中央ステーション

宇宙電磁環境モニターシステムでは上記の a の小型センサー装置を多数目的の空間に配置し、その近傍におかれた b の中央ステーションへと情報を集約する。たとえば b については、実際に生存活動を行って宇宙プラズマと相互作用をしている宇宙ステーションのようなものでよい。そこと、多数の小型センサー装置をネットワーク的につなぎ多くの測定点で計測を行うのが、宇宙電磁環境モニターシステムである。

2. 宇宙電磁環境モニター装置

2-1 概要

このシステムの中で中心的な役割をもつのが小型センサー装置である宇宙電磁環境モニター装置である。図 3 はその外観とセンサーなどを示したものである。このモニター装置は、これまでのプラズマ波動観測器に関する技術を発展させたものであるが、以下の点で従来からの科学衛星搭載のプラズマ波動観測器とは異なる仕様となる。地上におけるイメージとしては、気象用の気球を想定すればよいと考える。

- a. 科学衛星搭載品のような高い精度と時間分解能を必要としない。
- b. センサー感度(最小信号レベル)についても、対象が人工的な擾乱であり自然波動現象ではないため、高感度である必要はない。

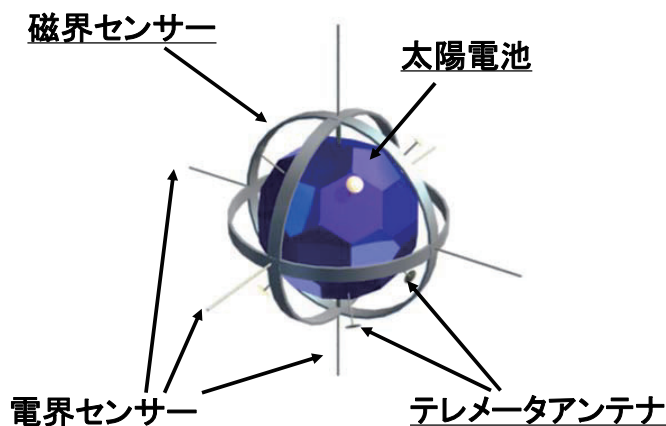


図 3: 宇宙電磁環境モニター装置外観とセンサー等.

- c. 手のひらに乗る程度の小型装置の中に、センサー装置としてもつ機能(モニター、通信、位置捕捉など)を集約したものである必要がある。
- d. 取り扱いが簡単で、科学衛星搭載品のように取り扱いに注意を要するよう

なものではない。

- e. 使い捨ての消耗品として安価で同じ物を製作できる必要がある。

計測するのは、電磁界 6 成分で、電界を短いダイポールアンテナ、磁界を小型のループアンテナを用いる。電界についてはアンテナが短いのでピックアップできるレベルが極端に下がってしまうことが危惧されるが、低雑音のプリアンプを使用することによって、10mV/m 程度のレベルであれば計測できる見込みがついている。このレベルは、一般に想定される強い自然電波のレベルよりやや小さい程度であり、強自然電波のレベルからカバーできることになる。

この宇宙電磁環境モニター装置の開発項目としては次のようなものがあげられる。

- a. センサー系
 - (ア) 計測アナログエレクトロニクス的小型化
 - (イ) 小型デジタル部の開発
 - (ウ) 電界・センサーおよびそのプリアンプの小型化
 - (エ) 電源の小型化
- b. 通信・制御系
 - (ア) データ通信手法
 - (イ) モニター装置の位置捕捉手法
 - (ウ) 姿勢捕捉手法
- c. 構造
 - (ア) 軽量筐体の開発
 - (イ) 非デブリ化の手法

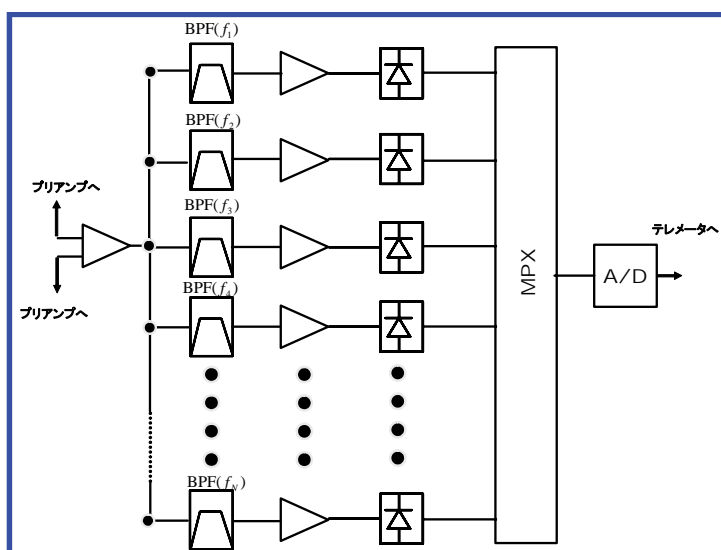


図 4: 現在考えているアナログブロック。

上記の中で、我々のグループでは現在、a-(ア)計測アナログエレクトロニクス的小型化、b-(イ)モニター装置の位置捕捉手法の開発を行っている。

2-2 計測アナログエレクトロニクス的小型化
既述のように、我々のグループでは、これまで科学衛星に搭載するためのプラズマ波動観測器



図 5: 試作したアナログ ASIC. 左がベアチップ、右が 80pin パッケージ.

を開発してきた経験をもつ。宇宙電磁環境モニター装置におけるアナログ部は、基本的にプラズマ波動観測器と同等の機能をもつが、これも既述のように、その高性能さ、というよりは、コンパクトに一つに小さくまとまったハードウェアが要求

される。

我々は、4年前より宇宙電磁環境モニター装置のアナログ部を、一つのチップ内で実現させるための研究を行っている。具体的には、宇宙電磁環境モニター装置で必要となる「差動増幅器」、「フィルタ」、「高ゲインアンプ」、「A/D コンバータ」などを一つのアナログ ASIC(Application specific integrated circuit)の中に実現しようとするものである。アナログ ASIC はデジタルのそれと異なり、その開発には時間と熟練を要し、また、開発環境もきちんと整っておらず、実際のチップができるまでにはかなりの時間を要した。図 4 に現在想定しているブロック図を示す。

図 5、6 は、試作したチップとその内部のレイアウトを示している。今回は、TSMC 社の 0.25um プロセスを用い、3mm 角のベアチップの中に、差動アンプと 100kHzLPF(二次バタワース)(合計 6 チャンネル)、および、A/D コンバータを試作して入れ込んでいる。パッケージ化したチップは、開発途中ということでデバッグのためのテストピンを出すために、80pin のパッケージを使用しておりサイズ的には、二回りほど大きくなっているが、完成すれば、この 1/4 程度の大きさになるはずである。

現在、試作したチップの機能・性能テストを行っているが、おおむね良好なデータが出ている。差動アンプの CMRR も 70dB 以上とれており、また、初段ノイズレベルも想定した範囲となっている。

今後は、これらの各コンポーネントの改良を加える他、バンドパスフィルタなど更に必要なコンポーネントの作り込みをしていく予定である。

2-3 モニター装置の位置捕捉手法の研究

多点にばらまかれ計測をする宇宙電磁環境モニター装置であるが、その計測ポイントを知る必要がある。しかし、多くの点にばらまかれたモニター装置の位置を、宇宙空間という限られたリソースしか使用できない領域において高精度で捕捉することは、地上においてレーダー等で認識するのとは、また、別の特殊な方法を考案する必要がある。

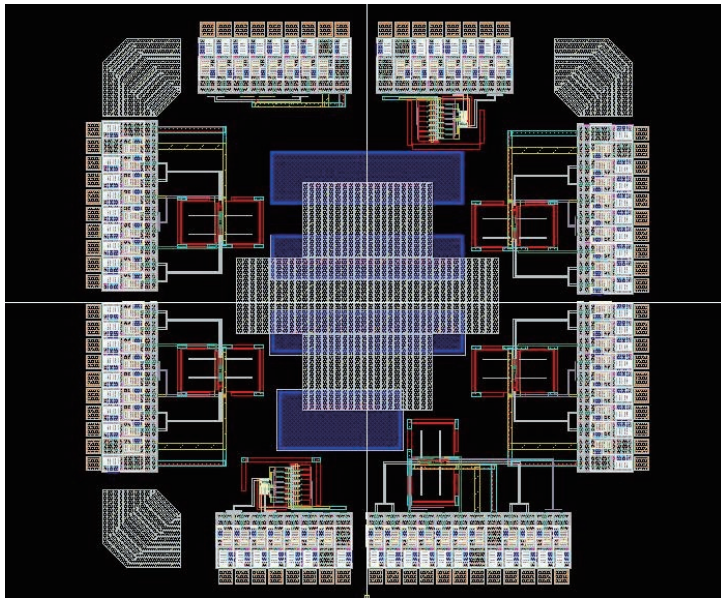


図 6: 試作したアナログ ASIC の内部レイアウト.

一般的に、位置を捕捉する手法としては GPS 衛星を用いたものが主流であるが、宇宙空間においては、GPS 衛星がいつも見えるとは限らず、特に、GPS 衛星よりも高い軌道での使用は不可能である。そこで、我々は、ユビキタスネットワーク用に滝沢ら[2005]によって提案された「自己組織化アルゴリズム(SOM)を用いた位置捕捉手法」を拡張してこの宇宙電磁環境モニター装置への利用を検討している。この

SOM を用いた手法は、各センサーノード間でお互いに測距を行うことによって情報を交換し合い正しい位置へと収束させていくものである。特徴としては、基本的に基準となる数点のアンカーノード以外は、測距を行うだけでよく、また、その処理も自分のもっている最新の位置と測距から求まる距離との誤差を評価するだけなので、各ノードにおける処理が非常に少ない、ということがあげられる。これらは、限られたリソースしか搭載できない宇宙電磁環境モニター装置においては非常に重要な特徴であり、現在、提案された二次元空間内でのアルゴリズムを三次元に拡張しその性能評価を行って良い結果を得ている。これからは、これを小型のワンチップマイコン(PIC)内に実現していく方向を考えている。

3. 今後の展望

これまで述べてきたように、宇宙電磁環境モニターシステムを構成する最も重要な装置であるセンサーとしての「宇宙電磁環境モニター装置」について、そのアナログ部の開発、および、位置捕捉の手法に関する研究を推進してきた。アナログ部の ASIC 化については、これまでの試作によって本モニター装置に必要なコンポーネントを設計し作り込むことは可能であるという認識にいたっている。しかし、アナログ ASIC の開発には、熟練と時間が必要であり、実用的なレベルに至るには、今少し開発時間が必要であると考えている。更に、バンドパスフィルタ、波形の平滑回路、チャンネルを切り替えるスイッチなどの開発も必要である。

一方、位置捕捉の手法については、SOM による三次元アルゴリズムによって実現が可能であるという結論を得ている。このアルゴリズムは、各センサーノードに要求する

リソースが極端に小さい上、測距そのものの精度よりも更に高精度に位置を決めることができる。移動物体間でどの程度の精度が出るかは、今後の特性試験等で必要であるが、宇宙電磁環境モニター装置の場合、その相対移動速度は非常にゆっくり(秒速数 cm 程度か)であり、SOM による距離収束時間に比べるとほとんど静止している状態とみなしてもよいと考えている。今後は、このアルゴリズムをデジタル部にインプリメントしていく必要がある。宇宙電磁環境モニター装置の場合は、使えるリソースが非常に限られるため、いわゆる高速の CPU を搭載することができない。一方で、それほど高度な処理能力が必要でないこと(せいぜい数回の足し算、引き算)、衛星搭載品の様に高度に品質保証されらものである必要がないことを考慮して、現在、マイクロチップ社製のワンチップコンピュータ PIC の利用を考えている。

[参考文献]

滝沢、デイビス、岩井、川合、小花、無線アドホックネットワークによる自律的端末位置推定方式とその特性、情報処理学会論文誌、Vol. 46, pp2903-2914, 2005.

衛星による地震の電離圏への影響の観測

—ひのとり衛星により得られた電子温度の予備的解析—

小山孝一郎(首都大学東京)*、児玉哲哉(宇宙航空研究開発機構)、鴨川 仁(東京学芸大学)、
柿並義宏(九州大学) *現在国立中央大学宇宙科学研究所

概要:1981年2月21日、太陽観測衛星「ひのとり」は、軌道高度約600km・軌道傾斜角31度の軌道に投入され、1982年7月まで北緯30度から南緯30度の領域で、日本の開発したユニークな2個のプラズマ測定器、電子温度プローブ、およびインピーダンスプローブによって良質な電離層プラズマデータを取得した。この高精度のデータは、赤道及び低緯度領域の電子密度(Ne)と温度(Te)変化を研究するのに理想的である。データはNASA NSSDCに収められており、多くの国外研究者が利用している。これまでこのデータを用いて、多くの成果がだされた。先ずプラズマバブル中の電子温度が世界で始めて計測され、その地方時依存性が明らかにされた。この結果を越えるデータは日本以外いまだ得られていない。また赤道、低緯度帯の電子温度の地方時に関する振るまいを初めてあきらかにするとともに電子温度に対して特に東西方向、南北方向の中性風の影響が極めて大きいことを示した。更にそれまで存在しなかった高度600kmでの電子温度モデルを構築した。これをもちいて磁気嵐時の朝方の電子温度の振る舞いをしらべた。このデータを使って更に幾つかの研究がなされうが、我々は一応、大体ではあるが、高度600kmにおける赤道帯電子温度のおもなる振る舞いを理解したと思われた時点で、懸案の電離圏への地震の影響に関する研究を開始した。以下はこれまでの解析結果の概要である。

データ解析:地震の電離圏への影響を研究するために、信頼できるデータを蓄積して先ず電離圏電子温度の平均的なモデルを作り、其のモデルからのずれを見るという手法をとった。これが我々が長年に亘り、モデル作成に労力を費やした主なる理由である。特に電子温度は電離圏物理量の中で周囲の変化に最も敏感である。ここでは1981年11月、1982年1月にフィリピン近くで発生した3つの地震に対し、構築したモデルを用いて、擾乱のない電離圏の電子温度と、それぞれの衛星軌道でえられた電子温度のモデルからのずれを調べた。これまでの解析結果の主なる結論は以下の通りである。

1. 夕方にあらわれる電子温度の上昇(我々は **Afternoon overshoot** となずけている)は地震発生約5日前から減少し始め、地震発生時に最小となり、地震発生後約5日で静穏時の電子温度にかえる。3つの地震のうち、大きい地震ほど前兆はより早く現れ、より遅く回復する傾向がある。
2. 電子温度減少の領域は震央を中心にして東へ約30度、西へ約30度の計60度に及ぶ。南北への分布は北半球に大きく偏り、震央で電子温度最低になる傾向がある。
3. ひのとりで得られた電子密度には、きわめて僅かの減少がみられる時もあるが明瞭ではない。多くの場合、イオノグラムからえたNmF2電子密度には大きな変化を見つけることは困難であった。マニラのイオノグラムを見ると、地震発生時を中心にして電離層高度が低くなっている。

議論:このような電離圏の振る舞いは解析した3つの地震の場合、震源の西、東方向いずれにも西向き電場が印加されたと考えると説明できそうである。電場は赤道異常に少しだけ影響するぐらいのものであるから1mV/m程度である。

先ず東向き電場により生成されている赤道異常においては、西向き電場により、最大電子密度の緯度が赤道側による。同時に赤道より少しずれた電離圏の電子密度が西向き電場により下方にむけて輸送される。この結果赤道異常の電子密度の高い層が夕方近くまで維持される。600km高度でのAfternoon overshootは低い高度で生成された光電子が600km付近の熱電子に衝突してこれを過熱することにより生じる。従って光電子生成高度と600km高度の間に電子密度の高い層があると、ここで光電子のエネルギーが失われる。上記の地震3件のばあい、このような事が生じたと考えられる。

残念ながら上記3地震ときにおける全電子数の緯度、地方時依存性を整理したデータはないが台湾でのChi-Chi地震前後の赤道異常の振る舞いは上記のメカニズムを支持しているように思える。

結び:

地震の電離圏への前駆現象に関する報告はここ数年急速に増え、新たな電離圏研究の展開を思わせるほどである。とはいえまだこの研究は生まれたばかりであり、多くの電離圏研究者が懐疑的である。しかし我々研究者はこれらの報告を検証する社会的義務があるようにおもっているが、現実にはこの問題に取り組むには新たな課題のうえにそれぞれの研究者はこれまでの研究の遂行に時間をとられるため、ためらいがあることも理解できる。

我々の解析結果は電離圏電子温度の振る舞いに電場が寄与していることを強く示唆しているように思える。このことは電子温度のよる地震前駆現象の検出は、電場が効果的に働くF層高度異常で且つ低緯度に限られることをしめしている。緯度がたかくなればなるほど電場の電離圏への影響はうすれる。日本の緯度付近では電場による寄与を検出するには高い。これが過去に日本での地震の電離層電子密度の変化が検出されにくい理由であろうと考える。

電子温度がゆっくりと変化していることが電場によるものであるとすると、地磁気データ、地電流が長期[やく10日]にゆっくりドリフトしていることを示唆しているが多くの局地的な擾乱が存在する地上において長期変動を抽出するのは容易ではないように思える。

ひとりの解析結果はまた我々に衛星による観測が必要であることを強く印象づけた。衛星は基本的には電子密度、温度測定器を搭載することで目的を達せられるが、地震による電場の電離圏への浸透メカニズム、電離圏で生じる種々の物理現象を解明するためにはこれまで地震に伴って生じたと報告されている、大気光の増大、荷電粒子の降下、低周波電波の発生を同時に検証することが肝要である。

衛星は最も簡単で軽量な場合、スピン型、あるいは重力勾配型を採用できる。衛星軌道は、得られたデータから先ずモデルを構築すること、および電子温度の変化の現れやすい高度を考えると、軌道傾斜角30-35度、高度550-600kmの円軌道であるべきで、すべての地方時をカバーすることも必要である。

世界の地震電磁気観測衛星の現状

宇宙航空研究開発機構 宇宙利用推進本部
衛星運用技術部 主任開発員 児玉 哲哉

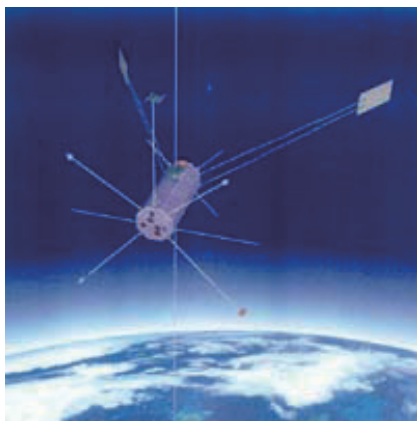
1980年代より、多くの科学衛星によって電離層及び磁気圏における地震に伴う現象が報告されている。特に ULF/ELF/VLF 帯の放射が Intercosmos-19、Intercosmos-Bulgaria 1300、Aureol-3、Cosmos-1809、Intercosmos-24、OGO-6等の衛星によって観測されている。

旧ソ連においてこれらは地震に伴う電磁放射として既に確立されており、特に ELF 放射については数百の地震に対する定量的解析によって明らかとなっている。そのほか準定量的な地電流、電離層プラズマ、地磁気脈動、ホイストラ変調等の電磁気放射、大気中の発光現象、電離層 E 及び F 層の擾乱、電離層上部のプラズマ成分及び温度変化、震央近傍における VLF 及び HF 波の強度及び位相変化、大気成分変化、或る種のエアロゾル雲の形成、地下水の重元素成分の増加他、非常に多くの事項に関して報告されている[1]。

これらの多くは、地震学とは直接関係しない分野における研究の成果として報告されているため、地震予知に関する議論の分かれる大きな要因となっている[2, 3]。

マグニチュード7以上の大地震は、世界では年間10~20回発生しているため、衛星を利用すれば短期間に定量的評価が可能である。これが世界各機関において衛星観測が提案・実施されている理由である[4]。

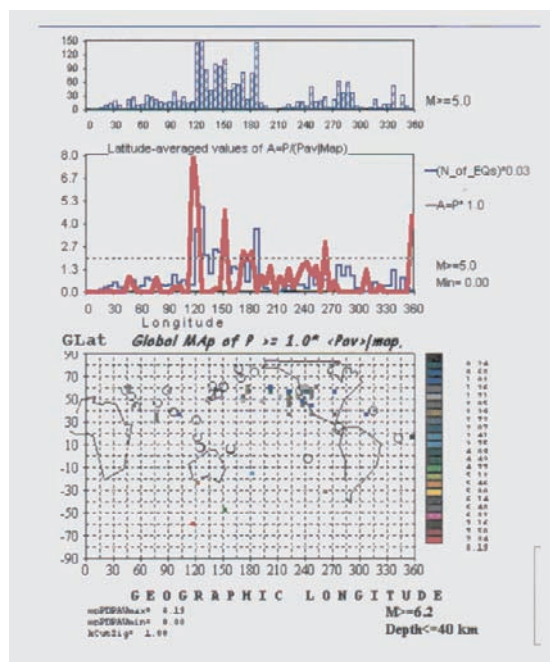
旧ソ連の崩壊後、各国の研究グループによって衛星計画が提案されるようになった。弾道ミサイルの開発を行っていたアルセナル設計局は、ロシア宇宙庁の研究予算で Predvestnik-E[5]という地震電磁気衛星構想を提唱し、アメリカとの共同開発を目論んでいた。独立したウクライナでも Warning[6]という計画が高い優先度にあったようだが、どちらも実現はされなかった。



Predvestnik-E (Arsenal design bureau)

1991年、フランスでは国立科学研究センター(CNRS)の Parrot を中心としたグループが、国立宇宙研究センター(CNES)に対し、後の DEMETER 計画に繋がる SEISM(Les Effets Seismoelectromagnetiques)という衛星計画を提案している。

1994年、旧宇宙開発事業団の諮問委員会である地球環境観測委員会に、地球電磁場ミッション調査サブグループが設置され、低軌道小型衛星[7]による観測計画が提案された[8]。翌年の阪神淡路大震災を契機として、1996年より開始された地震リモートセンシングフロンティア研究の一環として、Intercosmos-24及びCosmos-900のプラズマデータを解析した結果、全球地震分布と電離層プラズマ擾乱に良い相関があることが明らかとなった[9]。また、国際科学技術センター(ISTC)支援研究の一環として、ISTC-417R:宇宙からの地震電磁気モニターを実施、技術報告を取得した[10]。



Statistical study of ionospheric plasma response to seismic activity: search for reliable result from satellite observations (Afonin, Molchanov, Kodama, Hayakawa, and Akentieva)

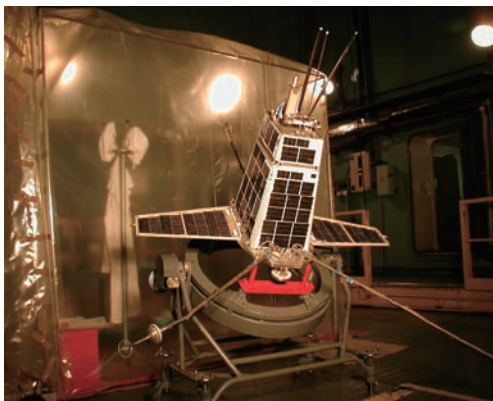
1999年の第2回日仏宇宙協力シンポジウムではフランスから DEMETER の受信協力の提案がなされた[11]。しかし地震リモートセンシングフロンティア研究の終了に伴い、実現には至らなかった[12]。

同年、ロシア科学アカデミー副総裁のウラジミール・ウトキン博士は、第 21 回宇宙ステーション利用計画ワークショップで地震予知研究計画について発表した[13]。

ロシアはその後、2002 年の International Workshop on Earthquake Precursors、2003 年の国連宇宙空間平和利用委員会及び第 18 回世界宇宙飛行士会議において「バルカン」という地震電磁気観測衛星群への協力を提案している[14, 15, 16]。

Kompass

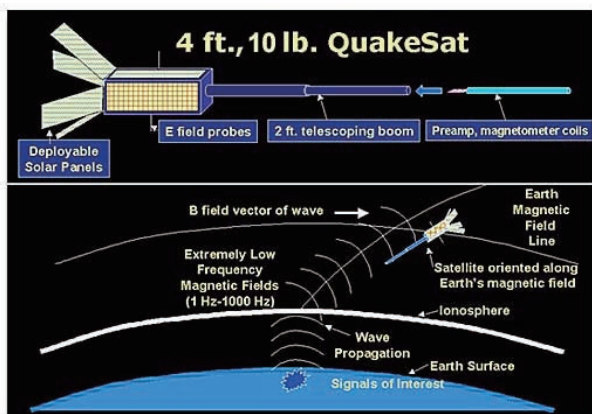
史上初の地震電磁気観測衛星は、ロシアが 2001 年 12 月 10 日にバイコヌール宇宙基地から打上げた重量 80kg の Kompass[17]という衛星である。設計は地磁気・電離層・電波伝搬研究所 (IZMIRAN)、製作はマケイエフ設計局が実施した。打上げ後、通信系に不具合が発生したため観測結果は不明である。衛星は現在も高度約 1000km の極軌道を周回している。



Kompass (Photo by Dr. Pulinets)

Quakesat

史上 2 番目の衛星はアメリカのベンチャー企業 Quakefinder によって 2003 年 6 月 30 日に打上げられた重量 3kg の Quakesat[18]である。衛星製作はスタンフォード大学が実施し、地上設備に NASA と米空軍が資金援助を行ったと報じられている[19]。



Quakesat (Quakefinder)

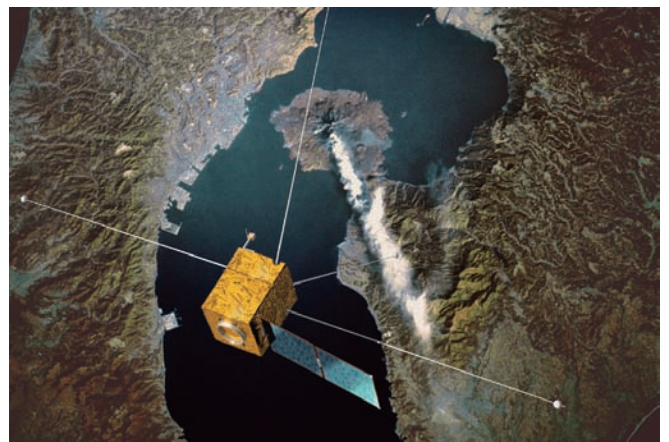
Quakesat はサーチコイル磁力計と電場測定用に 2 組のダイポールアンテナを搭載している。2004 年 1 月に搭載バッテリーを喪失したものの、2004 年 5 月末までの約 11 ヶ月間に、2000 パスのデータ取得に成功している[20]。

観測軌道に日照条件のいい Dawn Dusk Orbit を選定したため、日昇・日没時の電離層が不安定な時間帯の観測を余儀なくされたが、2003 年 8 月 21 日のニュージーランド南島の地震 (M7. 2)、12 月 1 日のカザフスタン・新疆国境付近の地震 (M6. 0) 及び 12 月 22 日のサン・シメオン地震 (M6. 5) の際に、DC から 140Hz までの広い帯域にわたる放射を観測したと報告している[21]。

Quakefinder は 2008 年に Quakesat-2 の打上げを計画している。

DEMETER

2004 年 6 月 29 日、フランスはバイコヌール宇宙センターからドニエプルロケット (大陸間弾道ミサイル SS-18 を衛星打上げ用ロケットに転換したもの) によって DEMETER (Detection of Electro-Magnetic Emissions Transmitted from Earthquake Regions) の打上げに成功した[22]。重量 130kg の DEMETER は、三成分磁力計、電界プローブ、プラズマ・粒子観測装置を搭載し、打上げから 2 年半を経過した現在でも順調に運用されている[23]。



DEMETER (CNES)

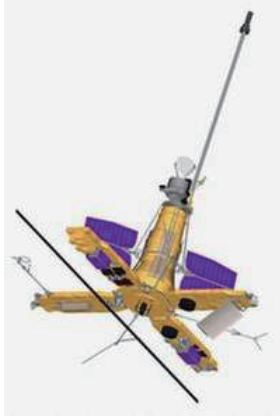
2006 年 6 月に開催された DEMETER International Symposium の発表によれば、カザフスタンがフランスの協力で同種の衛星 Kazafstan-1 の開発を計画中とのことである[24]。

Sich-1M

ウクライナ・ロシア共同の地球観測衛星 Sich-1M は 2004 年 12 月 24 日に打上げられたが、ロケットの問題で所定の軌道投入に失敗し、2005 年末に大気圏に再突入した。

重量 2200kg の Sich-1M は、主ミッションである環境監視を目的とした可視近赤外放射計、マイクロ波放射計の他、

地震に伴う電磁気観測を目的とした Variant という国際協力による電磁波観測装置を搭載し、DEMETER との共同観測を予定していた。[25]

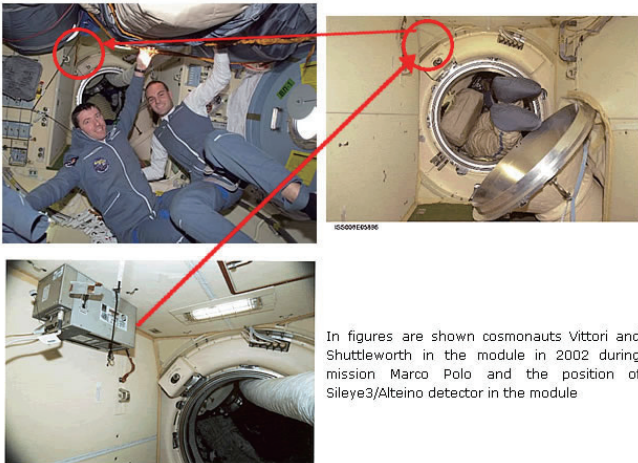


Sich-1M (Yuhznoye)

現在ウクライナ宇宙局では IONOSATS という衛星群の打上げ計画し[26]、Yuhznoye は Poperedjennia という小型衛星と、衛星群による観測システム提案している。[27,28]

LAZIO-Sirad

人工衛星ではないが、イタリアは 2005 年 2 月、国際宇宙ステーションの居住モジュール内に地震に伴う放射線の観測を目的として、LAZIO-Sirad という粒子検出器を搭載した。観測データはデータカードに記録されるため、回収後に地震との相関解析が実施される。[29]



LAZIO-Sirad(INFN)

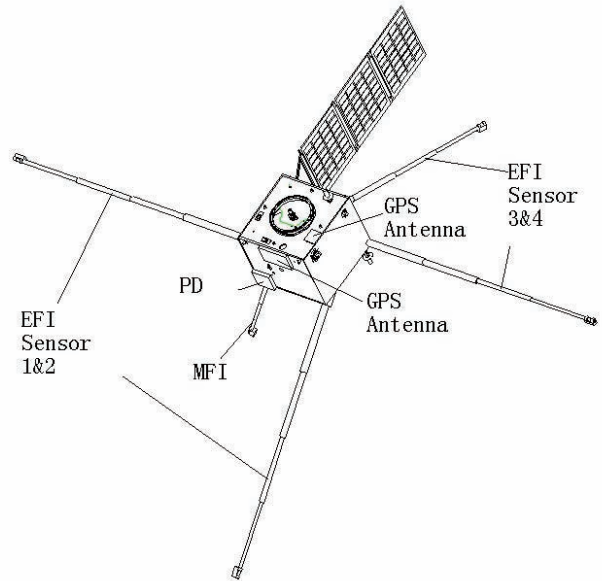
この他イタリアは、ESPERIA という独自の地震電磁気観測衛星計画を有している。[30]

Kompass-2

2006 年 5 月 26 日、ロシアは原子力潜水艦ミサイルを衛星打上げ用に転用した Shtil により、バレンツ海から Kompass-2 の打上げに成功した。軌道投入直後より、衛

星との通信が不能になっていたが、11 月 16 日から復旧した模様である。現在初期データの取得に成功している。[31]

以上の計画に加え、中国国家航天副局長 Luo Ge は 2006 年の 22nd National Space Symposium において、Magnetic Field Detection Satellite という DEMETER に酷似した衛星の打上げを公表している他[32]、台湾でも日本の電子温度プローブを搭載した小型衛星計画が進展中である。



Magnetic Field Detection Satellite (CNESA)

現時点において宇宙航空研究開発機構では本分野に関する衛星システム検討は承認されていないものの、1982 年に打上げられた太陽観測衛星「ひのとり」が取得した低軌道プラズマデータと地震の相関解析を実施しており、地震の数日前から震源周辺上空の電離層プラズマの電子温度の低下を検出している[33]。

(追記:2006 年 11 月 22 日の第 12 回宇宙理学委員会で、低軌道から地球電磁環境を観測する小型衛星:ELMOS ワーキンググループの設置が承認された)[34]

総合科学技術会議・第 15 回宇宙開発利用専門調査会での論点と対応(案)によれば、「地球観測衛星の利用において、科学的知見を活用した災害の予知・予測を行う必要がある、国際貢献のあり方としても議論が必要である」との指摘がある[35]。昨年、文部科学省科学技術政策研究所も、今後 30 年間で最も重要な研究開発課題は大地震や火山噴火の高精度予測技術と、人工衛星や無人飛行機などを活用した災害危機管理システムであると報告している。[36]

本ミッションは地震火山国の宇宙機関として実施すべき将来ミッションとして相応しいものではないだろうか？[37]

References

- [1] Seismo Electromagnetics Lithosphere-Atmosphere-Ionosphere Coupling, Edited by Hayakawa and Molchanov, Terra Sci. Pub. Co., ISBN No. 4-88704-130-6
- [2] Is the reliable prediction of individual earthquakes a realistic scientific goal?, nature debates, 1999
http://www.nature.com/nature/debates/earthquake/equake_frameset.html
- [3] 上田、地球電磁気的方法による地震予測の現状と展望
http://wwwsoc.nii.ac.jp/cgi/library/64_uyeda.pdf
- [4] Pulinet and Boyarchuk, Ionospheric Precursors of Earthquakes, ISBN 3-540-20839-9
- [5] Arsenal design bureau named after M.V.Frunze
<http://www.globalsecurity.org/space/world/russia/frunze.htm>
- [6] Mission WARNING
<http://space.ups.kiev.ua/projects/warning/>
- [7] Electric and Magnetic field Observation Satellite (ELMOS)
<http://www.eorc.nasda.go.jp/Sciences/ERSFR/ELMOS.html>
- [8] 宇宙開発事業団特別報告 地球電磁場環境観測ミッション SPP-950002
- [9] Afonin, Molchanov, Kodama, Hayakawa and Akentieva, Ionospheric plasma response to long seismic influence: search for reliable result from satellite observations, Abstracts of International Workshop on Seismo-Electromagnetics '97, NASDA-CON-960003
- [10] ISTC-417R: Feasibility study of seismo-electromagnetic phenomena by satellite observations
http://www.eorc.nasda.go.jp/Sciences/ISTC_project/
- [11] 第2回NASDA/CNES主催日仏宇宙協力シンポジウムの開催結果について
http://www.nasda.go.jp/press/1999/02/sympo_990226_j.html
- [12] 日本政府よ なぜ衛星デメテルの「前兆情報」を黙殺するのか、週刊文春 2000年10月12日号
- [13] Utkin、ロシアの宇宙ステーション利用計画について、第21回宇宙ステーション利用計画ワークショップ、1999年
<http://idb.exst.jaxa.jp/jdata/02160/199906J02160060/199906J02160060.html>
- [14] The Problems of Satellite Monitoring of Earthquake Precursors and Russian Satellite Constellation "Vulkan"
<http://www.ss.ncu.edu.tw/~istep/word/F6.doc>
- [15] Oraevsky et. al., Small Satellites Constellation for Monitoring of Natural and Man-made Catastrophes, Scientific and Technical Subcommittee: 2003, Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, United Nations
- [16] 宇宙飛行ミッションについての最新報告, 第18回世界宇宙飛行士会議, 2003年10月
<http://iss.sfo.jaxa.jp/ase-j/05.html>
- [17] The COMPASS Spacecraft
<http://www.astro.helsinki.fi/projects/hesa/microsat/compass.doc>
- [18] <http://www.quakefinder.com/quake-sat-ssite/>
- [19] Satellites aim to shake up quake predictions
<http://www.nature.com/nature/journal/v424/n6948/full/424478a.html>
- [20] QuakeSat Lessons Learned, Quakefinder
http://www.quakefinder.com/quake-sat-ssite/documents/Lessons_Learned_Final.pdf
- [21] Quakesat as an Operational Example, 18th Conference on Small Satellites, 2004
http://www.quakefinder.com/2004results/QF_SmallSat2004.pdf
- [22] <http://smc.cnes.fr/DEMETER/>
- [23] <http://demeter.cnrs-orleans.fr/>
- [24] <http://www.cta-events.com/demeter/>
- [25] <http://isr.lviv.ua/variant.htm>
- [26] <http://www.cosis.net/abstracts/COSPAR2006/00628/COSPAR2006-A-00628.pdf>
- [27] http://www.yuzhnoye.com/index.php?id=141&path=Aerospace%20Technology/Spacecraft/Scientific/Poperedjennia/Poperedjennia_e&lang=en
- [28] 村川、地震前兆現象観測と宇宙気象観測に向けた電離層衛星利用多点観測システム、第3回宇宙ミッションシンポジウム、2005年9月
- [29] http://people.roma2.infn.it/~lazio/html/lazio_coll.php
- [30] <http://www.fis.uniroma3.it/esperia/esperia.htm>
- [31] <http://compass.izmiran.ru/>
- [32] Luo, The Chinese Space Program, 22nd National Space Symposium 2006
<http://www.spacesymposium.org/national06/>
- [33] 小山ら、地震の電離圏への影響、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 2004年度年次要覧
- [34] <http://www.isas.jaxa.jp/home/rigaku/wg.html>
- [35] 総合科学技術会議、第15回宇宙開発利用専門調査会、平成15年11月27日
- [36] 文部科学省科学技術政策研究所、我が国における科学技術の現状と今後の発展の方向性、2005年5月
- [37] 児玉、地震火山国の宇宙機関として実施すべき将来ミッションは何か?、第2回宇宙ミッションシンポジウム、2004年12月
http://aerospacebiz.jaxa.jp/topics/2005/topics20050325_j.html

地球極軌道におけるプラズマ環境の

衛星観測データ統計解析

浜永 貴光、 趙 孟佑 (九州工業大学)

1. はじめに

2003年10月、日本の極軌道衛星 ADEOS-II に全損事故が発生した。これは周辺プラズマとの相互作用による電力伝送部の帯電-放電現象が原因であることが究明された[1]。プラズマ中における宇宙機の電位は宇宙機に流れる正負の電流のバランスによって決まる。地球の極域では低エネルギーの周辺プラズマと高エネルギーのオーロラ電子が同時に存在する環境であり、周辺プラズマの密度の減少やオーロラ電子フラックスの増加により宇宙機は周辺プラズマに対して負に帯電する。このとき周辺プラズマに対する宇宙機の電位と、それに対する絶縁体との電位差が放電閾値を超えると放電が発生し、最悪の場合それが全損事故を引き起こす。ADEOS-II の事故以来、宇宙機帯電についての認識が JAXA や宇宙企業内で高まっている。

このような背景から、九州工業大学では JAXA の委託により汎用の宇宙機帯電解析ソフト MUSCAT (Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool) の開発が行われている。本研究では MUSCAT で使用する極軌道のプラズマ環境のデータベースの作成が目的である。極軌道衛星 DMSP (Defense Meteorological Satellite Program) に搭載されている機器が観測した背景イオン、降下電子のデータを用いオーロラ帯において宇宙機が遭遇するプラズマ環境の統計解析を行った。

2. 解析データ

解析には DMSP に搭載されている機器、SSJ/4、SSIES のデータを使用している。

SSJ/4 は 30eV~30keV のエネルギーを持つ粒子のエネルギーフラックスを 20 個のチャンネルで毎秒観測している[2]。各チャンネルによってある幅のエネルギーを持つ

粒子を観測している。SSJ/4 のデータからオーロラ電子による電流密度を算出し統計解析に使用した。電流密度の算出過程を以下に示す。

オーロラ電子は立体角 2π で等方的速度分布をしていると仮定し、図 1 に示すように $0 < \theta < \pi$ 、 $-\pi/2 < \Phi < \pi/2$ の極座標系を考える。

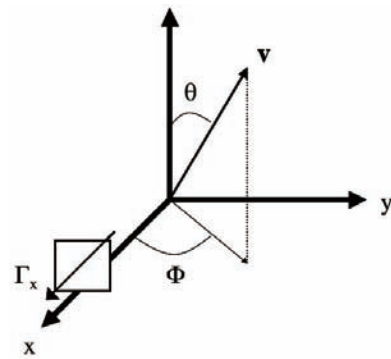


図 1 粒子フラックスと速度ベクトル

図 1 における粒子のエネルギーフラックスは以下に示す式(1)から求められる。ここで、 Γ_{flux} は SSJ/4 の観測値、 v は各チャンネルに入る粒子の速度である。

$$\begin{aligned} \text{EnergyFlux}(J / s / m^2) &= \int_{-\pi/2}^{\pi/2} d\phi \int_0^{\pi} d\theta \int_{v_a}^{v_b} dv \cdot v \sin\theta \cos\phi v^2 \sin\theta f(v) \frac{1}{2} m v^2 \\ &= \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \cos\phi d\phi \int_0^{\pi} \sin^2\theta d\theta \int_{v_a}^{v_b} v^3 \frac{1}{2} m v^2 f(v) dv \\ &= 2 \cdot \frac{\pi}{2} \int_{v_a}^{v_b} v^3 \frac{1}{2} m v^2 f(v) dv \\ &= \Gamma_{flux} \cdot \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^{\pi/2} \sin\theta d\theta \\ &= 2\pi \Gamma_{flux} \end{aligned} \tag{1}$$

式(1)から分布関数を求めると式(2)のようになる。ここで、 $v_{i,max}$ 、 $v_{i,min}$ はそれぞれチャンネル i で観測できる最小、最大の粒子の速度である。

$$f(v) = \frac{2\Gamma_e(E)}{v^3 \frac{1}{2}mv^2} \cdot \frac{1}{v_{i,max} - v_{i,min}} \quad (2)$$

式(2)で得られた分布関数を積分することによりオーロラ電子の密度が算出できる。式(3)にオーロラ電子の密度の式を示す。

$$n = 4\pi \int_{v,a}^{v_i,b} f(v)v^2 dv \quad (3)$$

式(2)で得られた分布関数と式(3)で得られた密度からオーロラ電子の電流密度が算出できる。式(4)にオーロラ電子の電流密度の式を示す。

$$\begin{aligned} j &= e \langle nv \rangle \\ &= e \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} d\phi \int_0^{\pi} d\theta \cdot v \sin\theta \cos\theta v^2 \sin\theta f(v) dv \\ &= e \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \cos\phi d\phi \int_0^{\pi} \sin^2\theta d\theta \int_{v_{i,a}}^{v_{i,b}} v^3 f(v) dv \\ &= e\pi \int_{v_{i,a}}^{v_{i,b}} v^3 f(v) dv \end{aligned} \quad (4)$$

ただし、SSJ/4 の観測値はエネルギーフラックスのみであるため、実際にオーロラ電子がどのくらいの立体角で降下してきているのかを見積もることは難しい。立体角を 2π としているため、実際のオーロラ電子の電流密度より大きく見積もっていると思われる。

SSIES は背景プラズマの密度、温度、速度を観測しており、サンプリングレートは4秒である[3]。SSIES が観測した背景イオンの密度のデータを使用した。イオンの電流密度もオーロラ電子の場合と同様、 $j=e\langle nv \rangle$ から求めら

れるが、このときイオンの速度は宇宙機の速度に対して無視できる程小さいので、速度 v には DMSP の軌道速度 7.5km/s を使用し背景イオンの電流密度を算出した。

解析に使用したデータは[2]、[3]から入手した DMSP F13、F14 が観測した 2003 年の 1 月、4 月、7 月、10 月の 4 ヶ月分のデータである。このデータの内、磁気緯度 45~90° において SSJ/4、SSIES のデータを同時に観測しているものだけを抜き出し解析を行った。データは 1 秒を 1 データとすると、約 22 万データである。

3. 解析結果

2003 年 1 月、7 月の極域における熱イオン密度の平均値を図 2 に、オーロラ電流密度の平均値を図 3 に示す。電離層プラズマは主に太陽光紫外線による中性大気の大気密度により生成されるため、太陽光が強く当たる所ほどプラズマ密度が高くなる。1 月は北半球では冬、南半球では夏であるため、太陽光の強い夏の半球でイオン密度が高くなっている。同様に、7 月では北半球は夏、南半球は冬である。平均値で見ると、7 月の南半球で最もイオン密度は低くなるのがわかる。緯度 -50~-80°、経度 0~100° の領域では密度が低い。これはこの領域の中性大気密度が低いためだと思われる。MSIS E 90 や IRI 2001 の中性大気モデルでも南半球に中性大気密度の低い領域が存在する。一方オーロラ電流は季節によるはっきりとした違いは見られない。また、オーロラ帯で特に大きな電流が流れていることがわかる。

図 4 にオーロラ電流がイオン電流を上回った場所を示す。そのほとんどがイオン密度が最も低くなり易い 7 月の南半球であることがわかる。このときのイオン電流とオーロラ電流の関係を示したものが図 5、磁気緯度、磁気地方時の関係を示したものが図 6 である。イオン密度が $10^{10}m^{-3}$ 以下になるとイオン電流はオーロラ電流を下回る可能性がでてくる。イオン密度が 10^7m^{-3} 以下と非常に低くなると、オーロラ電流が平均値程度の大きさの場合でもイオン電流を上回る。また、オーロラ電流がイオン電流を上回るとき、そのほとんどが磁気緯度 60° 以上の高緯度で起きる。

オーロラ電流がある値以上になる確率、イオン密度がある値以下になる確率を北半球、南半球それぞれ図 7、8 に示す。宇宙機の帯電条件の一つとして周辺イオン密度の減

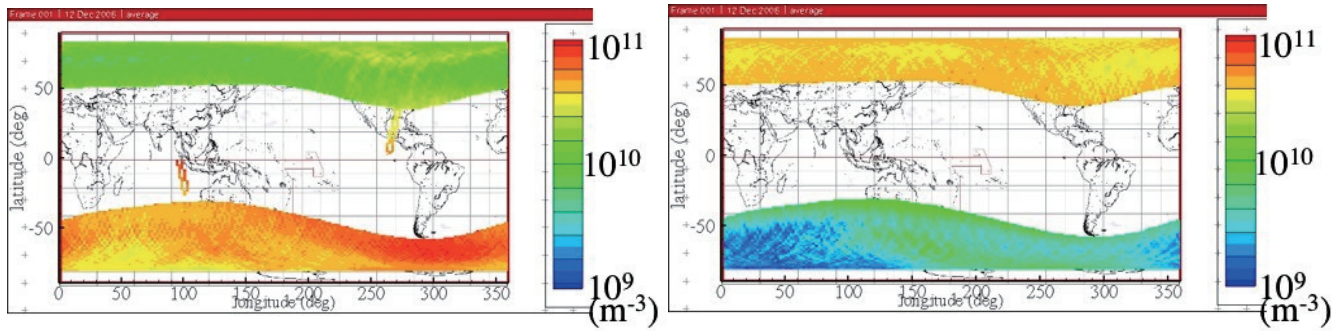


図2 2003年1月(左)、7月(右)のイオン密度の平均値

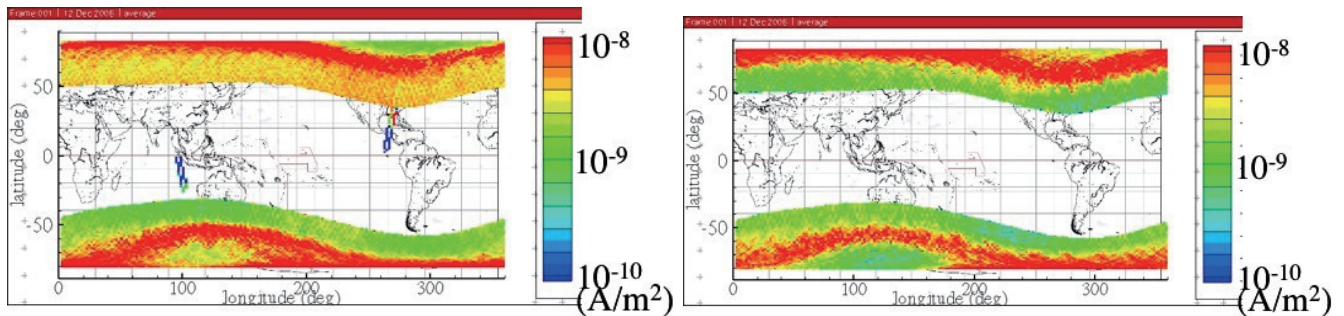


図3 2003年1月(左)、7月(右)のオーロラ電流密度の平均値

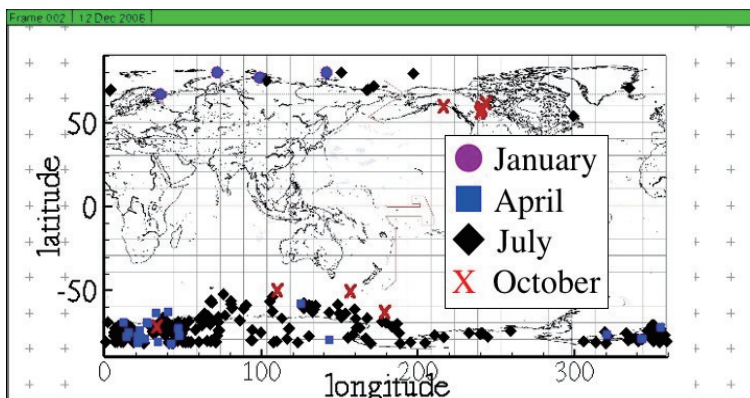


図4 オーロラ電流がイオン電流を上回った場所

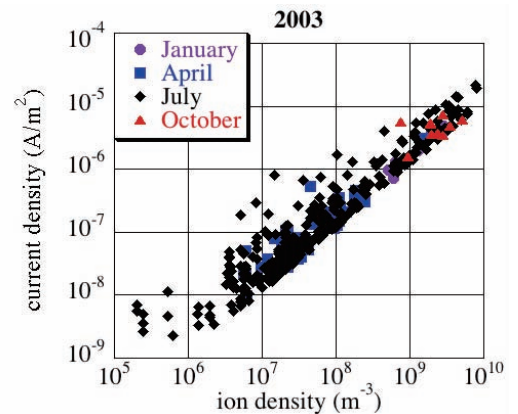


図5 オーロラ電流とイオン電流の関係

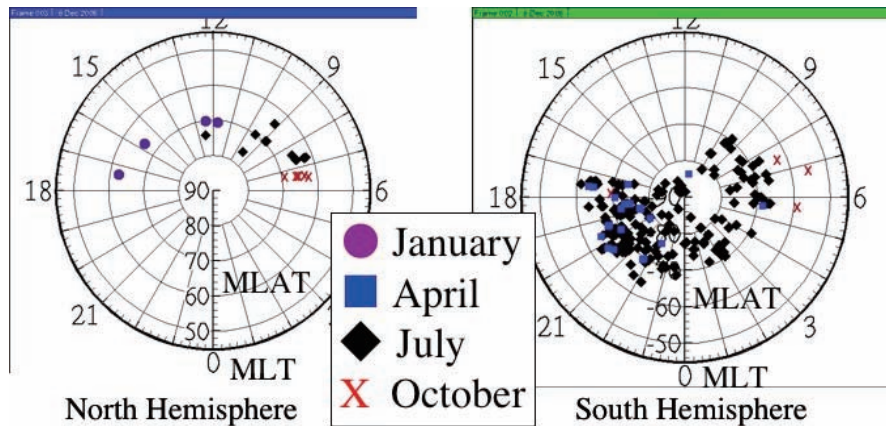


図6 磁気緯度、磁気地方時依存性

少があげられる。イオン密度が低くなりやすい時期では帯電発生回数が増加する。図7、8から7月の南半球で最も帯電発生回数が多くなるであろうことがわかる。また、帯電はオーロラ電流が増加することによっても発生する。図5からもわかるように、7月、10月では、オーロラ電流が非常に大きくなることによりイオン電流をオーロラ電流が上回るものがいくつか観測されている。これは主に磁気嵐などの擾乱によりオーロラ活動が非常に活発になったことが原因だと思われる。

図9、図10、図11にオーロラ電流とイオン密度の関係を示す。オーロラ電流が $\log_{10} j=0.07$ の幅にある値にあるときにイオン密度が $\log_{10} n=0.08$ の幅である値にある確率を示している。図で縦軸はオーロラ電流の電流密度、横軸はイオン密度である。確率は色の濃さで表されている。

1月の南半球や7月の北半球では密度の変動はほとんどない。変動するのは主にオーロラ電流であり、オーロラ活動の強さが帯電に影響する。一方1月の北半球や7月の南半球では密度の変動も大きく、分布が低密度方向へ広がっている。また、オーロラ電流が $10^9 \sim 10^8 (A/m^2)$ のときに特に密度が低くなりやすいという傾向が見られた。夏の半球であれば太陽光の影響が強いためイオン密度はあまり変動しない。しかし、冬の半球では太陽光の影響が少ないため、オーロラアーク、オーロラキャビティなどの様々な影響が現れやすい。これらの影響のため、冬の半球では分布の形がいびつになっているとおもわれる。

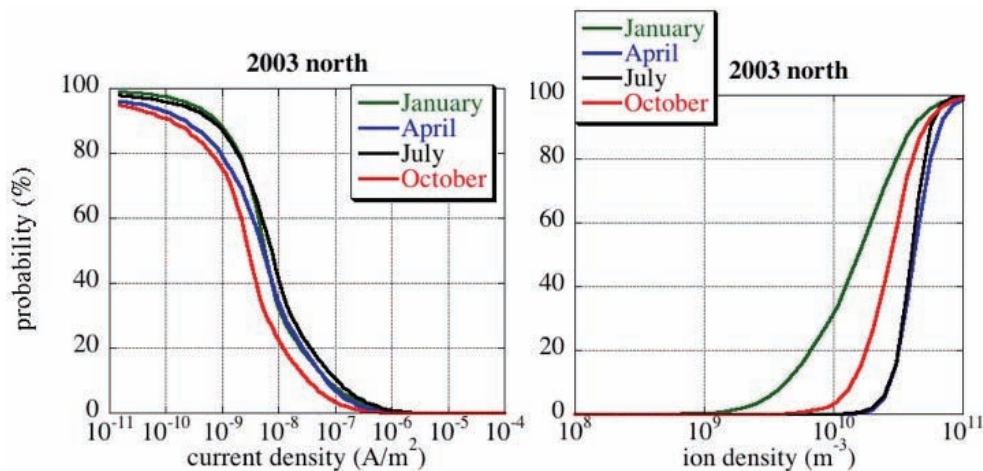


図7 2003年北半球におけるオーロラ電流がある値以上になる確率(左)、イオン密度がある値以下になる確率(右)

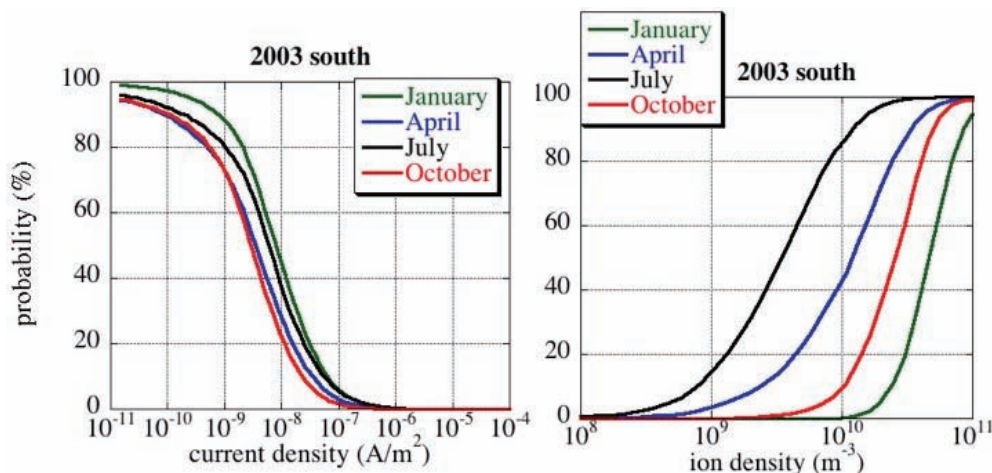


図8 2003年南半球におけるオーロラ電流がある値以上になる確率(左)、イオン密度がある値以下になる確率(右)

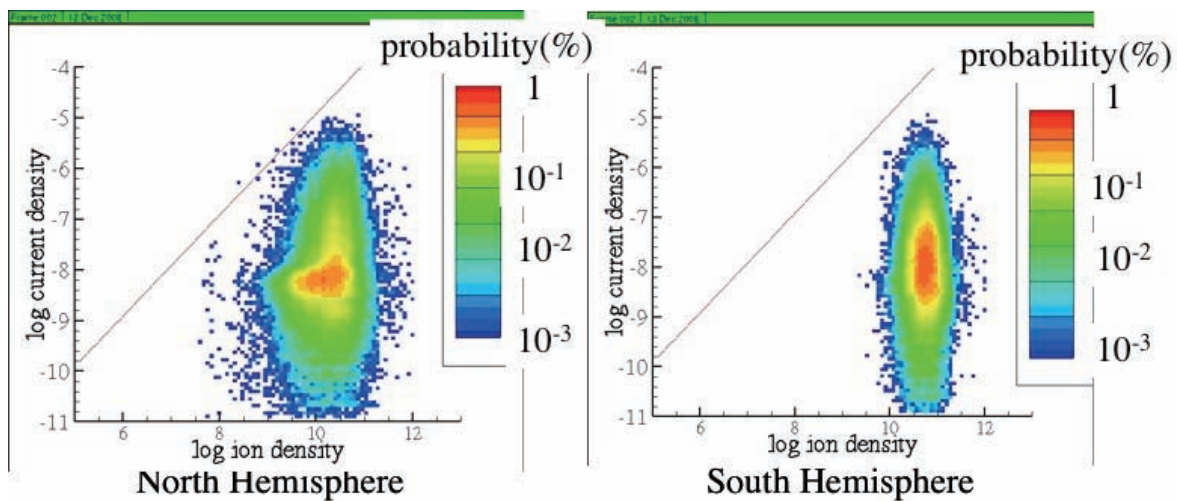


図9 2003年1月 イオン密度、オーロラ電流の確率分布 北半球(左)、南半球(右)

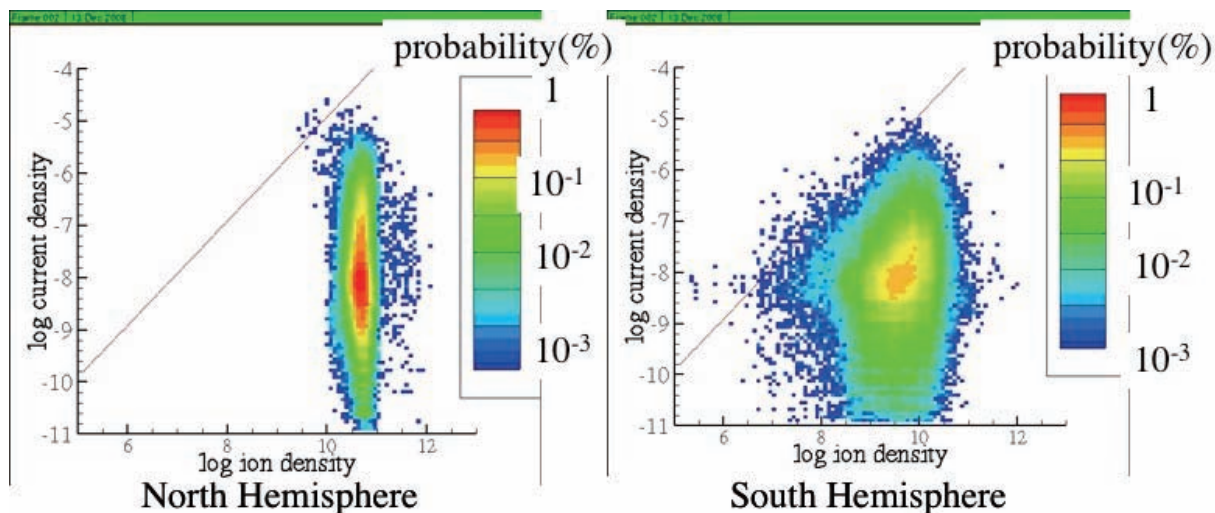


図10 2003年7月 イオン密度、オーロラ電流の確率分布 北半球(左)、南半球(右)

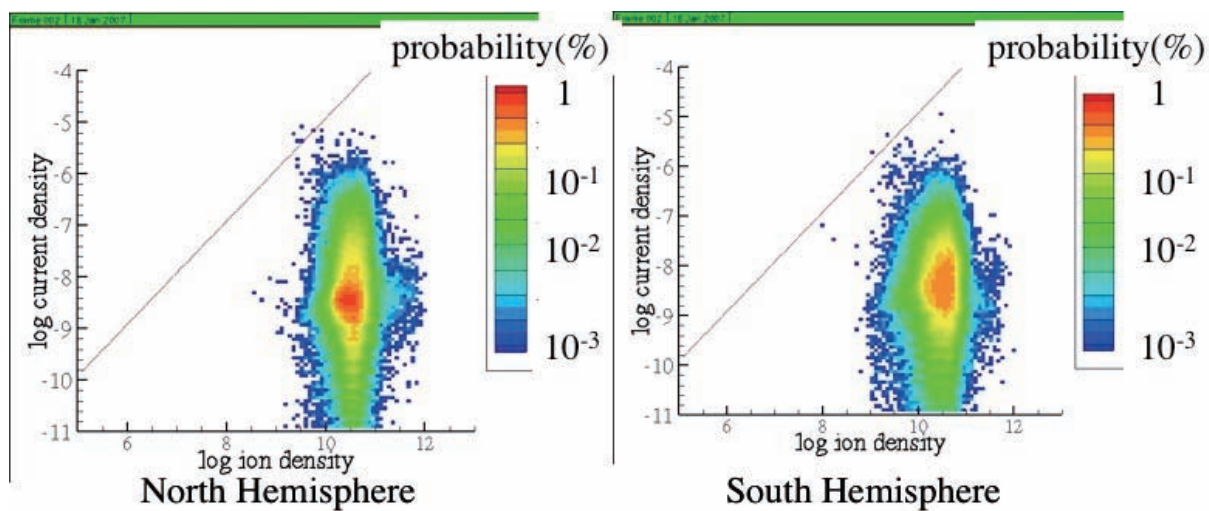


図11 2003年10月 イオン密度、オーロラ電流の確率分布 北半球(左)、南半球(右)

4. まとめ

2003年1月、4月、7月、10月のDMSPが観測した地球極域におけるオーロラ電流、周辺イオン密度データの統計解析を行い、極軌道で宇宙機が遭遇する環境を確率的に知ることができるようになった。今後、太陽活動極大期、極小期のデータの解析も行い、11年周期のオーロラ電流、イオン密度の変動を調べて行く予定である。また、磁気座標依存性、磁気地方時依存性など、より詳細な解析を行う予定である。

4. 参考文献

[1] S. Kawakita, H. Kusawake, M. Takahashi, H. Maejima, T. Kurosaki, Y. Kojima, D. Goto, Y. Kimoto, J. Ishizawa, M. Nakamura, J. Kim, S. Hosoda, M. Cho, K. Toyoda and Y. Nozaki, "Investigation of an Operational Anomaly of the ADEOS-II Satellite", 9th SCTC, Tsukuba, 2005.

[2] http://sd-www.jhuapl.edu/Aurora/dataset_list.html

[3] <http://cindispace.utdallas.edu/DMSP/>

「れいめい」衛星によるオーロラ帯プラズマパラメータの計測と 飛翔体環境シミュレーション

岡田雅樹（極地研）、臼井英之（京都大）、大村善治（京都大）、
上田裕子（JAXA）、村田健史（愛媛大）

小型科学観測衛星「れいめい」は、2005年8月に打ち上げられ順調にオーロラ微細構造の観測を続けている。我々は、れいめいに搭載された3対のラングミュアプローブ(CRM)を用いたプラズマパラメータの高分解能観測を行っている。CRMのデータはオーロラ帯プラズマの密度、温度の計測に有効であるだけでなく、飛翔体環境の理解を深めるためにも有効で、シミュレーションによる解析と比較することによって、オーロラ粒子による衛星帯電の機構解明に役立つものと考えられる。一般に、極域においては降り込みオーロラ粒子の影響によって衛星は負に帯電し、ラングミュアプローブによるプラズマパラメータの計測は困難であるといわれている。CRMでは、シングルプローブ1対とダブルプローブ2対による複数センサーによる観測を行い、衛星帯電の影響や太陽光による光電子の影響、ウェイクの影響を考慮した観測を試みた。これらの影響は非常に複雑で、計算機シミュレーションとの比較を行うことによって初めて、複雑な飛翔体環境の効果をとり除いたプラズマパラメータの推定が可能になる。れいめい衛星が打ち上げられてから現在までの観測データとNuSPACEによるシミュレーションと比較することによって、CRMによる観測によってプラズマパラメータ以外に衛星の帯電状態、降り込み粒子との因果関係などが明らかになった。

1. 概要

小型科学観測衛星「れいめい」は、オーロラ微細構造を観測することを目的として2005年8月

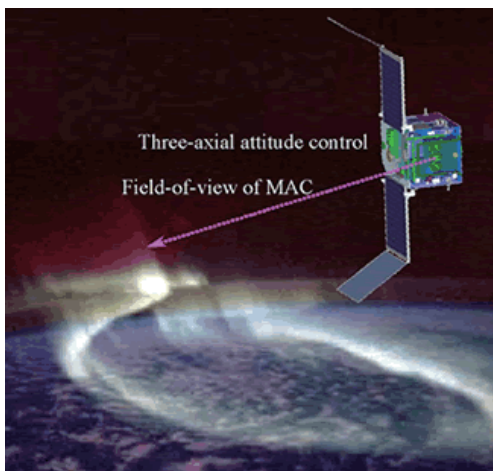


図1. れいめい衛星の観測の想像図

に打ち上げられた。図1は、その観測の様子示す想像図である。

れいめい衛星の主な観測領域は、極域オーロラ帯であるため、数10keVに及ぶオーロラ降り込み粒子が照射される状態での観測が予想され、飛翔体を取り巻くプラズマ環境は非常に厳しい。れいめいは、オーロラ発光機構の解明のため、多色オーロラ撮像装置(MAC)およびプラズマ粒子計測装置(EISA)、プラズマ環境計測装置(CRM)を搭載している。

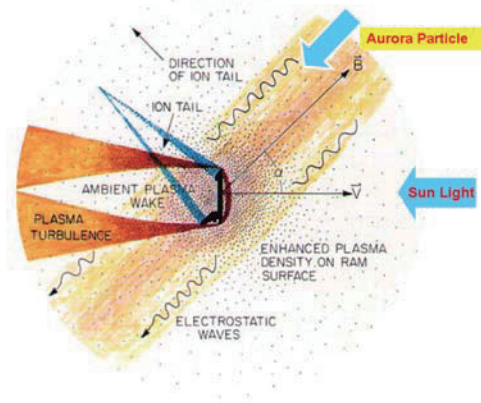


図2. オーロラ帯での飛行体環境の概念図

CRM は、2 対のダブルプローブと1つのシングルプローブから構成されており、それぞれ衛星の異なった方向のプラズマパラメータを計測している。通常、ラングミュアプローブは衛星自身の電位、航跡、日射等の影響をうけるため、背景プラズマのパラメータを単純に求めることは非常に困難である。特に、オーロラ帯においては、オーロラ高エネルギー粒子の照射に衛星がさらされた環境下でのラングミュアプローブ特性は本来の特性から異なるものとなることが予想されるため、観測データを吟味する上では十分な解析が必要となる。図3は、れいめい衛星のCRMセンサーが取り付けられた位置を記録した写真である。緑色の部分がCRMのセンサー部である。

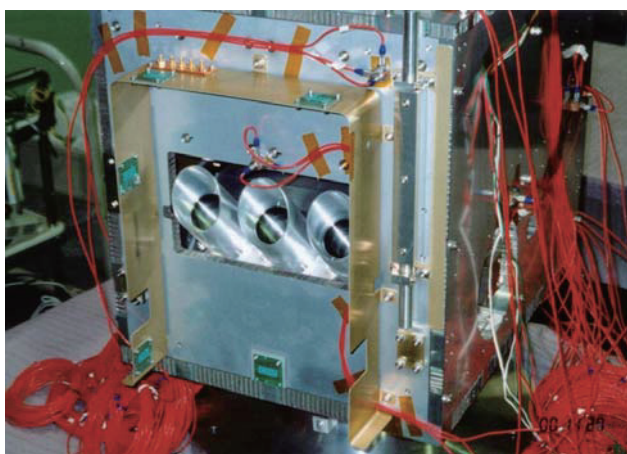


図3. 緑色の部分がれいめい衛星上に設置されたCRMのセンサー部

我々は、CRMの観測データと飛行体環境のシミュレーションを組み合わせることによって、衛星のプラズマ環境を計算機上で再現することを試み、観測データの理解を深める手法を開発している。

2. 観測

CRMは、高い空間解像度でプラズマの密度と温度を計測することを目的としているため、320msec毎に1回の頻度でラングミュア曲線を取得している。MAC、EISAと空間解像度がほぼ同程度になるように設計されており、オーロラ帯において数km程度の空間解像度で、粒子計測、オーロラ撮像ならびにプラズマパラメータの同時計測を行っている。図4は、STARSシステムを用いて、EISAとCRMのデータを時間的に同期させて表示した例である。

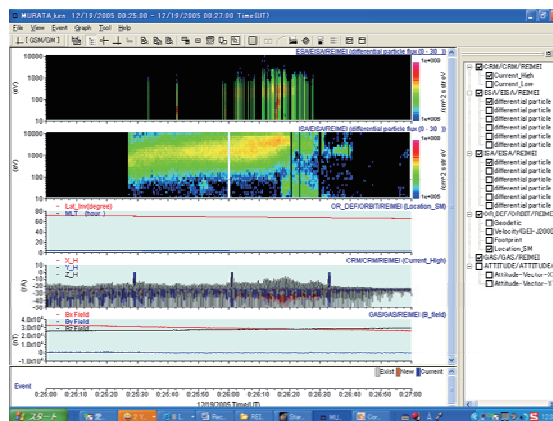


図4. STARSによってEISAとCRMのデータを表示した例

図5は、CRMのデータを高分解能で表示した例である。上から、XL, YL, ZL, XH, YH, ZH成分の順で表示しており、添え字L,Hはそれぞれ低ゲイン、高ゲインをあらわし、X,Y,Zは衛星筐体に対する方向を表している。X,Y成分がダブルプローブを構成し、Z成分がシングルプローブのデータである。

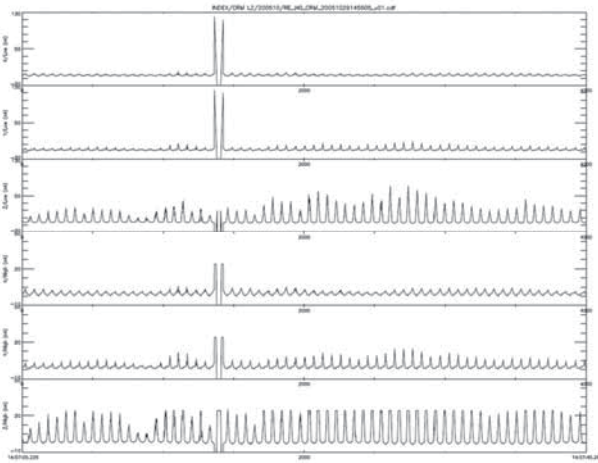


図5. CRMの高分解能データの例

通常の観測状態では、シングルプローブのデータがもっとも背景プラズマの状態を反映していることがわかる。一方、ダブルプローブのデータは、その特性から、全体に振幅が小さくプラズマパラメータを求めることは通常非常にむずかしい。

図6. は2005年11月2日に観測されたCRMのデータである。シングルプローブの波形の振幅が著しく小さい一方、ダブルプローブの波形が比較的大きく観測されている。これは、衛星の電位が負に変異したことによる効果であると考えられる。

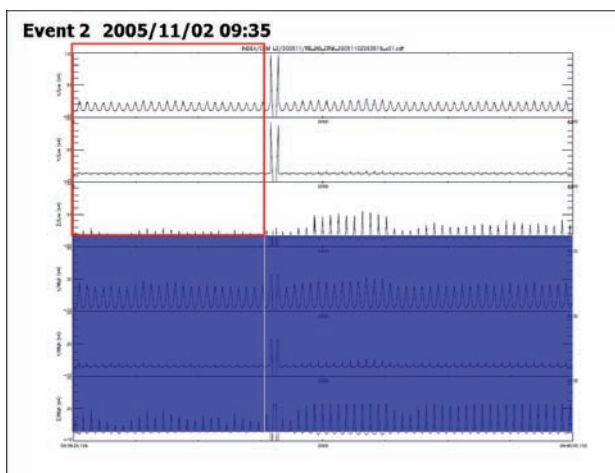


図6. 2005年11月2日に観測されたCRMのデータ

3. シミュレーション

CRMによって観測された現象を計算機シミュレーションによって再現するため、図7. のような形状モデルを構築し、シミュレーションモデルとして計算機実験を行った。

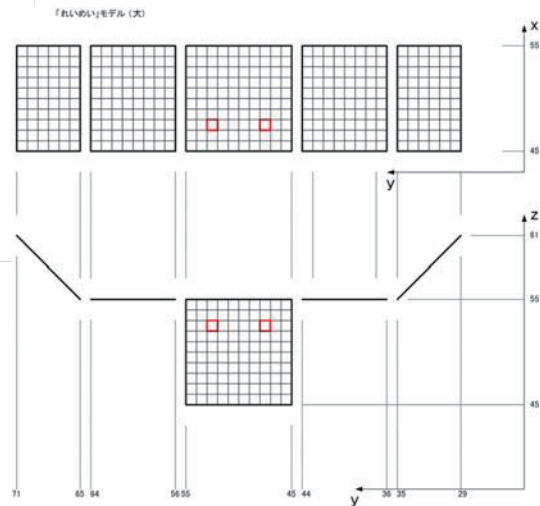


図7. れいめい衛星の形状モデル

シミュレーションコードとして、プラズマ粒子シミュレーションコード(NuSPACE)を元に静電解析を精密に行うために、ポアソン方程式を高速に解くことができるよう修正したものを用いた。

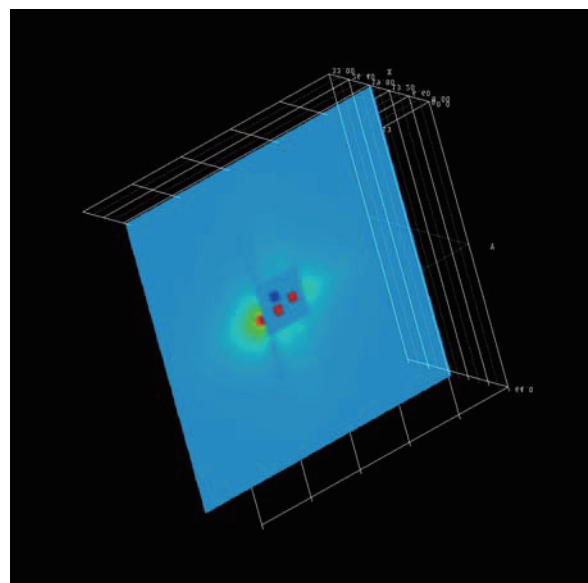


図7. シミュレーションで得られた衛星X面上の電位分布

4. まとめ

小型科学衛星「れいめい」に搭載されたラングミュアプローブ CRM によって、極域オーロラ帯の高度 600 km においてプラズマパラメータの計測を行った。電離圏におけるシングルプローブの計測は順調に運用を続けており、良好な観測データを提供しているが、オーロラ降り込み粒子の影響をうける環境では、シングルプローブのデータだけでは十分な情報が得られないケースがあることが判明した。そのような場合、ダブルプローブによる観測が有効であることが証明された。一方、ダブルプローブのデータから正確なプラズマ密度、温度を推定するためには、飛翔体環境のシミュレーションと合わせて十分な議論が必要であることがわかってきた。

我々は、れいめいモデルを使った計算機シミュレーションを行い CRM データの再現を行った。シングルプローブとダブルプローブを搭載した詳細な「れいめい」衛星モデルを構築し、衛星上での観測とおなじ環境を構築することに成功した。シミュレーションコードは、基本的にリアルパラメータで計算を行うことが可能で、今後計算を繰り返すことで、より精度の高い再現が可能になるものと予想される。

参考文献

プローブ計測の基礎から応用まで, 雨宮宏, 和田元, 豊田浩孝, 中村圭二, 安藤晃, 上原和也, 小山孝一郎, 酒井道, 橋邦英, *J. Plasma Fusion Res.*, 81, 482-525, 2005

Development and Application of Geospace Environment Simulator for the Analysis of Spacecraft-Plasma Interactions, Usui H., M. Okada, Y. Omura, T. Sugiyama, K.T. Murata, D. Matsuoka and H.O. Ueda, *IEEE Transactions of Plasma Science* 34, 2094-2102, 2006

Application of NuSPACE to the Spacecraft Environment Analysis, Okada, M., H. Usui, Y. Omura, H.O. Ueda, T. Murata and T. Sugiyama,

Proceeding of the 24th ISTS, 250-253, 2006

宇宙機環境と計算機シミュレーション、臼井英之、岡田雅樹、日本航空宇宙学会誌、52 巻、604 号、2004

れいめい衛星搭載のラングミュアプローブ特性に関する

PIC シミュレーション - 進捗報告 -

白井 英之、今里 康二郎（京都大学 生存圏研究所）、

上田 裕子（宇宙航空研究開発機構）、岡田 雅樹（国立極地研究所）、

1. まえがき

平成 17 年度にオーロラ撮像を主目的とした小型科学衛星「れいめい」が打ち上げられた。れいめいには、オーロラ電流などの高エネルギー粒子計測の他に、極域における背景プラズマパラメータ計測のために 2 種類のパッチ型ラングミュアプローブ(CRM)が搭載されている。ひとつは衛星筐体を基準電位としたシングルプローブであり、もうひとつは、筐体電位から絶縁されたダブルプローブである。ラングミュアプローブによるプラズマパラメータ推定(参考文献 1)は非常に古典的であり、すでにその手法は確立している。しかし、衛星表面に搭載されたパッチ型プローブの場合、衛星本体やその環境によってプラズマパラメータ推定がどの程度影響を受けるかについては自明ではない。この影響の定量理解には、事前に地上実験による検証が必要であるが、極域プラズマ環境をチェンバー内で実現することは困難である。このような状況の元、本研究では、数値シミュレーションを用いて衛星環境における CRM 特性を把握し、衛星観測データの較正時の基礎データとして役立てる。

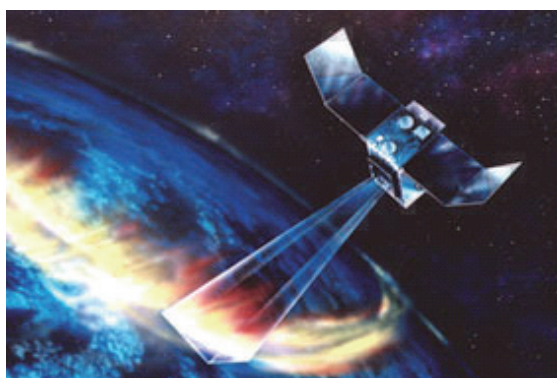


図 1 小型科学衛星れいめい(概念図)

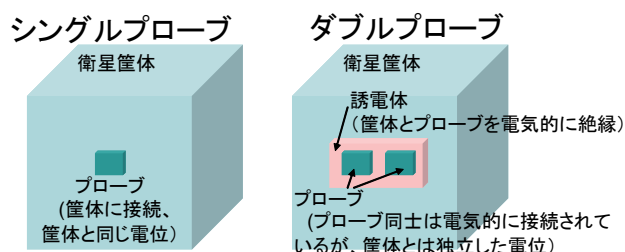


図 2 衛星搭載シングルプローブとダブルプローブ(概念図)

2. シングルプローブ特性

図 2 に示すように、シングルプローブは衛星筐体を基準電位とする。そのため、オーロラ電流による急激な衛星の負帯電がある場合、その負電位を基準電位としてプローブ電流が測定されるため、それから推定される背景電子の温度、密度は正確とはいえない。一方、ダブルプローブの場合、基本的にはプローブは衛星筐体から電気的に絶縁されており、また筐体に対して面積が小さいため、たとえ急激なオーロラ電流により筐体が負に帯電しても、その影響を受けにくい。

そこで本研究では、まず、れいめい衛星表面に接地されたシングルプローブモデルを用いて、オーロラ電流がある場合とない場合でプローブ特性の違いを PIC モデルシミュレーションにより検証し、シングルプローブ特性による背景プラズマパラメータ推定の誤差について調べた。背景プラズマパラメータとしては、プラズマ数密度は $1.00 \times 10^{10} \text{ m}^{-3}$ 、電子の熱速度 0.5 eV ($2.97 \times 10^5 \text{ m/s}$)、酸素イオンの熱速度 0.5 eV ($1.73 \times 10^3 \text{ m/s}$)、衛星に対するドリフト速度 $8.65 \times 10^3 \text{ m/s}$ とした。簡単のために、プローブ

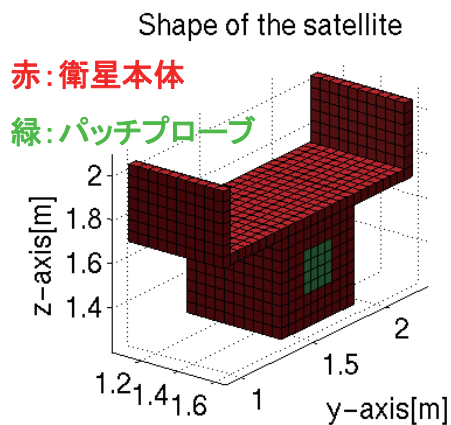


図3 レイメイとシングルプローブモデル

面積、電子ビームパラメータは任意に設定した。図4に、シングルプローブの電位挿印により得られるプローブ電流の時間変化を示す。プローブ電位は衛星筐体を基準にして、-5V から 5V まで挿印させた。

図4左図にオーロラ電流成分がない場合についての衛星筐体電位とプローブ電位の時間変化を示す。極域プラズマ環境では、赤線で示したように、衛星が背景電子の流入によりプラズマ電位に対して負に帯電する。これに対してプローブ電位挿印を緑色の線で示したように行った。この場合、赤線の衛星筐体電位の変動が若干見られるが初期の浮遊電位からの変動はあまり大

きくない。しかし、図4右図に示したように、オーロラ電流成分がある場合、衛星の負帯電が顕著となり筐体浮遊電位が初期に大きく下がる。本モデルでは、時間 $=0.8 \times 10^{-4}$ t までは衛星電位を基準にしてプローブは-5V 低い電位を設定しており、この時点で衛星システムとしてはほぼ浮遊電位となっている。その後、衛星電位を基準に生電位方向に挿印するが、プローブ電位が浮遊電位より正になっていくため、その分オーロラ電子がプローブのみならず、衛星筐体全体でも多く取り込まれるため、筐体電位は逆に大きく下がっていくのが見える。

これらの状況において得られたプローブ電流、特に電子電流から背景電子の温度、密度の推定が可能である。図5にプローブの電流-電圧特性を示す。青船の電子電流に関する近似曲線を用いて以下の式から電子温度が算出できる。

$$\frac{d \ln I_e(V)}{dV} = -\frac{e}{kT_e}$$

オーロラ電子がない場合（左図）の場合、上式から推定できる電子温度は約 0.65eV であり、シミュレーションのパラメータ設定地である 0.5eV に対して 1.3 倍大きい。一方、オーロラ電子がある場合（右図）では、推定背景電子温度は 3.8eV であり、パラメータ設定値とは大きくかけ離れている。この原因は、プローブ電位

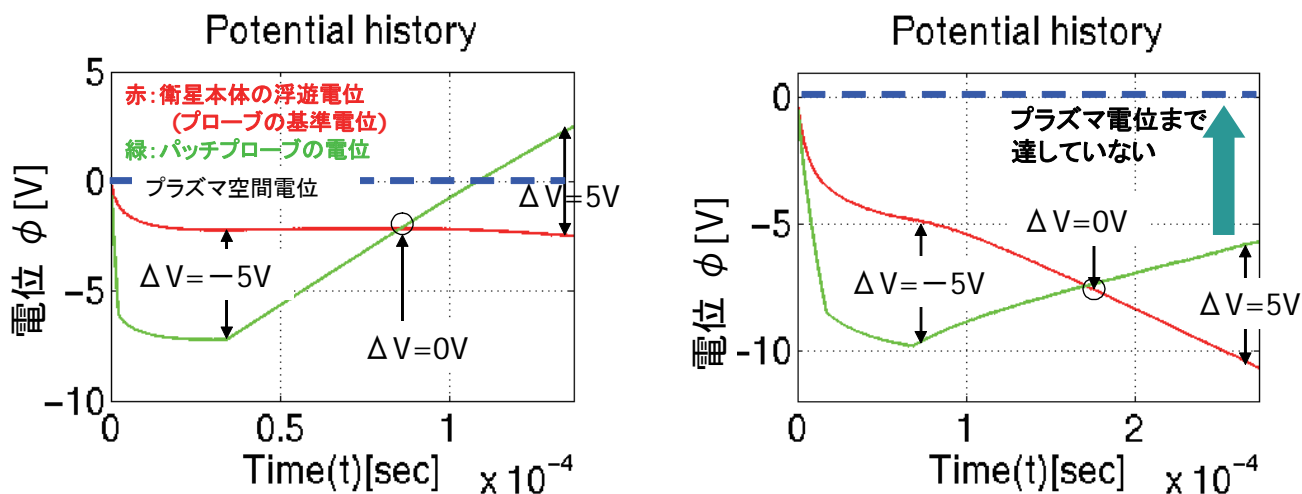


図4：オーロラ電流がない場合（左図）とある場合（右図）の衛星筐体およびプローブ電位の時間変化

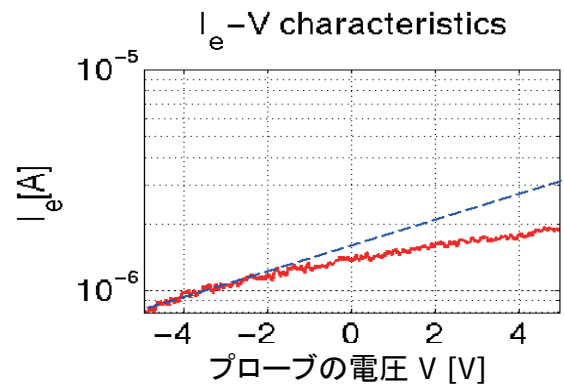
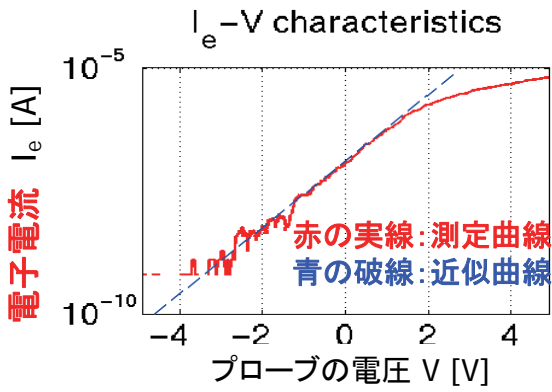


図5：オーロラ電流がない場合（左図）とある場合（右図）の電子電流－電圧特性曲線。

挿印における基準電位、すなわち衛星筐体電位が時間的に大きく変動（図4右の赤線）しているために正しい電流電圧特性が得られなかったためと考えられる。すなわち、オーロラ電流など、電子ビームが存在するプラズマ環境ではシングルプローブによる背景プラズマパラメータ推定は困難であることが本粒子シミュレーションでも示すことができた。

3. ダブルプローブの基本シミュレーション

本来なら、れいめい搭載モデルのダブルプローブ特性を数値シミュレーションで行うべきであるが、本研究では、これに先立ち、ダブルプローブ単体での特性を定量把握する目的で、ダブルプローブそのものの基本特性シミュレーションを行った。

ダブルプローブでは、一方のプローブ電圧を基準として他方の電位を挿引する。プローブ同士は接続されているため、各プローブに入る正味の電流値は等しく、それをプローブ電流とする。図6にプローブ電位の時間変化を示す。浮遊電位に達した後、 $-5V$ から $5V$ までの電位挿引を行った。緑色の線で示されたプローブには主にイオン電流、赤線で示されたプローブには電子電流が主に流れる。

図7に電流電圧特性曲線を示す。ダブルプローブ法の電子温度を求める式は経験的に以下のように与えられる。無衝突プラズマでは、 $A1=4$, $A2=3.28$ である。

$$\frac{kT_e}{e} = - \frac{\sum I_i}{A_1 \left(\frac{dI_p}{dV_d} \right)_{V_d=0} - A_2 \left(\frac{dI_p}{dV_d} \right)_{V_d=V_{sat}}}$$

図中の青の破線の傾き(青色、緑色)、イオン電

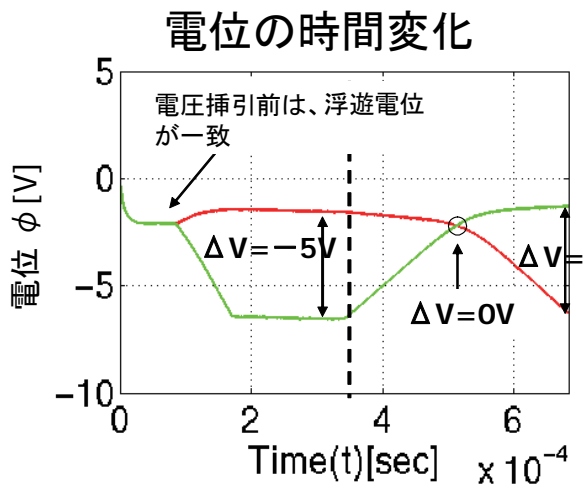


図6：ダブルプローブの電位変化

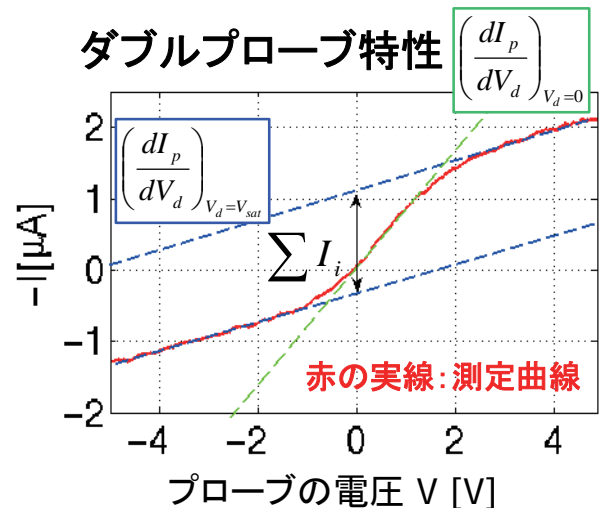


図7：ダブルプローブの電流電圧特性

流値から電子温度 T_e を求めることができる。シミュレーションで設定した電子の熱速度は 0.5eV であるが、電流電圧特性を下式にいれて得られる電子温度推定値は 0.512eV であり、設定値の約 1.02 倍となった。この結果から明らかなように、ダブルプローブによる背景プラズマパラメータ推定は誤差が少ない。

衛星電位は I/C (流入電流と静電容量の比) が大きい場合急激な時間変化を示す。ダブルプローブの場合、衛星本体とは絶縁されており衛星本体に比べて I/C (流入電流と静電容量の比) が小さいため、電位の時間変化は衛星筐体に比べて緩やかといえる。このため、ダブルプローブはオーロラ電流などの突発的環境変化の影響を受けにくい。(一方、第 2 章で示したように、シングルプローブは筐体に接地されているためその電位変動の影響を大きく受ける。)

4. まとめ

プラズマシミュレーションによる本研究では、まず、宇宙環境中でのシングルプローブ特性の取得とそれによるプラズマパラメータ推定について、オーロラ電流依存性について調べた。オーロラ電流により、衛星筐体が大きく負に帯電する場合は、シングルプローブでは背景プラズマパラメータの推定は困難であることを示した。また、続いて、ダブルプローブの基本特性の取得とプラズマパラメータ評価について検討し、オーロラ環境において衛星本体の浮遊電位変動に影響されにくいダブルプローブ計測の有効性を示した。

本研究は進行中であり、れいめい衛星観測データとプラズマシミュレーションデータの直接比較・検討までには至っていない。ただ、本報告にあるように、少なくとも、プラズマシミュレーションを応用することにより、衛星環境下での測器特性取得の有効性を示すことができた。今後、より詳細な「れいめい衛星環境」を元にしたプラズマシミュレーションを行い、実際の観測データ(背景プラズマパラメータ)の較正

に役立てることを目指す。

参考文献

堤井信力、プラズマ基礎工学、内田老鶴圃、1995.

材料・物性

酸素原子環境計測用材料としてのポリイミドのエロージョン特性 (2) —入射角度依存性について—

神戸大学 工学部 機械工学科
横田久美子、田川雅人

The ground-based experimental results of the incident angle dependence on the erosion rate of polyimide under hyperthermal atomic oxygen beam exposures are reported. A hyperthermal atomic oxygen beam was generated by a laser detonation-type atomic oxygen beam source. *In-situ* mass loss measurement was made during the atomic oxygen exposure using a quartz crystal microbalance. It was observed that the erosion rate of polymers was followed cosine function with respect to the incident angle of atomic oxygen. This experimental finding clearly indicates that the reaction yield of atomic oxygen with polymers is independent of the incident angle. As for the fluence monitoring material, erosion depth or mass loss of polyimide simply reflects the effective atomic oxygen fluence which is calculated by multiplying normal flux and cosine of the incident angle.

1. Introduction

There exist many environmental factors in low Earth orbit (LEO) such as microgravity, thermal cycling, plasma, ultraviolet, radiation, neutral gas and space debris. In particular, one of the most important factors that gives serious damage to the many polymeric material is atomic oxygen, which is a dominant neutral species in LEO. Due to the difficulty to simulate atomic oxygen environment in laboratory, details of the erosion properties are still not understood deeply. Many polymeric materials are exposed to real space environment as well as simulated atomic oxygen environment to study their survivability. Since the absolute fluence of atomic oxygen in material exposure test is difficult to determine, Kapton equivalent fluence is widely accepted as a method to measure atomic oxygen fluence. In this method, the material erosion of a targeted polymer is compared with that of Kapton-H whose erosion rate is assumed to be $3.0 \times 10^{-24} \text{ cm}^3/\text{atom}$. However, it is natural to consider that the material response with hyperthermal atomic oxygen collision depends on a material. It is thus emphasized that the erosion properties of Kapton-H (PMDA-ODA polyimide) in various exposure conditions have to be well-understood as a standard material for material erosion tests. Not only PMDA-ODA polyimide, but also polyethylene and fluorinated polymer should be studied in the same manner since ASTM-E2089, which describes standard method of atomic oxygen testing, requires the measurement of the erosion rate of these polymers as standard materials [1].

In our previous study, we have reported the temperature dependence of polyimide erosion under hyperthermal atomic oxygen beam exposure [2]. It was discovered that the erosion rate of polyimide is almost independent of temperature under 120 °C.

From the slope of the Arrhenius plots, the activation energy of the mass loss reaction is calculated to be $5.7 \times 10^{-4} \text{ eV}$ for the 5.0 eV atomic oxygen beam. This activation energy is evaluated that the erosion of polyimide in hyperthermal atomic oxygen bombardment is temperature-independent below 120 °C. This unique property is due to impact energy as high as 5 eV. In contrast, Minton et al. reported that the erosion rate of polyimide increases in the temperature range higher than 120 °C [3]. These research results suggest that the material exposure test should be conducted below 120 °C in order to use the erosion yield of $3.0 \times 10^{-24} \text{ cm}^3/\text{atom}$ for Kapton-H.

On the other hand, these material erosion properties have been experimentally measured by the normal incidence of atomic oxygen. However, the incident angle of atomic oxygen in the flight tests depends on the attitude of spacecraft. Especially, the exposure time of flight experiments aboard the International Space Station are usually longer than those aboard space shuttle, and may be affected by its attitude. Also actual MLI is bombarded by atomic oxygen in various incident angles and the effect of incident angle should be taken into account for precise predictions of its erosion.

In this paper, we summarize our recent results regarding incident angle dependence of atomic oxygen-induced erosion of polyimide and some other polymeric materials from the viewpoint of space environment monitoring material.

2. Experimental details

The laser detonation atomic oxygen source was used in this experiment [4]. The atomic oxygen source is based on the laser detonation phenomenon and is originally developed by Physical Sciences Inc.

[10, 11]. This type of atomic oxygen source uses a pulsed CO₂ laser (5-7 J/pulse) and a piezoelectric pulsed supersonic valve (PSV). The laser light is focused on the nozzle throat with the concave Au mirror located 50 cm away from the nozzle. The PSV introduces pure oxygen gas into the nozzle and the laser light is focused on the oxygen gas in the nozzle. The energies for the dissociation of oxygen molecule to oxygen atom and for the acceleration are provided by the multiphoton absorption process. The atomic oxygen beam, thus generated, is characterized by a time-of-flight (TOF) distribution measured by the quadrupole mass spectrometer installed in the beam line. Translational energy of the species in the beam is calculated using TOF distributions with the flight length of 181 cm. The mean energy of the hyperthermal atomic oxygen was calculated to be 4.7 - 5.0 eV, whereas that of molecular oxygen (byproducts) was 5.0 - 6.0 eV. The atomic oxygen fraction in the beam was approximately 45 %, balance molecular oxygen (thermal and hyperthermal). The atomic oxygen flux of the beam was measured by an Ag-coated QCM. A typical atomic oxygen flux at the sample position was calculated to be 10¹³ - 10¹⁵ atoms/cm²/s depending on the distance from the nozzle.

Quartz crystal microbalance (QCM) was applied to measure mass change of the polymer films. QCM is a device measuring a mass change of the oscillating quartz crystal, and it is proud of one of the highest mass resolution in mass-measurement technologies existed. In space engineering, QCM was used as a molecular contamination monitor during a flight mission [6]. QCM has also been used in the atomic oxygen-related researches. We have pioneered using QCM in order to measure translational energy dependence of polyimide erosion with an ion beam-type atomic oxygen source in 1994 [7, 8]. The synergistic effect with simultaneous ultraviolet exposure has been studied with this method [9-11].

In this study, spin-coated PMDA-ODA polyimide film (Semicofine SP-510, Toray) on an Au-QCM was used as a target material. A polyimide amide acid was spin-coated on a quartz crystal at 12,000 rpm for 30 s, and the curing treatment at 150 °C for 1 hour then 300 °C for 1 hour was carried out in order to form polyimide structure with a thickness of approximately 0.1 μm. Polyethylene is also spin-coated on a QCM sensor crystal. In contrast, fluorinated polymer-coated QCM was prepared by the plasma-assisted physical vapor deposition [12].

3. Results and discussion

3.1 Polyimide

Figure 1 displays the frequency shift of the QCM

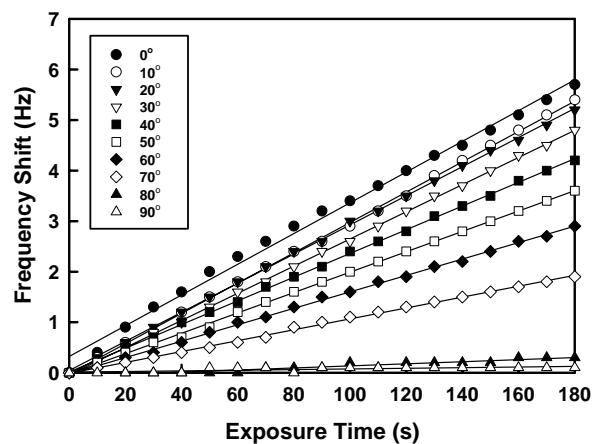


Figure 1 Frequency shift of polyimide-coated QCM during atomic oxygen exposure.

during atomic oxygen beam exposures at impingement angles from 0 to 90 degrees. The impingement angle was taken with respect to the surface normal. A good linear relationship between the frequency shift and exposure time, i.e., mass loss and atomic oxygen fluence, was observed at all impingement angles. The good linearity of the mass loss with fluence was also identified for larger time scale [13]. The results shown in Figure 1 were obtained at a sample temperature of 38 °C, but similar results were also observed at sample temperatures from 15 °C to 70 °C. The slope of the mass loss rate at every impingement angle was calculated by a least squares fit, and plotted against the impingement angle. The results are presented in Figure 2. It is clear that the rate of frequency shift, or erosion rate, of polyimide depends on the impingement angle and the dependence follows cosine law as indicated by the solid line in Figure 2. Note that the data point at the impingement angle of 80

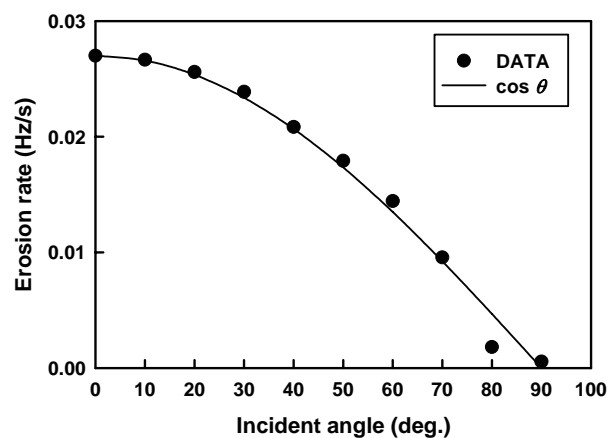


Figure 2 Incident angle dependence of atomic oxygen-induced erosion for polyimide.

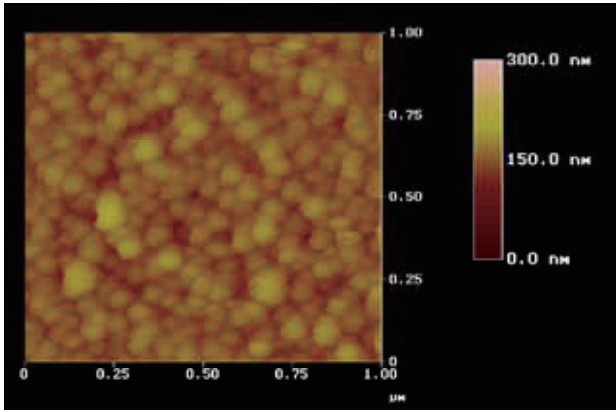


Figure 3 AFM image of polyimide after exposure to atomic oxygen. 4.6 eV, 9.6×10^{17} atoms/cm²

degrees was affected by the QCM holder which blocked a part of the incoming atomic oxygen beam.

Banks and co-workers reported that the impingement angle dependence of the erosion of FEP Teflon in the LDEF flight experiment followed $\cos^{1.5}\theta$ law rather than a cosine law [14]. An analysis of the flight data of Kapton-H and Mylar aboard STS-8 concluded that the impingement angle dependence followed $\cos^{1.5}\theta$ law [15]. However, their conclusions were based either on a small number of data points obtained by the flight experiments or on the large uncertainty of the data which spoils the accuracy of the analysis. Furthermore, no physical explanation was provided for the $\cos^{1.5}\theta$ dependence.

The cosine law of the impingement angle dependence observed in this experiment was physically explained as follows: the effective flux of atomic oxygen at the sample surface decreases with increasing impingement angle; the effective flux of atomic oxygen is in proportion to the cosine of the impingement angle. The fact that the impingement

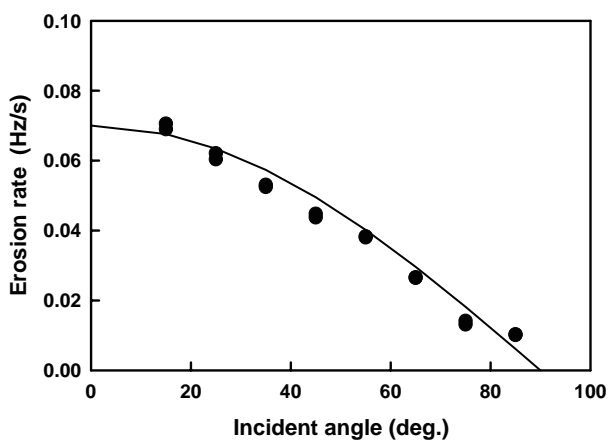


Figure 4 Incident angle dependence for polyethylene.

angle dependence of the erosion rate follows a cosine law clearly indicates that the erosion rate is proportional to the effective flux of atomic oxygen; i. e., the reaction yield of oxygen atom with polyimide is independent of the impingement angle. Figure 3 shows the atomic force microscope image of the polyimide film that was exposed to atomic oxygen with a fluence of 8.8×10^{17} atom/cm². Note that all experimental data shown in Figures 1 and 2 were obtained using the same sample, so that the atomic oxygen fluence at the sample surface reached 10^{18} atoms/cm², including pre-exposure of 6×10^{17} atoms/cm², when mass loss data were taken. Although, the atomic oxygen fluence in this study is relatively small compared with many in-flight experiments, the surface of the polyimide was already roughened due to the atomic oxygen attack. The peak-to-valley height of the surface was larger than 10 nm which is approximately 100 times larger than the size of a carbon atom. Therefore, on the microscopic scale, the impingement angle of oxygen atoms incident to the polyimide surface is widely distributed due to the presence of microscale roughness even though the macroscopic impingement angle is fixed. Therefore, the microscopic roughness at the polyimide surface erase the impingement angle dependence of atomic oxygen reactivity and the macroscopic erosion phenomena of polyimide simply reflects the effective fluence of atomic oxygen which follows cosine law with the macroscopic impingement angle.

3.2 Other polymers

The same experiments were carried out using polyethylene and fluorinated polymer-coated QCM. Figures 4 and 5 show the incident angle-dependence of erosion rate for polyethylene and fluorinated polymer. It is clearly indicated that the erosion rates for both materials follow cosine function. From the

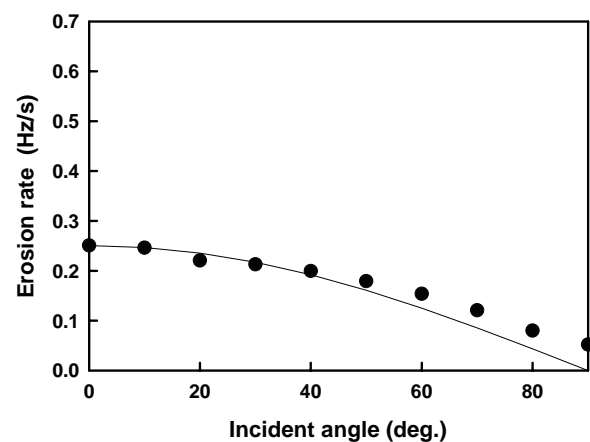


Figure 5 Incident angle dependence for fluorinated polymer.

experimental results shown in Figure 4 and 5, it is concluded that the cosine rule is applicable for material gasification reaction by hyperthermal atomic oxygen in many polymeric materials.

4. Conclusions

The ground-based experimental results of incident angle dependence on the erosion rate of polyimide under hyperthermal atomic oxygen beam exposures are reported. The *in-situ* mass loss measurement was made during the atomic oxygen exposure by using a quartz crystal microbalance. It was observed that the erosion rate of polymers was followed cosine function with respect to incident angle of atomic oxygen. This experimental finding clearly indicates that the reaction yield of atomic oxygen with polymers is independent of the incident angle.

As for the fluence monitoring material, erosion depth or mass loss of polyimide simply reflects the effective atomic oxygen fluence which is calculated by multiplying normal flux by cosine of the incident angle. It is thus concluded that the Kapton equivalent fluence can be calculated by taking into account the cosine rule for the incident angle even if the Kapton witness sample is exposed to atomic oxygen in angled incidence conditions.

Acknowledgements

Financial supports from the Grant-in-Aid of Scientific Research from JSPS; Space Utilization Promotion Program from the Japan Space Forum; and Kawanishi memorial Shinmaywa Education Foundation are all acknowledged.

References

- [1] Designation: E2089-00, The American Society for Testing of Materials, 2000.
- [2] Yokota, K., Tagawa, M., Ohmae, N., Temperature dependence in erosion rates of polyimide under hyperthermal atomic oxygen exposures, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.40, No1, 143-144, 2003.
- [3] Buczala, D. M. and Minton, T. K., Erosion of kapton H by Hyperthermal Atomic Oxygen: dependence on O-Atom Fluence and Surface Temperature, *Protection of Materials and Structure from Space Environment*, Kleiman J. Ed., Springer, Dordrecht, 317-330, 2006.
- [4] Tagawa, M., Yokota, K., Ohmae, N., and Kinoshita, H., Volume Diffusion of Atomic Oxygen in α -SiO₂ Protective Coating, *High Performance Polymers*, Vol.12, No.1, 53-63, 2000.
- [5] Caledonia, G. E., Krech, R. H., Green, B. D., A high flux source of energetic oxygen atoms for material degradation studies, *AIAA Journal*, Vol.25, 59, 1987.
- [6] Hall, D. F., Flight Measurement of Molecular Contaminant Environment, *Proceedings of 6th International Symposium on Materials in a Space Environment*, Noordwijk, November 1994, ESA SP-368, pp.27-33.
- [7] Tagawa, M., Matsushita, M., Umeno, M., Ohmae, N., Laboratory studies of atomic oxygen reactions on spin-coated polyimide films, *Proceedings of the 6th International Symposium on Materials in a Space Environment*, Noordwijk, The Netherlands, ESA SP-368, 189-194, 1994.
- [8] Tagawa, M., Matsushita, M., Suetomi, T., Umeno, M., Ohmae, N., A consideration of synergetic testing condition of atomic oxygen and solar radiation on materials, *Collection of Abstracts, Methodologies for Simulation of Space environment*, 15, 1996.
- [9] Tagawa, M., Suetomi, T., Kinoshita, H., Umeno, M., Ohmae, N., Surface reaction of a low flux atomic oxygen beam with a spin-coated polyimide film: Synergetic effect of atomic oxygen and ultraviolet light, *Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences*, Vol.42, No.135, 40-45, 1999.
- [10] Yokota, K., Tagawa, M., Ohmae, N., Impingement angle dependence of erosion rate of polyimide in atomic oxygen exposures, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.39, No.1, 155-156, 2002.
- [11] Tagawa, M., Yokota, K., Ohmae, N., and Kinoshita H., Effect of ambient air exposure on the atomic oxygen-exposed Kapton films, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.39, No.3, 447-451, 2002.
- [12] Okamoto, A., Matsunaga, T., Proceeding of the 45th Annual Meeting of the Vacuum Society of Japan 72, 2004. (in Japanese)
- [13] Kinoshita, H., Yokota, K., Tagawa, M., and Ohmae, N., "The Degradation of Polyimide Films due to Hyperthermal Atomic Oxygen Exposures: In-situ Mass Loss Measurement and Effect of Air Exposure," Kleiman, J. and Werling, E. Eds, *Proceedings of 8th International Symposium on Materials in a Space Environment*, 581-588, 2000.
- [14] Banks, B. A., Dever J. A., Gebauer, L., and Hill, C. M., "Atomic Oxygen Interactions with FEP Teflon and Silicones on LDEF," *LDEF-69 months in space*, NASA CP-3134, 801-815, 1991.
- [15] Visentine, J. T., Leger, L. J., Kuminecz J. F., and Spiker, I. K., "STS-8 Atomic Oxygen Effects Experiment," AIAA Paper 85-0415, Jan. 1985.

シリカガラスの電子線照射下でのカソードルミネッセンスと電気的特性の相関

原田 卓弥、 廣川 紫月、 西川 宏之 (芝浦工業大学)

1. はじめに

近年、宇宙機の太陽電池アレーの三重接合点(カバーガラス、インターコネクタ、プラズマ)付近での放電現象が問題視されている。図1に宇宙機の太陽電池アレー近傍の模式図を示す。宇宙機周辺の空間はプラズマで満たされている。インターコネクタはプラズマに対し大きく負の値をとるが、カバーガラスはほぼ0Vを保持する。そのため、三重接合点付近に高電界が発生し、放電に至る。この時、宇宙環境じょう乱により電子などの荷電粒子が宇宙機に流入するとカバーガラスが帯電し、放電がカバーガラスの絶縁体電荷を吸収し成長することで持続放電が起こり、最悪の場合、電力の損失や太陽電池の破壊といった事故例が報告されている^(1,2)。しかしながら、帯電現象に限らず、宇宙空間に存在する高エネルギー荷電粒子がガラスなど絶縁体に及ぼす影響は、材料の劣化の観点も含めてほとんど検討されていない。

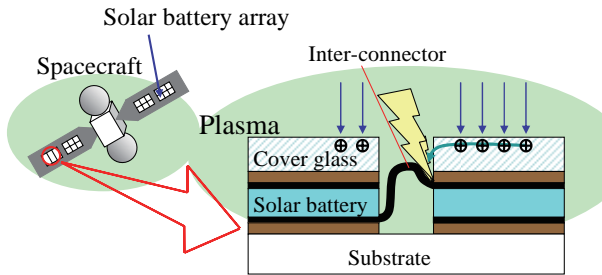


図1 宇宙機の太陽電池アレー近傍模式図
Fig.1 Scheme of solar battery array of spacecraft

本研究の目的は、ガラスへの電子線照射効果の基礎理解のため、様々なガラスの基礎的構成要素であるシリカガラスに数十keV程度の電子線を照射し、その効果カソードルミネッセンス(CL)によって評価すること^(3,4)と、CL発光強度の時間推移と帯電の関係を電氣的測定により明らかにすること^(5,6)である。

2. 実験方法

〈2.1〉 CL測定 図2に実験時のセットアップを示す。CL測定にはGatan, Mono-CL3を用い、CLの励起の為の電子線の照射源には走査

型電子顕微鏡(Shimadzu, SSX550)を用いた。

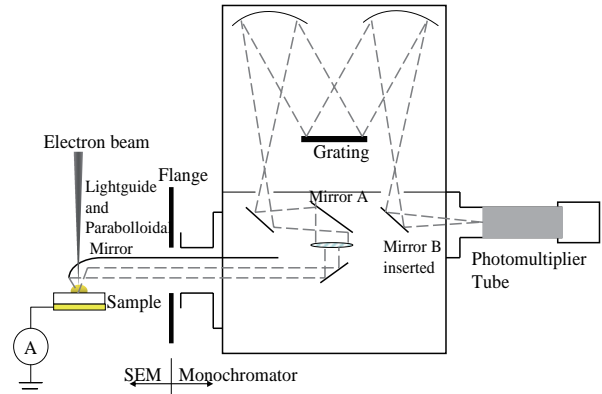


図2 電子線照射装置、CL制御系および電流測定の設定

Fig.2 Experimental setups for electron-beam irradiation, CL measurements and current measurements.

SEMのパラメータは加速電圧15kV、倍率は500倍である。この時の走査範囲は $200\mu\text{m} \times 150\mu\text{m}$ である。ビーム電流値はファラデーカップを用いて測定したところ、100nAであった。CLスペクトルは分光器を介して測定し、発光強度の時間推移は分光せずに測定した。

〈2.2〉 電子線照射シミュレーション 加速エネルギー15kVにおける電子線照射時のシリカガラスへの電子の進入深さを見積もるためにシミュレーションソフトCASINO⁽⁷⁾を用いて入射電子数20000個でシミュレーションを行った。図3(a)に電子の飛跡および(b)にエネルギーの深さ方向分布のシミュレーション結果を示す。電子の進入深さは最大でも $3\mu\text{m}$ 程度であった。このことよりCLは試料の表面付近で発生していると言える。

〈2.3〉 実験試料 照射に用いた試料は日本石英製の形状 $10 \times 10\text{mm}^2$ 、厚さ1mmのシリカガラスである。表1に実験で用いたシリカガラスの不純物含有量を示す。Nは熔融石英で他の試料に比べAlやTi等の金属不純物の含有量が多い。ESはOHの含有量の多い試料、EDHは最も純度の高い試料でいずれも合成石英である。

表1 各種シリカガラスの不純物含有量 (単位: ppm)

Table 1. Impurity concentration of various silica glasses (unit: ppm)

	Al	Ca	Cu	Fe	Na	K	Li	Mg	Mn	Ti	OH
N	9	0.6	0.03	0.4	0.6	0.3	0.2	0.2	<0.01	1.6	200
ES	0.1	0.1	0.01	0.05	0.05	0.05	0.05	<0.01	<0.01	<0.01	1200
EDH	<0.01										50

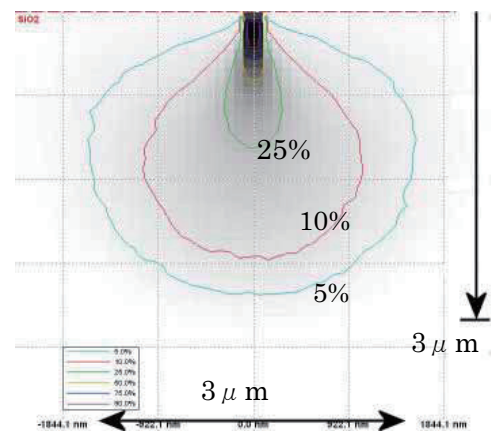
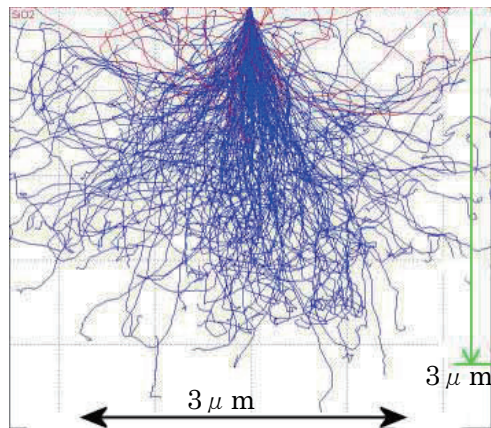
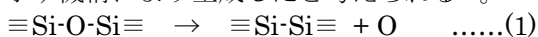


図3 SiO₂に対する電子線照射シミュレーション深さ方向分布(a)およびエネルギーの深さ方向分布(b) エネルギー: 15kV、電子数: 20000
Fig.3 Result of simulation on (a) electron trajectory and (b) energy by position into SiO₂

3. 実験結果および考察

(3.1) CL スペクトル 図4に各種シリカガラスのCLスペクトルを示す。460 nm 帯、650 nm 帯および20倍すると290nm帯にピークが確認できた。290 nm 帯と460 nm 帯のピークは酸素欠乏性欠陥(Oxygen Deficient Center: ODC)による発光、650 nm 帯の発光は不純物 OH による発光であることが報告されている⁽⁸⁾。本試料において照射前では ODC による吸収帯は観測されなかったため、ODC は電子線照射効果により次式に示す機構により生成したと考えられる⁽⁹⁾。



また、試料 N に見られる 300~400 nm にかけての発光ピークは金属不純物による発光と考えられる。

(3.2) CL発光強度の時間推移 図5に各種シリカガラスのCL強度の時間推移を示す。パングロモードでのCL発光強度の時間推移はODCによる460nm帯の強度の推移を反映している。全ての試料において発光強度は一度上昇してから減衰に

転じている。CL 時間推移の測定では分光しない

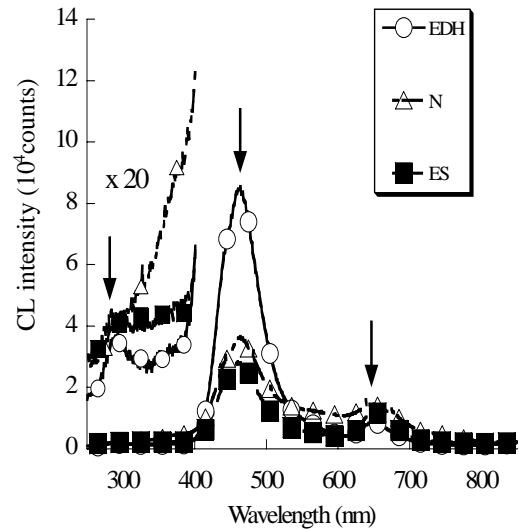


図4 各種シリカガラスのCLスペクトル、加速電圧:15kV、電流:100 nA
Fig.4 CL spectra of various silica glasses. Acceleration voltage: 15kV, Beam current: 100nA

パングロモードにより測定している。各ピークの時間推移の詳細を知るため、試料EDH で同じ場所で繰り返しスペクトル測定した結果と時間推移の関係を調査した結果を図6に示す。図6(a)より460 nm 帯の発光強度が一度上昇してから減衰に転じていること、650nm 帯の発光強度は減衰していくのみであることが確認できた。1回のスペクトル測定にかかる時間は約10分であり、460nm帯は5分弱の時点でサンプリングされる。図6(b)のパングロモードでの発光強度の時間推移にそれぞれの時間に対する図6(a)の460 nm 帯の推移をプロットしたところほぼ一致した。このため発光

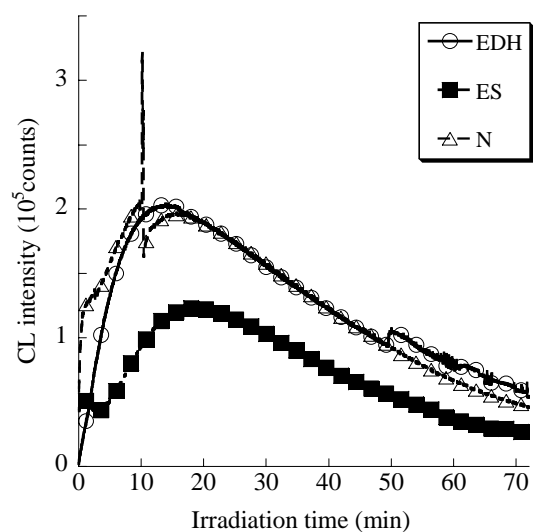


図5 各種シリカガラスのCL発光強度の時間推移、加速電圧:15kV、電流値:100nA
Fig.5 CL time response of various silica glasses. Acceleration voltage: 15kV, Beam current: 100nA

強度の時間推移はODC の発光強度の変化を見ていられる。

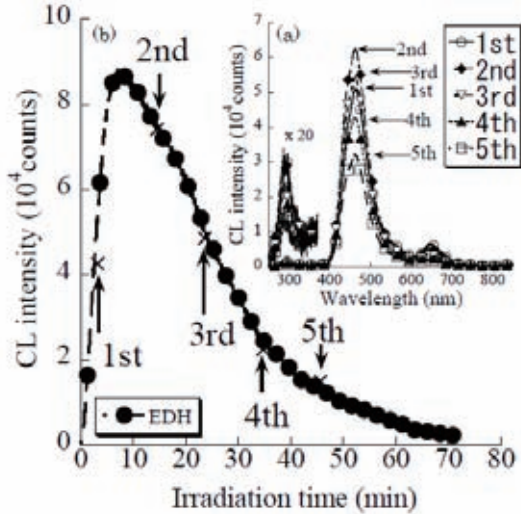


図6 EDHにおける(a)同じ場所での繰り返しスペクトル測定と発光強度の(b)対応する時間推移との関係

Fig.6 Relationship between repeated CL spectral easements in the same area corresponding CL time response for sample EDH.

上昇過程は支配的な発光である ODC の生成過程であると考えられる。減衰過程は局所的な温度上昇によるもの、試料が絶縁体であるためにチャージアップしたことによる影響、ODC の消滅といった可能性が考えられる。

上記の電子線照射による過渡的な影響を調べるため、シリカガラスの中で最も純度の高い EDH に限定し、時間応答について調査した。図7に10

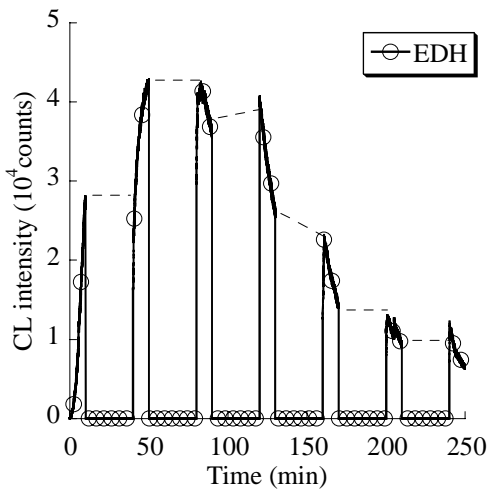


図7 局所的な温度上昇の CL 強度に与える影響調査のための CL 測定、加速電圧:15kV、電流値:100nA、試料 EDH

Fig.7 Results of a series of 10-minute CL measurement followed by 30-minute intermission obtained for sample EDH. Acceleration voltage: 15kV, Beam current: 100nA

分間の CL 測定および 30 分の照射停止を組み合わせ、CL を繰り返し測定した結果を示す。休止前後の CL 強度は立ち上がり部分および減衰部分においても照射停止前後でほぼ保持されていることが確認できる。よって CL の時間応答は局所的な温度上昇等の過渡的な現象ではなく、電荷の蓄積過程や欠陥生成などに対応した比較的安定な状態変化を反映していると考えられる。

次に CL 測定時のチャージアップの影響を調査するために、試料前面に電極を蒸着し、電極を接地して、CL 強度を測定した結果を図8に示す。CL の発光強度は上昇した後、減衰しているが、図3の蒸着なしの試料に比べ減衰の割合が非常に低い。また、このとき同時に表面からの電流を測定したところ負の電流を観測することができた。このことより、図5に示す電極なし試料における減衰過程は、電子線照射による電子流入により負電位を帯び、入射電子線による励起強度が弱められ発光強度が減衰する過程を観察していたと言える。しかしながら、図7において若干観測できた減衰過程は、発光種である ODC が高エネルギーの電子線によって他の欠陥に変化した結果であると考えられる。

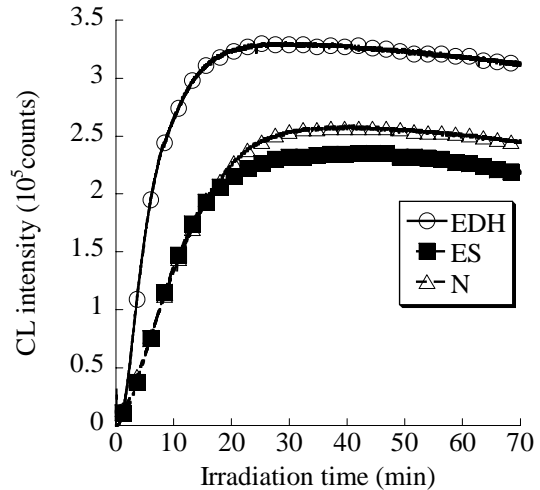


図8 試料前面蒸着(Au:5nm)の CL 強度の時間推移、加速電圧:15kV、電流値:100nA

Fig.8 CL measurements for investigation of charging effects. Acceleration voltage: 15kV, Beam current: 100nA

以上の結果より、発光強度の時間推移の上昇過程は ODC の生成過程であると考えられる。一方、ゆるやかな減衰過程は ODC の消滅過程であると考えられる。一つの可能性としては(2)式で示される E' センターとよばれる別の欠陥種に転じたのではないかと考えられる⁽⁹⁾。

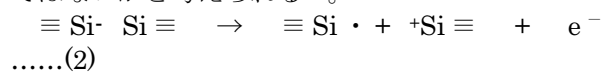


図9に70分電子照射した後の、電子線照射領域付近の光学顕微鏡像を示す。光学顕微鏡像により電子線照射領域において屈折率変化が観測された。(2)式による E' センターの生成は屈折率変化を伴っており、欠陥により高密度化したと考えられる。

この恒久的な欠陥である E' センターは正孔捕獲中心として働き、シリカガラスを正に帯電させる原因となっていると考えられる。

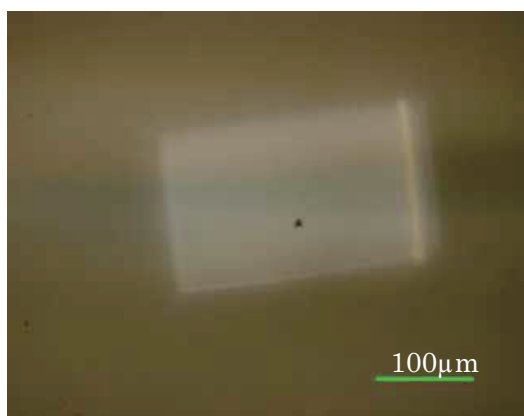


図 9 長時間照射後の光学顕微鏡像、倍率 10 倍

Fig.9 Optical microscope image of the electron irradiated surface of sample EDH

4. まとめ

各種シリカガラスへの電子線照射効果の CL と帯電の関係について調査した。CL 測定により、電子線照射によって支配的な発光帯である ODC による 460nm 帯の発光強度が上昇してから減衰に移ることが分かった。以上のように CL 発光強度の推移は欠陥の生成・消滅過程を反映していると考えられる。CL 測定により、帯電に関与する欠陥種の種類を知ることができ、宇宙機帯電機構の解明のための新たな情報が得られると考えられる。

参考文献

- (1) 趙孟佑：宇宙太陽発電の高電圧化に向けた課題，電気学会誌，Vol.6, No6, pp381-383. (2001)
- (2) H.B Garret：The charging of spacecraft surfaces, Rev. Geophys. Phys. 19, 577. (1981)
- (3) M. A. Stevens-Kalceff et al.：Distribution of defects induced in fused silica by ultraviolet laser pulses before and after treatment with a CO₂ laser, J. Appl. Phys. 97, 113519, (2005)
- (4) M. A. Stevens-Kalceff et al.：Electron-irradiation-induced radiolytic oxygen generation and microsegregation in silicon dioxide polymorphs, Phys. Rev. Lett. 84, 3137-3140, (2000)
- (5) H. Fujii：Control of charge on insulating glass in vacuum by plasma processing, IEEE Transaction on Dielectrics and Electrical Insulation, Vol.9, No.2, 230-235, (2002)
- (6) H. Miyake et al.：Characteristics of charge accumulation in glass materials under electron beam irradiation, Proceedings of ISEIM, Vol.1, B1-2, 49-52, (2005)
- (7) Dominique Drouin：CASINO web site. (<http://www.gel.usherb.ca/casino/index.html>)
- (8) L. Skuja：Optically active oxygen-deficiency-related centers in amorphous silicon dioxide, J. Non-Cryst. Solids, 239, 16-48, (1998)
- (9) H. Nishikawa et al.：Paramagnetic defect

centers induced by excimer lasers, γ rays and mechanical fracturing in amorphous SiO₂, Defect and diffusion forum, vols. 123-124 pp.123-134, (1995)

EL イメージングによる太陽電池セルの劣化評価

豊田裕之, 田中孝治, 佐々木進, 田島道夫 (ISAS/JAXA)

1 はじめに

近年宇宙機において、帯電・放電現象による障害が深刻化しつつある。図 1 に示すとおり、衛星障害の 3 分の 1 以上が太陽電池において発生し、全障害の半数以上が帯電・放電現象に起因するという報告もある。

すなわち、太陽電池パネルにおける帯電・放電現象の特性を理解し、これを制御もしくは抑制する手法を確立することは、太陽発電衛星などの将来ミッションの基盤技術となるだけでなく、現時点での衛星障害を抑制するために非常に重要である。

しかし放電現象は微少な領域で高速かつ確率的に進展するために観測が難しく、太陽電池セルの放電から劣化に至るメカニズムは、完全には解明されてはいない。

そこで筆者らは放電により劣化した太陽電池セルの評

価方法として Electroluminescence (EL) イメージングに注目し、電気的特性との関連を調査した。その結果をここに報告する。

2 実験方法

2.1 試験用太陽電池クーボンパネル

宇宙用単結晶 Si 太陽電池セルを用いて、試験用クーボンパネルを作製した。このセルは、1993 年に打ち上げられた宇宙科学研究所の科学衛星「あすか」のもので、寸法は 4×2 cm、厚さは Si 基板部分が $50 \mu\text{m}$ 、カバーガラスが $100 \mu\text{m}$ である。

クーボンパネルの外観を図 2 に示す。アルミニウム板をポリイミドフィルムで覆って絶縁したものを基板とし、その上にシリコン系接着剤 RTV-S691 を用いて太陽電池セルを固定した。アレイは 5 直列 \times 3 並列の構成で、セル間隔は約 0.5 mm である。インターコネクタと裏面電極はスポット溶接で接続し、列毎にリード線を引き出している。

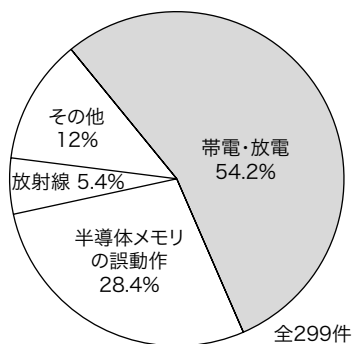
整理の都合上、図 2 (b) に示すように、太陽電池セルおよびバスバーに番号を振った。

2.2 放電実験時回路構成

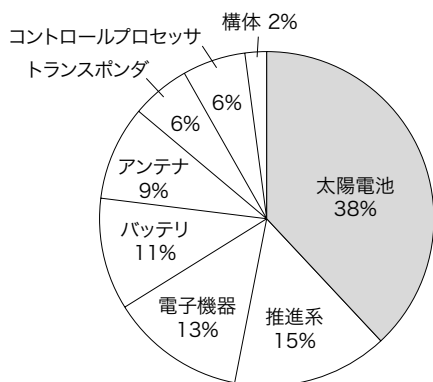
放電実験に使用した回路構成を図 3 に示す。チャンバー内には光源がなく太陽電池が電力を発生できないため、安定化電源 V_g によりダイオードの順方向に電流を流し発電を模擬している。 V_g の値は $0 \sim 500$ V の範囲で変化させ、電流値は I_{sc} 程度の 320 mA 以下となるよう制限した。また列間に抵抗を挿入し、2 列目、1 列目、3 列目の順に均等に電位差が生じるようにした。例えば $V_g = 500$ V の時は、1 列目と 2 列目の電位差は 250 V、2 列目と 3 列目の電位差は 500 V となる。

電流波形の測定は、各列の前後計 4 カ所で、電流プローブを用いて行った (図 3 中、CP1 ~ 4)。

この回路では安定化電源の負側を接地しており、回路全体が周辺プラズマに対して正電位となる。現実には負電位となる場合が多いが、本報告では太陽電池セルの劣化特性の評価に焦点をあて、負電位での放電特性に関しては別の機会に報告したい。

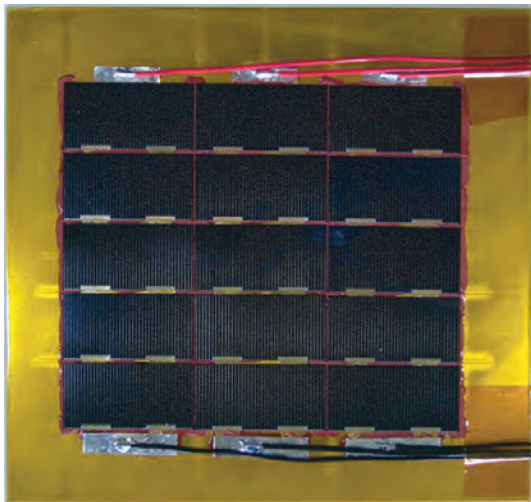


(a) 宇宙環境による衛星障害原因
(1973~1997 年, Koons ら調べ [1])

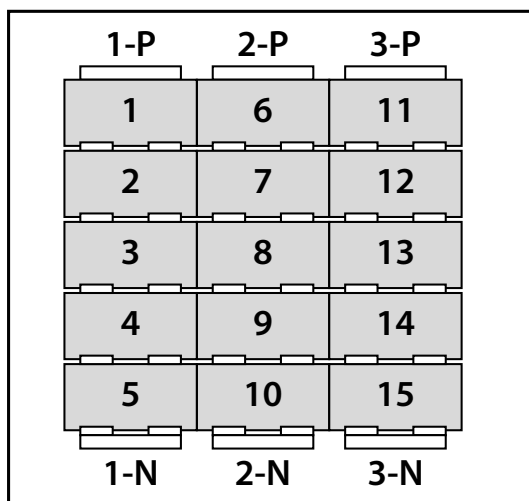


(b) 衛星障害の発生部位
(1998~2004 年, Frost & Sullivan 社調べ)

図 1 宇宙環境による衛星障害原因の統計情報



(a) 外観写真



(b) セルおよびバスバーの番号

図2 試験用太陽電池クーポンパネル

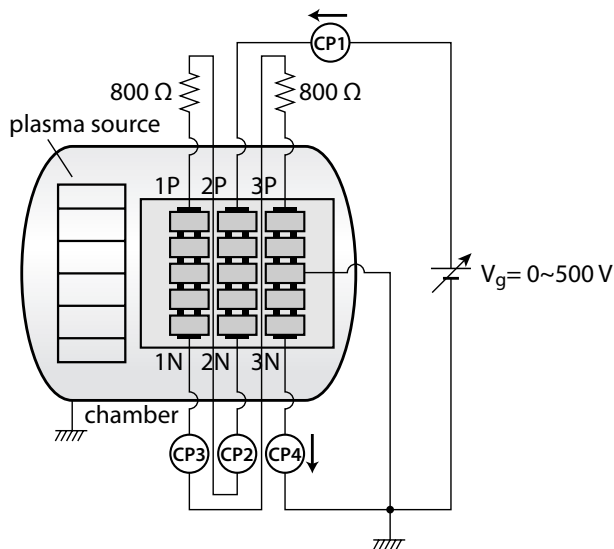


図3 放電実験の回路構成

2.3 チャンバーおよびプラズマ環境

放電実験は、直径約 1.5 m、長さ約 2 m の円筒形チャンバー内で行った。あらかじめチャンバーを 10^{-4} Pa 程度まで排気し、その後 Ar ガスを導入、プラズマ源を点火した。測定時の真空度は約 4×10^{-2} Pa、プラズマ環境は、電子温度 7 eV、電子密度 $4.5 \times 10^6 \text{ cm}^{-3}$ であった。

3 実験結果

3.1 放電特性

安定化電源の出力電圧 V_g を 0 V から徐々に上昇させてゆくと、400 V 以上でコロナ放電が発生、さらに 450 V 以上でアーク放電およびインターコネクタにおける大量の電荷収集が発生した。

放電の発光の様子を図 4 に示す。 $V_g = 400$ V 程度で、図 4 (a) のようにクーポンパネルを覆うコロナ放電が発生した。その状態で電圧を維持すると、図 4 (b) のようにインターコネクタやバスバーに輝点が現れる。その後図 4 (c) のようなアーク放電の発生や、図 4 (d) のような大量の電荷を収集するモードへの移行が起こった。

アーク放電発生時の放電電流波形を図 5 に示す。この時の $V_g = 430$ V、放電電流値は 0.8 ~ 0.9 A、持続時間は 40 μs 程度であった。

図 4 (d) のモードでの収集電流の値は、電流プローブの測定レンジを上回ってしまったために取得することができなかった。測定レンジは 20 A であったので、これ以上の値ということになる。

$V_g = 450 \sim 500$ V で十数回のアーク放電が発生した後に、2 列目の順方向電圧が大きく低下したため、実験を終了した。この間、放電の大部分は、2 列目で発生した。

3.2 外観の変化

放電により損傷した太陽電池クーポンパネルの外観を図 6 (a) に示す。バスバー 2-P, 2-N, 3-N、ならびに 2 列目のインターコネクタ 2 カ所に損傷が見られる。

いずれも近傍のカバーガラスに曇りが発生しているが、これはインターコネクタ材料が放電により蒸発し、その後ガラス表面に付着したものである。

損傷したインターコネクタ周辺の拡大写真を図 6 (b), (c) に示す。図 6 (b) では、インターコネクタ右端に変色が見られる。

図 6 (c) のインターコネクタは損傷の程度が大きく、さらに拡大した写真図 6 (d) ではカバーガラスの破損が確認できる。太陽電池セルを基板から剥がしたところ、図 6 (e) のようにインターコネクタ背面のポリイミドフィルムが損傷していた。

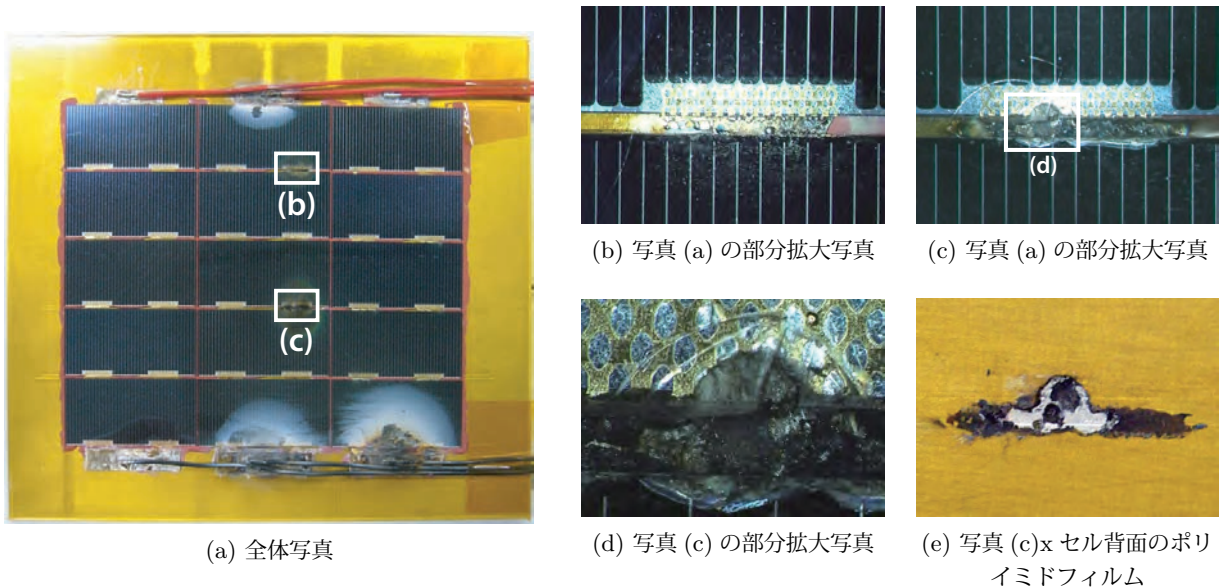


図6 放電により損傷した太陽電池クーポンパネルの外観

3.3 VI 特性

放電実験後、各太陽電池セルの VI 特性を測定したところ、太陽電池セル No. 8, 9, 10 に変化が現れていた。

セル No. 8 は pn 間がほぼ短絡状態で、VI 特性を測定することができなかった。

セル No. 9, 10 については、損傷前後の VI 特性を図 7 に、解放電圧 V_{oc} 、短絡電流 I_{sc} 、曲線因子 FF を表 1 に示す。いずれも AM 0 の疑似太陽光源で測定したものである。

セル No. 9, 10 とも、FF が大きく低下するとともに、VI カーブが右肩下がりになっている。これは太陽電池セル内部の並列抵抗成分の減少を示唆している。

表 1 解放電圧 V_{oc} 、短絡電流 I_{sc} 、曲線因子 FF (AM 0)

セル No.	損傷前		
	V_{oc} [mV]	I_{sc} [mA]	FF
9	611.0	315.4	0.765
10	610.4	314.7	0.768
セル No.	損傷後		
	V_{oc} [mV]	I_{sc} [mA]	FF
9	604.2	311.7	0.594
10	534.2	299.3	0.280

3.4 EL イメージング

放電による損傷前後で Electroluminescence (EL) イメージング画像を撮影し、比較を行った。これは太陽電池セルに電流を流し、その発光を CCD カメラで撮影するものである。本実験で使用した太陽電池セルの EL 発光スペクトルを図 8 に示す。波長 1130 nm 付近にピークを持つ発光特性となっている。

損傷前後の太陽電池クーポンパネルの EL イメージを

図 9 に示す。測定時の電流値は I_{sc} 程度の 300 mA、露光時間は 3 秒である。なお実際にはパネル全体の画像を同時に撮影したわけではなく、セル毎に撮影した画像を並べたものである。

損傷前後の EL イメージを比較すると、VI 特性に劣化の見られた太陽電池セル No. 8, 9, 10 に変化が現れていることがわかる。セル No. 8 は、前述の通り p, n 電極間が短絡状態になってしまったため、セル内部に電流を流すことができず、EL の発光を得ることができなかった。セル No. 9, 10 には、セルエッジからグリッド電極に沿って伸びる、暗い領域が現れている。

4 考察

4.1 クラックセルとの比較

太陽電池セル No. 14 には、太陽電池セルをクーポンパネルにアセンブリした時点からクラックが入っていた。そこでセル No. 14 と放電により損傷したセル No. 10 の EL イメージの比較を行った。図 10 にその結果を示す。

クラックセル (図 10 (a)) では、インターコネクタ付近に生じたクラック部分で集電電極が切断され、それよりも上方向に一定の幅で黒い領域が伸びていることがわかる。これは、n 側電極であるインターコネクタから流入した電子が切断部分より先には進むことができず、発光に寄与するキャリアの注入が行われないためと考えられる。

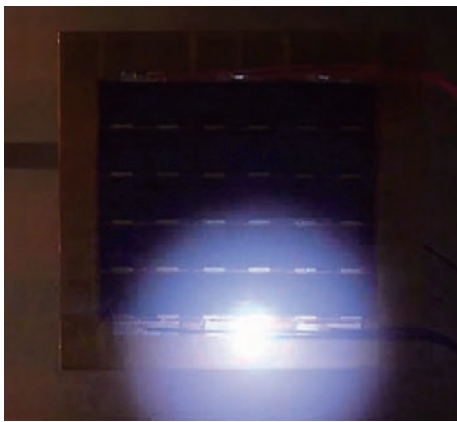
これに対して放電により損傷したセル (図 10 (b)) では、黒い領域がセル上端部から下方向に向かい刷毛で掃いたような形状に伸びている。これは溶けたインターコネクタ材料などによりセル上端部で pn 間が短絡され、その部分で非発光性のキャリアの再結合が起こっている



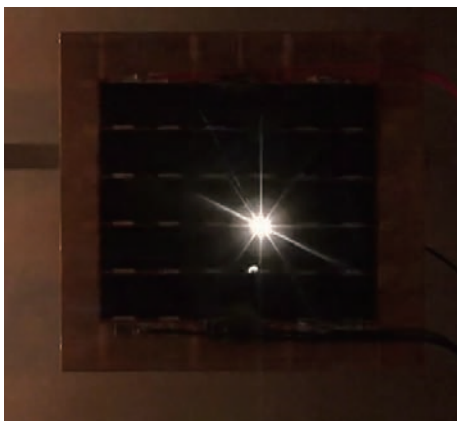
(a) コロナ放電



(b) インターコネクタ上の輝点



(c) アーク放電



(d) 持続放電

図4 放電の発光の様子

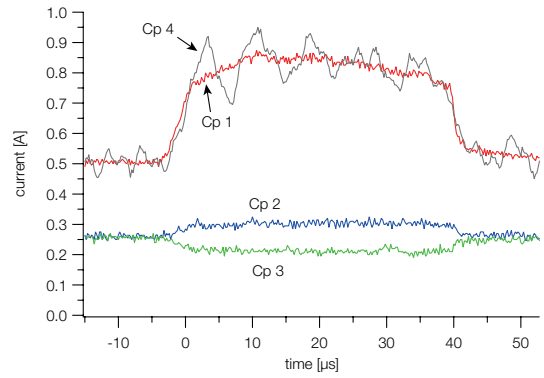
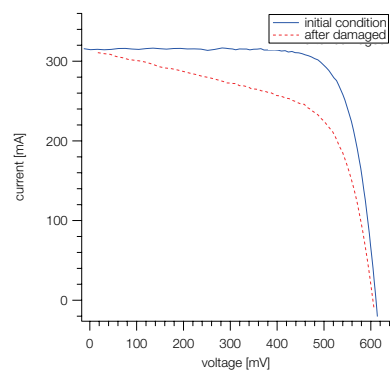
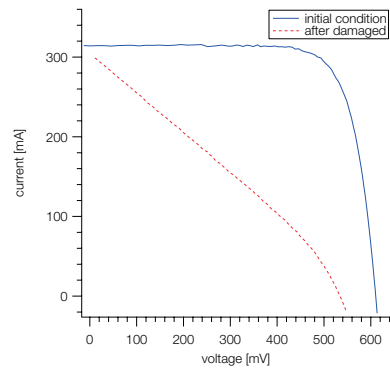


図5 発電電圧 430 V 時のアーク放電電流波形



(a) No.9



(b) No. 10

図7 損傷した太陽電池セルの VI 特性

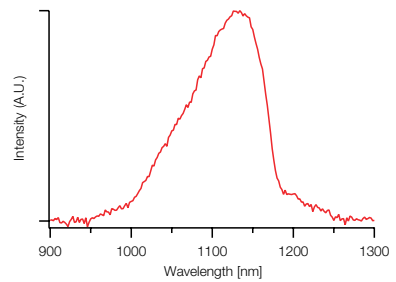
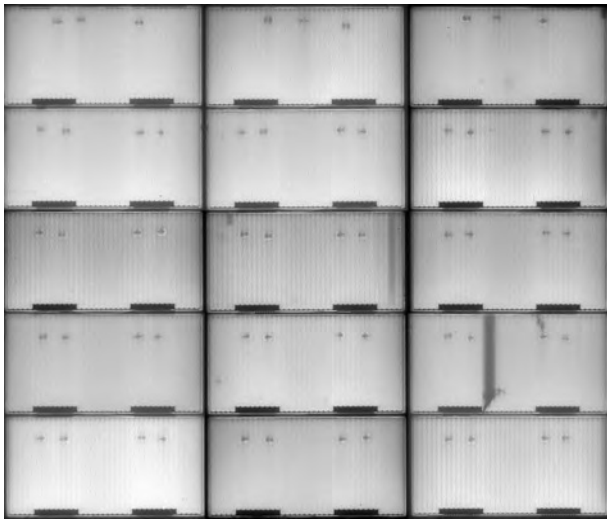
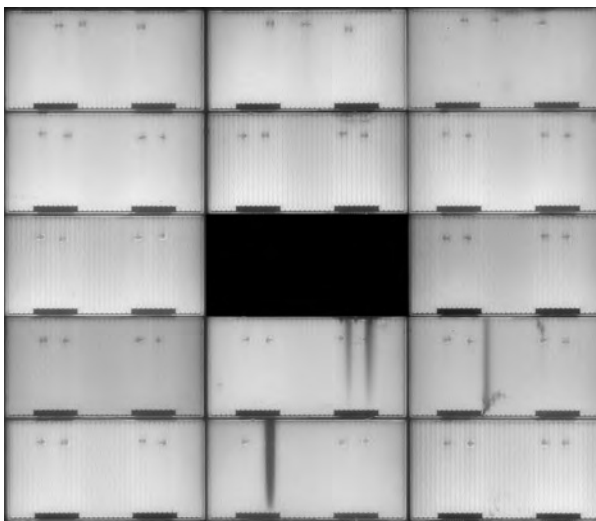


図8 太陽電池セルからの EL 発光スペクトル



(a) 損傷前



(b) 損傷後

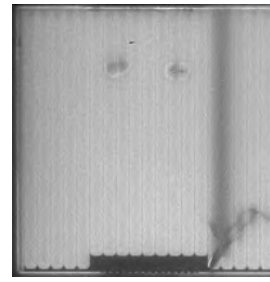
図9 太陽電池クーポンパネルの EL イメージ

ものと考えられる。短絡部分から遠ざかるほど発光強度が増すのは、セルの面内方向に抵抗成分が存在するため、短絡部分から遠ざかるほど、そこに流れ込むキャリアが減少するためであろう。また暗い領域が集電電極に沿って伸びているのは、その方向には面内の抵抗値が小さいため、より多くのキャリアが短絡部分に流れ込むためと考えられる。

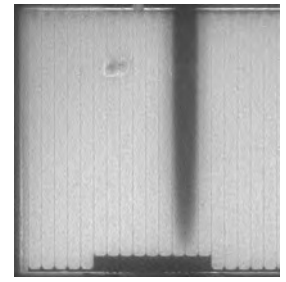
4.2 並列抵抗値による変化

既に述べたように、損傷した太陽電池セルの EL イメージに現れた黒い領域は、セル端部における pn 間の短絡が原因と考えられる。これを検証し、短絡抵抗の値と EL イメージ、VI 特性の関係を調べるため、簡単な実験を行った。

図 11 に示すように、裏面電極から引き出した導線と表面の集電電極を可変抵抗で接続し、抵抗値を変えながら EL イメージおよび VI 特性を取得した。これにより、pn 間がある抵抗値を持って短絡された状態が再現される。



(a) クラック (セル No. 14)



(b) 放電による損傷 (セル No. 10)

図 10 クラックと放電による損傷の EL イメージへの影響

抵抗値による EL イメージの変化を図 12 に示す。セル端部近くで集電電極に抵抗を接続しているが、その部分から下に向かって黒い領域が発生していることがわかる。この様子は、図 10 (b) の放電により損傷した太陽電池セルの EL イメージと酷似している。

pn 間に接続した抵抗値が大きいと、抵抗を通じて非発光性再結合をするキャリアは少なく、黒い領域は薄く小さい。抵抗値が太陽電池セルのシャント抵抗に比べて十分に小さくなると、抵抗を通じて非発光性再結合をする

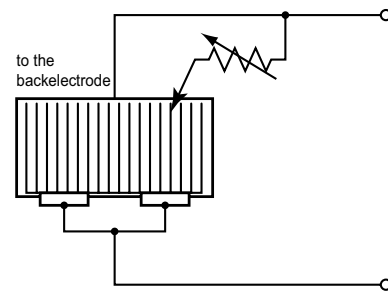
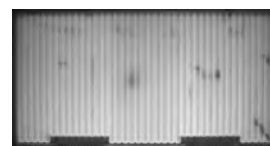


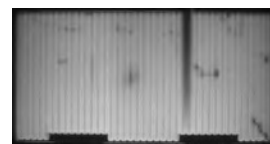
図 11 pn 間に接続した抵抗による電流リークの模擬



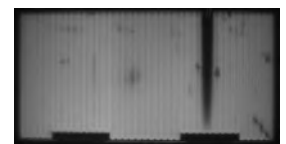
(a) 初期状態



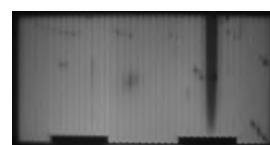
(b) 30.7 Ω



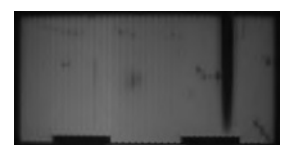
(c) 10.3 Ω



(d) 2.1 Ω



(e) 1.2 Ω



(f) 0.4 Ω

図 12 pn 間に接続した抵抗値による EL イメージの変化

キャリアが増加し、黒い領域は濃く大きくなる。それと同時に、セルの他の部分で発光性再結合をするキャリアは減少するので、発光している部分の明るさは暗くなる。

同様に、pn 間に接続した抵抗値を変化させながら測定した VI 特性を図 13 に示す。図 7 に示した VI 特性とは異なる測定系を使用し簡易的に測定を行ったため、図 7 との定量的な比較はできないが、抵抗値による特性変化を知ることができる。すなわち、pn 間に接続した抵抗の値が小さくなるにつれて、VI 特性は右肩下がりに変化してゆく。これは図 7 に現れる損傷による変化と同様の傾向である。

以上の実験から、太陽電池セルの pn 間が十分に小さい抵抗値で接続されると、図 7 や図 10 の放電による損傷と類似した特性変化を生じることが確認された。

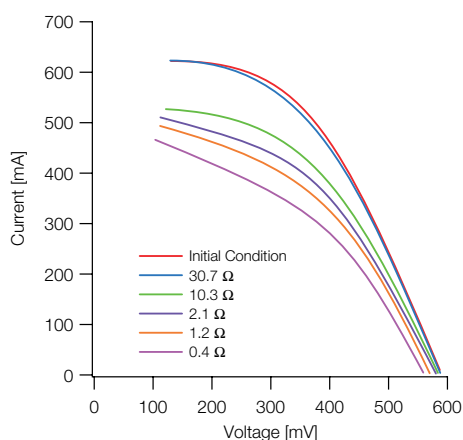


図 13 pn 間に接続した抵抗値による VI 特性の変化

5 おわりに

宇宙用単結晶 Si 太陽電池セルを使用してクーポンパネルを製作し、プラズマ中の放電により損傷させる実験を行った。そして太陽電池セルに生じた劣化を、EL イメージおよび VI 特性により評価した。

その結果、以下の事項が明らかとなった。

- プラズマ環境中で最高 500 V の電圧を太陽電池アレイに印加したところ、一部のインターコネクタにおいて捕集電流が数十 A に達し、インターコネクタの溶解などの損傷が発生した。
- インターコネクタが損傷した太陽電池セルの VI 特性には、シャント抵抗成分の低下を示唆する変化が表れた。
- VI 特性に変化の見られた太陽電池セルの EL イメージには、pn 間の短絡が原因と思われる黒い領域が現れた。
- VI 特性と EL イメージに現れた変化はよく対応しており、EL イメージングが太陽電池セルの損傷を評

価する方法として有効であることが示された。

参考文献

- [1] H. C. Koons, et al.: “The Impact of the Space Environment on Space Systems”, Proc. of Sixth Spacecraft Charging Technology Conference (2000)
- [2] 田島道夫, 藁品正敏, 久松正, 鈴木皓夫: “シリコン太陽電池のルミネッセンス評価”, 1991 年春季 第 38 回応用物理学関係連合講演会講演予稿集, Vol. 2, No. 29aSX12, p. 648 (1991).
- [3] M. Tajima, M. Warashina, T. Hisamatsu and A. Suzuki: “Characterization of Radiation Damages in Silicon Solar Cells by Photoluminescence Technique”, Proc. 18th Internat. Symp. Space Technology and Science, pp. 2595 – 2599 (1992)
- [4] 豊田裕之, 田中孝治, 佐々木進, 田島道夫: “プラズマ環境における太陽電池セルの放電による劣化”, 第 50 回宇宙科学技術連合講演会, pp. 1979–1984 (2007)

電子線照射による衛星用絶縁材料の絶縁特性への影響

林 寛、宮崎 英治、國中 均、佐藤 哲夫 (JAXA)
吉田 禎二 (NT Space)、藤井 治久 (奈良高専)、村上 洋一 (三菱電機)

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構では、宇宙機の高電圧絶縁に関する設計標準の制定を目的としたワーキング・グループ (WG5) を設置し、現在 12 種類の衛星用絶縁材料を対象として絶縁破壊特性データの取得・蓄積を実施している⁽¹⁾。取得する絶縁破壊特性データは、大別して絶縁材料の電気物性を評価する短時間破壊特性 (厚さ、温度、周波数) と絶縁材料の各種環境要因による絶縁特性の劣化を評価する絶縁劣化特性 (電子線照射、課電劣化) である。この中で電子線照射特性は、軌道上での絶縁材料への電子線照射を想定し、電子線照射の有無と照射線量による絶縁破壊特性の変化を評価する。

電子線などの放射線が絶縁材料に及ぼす影響としては絶縁材の分子が架橋または切断される事によって、その絶縁破壊特性が変化する事が考えられる。特に宇宙環境下では、バン・アレン帯領域での高エネルギー電子が影響を与えていると言われている。これまで電子線照射による衛星用絶縁材料への影響については、主に絶縁材料の帯電・放電現象に関しては盛んに研究されている一方で、電子線照射に伴う絶縁破壊電圧への影響に関する研究例は極めて少ない。国内の研究例では、宇宙開発事業団が日本原子力研究所との共同研究として宇宙ステーションの配線用ケーブルとして用いられているフッ素樹脂/ポリイミド絶縁耐燃ケーブルに電子線を照射して、その絶縁破壊特性の変化について報告している⁽²⁾。

現在、宇宙機は運用期間の長期化や信頼性の向上が望まれる一方で、宇宙放射線による衛星用絶縁材料の絶縁劣化に関するデータの取得

や蓄積は十分であるとは言えない。そこで本ワーキング・グループでは、衛星設計標準の制定に際して宇宙放射線 (電子線) による絶縁劣化も考慮して、これまでに 7 種類の電子線照射試料の絶縁破壊試験を実施し、現在は取得データの評価を行っている。

本稿ではこれまで実施してきた電子線照射試料の絶縁破壊試験の結果を報告し、電子線照射が衛星用絶縁材料の絶縁破壊特性に与える影響について評価する。

2. 試験方法

2-1 試料

本稿では表 1 に示す衛星用絶縁材料の特性について報告する。その内訳は、絶縁テープ 2 種 (Kapton、PTFE)、塗布剤 2 種 (ソリタン、パリレン)、円板状試料 3 種 (コ・サーム、マイカ、ガラスエポキシ) の計 7 種類である。これらの材料は実際に宇宙機への採用実績を有する材料であり、いずれも国内の衛星メーカーによって選定、提供されたものである。表中の絶縁テープの厚さは、粘着剤の厚さも含めた総厚である。塗布剤は、直径 25mm の電極上に塗布された状態で試験に供した。塗布剤、マイカに関しては製造過程で厚さにバラツキが生じるため、厚さがほぼ同じ試料を選んで試験に供した。絶縁テープ以外の試料については試験の際に高圧側電極周辺の部分放電による試料の損傷が懸念されるため、高圧電極と試料の接触部分の周辺をエポキシ系樹脂で封入した。試料は大気中で保管しており、照射から破壊試験までの期間は最長で 5 ヶ月であった。なお、今後引き続き ETFE ケーブルや RTV などの電子

表 1 絶縁破壊試験用試料

試料名	形状・サイズ	用途
Kapton テープ	30x110mm、厚さ 0.08mm	絶縁テープ
PTFE テープ	55x150mm、厚さ 0.09mm	絶縁テープ
ソリタン	φ 25 電極に塗布、厚さ 0.1mm	塗布剤
パリレン	φ 25 電極に塗布、厚さ 0.02mm	塗布剤
コ・サーム	円板状、φ 30x0.1mm	クールシート
マイカ	円板状、φ 30x0.075mm	絶縁材、コンデンサ
ガラスエポキシ	円板状、φ 30x0.2mm	絶縁材、構造材

線照射特性の取得を予定している。

2-2 電子線照射

試料への電子線照射は、JAXA 筑波宇宙センターに設置されている真空複合環境試験設備（設備 D）を用いて行った³⁾。電子線の照射条件は、線源加速電圧が 500kV、線源電流が 0.2mA であり、試料への照射量は 5kGy、50kGy、500kGy の 3 パターンである。電子線照射時は、三酢酸セルロース（CTA）フィルム線量計で照射量を計測しており、本試験ではその計測値を基準とした。ちなみに照射量（吸収線量）の単位である Gy は、放射線の作用によって 1kg の物質に 1 J のエネルギーを与える吸収線量を示しており、1Gy=100rad である。吸収線量 D は次式で示されるように試料の阻止能 S に依存するので、同じフルエンス F（試料への単位面積当りの入射粒子数）でも試料によって異なってくる。

$$D[\text{kGy}] = S[\text{MeVcm}^2 / \text{g}] \cdot F[\text{cm}^2] \cdot 1.6 \times 10^{-13}$$

絶縁材料は主に宇宙機内部で使用されることが想定されることから、本試験では照射量の少ない領域でのデータを取得する事として電子線照射設備の性能とメーカーからの要望などを考慮したうえで上記の照射量を選んだ。

2-3 破壊試験の方法

図 1 に本試験で用いた試験系の構成を示す。

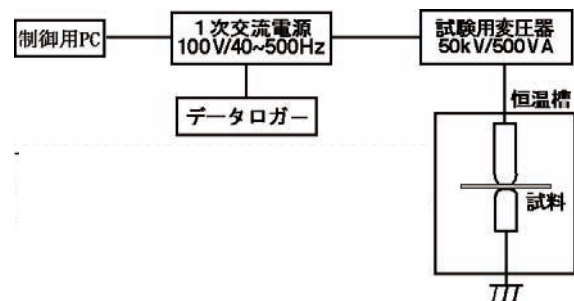


図 1 絶縁破壊試験の構成

本試験では試料を 6mm 径の黄銅製電極で挟み込み、これに 50Hz の交流電圧を印加する事により絶縁破壊電圧を計測し、これを試料厚さで除して絶縁破壊の強さを算出した。試料に対する電極の圧着力（1 N）を一定にするために、高圧側電極におもりを取り付けている。（但し、塗布剤の場合は、電極形態が若干異なる。）印加電圧は試験用変圧器（最大出力 50kV、容量 500VA）を用いて発生させ、コンピュータ制御により初期値から 20 秒毎に破壊が生じるまで一定間隔ずつ昇圧させる段階破壊試験方法によって計測を行った。試験は各照射量で 3 回ずつ行い、その平均値を測定値とする。計測値のうち、その平均値の±15%の範囲に入らない場合は、その計測値を除外した。なお、本試験は室温大気中で実施した。

3. 試験結果

図 2、図 3、図 4 にそれぞれ電子線を照射し

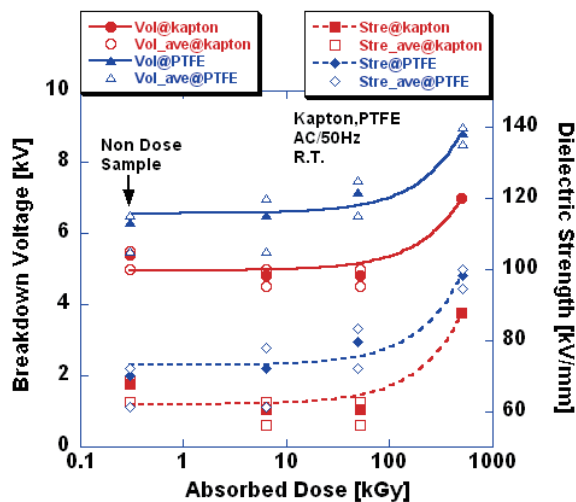


図 2 絶縁テープの電子線照射特性

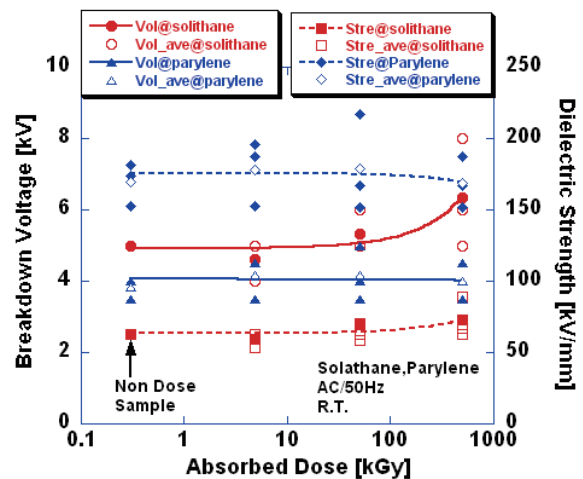


図 3 塗布剤の電子線照射特性

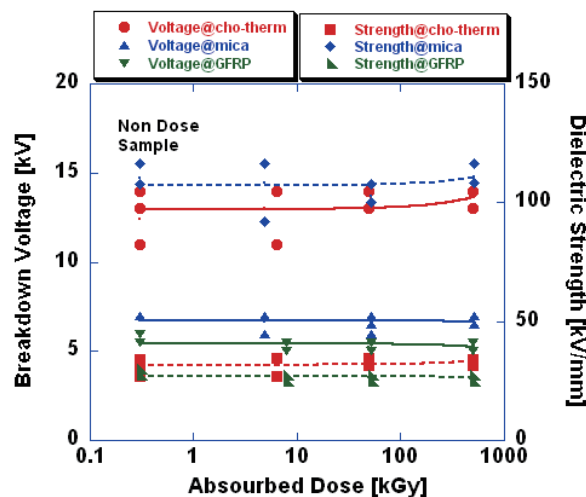


図 4 円板状試料の電子線照射特性

た絶縁テープ、塗布剤、円板状試料の絶縁破壊特性を示す。既述のように図中の吸収線量（横軸）は、CTA フィルム線量計による計測値である。

絶縁テープは、電子線照射により変色などの外観の変化は見られなかったが、PTFE テープは照射量が増えるにつれて、機械的強度が非常に低下しており、その分子鎖が著しく切断・分解している事を覗かせた。その一方で図 2 に示されるようにカプトン及び PTFE のいずれも照射量の増大に伴い、破壊電圧が増大した。

塗布剤は、外観及び絶縁破壊特性に電子線照射による影響は認められなかった。なお、図 3 においてソリタンが 500kGy で破壊電圧が上昇

しているが、これは 500kGy 試料の厚さが他の照射試料と比べて、やや厚かったためと推測される。

円板状試料は、コ・サームとマイカについては電子線照射による影響は見られなかった。これに対して、ガラスエポキシは電子線の照射量が増加するに伴い、次第に淡い黄緑色から黄色に変色している事が確認された。絶縁破壊特性も、電子線照射試料の方が未照射試料に比べて破壊電圧が僅かに低下した。このことからガラスエポキシは電子線の照射により、その特性が変化するものと思われる。

4. 検討考察

本試験により7種類の衛星用絶縁材料の電子線照射特性データが取得された。しかしながら、これらのデータは評価・検討はこれからであり、まずはその妥当性や正当性の裏づけを早急に行う必要がある。絶縁材料の化学構造や分子の状態はその絶縁特性に密接に関係するので、今度は試料分子の結合状態などをXPSやFT-IRなどを用いて分析し、その分析結果と絶縁破壊特性を照らし合わせることで、今回取得されたデータの妥当性などを確認できるものとする。又、一部の試料では電子線照射後に大気中に放置すると、大気中の酸素などの影響により物性が変化したり、照射前の特性に回復する可能性がある事が報告されており⁽⁴⁾、今回の試験で電子線の影響が認められなかった試料についても慎重に評価する必要がある。

今回報告した試験結果の中で、最も検討を要するものは図2に示した絶縁テープの電子線照射特性であろう。カプトンは耐放射線特性に優れ、架橋型材料に分類されることを考慮すると今回の結果も一応理解できるが、今後架橋の有無を確認する必要がある。一方、PTFEに関しては、分子鎖が切断されている事が推測されるにも関わらず、絶縁破壊特性が向上した。本来なら破壊電圧は低下すると考えられるが、上昇した理由については、まだ明らかにはなっていないものの次のような理由が考えられる。

- ① 電子線照射時に試料温度が上昇し、架橋が生じた。
- ② 大気曝露により物性が変化した。
- ③ 粘着剤による影響を受けた。
- ④ 試料中にボイド（空隙）が生じる事によって試料が厚くなり、見かけ上の破壊電圧が上昇した。

このうち、①に関しては試料の状態を踏まえると可能性が極めて低い。今後、試料の化学分析や粘着剤を除去した試料による比較試験を実施することにより、原因究明を進めていく予定である。

今回取得された試験データは、今後衛星設計標準の制定に活用されていく予定であるが、そのためには既述のように試験データの正当性の裏づけ以外にもいくつかの課題が残されている。例えば、本稿でCTAフィルム線量計による計測値で試料への吸収線量を評価しているが、今後は各試料の阻止能を考慮して、実際の各試料への吸収線量を求めたうえで、データの評価を行う必要がある。試料の阻止能の値については、今回報告した試料の中でカプトンとPTFEについてはすでに公表されているが⁽⁶⁾、他の試料については今後調査が必要である。

今後はこれらの検討課題に対して万全に対処していきながら、他の衛星用絶縁材料に対する電子線照射特性の取得・蓄積を進めていく予定である。

参考文献

- (1) 林寛、國中均、佐藤哲夫、吉田禎二、藤井治久、村上洋一：衛星設計標準の制定に向けた宇宙用絶縁材料の絶縁破壊試験、第50回宇宙科学技術連合講演会講演集、pp.1323-1328 (2006)
- (2) 宇宙開発事業団：宇宙用電線材料・熱制御材料の耐放射線性の研究、宇宙開発事業団技術報告、NASDA-TMR-000009 (2000)
- (3) 今井文一、岩田稔、中山陽一、今川吉郎：真空複合環境試験設備の開発と性能評価、第45回宇宙科学技術連合講演会講演集、pp.1221-1224 (2001)
- (4) 岩田稔、趙孟佑：宇宙環境技術センターにおける材料研究、第2回宇宙環境シンポジウム講演論文集、pp.107-110 (2005)
- (5) ICRU Report-37, Bethesda, Maryland, USA (1984)

感温液晶を用いた電子線照射下における高分子絶縁材料内部の温度分布測定

Measurement of 3D temperature distribution within high molecular insulation material under the high energy electron beam irradiation with micro-encapsulated thermo-chromic liquid crystal

鈴木敬久¹ 三觜健太² 田中康寛² 高田達夫² 福永香³
Yukihisa Suzuki Kenta Mitsuhashi Yasuhiro Tanaka Tatsuo Takada Kaori Fukunaga

首都大学東京¹ 武蔵工業大学²
Tokyo Metropolitan University Musashi Institute of Technology
独立行政法人情報通信研究機構³
National Institute of Information and Communications Technology

1 はじめに

宇宙空間において、人工の構造物に使用されている構成材料は高エネルギー粒子線やプラズマに曝されている [1]。高エネルギー粒子線が材料内部において運動エネルギーを失う場合、様々な衝突過程を経て熱エネルギーに変換される [2]。このときに高分子絶縁材料の構成分子と荷電粒子の相互作用により、分子結合の切断などが起こり材料自身の性質に影響を与え、劣化が促進されることが予想される。また絶縁材料が荷電粒子線に曝された場合、材料内部に空間電荷が蓄積し、内部に高電界が誘導されることにより、絶縁破壊に至ることが懸念されている。このような背景から高分子絶縁材料内に入射した荷電粒子の運動エネルギーの減衰をはじめとする物理過程を理解し、その振る舞いを明らかにすることが望まれている。

絶縁材料内に入射した荷電粒子の振る舞いを知るための手法として、PEA 法 [3] のような材料内部における電荷の蓄積の空間分布を測定する手法がある。こういった手法は材料内の空間電荷の蓄積及び散逸を測定する方法として有用である。しかしこれらの手法では、材料に入射した高エネルギー荷電粒子が空間電荷として蓄積されるまでの物理的な過程やメカニズムを直接的に知ることが出来ない。高エネルギー粒子の絶縁材料内における運動エネルギーの減衰を温度上昇として測定することは入射粒子の高分子絶縁材料内での相互作用メカニズムを知る方法の1つとして有効であると考えられる。そこで我々はこの温度上昇の分布を測定するために、感温液晶マイクロカプセル (MTLC; Micro-encapsulated Thermo-chromic Liquid Cystal) [4][5] を用いて材料内部の三次元温度分布を非接触、非侵襲で測定する新しい手法の導入を検討した。

本研究の目的は高分子絶縁材料内に入射した相対論的高エネルギー電子を対象にして、運動エネルギーの減衰と空間的な電荷の蓄積に関してそのメカニズムを知るために、MTLC を用いたエネルギー吸収分布推定法を開発し、その適用可能性を検討することである。本稿ではエネルギー吸収分布推定のための MTLC を用いた温度上昇分布の測定の予備的な結果を示す。また MTLC 法により得られた温度分布を、PEA 法により得られた空

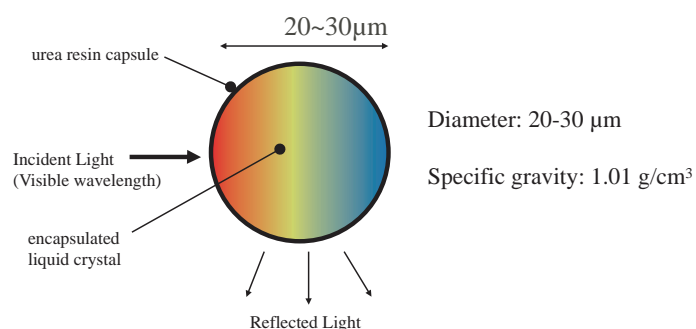


図1 感温液晶カプセルの構造。コレステリック液晶が尿素樹脂の中に封入されている。可視光を入射すると温度に応じた波長の光が散乱される。

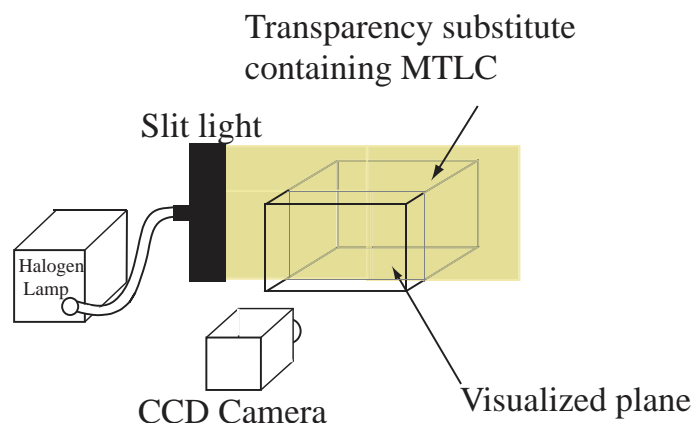


図2 温度分布可視化のための実験装置の概略図。間電荷分布と比較検討する。

2 MTLC を用いた3次元温度分布測定の原理 [6]

本研究では図1に示すような構造を持つ MTLC を微少な温度プローブとして用いる。図に示すように MTLC は感温液晶 (コレステリック液晶) をゼラチン又は尿素樹脂によりマイクロカプセル化したものである。このように液晶をマイクロカプセル化することにより、外部の物質と化学反応などの相互作用をなくすることができるのが MTLC の利点である。また 20-30 μ m のサイズなので温度変化に対する応答性が高く、適切な濃度で測定対象物に分散させることにより、高空間分解能が得られる。MTLC は温度分布可視化の対象とする透明度の高い媒

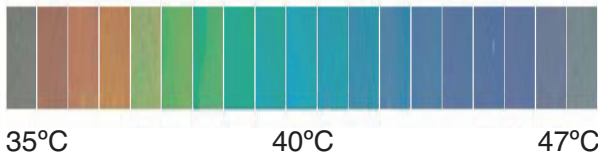


図3 感温液晶カプセルに関する温度と散乱光の色の対応関係。

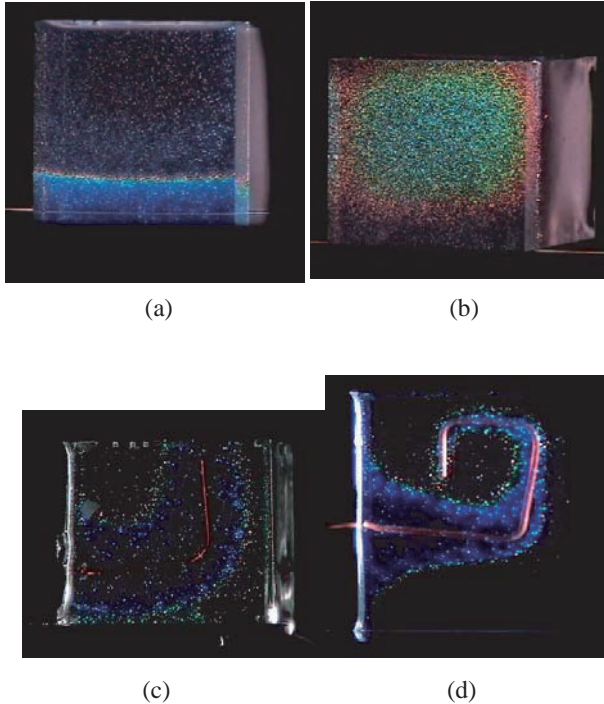


図4 エポキシ樹脂の内部の2次元温度分布の可視化。(a) 試料の底部より加熱した場合。(b) 底面より加熱した場合 (a) の加熱後の温度緩和の様子。(c) および (d) 内部に金属線を埋め込んだ試料

質、すなわち液体、ゲル、固体中に、均一に分散させて用いる。

温度分布を可視化するための測定装置の基本構成を図2に示す。図のように可視光源をスリット光にしてMTLCを含む透明媒質に入射する。そうするとスリット光上のMTLCにより光が反射され、スリット光断面内の温度分布が可視化される。さらにスリット光を空間的に掃引することにより、媒質内部の三次元の温度分布を観測することが可能である。

この原理による温度と散乱光の色の対応関係の例を図3に示す。この対応関係は35-45°Cの範囲で呈色するMTLCを水に分散させた時に得られた物である。散乱光はCCDカメラによって入射光に対して135度の角度で観測した。図のように温度が上昇するとともに、反射光の色が赤から緑を経て紫に変化していることが分かる。

3 MTLCによる温度分布測定のための試料の作成

ここでは、電子線照射による温度上昇の可視化のための予備的な検討として透明度の高いエポキシ樹脂を使用

する。試料の作成法は以下の通りである。粘度の低い液体のエポキシ樹脂を用意し、その中にMTLCを分散させる。MTLCが十分均一に分散した後に硬化剤を混ぜ、エポキシ樹脂の硬化を行った。上記の手順において気泡が試料中に混入しないように十分に注意をした。

作成した試料中の温度分布を可視化した例を図4に示す。試料のサイズは30mm×30mm×30mmであり、0.05wt%のMTLCを試料中に均一に分散させている。ここで使用しているMTLCの発色範囲は35°C(赤)から40°C(紫)である。図4(a)は試料中の熱伝導を観測するために、底部からヒーターにより加熱した結果である。図に示すように温度分布が色の層として可視化されているのが分かる。また図4(b)は底面からの加熱を停止した後の温度緩和の可視化結果である。図に示すように試料の周辺部が赤く呈色しており、周辺部から冷却が起こっていることが分かる。図4(c)および(d)はMTLCを分散させた試料内部に金属線を埋め込んだ物である。金属線を加熱することにより試料内部の金属線近傍からの熱伝導の様子が明確に観測できる。以上のようにこのような試料を作成することにより、エポキシ樹脂内部の温度分布が可視化されることが確認できた。

4 電子線照射実験

我々はエポキシ樹脂に入射する高エネルギー電子の振る舞いを絶縁体へのエネルギー吸収分布の観点から理解するために、第3節で作成したMTLCを分散させた試料を用いて予備的な電子線照射実験を行い、温度上昇分布の可視化を試みた。図5は実験配置の概略図である。図に示すように高エネルギー電子線ビームをz軸正の方向から照射し、可視光をy軸にそった方向から入射することにより、電子線からのエネルギー吸収による温度上昇分布を可視化する。

照射実験において使用した試料のサイズは30×30×10mmであり、MTLCは30°C(赤)から40°C(紫)までの呈色範囲を持つものを試料中へ0.01wt%分散させた。電子線源は日本原子力研究開発機構高崎量子応用研究所の1号加速器[7](コッククロフト・ウォルトン型電子加速器)を用いた。照射する電子線の加速エネルギーは1.0MeV,1.5MeV,2.0MeVの3条件とし、電流密度はすべての条件において130nA/cm²とした。また電子線の照射時間はすべての条件で300sである。実験時の室温は17°Cである。温度分布の時間変化は可視化された2次元色分布としてCCDカメラで測定し、非圧縮形式(BMP形式)の時系列画像データとして記録した。

試料に電子線を照射した結果を図6示す。これらの図はCCDカメラによりリアルタイムに得られた画像を各加速エネルギーの条件に対して照射開始より60s間隔で示したものである。

全ての加速条件において、電子線の照射開始後に試料上面部が青く呈色している。本実験における1-2MeVの加速エネルギーの条件では、電子は相対論的な速度に達する。またエポキシ樹脂の屈折率はおおよそ1.5~1.6で

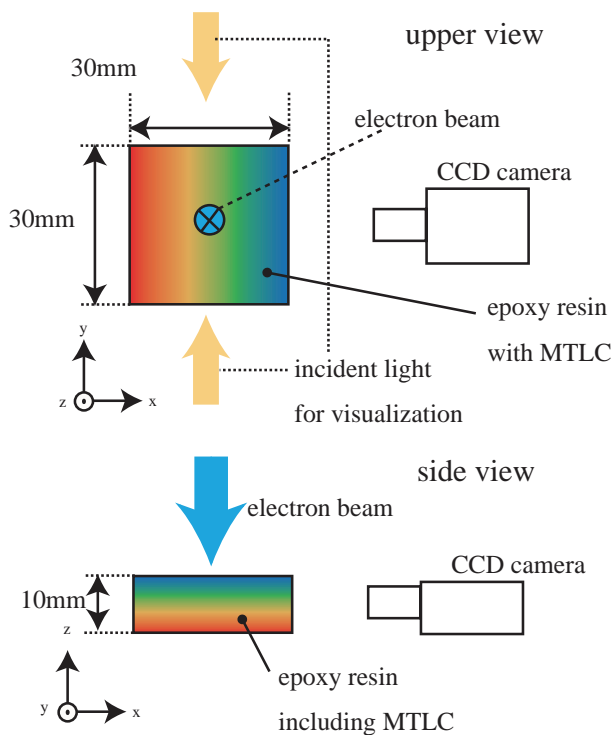


図5 高エネルギー電子線照射実験における試料内温度分布可視化の概要図。

あり上記の加速エネルギー領域の電子がエポキシ樹脂中に入射したとき、媒質（エポキシ樹脂）における光速を超える条件になっているのでチェレンコフ放射の条件を満たす。[8] この青い呈色はチェレンコフ放射による電磁エネルギーの放出であると考えられる。

図より MTLC の呈色が試料の上面部付近から起きていることがわかる。これらの結果より MTLC を用いた計測法により電子線の照射に起因する試料へのエネルギー吸収が温度上昇として可視化されたことがわかる。試料内の温度は試料上面部から上昇し、試料下部方向に向かって熱が伝播している。加速エネルギーの違いによる試料の呈色の違いに注目した場合、例えば電子線照射後 120s の画像を比較すると、加速エネルギーが高くなるに従って MTLC による呈色範囲が試料下部へ広がっていることがわかる。以上の結果は、加速エネルギーの増大による電子の試料への侵入深さの増加とそれに伴う熱源の深部への移動を示唆している。また同一照射時間内に照射される電子線エネルギーの総和が増加することによって試料に吸収される全熱エネルギーが増加することによる効果もこの実験結果に含まれていると考えられる。

5 高エネルギー電子線によるエネルギー吸収と空間電荷の蓄積

ここでは電子線による試料内部へのエネルギー吸収と試料内部への電荷の蓄積分布に関して考察する。電子線照射による試料内の空間電荷の蓄積は、従来から用いられている PEA 法 [3] を用いることによりわかる。図 7 に示すのは電子線を加速エネルギー 1MeV、電流密度

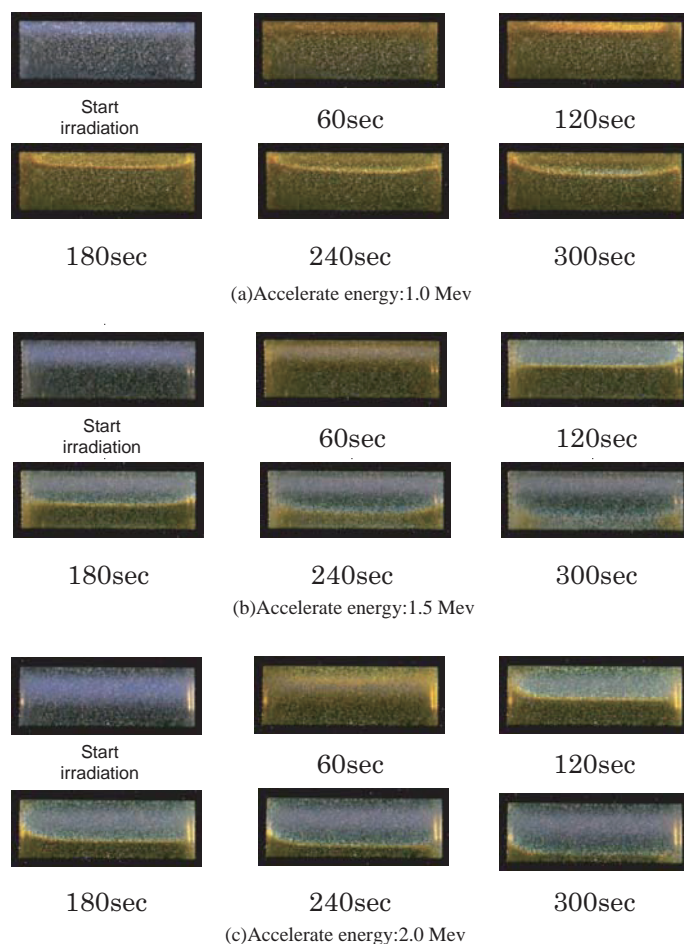


図 6 電子線照射実験の結果:(a) 加速エネルギー 1.0MeV,(b)加速エネルギー 1.5MeV,(c)加速エネルギー 2.0MeV。電子ビームは試料上面から照射している。

130nA/cm² で 120s 間照射した場合の PEA により得られた空間電荷分布と MTLC による温度上昇分布の可視化結果である。

MTLC による可視化の結果から温度上昇による呈色は試料上面から 1.9mm の範囲で観測されており、このことから熱源のピークの位置は試料上面から 1.9mm の範囲内にあることが予測される。PEA 法による測定からは空間電荷の蓄積量が最大になる場所は試料上面から 2.6mm の位置であることが分かる。これらの事実から。電子が高分子材料中で停止する位置つまり電荷の蓄積が多い領域の近傍ではなく、それよりも上部の領域で荷電粒子の運動エネルギーから熱エネルギーへの変換の大部分が起こっていることが示唆される。

図 8 に示すのは電子の加速エネルギーに対する MTLC による発色領域の深さと空間電荷の蓄積が最大になる位置の依存性である。前節で示した結果と同様に、この図からは電子線の加速エネルギーの増加と共に MTLC による照射開始から 120s 後における発色領域の幅が深くなっていることが分かる。一方 PEA による測定から空間電荷が蓄積される位置も加速エネルギーの増加と共に深くなっていくことが分かる。これらの図から分かるように電子線が高分子試料中に落とすエネルギー分布の

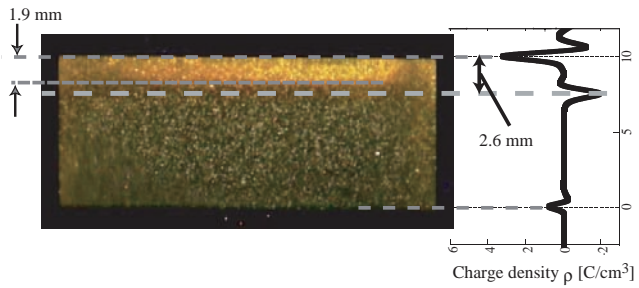


図7 MTLCによる試料の呈色とPEA法より得られた空間電荷密度分布の比較。これらは照射条件が加速エネルギー1.0MeV、電流密度130nA/cm²の場合の時に得られた結果である。

ピークの位置はMTLCにより発色している範囲の内部にあり、その位置は電子線の入射エネルギーの値によらず、常に電荷の蓄積がピークに達する位置よりも浅い位置にあることが分かる。

また電荷密度分布のピークと、熱源のピークの位置の差 Δd とすると、 $\Delta d_{1.0\text{MeV}} < \Delta d_{1.5\text{MeV}} < \Delta d_{2.0\text{MeV}}$ となることが予測され、加速エネルギーの増加と共にそれぞれのピーク位置の差も増加していくことがこの予備実験の結果から示唆される。以上より電子の運動エネルギーから熱エネルギーへの変換による試料内へのエネルギー吸収分布に関してそのピーク位置が加速エネルギーに依存して深くなっていく度合いは、空間電荷の蓄積位置が深くなっていく度合いよりも小さく、熱源は表面付近に集中するような傾向にある。例えばチェレンコフ放射による電子のエネルギー損失を考慮した場合、図6などを見ると青い発光のピーク位置が電荷の蓄積位置より浅くなっている傾向が見られるので、MTLCによる結果はある程度妥当であると予想される。

ただし今回の結果はまだ予備実験の段階で得られた物であり、今後可視化による温度分布の詳細な定量化が望まれる。また定量化された温度分布から熱源分布（電子によるエネルギー蓄積分布）を推定する手法を推定する手法の開発が必要である。さらにこれらの結果と比較できるようなシミュレーションを行う予定である。

6 まとめ

本研究では高分子絶縁材料への相対論的な高エネルギー電子線照射において、試料中での入射電子の振る舞いについての知見を得る手段の1つとして、MTLCによる電子線エネルギー吸収分布測定の方法を提案した。新しい手法の適用可能性を検証するために透明度の高いエポキシ樹脂にMTLCを分散させた試料を作成し、それを用いて予備的な電子線照射実験を行った。その結果MTLC法を用いることにより電子線照射による試料へのエネルギー吸収を温度上昇として可視化できることが確認できた。またPEA法から得られた空間電荷密度分布のピーク位置とMTLCを用いた電子線の持つエネルギー吸収による呈色範囲の加速エネルギー依存性について比較検討を行った。電荷密度のピーク位置と吸収エネルギーのピーク位置は、加速エネルギーが増加するにつ

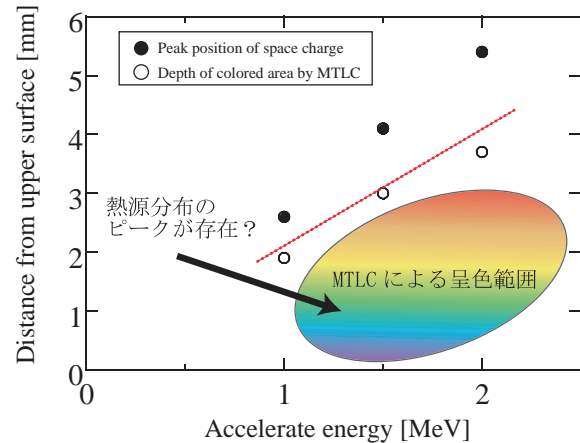


図8 MTLCによる発色領域の深さと空間電荷の蓄積位置の電子の加速エネルギーに対する依存性。

れて両者とも深くなっていくことが分かったが、その増加の割合は両者で異なる事が示唆された。これらの結果は予備的検討の段階であり、今後測定法を改善し、定量的な考察を行う予定である。

参考文献

- [1] J.-P. Catani and D. Payan, "Electrostatic Behaviour of Materials in a Charging Space Environment", Proc. 2004 IEEE Inter. Conf. Solid Dielectr., Toulouse, France, Vol. 2, pp.917-927, 2004.
- [2] 石川順三著, "荷電粒子ビーム工学", コロナ社(2001)
- [3] T. Maeno, T. Futami, H. Kusibe, T. Takada and C. M. Cooke, "Measurement of spatial charge distribution in thick dielectrics using the pulsed electroacoustic method", IEEE Trans. on Dielectrics and Electrical Insulation, Vol. 5, pp. 433-439, 1988.
- [4] J. L. Fergason, "Liquid Crystals in Nondestructive Testing," Appl. Opt., vol. 7, pp. 1729-1737, 1968.
- [5] D. Dabiri and M. Gharib, "Digital particle image thermometry: The method and implementation", Exp. Fluids, vol. 11, pp. 77-86, 1991.
- [6] Y. Suzuki, K. Fukunaga, M. Baba, M. Taki, and S. Watanabe, "Imaging the 3D Temperature Distributions Caused by Exposure of Dielectric Phantoms to High-Frequency Electromagnetic Fields", IEEE Trans. on Dielectrics and Electric Insulation, Vol. 13, pp. 744-750, 2006.
- [7] http://www.taka.jaea.go.jp/tiara/665/japanese/Acc1/acc1_index.htm
- [8] J. D. Jackson 著, 西田稔 訳, "ジャクソン電磁気学(下) 原書第3版", 吉岡書店, pp. 930-934, 2003.

特集 2 デブリモデリング・計測

国際宇宙ステーションにおけるダスト捕獲実験(MPAC)

PASSIVE MEASUREMENT OF DUST PARTICLES ON THE ISS (MPAC)

北澤幸人、(IHI, JAXA/IAT, JAXA/ISAS), 野口高明(茨城大学), Michael J. Neish (AES), 山県一郎(JAXA/IAT), 木本雄吾 (JAXA/IAT),石澤淳一郎(JAXA/IAT), 藤原 顯 (元 JAXA/ISAS), 鈴木峰男 (JAXA/IAT)

Yukihito Kitazawa, Takaaki Noguchi, Michael J. Neish, Ichiro Yamagata, Yugo Kimoto, Junichiro Ishizawa, Akira Fujiwara, Mineo Suzuki

Abstract

The Micro-Particles Capturer (MPAC) is a passive experiment designed to evaluate the micrometeoroid and space debris environment, and to capture particle residues for later chemical analysis. It is mounted on a frame about 1 m long, which it shares with the Space Environment Exposure Device (SEED), a materials exposure experiment. In this paper we focus on (1) Visual inspection of the whole surface of MPAC&SEED, and (2) Impact feature morphology and track analysis in the MPAC silica aerogel.

1. Introduction

It is important to investigate μm - mm sized micrometeoroids and space debris in the nearby space environment. This range of debris size includes the majority of primary impactors on spacecraft, and also of secondary debris formed by collisions. The distribution and composition of small-sized debris are not well known, as these particles are too small to be observed with ground-based telescopes or radar. *In-situ* sampling of dust particles is useful to obtain information regarding the composition and source of the debris.

MPAC is a passive experiment designed to evaluate the micrometeoroid and space debris environment, and to capture particle residues for later chemical analysis. MPAC experiments are not only useful for evaluation of the dust (meteoroids & debris) environment in the orbit of the International Space Station (ISS), but also useful in estimating the effects of dust collisions on the ISS and of its own emission of debris.

2. Description of MPAC&SEED Experiment

The Micro-Particles Capturer (MPAC) is a particle-capture experiment consisting of three identical units (numbered #1 to #3), each containing silica aerogel [hereafter aerogel], polyimide foam and an aluminum witness plate, and deployed on the exterior of the Russian Service Module (SM) of the ISS. A more detailed description of this experiment, together with impact flux and chemical data for impactor residues is given by Neish *et al.*, [1] and Kitazawa *et al.*, [2]. MPAC is mounted on a frame about 1 m long, which it shares with the Space Environment Exposure Device (SEED), a materials exposure experiment (Figure 1).

Three SM/MPAC&SEED units were launched aboard Progress M-45 on 21 August 2001, and attached side-by-side on a fixture mechanism attached to a handrail outside the SM via extravehicular activity (EVA)

on 15 October (Figure 2). The first unit (hereafter SM1/MPAC&SEED, or SM1/MPAC if referring only to the particle capture segment) was retrieved via EVA after 315 days' exposure, and brought back to Earth on board Soyuz TM-34. Then SM2/MPAC&SEED was retrieved after 865 days' exposure and SM3/MPAC&SEED was retrieved after 1403 days' exposure.). All SM/MPAC&SEED units were retrieved safely. Details of the SM/MPAC&SEED experiment plan are reviewed in Neish *et al.*, [3] and Kitazawa *et al.*, [4].

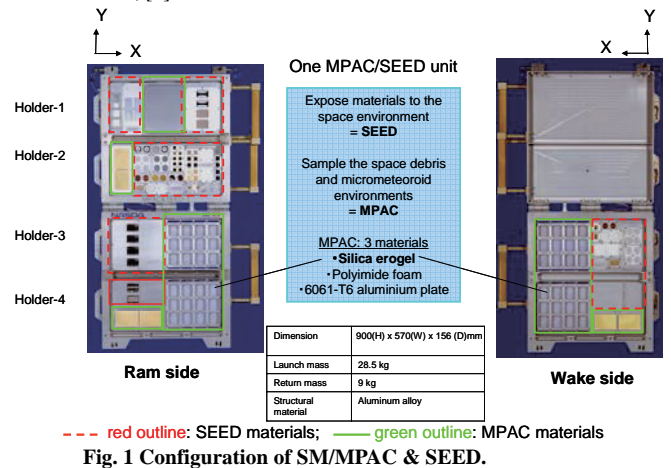


Fig. 1 Configuration of SM/MPAC & SEED.

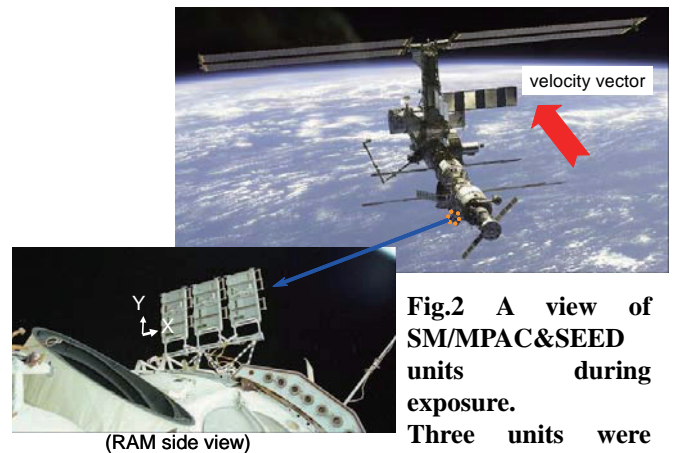


Fig.2 A view of SM/MPAC&SEED units during exposure. Three units were attached on the

3. Inspection Procedure

3.1 Visual Inspection of the entire surface of SM/MPAC&SEED

Visual inspection of the entire surface of SM/MPAC&SEED and creation of basic data sets for curation were carried out according to the following procedures: 1) Each surface of the SM/MPAC&SEED

structure (includes MPAC's samples and SEED's environment monitor samples) was scanned with the aid of an 8x optical scope. 2) When an impact-like feature was detected, the ID of the impacted part and the X and Y coordinates of the impact were recorded. 3) Dimensions of the feature were measured, and photographs and/or sketches were made of the feature with the aid of a 50-175x CCD optical scope. 4) A morphological assessment of the feature was made (impact-induced or not).

3.2 Silica Aerogel Inspection

After removal of all aerogel tiles from the frame, silica aerogel tiles (exposed area: 37mm x 37mm per tile) were inspected as follows: 1) Each tile was scanned individually with the aid of a 150x CCD optical scope. 2) When an impact feature ($T/D_{ent} > 1$ and $D_{ent} > 100\mu\text{m}$, T : Track length, D_{ent} : Diameter of the track on the aerogel surface) was located, its X and Y coordinates were recorded and photographs and/or sketches of the feature were made. 3) Track length, inclination angle to the surface and other morphological parameters of the track were measured, and particle remnants were searched for. When typical tracks were found, aerogels were sliced with a microtome into thin, small pieces of between 1 and 3 mm thickness and the following procedures were performed. 4) Optical microscope images and SEM images of selected typical tracks were obtained. 5) EDS, X-ray diffraction and Raman spectroscopic analyses were carried out to determine the chemical composition of residues left in the tracks.

4. Inspection results

4.1 Entire Surface of SM/MPAC&SEED

Visual inspection of SM/MPAC&SEED was conducted on all sample holders. Data sets of impact features were compiled for curation. Morphological judgment placed the feature in one of three categories. Class I (the first quality level): hypervelocity impact-induced features which meet all of three criteria (<1> the feature has a crater-like rim and/or central peak, <2> the feature has radial cracks and/or ejecta, <3> the feature has a shape similar to those induced by hypervelocity impact experiments.). Class II (the second quality level): probably hypervelocity impact-induced features which meet one or two of the criteria. Class III: not hypervelocity impact-induced features.

The number of impact-induced features was almost directly related to the exposure period (Figure 3). The impact rate was almost constant, with the sum of Class I and Class II events about 15 impacts per year. Detailed analyses of impact features and residues will be performed.

4.2 Silica Aerogel Inspection

The inspection of silica aerogels from SM1/MPAC and SM2/MPAC has been completed, but the inspection of SM3/MPAC is still underway. Here we present the findings on SM1/MPAC and SM2/MPAC aerogels. Inspection data and discussion of dust impacts on the 6061-T6 Al plate and polyimide foams are reviewed in Neish, *et al.*[1] and Neish, *et al.*[3].

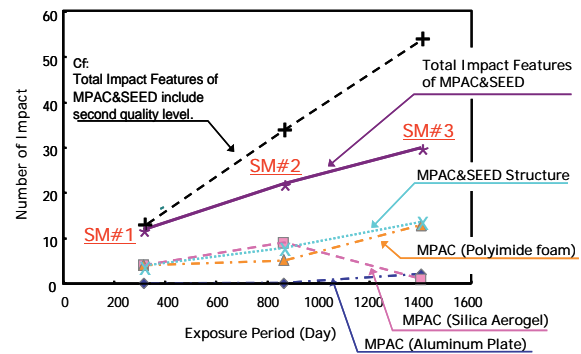


Fig.3 Number of impact features of the first quality level (Class I) on SM/MPAC&SEED versus exposure period.

4.2.1 Surface alterations of silica aerogel

Figure 4 shows surfaces of retrieved aerogels. The aerogel surfaces on the WAKE side are yellowish and have countless fine cracks. SM2/MPAC displays more pronounced yellow discoloration and more fine cracks than SM1/MPAC. The appearance of the surface of the aerogel near the cracks is similar to that produced by the deposition of metal vapor with a thickness on the order of one μm . In contrast, the RAM sides became whitened and a maximum of about seventy very minute tracks ($D_{ent} < 20\mu\text{m}$, and $T < 300\mu\text{m}$) per aerogel were detected in SM1/MPAC. Moreover, in SM2, about a thousand foreign bodies were found in each aerogel (milk-white ellipses, average diameter about $100\mu\text{m}$) instead of minute tracks. Similar shapes are produced when atomized organic solvent hits the aerogel. EDS detected carbon in addition to the Si and O that are the main ingredients of the aerogel.

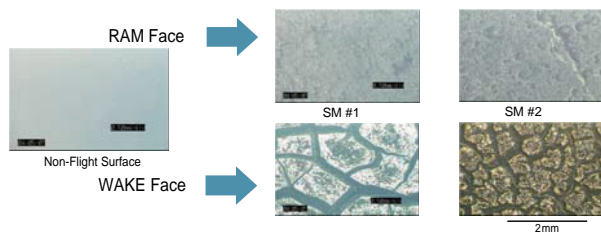


Fig. 4 Surface alterations of exposed aerogel.

4.2.2 Typical tracks in silica aerogels

Figure 5 shows comparisons of two impacts with hypervelocity impact experiment results (Kitazawa, *et al.*,[5]). Regardless of surface alterations of the aerogel, tracks from experimental hypervelocity impacts are quite similar to those seen in flight tests.

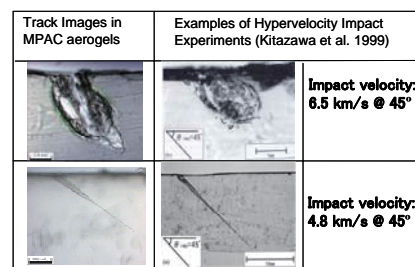


Fig.5 Comparison of tracks in MPAC aerogels with experimental hypervelocity impact tracks.

4.2.3 Chemical composition of captured particles

Metals (aluminum and others), TiO₂, ZnO, CaCO₃ etc. were found in captured dust particles and/or inner wall surfaces of tracks. Figures 6-8 show examples of chemical analyses. Figure 6 shows an analysis of the inner surface of a track. An Al component was detected by EDS and the Raman spectrum indicates the Al is metallic rather than a component of Al₂O₃. Figure 7 shows one of the smallest particles for which Raman analysis was possible. Analysis shows the particle to be TiO₂, a typical space debris component.

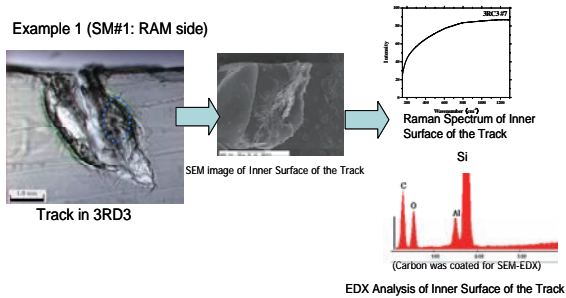


Fig. 6 Analysis of the inner surface of a track. Metallic aluminum was detected.

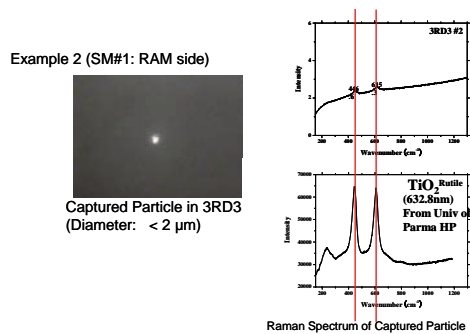


Fig. 7 Analysis of a minimum-size particle of TiO₂.

Figure 8 shows one of the most interesting of the captured particles, a 20 μm particle that is a mixture of Ag₂O and Ag₂S, an aggregation of smaller particles with sizes of tens to hundreds of nm. A natural pyroxene grain of about 1 μm in diameter is included whose EDS and X-ray diffraction and Raman analyses indicate it to be a fragment of H-Chondrite. X-ray diffraction identifies the particle as orthopyroxene, and EDS shows the composition of the particle to be Wo₁En₈₅Fs₁₄ (Ca_{0.02}Mg_{1.70}Fe_{0.28}Si₂O₆)

4.2.4 Estimated impact flux on silica aerogel

Table 1 shows a comparison of the impact flux estimated from inspection of the aerogel and calculated results from MASTER-2001. Particle diameter d was estimated using a linear relationship between d and D_{ent} , as reported in the experimental results of Kitazawa *et al.*, [5] and MASTER-2001 results refer to Neish, *et al.*[3]. Flux results from the aerogel investigation indicate five to 100 times greater flux than MASTER-2001.

Table 1. Impact flux estimated from detailed inspection compared with calculated results from MASTER-2001.

RAM Side				WAKE Side			
Particle Diameter [μm]	Impection Results		Model Forecasts [m ² /yr]	Particle Diameter [μm]	Impection Results		Model Forecasts [m ² /yr]
	SM #1	SM #2			SM #1	SM #2	
5	5.1 × 10 ³	—	1 × 10 ³	5	4.2 × 10 ⁴	—	2 × 10 ²
10	1.6 × 10 ³	—	4 × 10 ²	10	2.2 × 10 ³	—	7 × 10 ¹
20	6.3 × 10 ²	3.9 × 10 ²	2 × 10 ²	20	1.4 × 10 ²	2.6 × 10 ²	2 × 10 ¹

5. Discussion

5.1 Entire Surface of MPAC&SEED

A database of impact-like features and part IDs of all MPAC&SEEDs are available for curation. The database also includes detailed inspection results for MPAC samples. The sample curation system and sample distribution plan will be discussed in the next step.

In Figure 3, the number of impact-induced features was almost directly related to exposure period and the impact rate was almost constant. These data show that during the exposure period of MPAC&SEED (October 15, 2001 - August 19, 2005), there was no noteworthy change in the dust flux environment.

5.2 Silica Aerogel Inspection

5.2.1 Surface alterations of silica aerogel

In a previous aerogel experiment in space (Kitazawa, *et al.*, [6]), no noteworthy surface alterations were reported. In contrast, the surface alterations of MPAC's aerogels are quite remarkable, and seem to be the result of the deposition of carbon-containing particles (whether gas, liquid or solid) over the entire aerogel surface.

Problems in the operation of space stations such as MIR and ISS are strongly related to the gas-particle environment that forms around the station, which can contaminate external surfaces. The attitude control thrusters widely used on space stations contribute significantly to the formation of a gas-particle environment (Rebrov and Gerasimov [5]).

Figure 9 shows location of Soyuz, Progress, Service Module of ISS, and MPAC&SEED. The effects of contaminants emitted from the thrusters of the ISS, Soyuz and Progress are under discussion.

5.2.2 Typical tracks in silica aerogels

Regardless of any surface alterations of the aerogels, the shape of penetration tracks, which are presumed to have been formed by hypervelocity collisions with dust particles, are in good agreement with track shapes observed in hypervelocity impact experiments (Kitazawa, *et al.*, [5]). Therefore, it is possible to estimate the impact parameters of the dust particles, such as their diameter, impact velocity, impact direction, etc., from the results of the hypervelocity impact experiment.

5.2.3 Chemical composition of captured particles

The captured particles were mainly metals (aluminum and others), TiO₂ and other artificial space debris. The space debris particle shown in Figure 8 is a mixture of Ag₂O and Ag₂S, but it includes a small natural

grain about 1 nm in diameter. Therefore, the particle is secondary debris formed by natural meteoroid impact on the surface of the spacecraft. In addition, as the particle features indicate, it is an H-Chondrite, and the presumed size of the original meteoroid in earth orbit is greater than the observed hundred μm .

5.2.4 Estimated impact flux on silica aerogel

Flux values estimated from inspection of the aerogels shown in Table 1 are five to 100 times higher than predicted by MASTER-2001. The causes of elevated flux levels may be; 1) model uncertainties, 2) elevated flux values from dust swarms (dust clouds), 3) contaminants emitted from the ISS, Soyuz, Progress or the Shuttle, 4) secondary debris. It is thought that at least the flux of the smallest particles (less than 10 μm) is affected by contaminants.

6. Near Future Plans

Detailed inspection of SM3/MPAC and analysis of contamination will be carried out. An MPAC&SEED experiment is also scheduled for the Japanese Experimental Module (Kibou).

Acknowledgments

Prof. T. Nakamura and Prof. T. Hanada, Kyushu University, Prof. E. Sato, Dr. T. Goka, Dr. S. Kibe and Dr. H.Yano, JAXA, have kindly contributed innumerable useful suggestions concerning the experiments and the analysis of the resulting data. Dr. J.-C. Liou, NASA/JSC, also kindly gave us helpful comments about space debris and aerogel dust collectors. Grateful acknowledgment is hereby expressed to all those cited above.

References

- [1] M. J. Neish, Y. Kitazawa, T. Noguchi, T. Inoue, K. Imagawa, T. Goka, Y. Ochi; PASSIVE MEASUREMENT OF DUST PARTICLES ON THE ISS USING MPAC: EXPERIMENT SUMMARY, PARTICLE FLUXES AND CHEMICAL ANALYSIS, Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 18-20 April 2005, ESA SP-587, pp.221-226, 2005.
- [2] Y. Kitazawa, T. Noguchi, M. J. Neish, T. Inoue, J. Ishizawa, A. Fujiwara, K. Imagawa, Y. Yamaura, Y. Watanabe, A. Murakami; First Year Mission Results of Passive Measurement Experiment of Dust Particles on ISS (MPAC), Preprints of 24th Int. Symp. on Space Technology and Science, Miyazaki, Japan, 30 May to 6 June 2004 (CD-ROM), 2004.
- [3] M. J. Neish, K. Imagawa, T. Inoue, J. Ishizawa, Y. Kitazawa, Y. Yamaura, A. Murakami and Y. Ochi, Microparticle capture on the International Space Station using aerogel and polyimide foam; Proceeding of 9th International Symposium on Materials in a Space Environment, Noordwijk, The Netherlands, 16-20 June 2003, ESA SP-540, pp.431-435, 2003.
- [4] Y. Kitazawa, K. Kawachi, K. Fukasawa, Y. Yamaura, T. Miyadera, R. Nakamura, K. Imagawa, C. Kamakura, Y. Nakayama, and Y. Tachi; MPAC: Passive Measurement Experiment of Dust Particles on ISS, Proceedings of the twenty-second international symposium on space technology and science, 2077-2082, 2000.
- [5] Y. Kitazawa, A. Fujiwara, T. Kadono, K. Imagawa, Y. Okada and K. Uematsu; Hypervelocity Impact Experiments on Aerogel Dust-Collector, Journal of Geophysical Research, Vol. 104 E9, pp.22035-22052, 1999.
- [6] Y. Kitazawa, K. Imagawa, Y. Okada, A. Fujiwara, T. Kadono, and R. Amagata; Hypervelocity Impact Tests and Post-Flight Analysis on MFD Dust Collectors, Proceeding of the 21st International Symposium on Space Technology and Science, pp.1842-1847, 1998.
- [7] S. Rebrov and Y. Gerasimov; Investigation of the Contamination Properties of Bipropellant Thrusters, 35th AIAA Thermophysics Conference, 11-14 June 2001/ Anaheim, CA, AIAA 2001-2818, 2001.

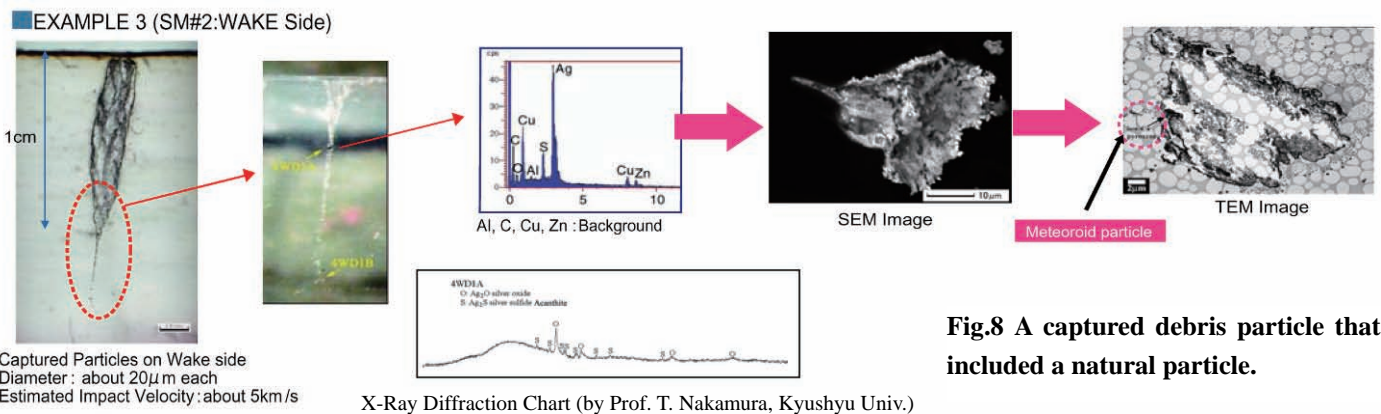


Fig.8 A captured debris particle that included a natural particle.

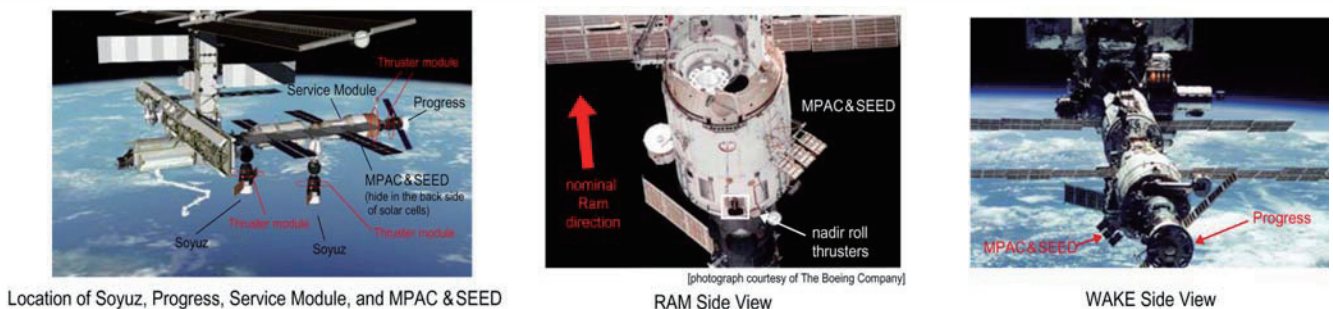


Fig.9 Location of Soyuz, Progress, SM, and MPAC&SEED.

デブリ環境モデル(MASTER-2005, 2001, ORDEM2000)の比較 —宇宙機設計適用プロセスの国際規格化に向けて—

○福重進也 (九工大・院), 赤星保浩 (九工大), 北澤幸人(JAXA), 五家建夫(JAXA)

Comparison of debris environment models (MASTER-2005, 2001, ORDEM2000)
-For international standardization of process based implementation of meteoroid and debris environmental models-
Shinya Fukushige, Yasuhiro Akahoshi, Yukihito Kitazawa, Tateo Goka

Department of Mechanical Engineering, Kyushu Institute of Technology
1-1, Sensui-cho, Tobata-ku, Kitakyushu, Fukuoka, 804-8550, Japan
e-mail e584102s@tobata.isc.kyutech.ac.jp

Abstract

Space agencies of some countries have space debris environment model for design of spacecrafts. These models can estimate debris flux as a function of the size, relative impact velocity, and impact angle in a spacecraft orbit. However, it is known calculation results of models are not always consistent with each other. Therefore, international common implementation process of debris environment model is required. In this paper, as the first step of international standardization of implementation process of debris environment model, we compared estimation results of debris impact flux in low Earth orbit calculated by available three debris environment models, namely NASA's ORDEM2000, ESA's MASTER2001 and MASTER2005.

Key Words: Space Debris Environment Model, International Standard

1. 緒言

近年、宇宙開発の進展に伴いスペースデブリ問題が顕在化してきている。スペースデブリとは、現在ならびに将来にわたって有用な役割を果たさない人工物体のことで、ミッションを終えた人工衛星やロケットの上段部、それらが破砕して生じた破片や塗料片などである。スペースデブリの大部分は地球に落下してこないまま、軌道に蓄積され続けており、宇宙における環境問題となっている。現在、地球軌道上を周回している人工物体はカタログ化されているもの(直径10 [cm]以上)で約10000個¹⁾、数ミリメートルサイズのものまで含めると4000万個程度²⁾存在している。信頼性のある宇宙機を設計するためには、このようなデブリ環境を考慮し、デブリの衝突頻度や影響度を正しく評価する必要がある。そのため、各国の宇宙機関では、デブリの衝突確率や衝突速度を推定できるデブリ環境モデルを開発しており、代表的なものとして、NASA(米国航空宇宙局)のORDEM、ESA(欧州宇宙機関)のMASTER、RSA(ロシア宇宙庁)のSDPAモデルがある。しかし、これらのモデルから得られる結果は必ずしも一致しないことが知られている。現状では、どのモデルを選択するかによって、デブリの衝突flux(単位年間で単位面積に衝突する個数)や衝突速度、角度分布の評価結果が異なるため、宇宙機を設計する際に統一的な信頼性が確保できない恐れがあり、国際的に共通なプロセスで評価することが求められている。このような要請から国際規格案がJAXAを中心として作成されようとしている³⁾。本研究は、その第一歩として、入手可能であったNASAのORDEM2000、ESAのMASTER2001及び最近公開されたアップグレード版であるMASTER2005について低軌道におけるデブリの衝突fluxを比較した。また、実際の宇宙機において構体

の貫通限界を超えるデブリの衝突fluxを評価し、比較した結果について報告する。

2. デブリ環境モデル

2-1 ORDEM2000⁴⁾

ORDEM2000は地上からの観測データや軌道上からの回収物体の表面検査の結果に基づいた経験的なモデルである。地上からの観測データとしては、SSN(Space Surveillance Network)による軌道上物体のカタログデータ、Haystack radar, HAX(Haystack Auxiliary radar), Goldstone radarによる観測結果が用いられており、軌道上から回収され、表面検査されたものとしては、LDEF(Long-Duration Exposure Facility), EuReCa(European Retrieval Carrier), HST(Hubble Space Telescope)の太陽電池、スペースシャトルの窓とラジエータ、SFU(Space Flyer Unit)の構体、Mir宇宙ステーションに設置された曝露装置のデータが反映されている。ORDEM2000には主に2つの機能がある。ひとつは指定した軌道上のデブリを評価するためのものであり、もうひとつは地上の望遠鏡やレーダから見えるデブリの情報を与えるものである。これらのうち、指定した軌道におけるデブリを評価する機能では、デブリの衝突flux、相対衝突速度分布、衝突角度分布を計算することができる。ORDEM2000の適用可能範囲は、高度200~2000 [km]、デブリ直径10 [μm]~1 [m]である。

2-2 MASTER2001⁵⁾

MASTER2001は全ての主要なデブリの発生源から発生したデブリの軌道伝播を考慮した準決定論的解析に基づいている。各デブリ発生源に対応する質量/直径分布、デブリ発生時に付加された速度、方向の分布に関して発生モデルが開発され、軌道上の伝播が予めシ

ミュレーションされて参照データとなっている。考慮されているデブリの発生源は、使用済みのペイロードやロケットの上段部等のカタログ化されている物体、軌道上の衝突や爆発による破砕、固体ロケットモータから発生するダストやスラグ、RORSAT 衛星からのナトリウムカリウム冷却液の漏洩、原子状酸素や放射線、熱サイクルによる宇宙機表面の劣化から生じる塗料片等の粒子や、微粒子が宇宙機表面に衝突する際に二次的に生じる ejecta、電波通信実験のために軌道上に放出された West Ford needles と呼ばれる銅針である。MASTER では、メテオロイドについても考慮することができる。MASTER2001 はデブリの flux を短い計算時間で評価するための"STANDARD"と高分解能の flux の計算結果を得ることができる"ANALYST"から構成されている。"STANDARD"と"ANALYST"の結果の違いは±25%である。MASTER2001 では、デブリの衝突 flux、相対衝突速度分布、衝突角度分布の他、空間密度分布や将来のデブリ対策によるデブリ発生頻度を考慮して予測を計算することができる。MASTER2001 の適用可能範囲は、高度 186 ~ 38786 [km]、衝突物直径は 1 [μm] ~ 100 [m]である。

2-3 MASTER2005⁶⁾

MASTER2005 は MASTER2001 のアップグレード版である。MASTER2001 における"STANDARD"と"ANALYST"は統合されている。考慮されているデブリの発生源に変更は無いが、破砕モデルの変更により 1 [mm]以下のデブリの area to mass ratio が再定義されたり、固体ロケットモータにおいて、ノズル直径と放出されるスラグの依存性がモデルに導入されたりするなど、それぞれのデブリの発生モデルが改良され、MASTER2001 とは個々の発生源から生じたデブリのサイズ分布や速度分布に違いがある。

ORDEM2000, MASTER2001, MASTER2005 について各モデルの特徴をまとめたものを Table 1 に示す。

3. デブリ環境モデルの比較

3-1 衝突 flux の評価

各モデルの違いを評価するために、高度 300 [km] ~ 2000 [km]についてデブリの衝突 flux を計算した⁷⁾。デブリ直径 > 10 [μm], > 100 [μm], > 1 [mm], > 1 [cm], > 10 [cm], > 1 [m]について累積 flux の計算結果を Fig. 1 に示す。また、flux は高度による変化に比べて軌道傾斜角による変化が小さいことから、各モデルの比較を

容易にするために Fig. 2 に軌道傾斜角 100 度における結果を示す。

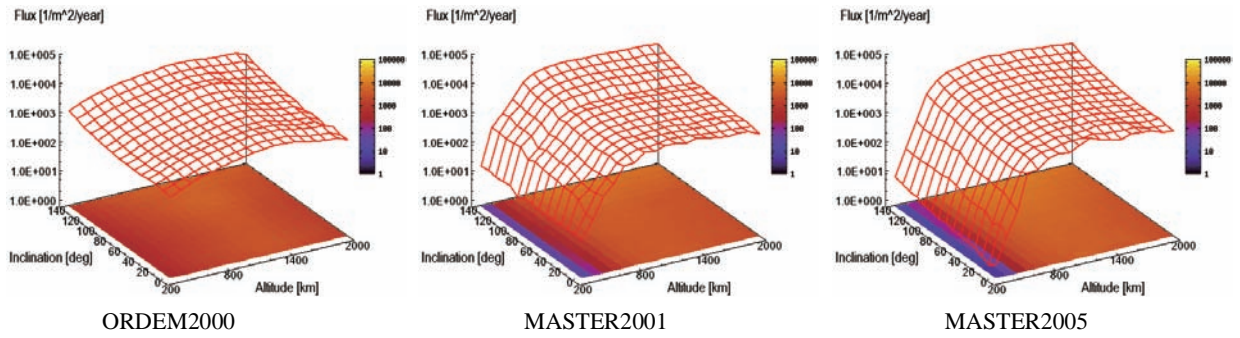
直径 > 10 [μm]の衝突 flux は、高高度では比較的良好に一致しているが高度の低いところでは ORDEM と MASTER の違いが大きくなっている。これは、考慮されている大気による減速の影響の差であると考えられる。このサイズのデブリであれば、衝突 flux が大きいことから、今後、実軌道上からの回収物の表面検査によって校正していくことが可能であると考えられる。

直径 > 10 [cm]の比較的大きなデブリでは、各モデルがよく一致していることがわかる。このサイズはレーダによる地上観測が有効であるため、各モデルとも実際の観測データを基にしていることから、差が生じないものと考えられる。高度 800 [km]付近は通信衛星がコンステレーション運用されており、また、高度 900 [km]付近は、地球観測用の太陽同期軌道衛星によって利用されている軌道であるため、使用頻度が多いことから、それらに関連するデブリにより flux がピークになっている。高度 1400 [km]付近のピークは通信用のコンステレーション衛星及び、デルタロケットが破砕して生じたデブリによるものである。10 [cm]以上のデブリについては地上からの観測により軌道を同定できること、また、数が比較的少なく衝突 flux が小さいことから、通常の宇宙機のミッションで問題になることはないと考えられる。

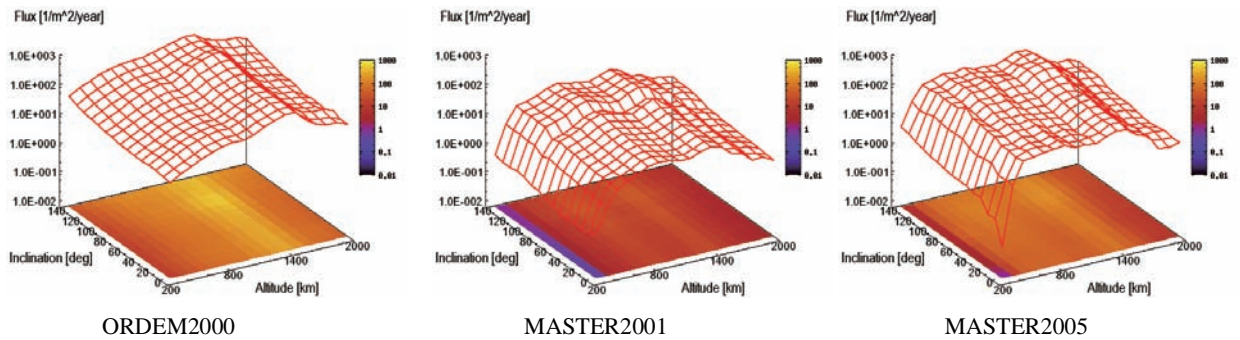
直径 > 100 [μm], > 1 [mm], > 1 [cm]で各モデル間の差が大きい。特にデブリ直径 > 100 [μm]で ORDEM2000 と MASTER2001 間の差異が最大となり、デブリ直径 > 1 [mm]で ORDEM2000 と MASTER2005 及び、MASTER2001 と MASTER2005 の差異が最大となっている。このサイズで各モデル間の差が大きくなっている理由は、この範囲の観測データが欠落しているためであると考えられる。地上からの観測では 1 [cm]以下のデブリに対して観測が難しくなる。また、100 [μm]以上のデブリは衝突頻度が小さくなるため、軌道上からの回収物に対して表面検査を行っても、衝突数が少ないため統計的に意味のあるデータを得ることができない。そのため、モデルによる計算結果を検証する手段がなく、どのモデルが正しいかを判断するのは困難である。しかし、宇宙機への影響度が問題になってくるのは直径 100 [μm]以上のデブリであり、また、モデル間の衝突頻度の差が最も大きく、最大 100 倍近く差がある 1 [mm]以上のデブリは衛星構体を貫通する可能性があるため、その衝突 flux は、衛星の生存確率に直接関わる。

Table 1 Model characteristics

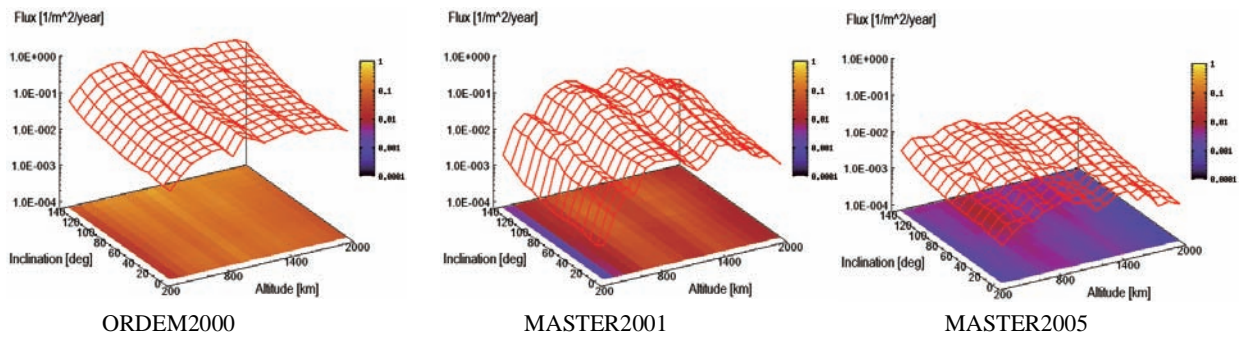
		ORDEM2000	MASTER2001	MASTER2005
Size range		> 10 μm	> 1 μm	
Altitude range		200 - 2000 km	186 - 38786 km	186 - 36786 km
Time range		1991 - 2030	1958 - 2050	1957 - 2055
Objects source terms	TLE background	All sources together	Yes	
	Fragments		Yes	
	SRM dust/slag		Yes	
	NaK droplets		Yes	
	Paint Flakes		Yes	
	West Ford Needles		Yes	
	Meteoroids	None	Yes	
Modeling approach		Measurement data	Semi deterministic analysis	



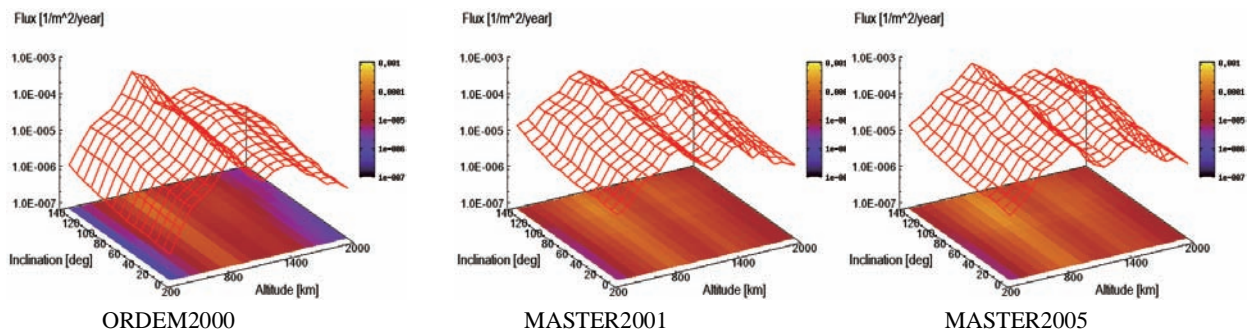
(a) Debris diameter > 10 μm



(b) Debris diameter > 100 μm



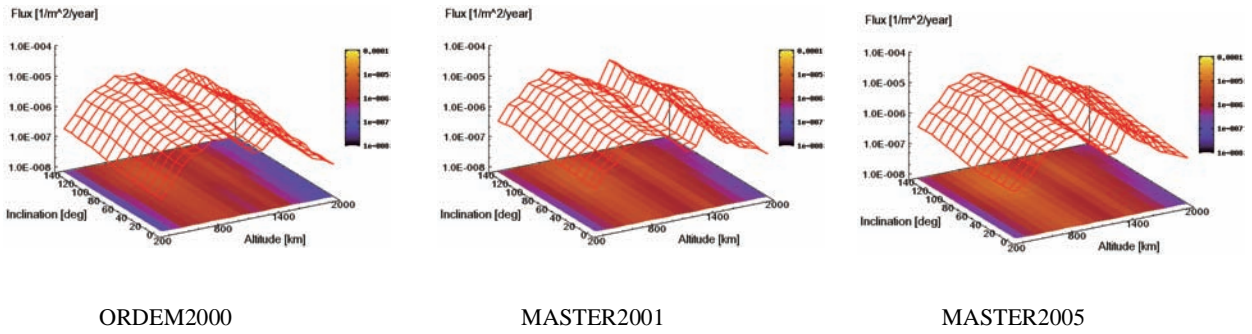
(c) Debris diameter > 1 mm



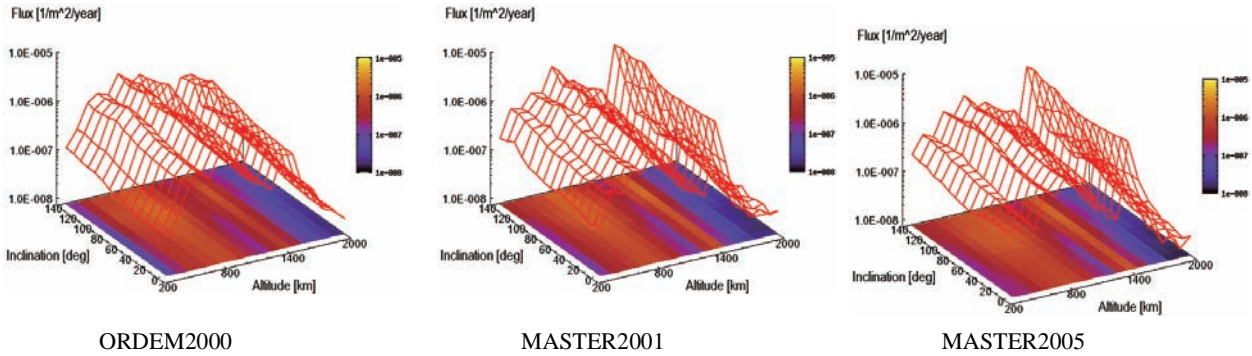
(d) Debris diameter > 1 cm

Fig. 1 Flux calculation results of three models against altitude and inclination

(Continued on the following page)



(e) Debris diameter > 10 cm



(f) Debris diameter > 1 m

Fig. 1 Flux calculation results of three models against altitude and inclination

(Continued from the previous page)

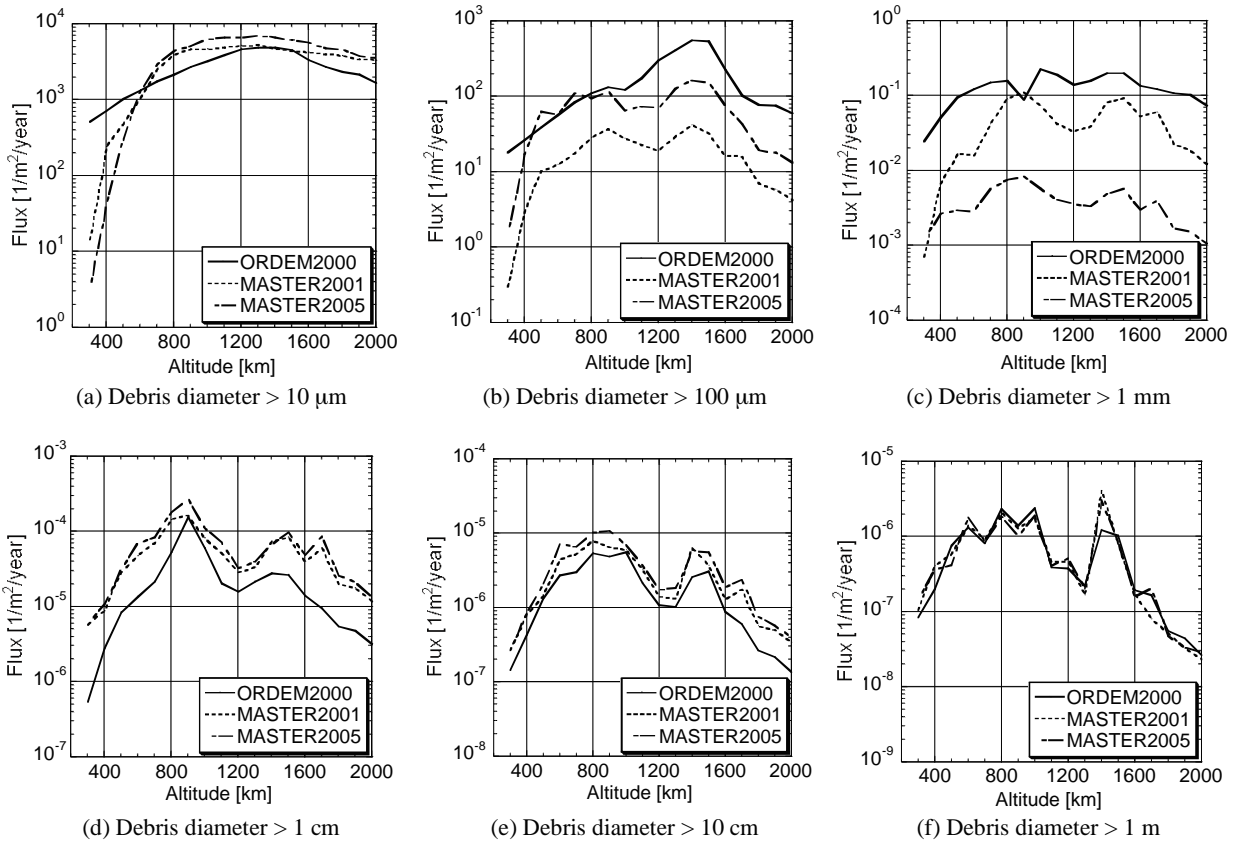


Fig. 2 Flux against altitude at inclination 100 deg

4. デブリ環境モデルの適用例

宇宙機に対するデブリ環境モデルの適用例として、ORDEM2000, MASTER2001, MASTER2005 を用いて実衛星の軌道における構体の貫通リスク評価を行い、結果を比較した。

4-1 衝突構体の貫通限界

衛星構体の貫通限界は、衝突するデブリのサイズと相対衝突速度に依存する。Frank Schäfer らは ENVISAT の構体に用いられている CFRP ハニカムサンドイッチパネルに対して超高速衝突実験を行っている⁸⁾。この結果によれば、CFRP ハニカムサンドイッチパネルの貫通限界は、衝突物直径 1 ~ 1.5 [mm], 衝突速度 5 ~ 7 [km/s]である。そこで、本研究では B 衛星の貫通限界を衝突物直径 1 [mm], 衝突速度 5 [km/s]とする。

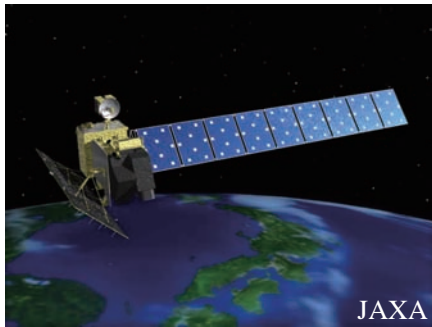


Fig. 3 DAICHI

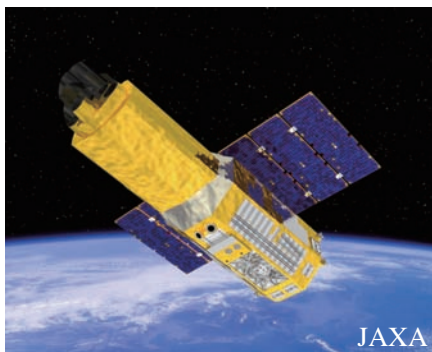


Fig. 4 SUZAKU

4-2 デブリ環境モデルを用いた貫通リスク評価

本研究では、地球観測のために利用する衛星数の多い太陽同期軌道の代表例として「だいち(大地)/DAICHI」と名づけられた陸域観測技術衛星(ALOS: Advanced Land Observation Satellite)と科学衛星の代表例として「すざく(朱雀)/SUZAKU」と名付けられた X 線天文衛星(ASTRO-E2)に対してデブリ貫通のリスク評価を行った。「だいち」の外観と諸元を Fig. 3, Table 2 に、「すざく」の外観と諸元を Fig. 4, Table 3 に示す。

「だいち」と「すざく」の軌道におけるデブリサイズに対する衝突 flux を各モデルにより計算した結果を Fig. 5 と Fig. 6 に示す。1 [cm]以下のデブリの衝突 flux に着目すると、MASTER による計算結果に比べて ORDEM2000 の計算結果が大きめの評価であることがわかる。

Table 2 Specifications of DAICHI⁹⁾

Launch	24 January 2006
Lifetime	3 - 5 years
Size	Satellite body 6.5 x 3.5 x 4.5 [m] Solar array paddle 3 x 22 [m]
Orbit	Sun synchronous sub recurrent Altitude 692 [km] Inclination 98.2 [deg]

Table 3 Specifications of SUZAKU¹⁰⁾

Launch	10 July 2005
Lifetime	5 years
Size	Satellite body 6.5 x 2.0 x 1.9 [m] Solar array paddle 5.4 [m]
Orbit	Altitude 560 [km] Inclination 32 [deg]

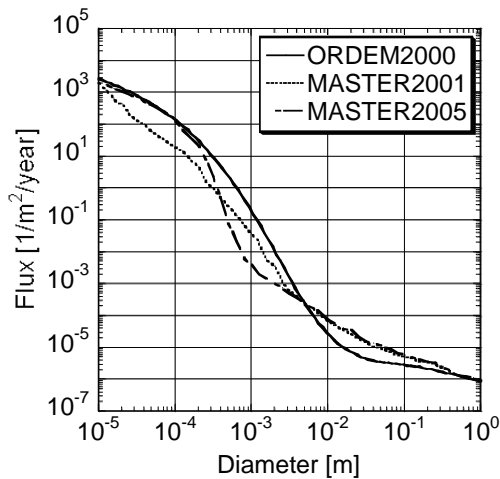


Fig. 5 Flux against diameter in the DAICHI orbit

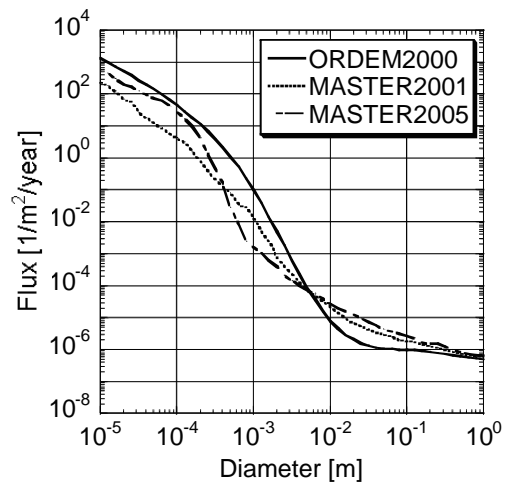


Fig. 6 Flux against diameter in the SUZAKU orbit

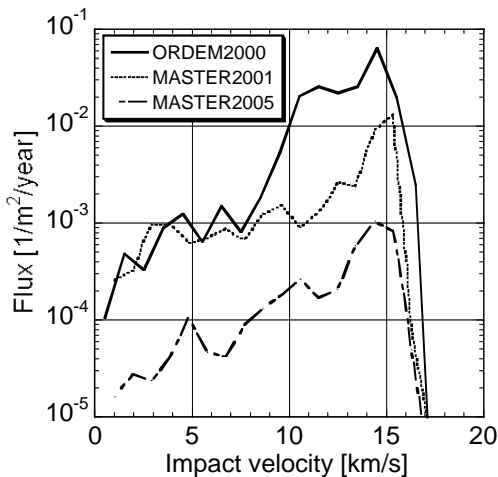


Fig. 6 Flux against impact velocity in the DAICHI orbit (debris diameter > 1mm)

前節に従って、ここでは衛星構体の貫通限界をデブリ直径 1 [mm]とし、「だいち」と「すざく」の軌道において、直径 1 [mm]以上のデブリの相対衝突速度に対する衝突 flux を計算した結果を Fig. 7 と 8 にそれぞれ示す。まず、「だいち」の軌道における衛星構体の貫通リスクを評価するために、Fig. 7 に対して相対衝突速度 5 [km/s]以上の累積 flux を求めると、ORDEM2000 の評価結果は 1.9×10^{-1} [1/m²/year]、MASTER2001 の評価結果は 3.5×10^{-2} [1/m²/year]、MASTER2005 の評価結果は 3.7×10^{-3} [1/m²/year]となる。この結果について MASTER2005 を基準として比較すると、衛星構体を貫通するデブリの衝突 flux が ORDEM2000 では 52 倍、MASTER2001 では 9.5 倍大きく見積もられていることがわかる。次に、「すざく」の軌道に対しても同様に衛星構体の貫通リスクを評価するために、Fig. 8 において相対衝突速度 5 [km/s]以上の累積 flux を求めると、ORDEM2000 の評価結果は 5.8×10^{-1} [1/m²/year]、MASTER2001 の評価結果は 1.4×10^{-2} [1/m²/year]、MASTER2005 の評価結果は 1.1×10^{-3} [1/m²/year]となる。この結果について MASTER2005 を基準として比較すると、衛星構体を貫通するデブリの衝突 flux が ORDEM2000 では 52 倍、MASTER2001 では 13 倍大きく見積もられていることがわかる。

以上の結果から、デブリ衝突リスクの評価結果はどのモデルを採用するかによって大きく異なることが確認できた。したがって、宇宙機設計時のモデルの適用プロセスを国際的に取り決めておくことは、非常に重要であるといえる。

5. 結言

地球低軌道のデブリの衝突 flux を代表的なデブリ環境モデルである ORDEM2000、MASTER2001 および MASTER2005 を用いて計算し、比較した結果、宇宙機の設計上重要となるデブリサイズである 100 [μm]以上の衝突 flux において、各モデルの差異が顕著に現れることがわかった。また、デブリ環境モデルによるデブリ衝突リスク評価の例として「だいち」と「すざく」について衛星構体を貫通するデブリの衝突 flux を計算した結果、MASTER2005 に比して ORDEM2000 は約 50 倍、MASTER2001 は約 10 倍大きな値となり、モデル

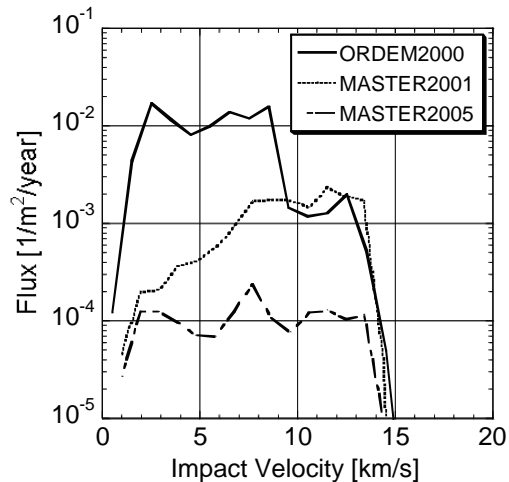


Fig. 7 Flux against impact velocity in the SUZAKU orbit (debris diameter > 1mm)

間で評価結果が大きく違うことがわかった。したがって、宇宙機に対して、国際的に共通の信頼性を確保するためには、設計時においてどのデブリ環境モデルをどのように適用するのかといった適用プロセスを取り決めておく必要があり、早急な国際規格化が望まれる。

参考文献

- [1] The NASA Orbital Debris Program Office, "The Orbital Debris Quarterly News Volume 10, Issue4", 2006
- [2] R. Walker, C. Martin, H. Stokes, J. Wilkinson, H. Sdunnus, S. Hauptmann, P. Beltrami, and H. Klinkrad, "Upgrade of the ESA Space Debris Mitigation Handbook Executive Summary", 2002, http://www.esa.int/gsp/completed/execsum00_N06.pdf
- [3] John R. Davey, Emma A. Taylor, Yukihito Kitazawa, and Tateo Goka, "ISO STANDARDS: THE NEXT STEP FOR ORBITAL DEBRIS MITIGATION", The 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006, 2006-r-2-25, to be published
- [4] Jer-Chyi Liou, Mark J. Matney, Phillip D. Anz-Meador, Donald Kessler, Mark Jansen, and Jeffery R. Theall, "The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000", NASA/TP-2002-210780
- [5] J. Bendisch, K.D. Bunte, S. Hauptmann, H. Sdunnus, R. Walker, P. Wegener, and H. Klinkrad, "MASTER2001 Software User Manual Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference Model", 2002
- [6] Sebastian Stabroth, Peter Wegener, and Heiner Klinkrad, "Software User Manual MASTER-2005", 2006
- [7] Pablo Beltrami, Mark Matney, Andrey Nazarenko, and Heiner Klinkrad, "Comparison of Debris Flux Models", Final Report of Action item 19.2. raised by 19th IADC meeting, held in Cologne, Germany, 2005
- [8] Frank Schäfer, Eberhard Schneiber, and Michel Lambert, "Review of Ballistic Limit Equation for CFRP Structure Walls of Satellites", Proceedings of the 5th International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, 2004, ESA SP-558
- [9] <http://alos.jaxa.jp/index-e.html>
- [10] <http://www.astro.isas.ac.jp/suzaku/index.html.en>

大型宇宙機へのデブリ衝突検出系の提案

相馬 央令子 (東京理科大学), 千葉 茂生 (東京大学), 高野 忠, 長谷川 直 (ISAS/JAXA), 佐野 雅敏 (東京理科大学)

1. まえがき

微小隕石や宇宙デブリの宇宙機への衝突は超高速衝突 (平均 10km/sec) である。宇宙機の構造材料の強度から、深刻な被害無しに受け止めることのできるデブリの大きさは 1cm 程度である。1cm を超えると、人命の喪失や太陽電池アレイの破壊など宇宙機の運用継続に支障をきたす重大な損傷を与える[1]。

また、現在、飛翔しているデブリの観測としては、レーダや光学望遠鏡[2]を用いたものが知られている。レーダで確認できるデブリの大きさは 10cm が限界である[3]。これより、1cm 以上 10cm 未満のデブリへの対策が必要となる。

宇宙での有人活動が増加していく中、このサイズのデブリ対策は重要である。しかし、このサイズのデブリは 10 万個以上あると言われている。よって我々は、このサイズのデブリ衝突検出系を考える。衝突をいち早く知ることにより、宇宙船の乗組員に警告を出し、対策をうつことが可能となる。

我々は加速器を用いた地上実験で、超高速衝突において発生するマイクロ波の検出に成功している[4]。この実験結果を基に約 1cm のデブリ衝突を検出するシステムを提案した[5]。

本報告では、大型宇宙機である国際宇宙ステーション (ISS) におけるデブリ衝突位置検出法の確立を目指す。位置検出には到来方向と距離の検出が必要であるが、今回は到来方向の推定のみ考え、角度による位置の特定を行う。

2. 超高速衝突によるマイクロ波放射現象の特徴

加速器を用いた超高速衝突実験において、観測されるマイクロ波は周期が数 nsec の極短パルスである。超高速衝突における光放射が連続的に観測されるのに対して、マイクロ波放射は断続的に観測される。また、衝突速度が高いほど、マイクロ波放射も大きくなる。

しかし、実験ごとに観測波形は異なり、そのマイクロ波放射のメカニズムは未だ明らかになっていない。本報告では、マイクロ波が空間的一様に放射されると仮定し、検討を進める。

3. 相関によるデブリ衝突位置の検出法

図 1 のようにアンテナ 2 素子を配置する。アンテナ #1, #2 に到来する電波を簡単のため平面波だとすると、到来時間差を τ , 光速を c , アンテナ間距離を d , 到来角度を θ とすると次式が得られる。ただし、式(2)は θ が十分小さいときの近似式で、 $\Delta \tau$ は τ の実験における測定誤差、 $\Delta \theta$ はそれに伴う決定誤差を意味する。

$$d \cdot \sin \theta = c \cdot \tau \quad (1)$$

$$\Delta \theta = \frac{c}{d} \Delta \tau \quad (2)$$

上式より、 τ を知ることでその到来方向を知ることができる。たとえ、到来波が球面波であっても、その到来時間差から位相差を求め、到来角度を知ることができる。

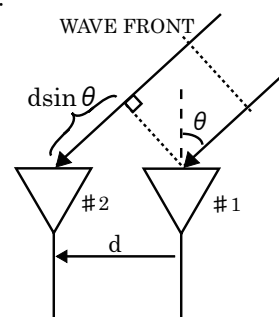


図 1. アンテナ 2 素子と到来波の関係

τ は、アンテナ #1 を通して受信した電波を $f_1(t)$, アンテナ #2 を通して受信した電波を $f_2(t)$ とすると、

$$\phi_{12}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^T f_1(t) f_2(t + \tau) dt \quad (3)$$

で与えられる相互相関関数 $\phi_{12}(\tau)$ のピークから求めることができる。

4. マイクロ波観測システム

図 2 に、超高速衝突により発生するマイクロ波を検出する実験系を示す。飛翔体の加速器には電磁飛翔体加速器、通称レールガンを用いる。観測機器へのトリガー装置として、ワイヤーをターゲット前方に 5mm 間隔で設置する。飛翔体がワイヤーを切断した時点でトリガーが発生する。ターゲットを設置するチャンバー内は真空で保たれている。チャンバー窓の近傍に受信系を設置する。飛翔体の衝突速度は、2 箇所 X 線撮影をして、その検出信号の時間差から求められる。

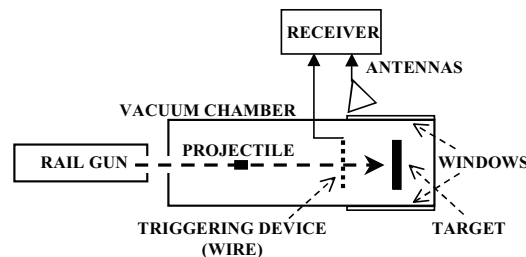


図 2. 実験系

5. 実験における受信系とパラメータの設定

実験で用いる受信系を図3に示す。周波数は2GHz帯を用いる。2つの受信系をそれぞれNo.1, No.2とする。2つの受信系の誤差を最小限にするため、機器、ケーブルを同じ長さにする。アンテナは半波長ダイポールアンテナを使用し、到来波に対して無指向性になるよう設置する。各受信系の観測周波数(RF)帯域, 中間周波数(IF)帯域, 利得を表1に示す。記録装置はサンプリング周波数4GHzのデジタルオシロスコープを用いる。観測時間は1msecである。

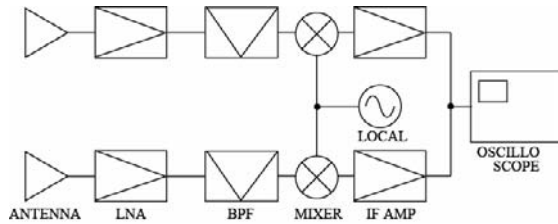


図3. 受信系

表1. 受信系特性

周波数 [Hz]	RF 帯域 [MHz]	IF 帯 [MHz]	利得 [dB]
2G-No1	1850-2250	0 - 120	54.15
2G-No2	1820-2230	0 - 120	54.15

次に、受信系のパラメータであるアンテナ間距離 d , 到来角度 θ を定める。受信精度を高める、つまり、到来時間差を大きくとるにはアンテナ間距離, 到来角度を大きくとる必要がある。さらに、到来角度の設置誤差を少なくするため、設置が容易なほうがよい。実験環境の空間的制約と後述する到来波の性質を考慮し、これらパラメータを表2のように定める。配置を図4に示す。到来角度を精度良く 90° に設定するとNo.1のアンテナにより電波がシールドされ、No.2に到達しない恐れがある。そのため、No.2がTGの衝突位置を見渡せるように約 1° 引いて系を設置する。

表2. 受信系のパラメータと回路誤差

アンテナ間距離 d [m]	到来角度 θ [°]
1.5	90

次に、到来波について考える。衝突により放射されたマイクロ波は、球面波として空間を伝搬するが、式(4)の条件を満たす場所で平面波になる。

$$R > \frac{2d^2}{\lambda} \quad (4)$$

ここで、 R はターゲットとアンテナ間距離, λ は波長である。式(4)を計算すると、平面波とみなすには R が 30m より大きい必要がある。本実験でアンテナ#1の距離 R は 515mm であるためアンテナに到達する波は球面波となる。しかし、到来角を 90° に設定することで、平面波か球面波の影響は少なくすることができる。

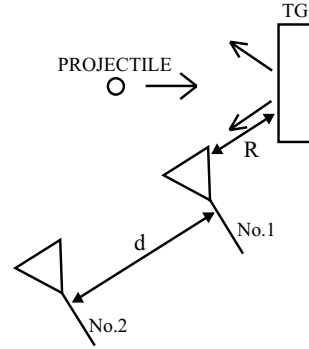


図4. 受信系の配置

6. 実験結果

実験では、飛翔体を質量約 1g の円筒形をしたポリカーボネート、ターゲット物質を直径 130mm, 厚さ 20mm の円形アルミ板を使用した。実験における衝突速度は 4.1km/sec である。受信系の特性による受信波形の飽和を避けるため、アンテナと LNA の間に受信系 No.1, No.2 それぞれ 10dB, 3dB のアッテネータを装着した。

観測結果を図5に示す。横軸は時刻, 縦軸は電圧である。衝突時刻を $0 \mu\text{sec}$ とする。飛翔体はターゲットを貫通し、破片が後部のチェンバー壁へ衝突している。

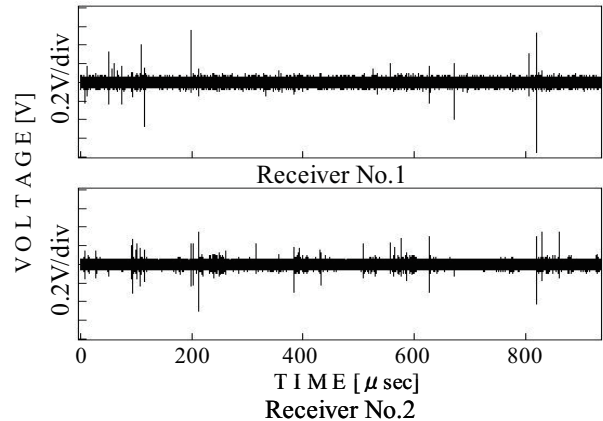


図5. 観測波形

図5において断続したパルス状の応答がみられる。2つの受信系にほぼ同時に観測されている応答は、当然ながらターゲットに近く設置した受信系 No.1の方がNo.2より信号が早く出ている。

ただし、片方の受信系にしか現れていない応答もみられる。これはパルス性雑音の混入やマルチパスが原因だと考えられる。

信号のレベルの違いについては、メカニズムが解明されていないので不明である。

7. 遅延時間の実験値と理論値との比較

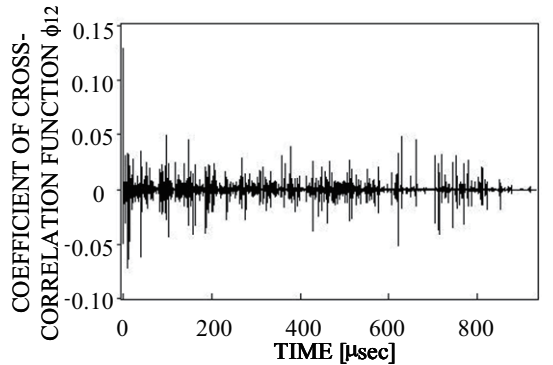
実験による観測結果から2つの受信波形の時間差を求める。本実験のデータは離散値であり、式(3)を離散値で表現すると式(5)となる。ただし、 N はデータの点数であり、受信波形各々の自己相関関数によ

り正規化されている。

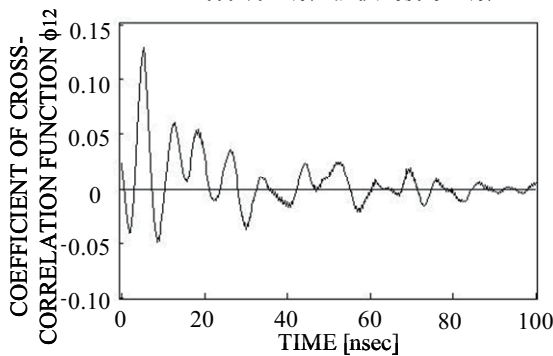
$$\phi_{12}[\tau] = \frac{\sum_{k=1}^N f_1[t]f_2[t+\tau]}{\sqrt{\sum_{k=1}^N f_1^2[0]}\sqrt{\sum_{k=1}^N f_2^2[0]}} \quad (5)$$

式(5)を図5に適用する前に、熱雑音が2波形の相関に影響を与えないよう、熱雑音を0にする。今回はそのしきい値を±80mVとする。

熱雑音を差し引いたあと、式(5)より求めた相互相関関数 $\phi_{12}(\tau)$ を求める。計算結果を図6に示す。



(a) The correlation between the signals of Receiver No.1 and those of No.2



(b) Expansion from 0 nsec to 100 nsec in Fig-(a)

図6. 受信波形の相互相関関数

図6より、相互相関関数の相関係数はピーク値で0.13程度である。2つの受信波形の相関は低い、その他の相関係数は0.05程度以下であり、ピークを与える時間差 τ は十分一意的に判別可能である。

表3に相互相関関数のピークを与える時間差 τ の理論値と実験値を示す。

表3. 相互相関関数による時間差

	時間差 τ [nsec]
実験値	5.25
理論値	5.00

次に、受信系 No.1 と No.2 の回路内を波が伝達する速度の誤差を調べる。図3のアンテナ以外のLNA以降(本実験の場合はアッテネータを装着している)に2GHzのCW波を同時に入れる。得られた受信波形に対して同様に相関を取り、2つの受信系の伝播時間差を求める。

その結果、受信系 No.1 に対する No.2 の伝播時間差は1.00nsecであった。これにより、時間差の理論値は(電波の到来時間差5.00nsec) + (受信系内の伝播時間差1.00nsec) = 6.00nsecと修正される。これにより、実験値と理論値の差は0.75nsecとなる。この誤差の原因としては以下のことが考えられる。

- ・実験におけるアンテナ配置の距離、角度の測定誤差
- ・局部発振器から入力される波の位相差による受信波形の変形
- ・アンテナによる受信系の回路誤差
- ・雑音の混入
- ・マルチパス

8. 宇宙機への適応性

本節では、デブリ衝突検出系を国際宇宙ステーション(ISS)に適用することを考える。

デブリ衝突検出部位は、乗組員が滞在する居住・実験モジュールとする。図7はISSの簡易モデルであり、太陽電池パネル等を省いている。灰色部分が居住・実験モジュールである。

低利得アンテナをトラスの両端に各々2つずつ設置する。

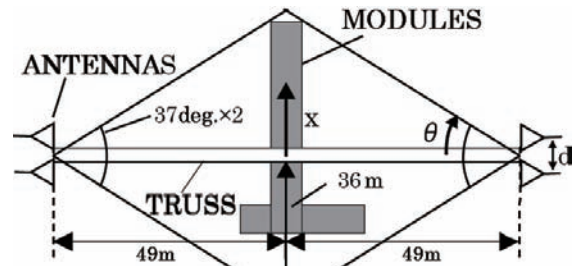


図7. アンテナによる受信範囲

次に、位置検出法の適応性を考える。位置検出の誤差要因は以下のことが考えられる。

1. 時間差 τ の測定誤差
2. 記録装置のサンプリング周波数による分解能
3. アンテナの個数に伴う相関関数の精度変化

本節では、1について検討する。本実験結果の誤差が解析モデルの位置検出に及ぼす誤差を考察する。

アンテナ間距離 d を変化させたとき、時間差 τ に対する図7の衝突位置 x を図8に示す。図8のアンテナ間距離1.5mは実験で用いた値であり、1.9mは式(4)より算出した解析モデルにおける到来波が同一の平面波とみなせる境界である。到来波を平面波として扱うので、解析が容易である。5.0mは2つのアンテナへの到来波が各々独立な球面波と見るべき大きいアンテナ間距離である。2球面波だとすると、演算量の増加や2つの到来波が同一波源と見なせるかという問題が出てくる。

時間差 τ は記録装置のサンプリング周波数が4GHzであるため0.25nsecごとの時間分解能となる。

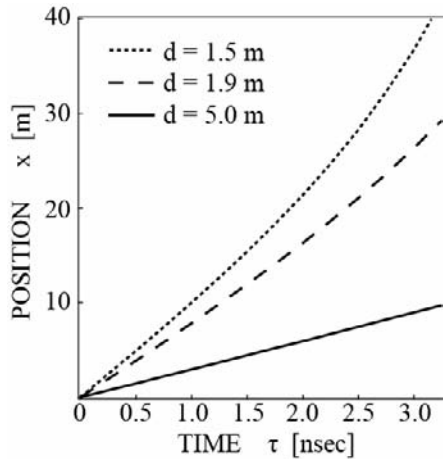


図 8. 時間差 τ と衝突位置 x の関係

図 8 よりアンテナ間距離 d を大きくするにつれて時間差 τ に対する衝突位置 x の変化の割合が小さくなる。これはアンテナ間距離 d を大きくするにつれ、時間差 τ の誤差が推定される衝突位置 x に与える誤差が小さくなることを意味する。

次に、時間差 τ に実験結果である 0.75nsec の誤差 $\Delta\tau$ が生じた場合を考える。時間差 τ に対する推定衝突位置 x はそれぞれのアンテナ間距離 d に対して図 9 のようになる。

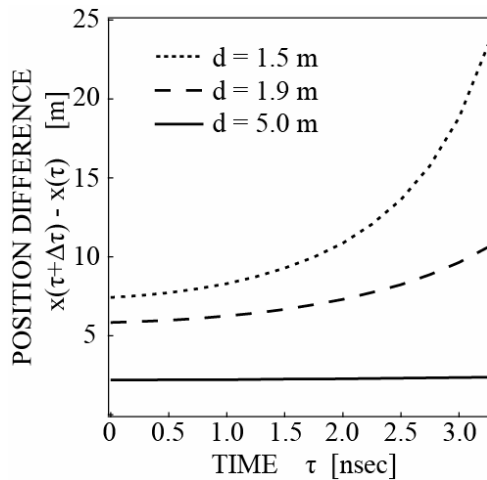


図 9. 推定衝突位置 x の誤差
(時間差 τ に誤差 $\Delta\tau=0.75\text{nsec}$ が生じたとき)

図 9 より、アンテナ間距離を 1.9m 以下にすると、誤差が大きくなる。 $d=1.9\text{m}$ の場合、 $\tau=0$ でも推定される衝突位置に 5.8m の誤差を生じる。さらに、時間差が大きくなるにつれ、衝突位置の推定誤差が大きくなる。

アンテナ間距離を 1.9m より大きくすると、衝突位置の推定精度を高くすることができる。特に 5.0m では衝突位置の誤差は 2.2m であり、時間差が大きくなっても、推定誤差はほぼ一定である。

本解析における衝突位置 x の最大値が 36m から (図 7)、誤差 2.2m での位置検出は精度が高いと言える。これにより、デブリが ISS のどのモジュール

に衝突したかを判別でき、乗組員に警告を出すことが可能である。

このデブリ衝突検出システムは、マイクロ波帯を用いることで、受信系(記録装置を除く)が $20\times 30\times 10\text{cm}$ 、アンテナ 1 つが $30\times 7\text{cm}$ と ISS の大きさに対して十分小型である。よって、十分実用性があると考えられる。

9. まとめ

(1)超高速衝突により発生するマイクロ波をアンテナ 2 素子で観測し、相互相関関数を用いたデブリ衝突位置検出方法を提案した。

(2)実験を行い、受信波形の相互相関関数を算出した。熱雑音を引いて相関を取ることで、その時間差を一意的に推定することは十分可能であり、その有効性を確認した。

(3)時間差の理論値と実験値を比較したところ、その誤差は 0.75nsec であった。

(4)実験結果を基に、ISS におけるデブリ衝突検出系の誤差について検討した。アンテナ間距離が 1.9m のとき、推定衝突位置に 5.8m の誤差が生じる。また、アンテナ間距離を 5.0m にすると、推定衝突位置は 2.2m の誤差となる。

(5)到来波が 2 つの球面波となると、演算量が増える。しかし、受信系やアンテナが小型であることもふまえて、このシステムは ISS のデブリ衝突検出に対して十分実用性があると考えられる。

(6)今後、実験時の対策として、アンテナ配置における測定法の検討、局部発振器による入力波の位相変化の較正、アンテナを含めた受信系の較正、雑音環境の改善、をする必要がある。

参考文献

- [1] 狼嘉彰ほか, 宇宙ステーション入門, 東京大学出版会, 2002.
- [2] T. Schildknecht, U. Hugentobler and M. Ploner, Optical surveys of space debris in GEO, *Adv. Space Res.*, vol.23, no.1, pp.45-54, 1999.
- [3] T.W. Thompson and R.M. Goldstein, Radar detection of centimeter-sized orbital debris: preliminary Arecibo observations at 12.5-cm wavelength, *Geophys. Res. Lett.*,
- [4] T. Takano, Y. Murotani, K. Maki, T. Toda, A. Fujiwara, S. Hasegawa, A. Yamori and H. Yano, Microwave emission due to hypervelocity impacts and its correlation with mechanical destruction, *J. Appl. Phys.*, vol.92, no.9, pp.5550-5554, Nov. 2002.
- [5] E. Soma, K. Ishii, K. Maki, T. Takano, A. Yamori, "Proposal of an Impact Detector of Space Debris via Microwave", International Symposium on Space Technology and Science, 2004-r-09, Miyazaki, Japan, May 2004 (selected paper).
- [6] 高橋進一ほか, 信号理論の基礎, 実教出版株式会社, 2001.

スペースデブリ衝突によって発生したプラズマによる 太陽電池の持続放電の可能性

○福重進也 (九工大・院), 赤星保浩 (九工大), 渡辺圭子 (立命大),
古澤直美 (九工大・院), 楠修平 (九工大・学), 高良隆男 (九工大),
趙孟佑 (九工大), 細田聡史 (九工大), 原田昭治 (九工大), 藤田辰人(JAXA)

Possibility of sustained arc on solar array through plasma created by space debris impact

Shinya Fukushige, Yasuhiro Akahoshi, Keiko Watanabe,
Naomi Furusawa, Shuhei Kusunoki, Takao Koura,
Mengu Cho, Satoshi Hosoda, Shoji Harada, and Tatsuhiro Fujita

Department of Mechanical Engineering, Kyushu Institute of Technology
1-1, Sensui-cho, Tobata-ku, Kitakyushu, Fukuoka, 804-8550, Japan
e-mail e584102s@tobata.isc.kyutech.ac.jp

Abstract

In recent years, a solar array of a spacecraft has become larger with the voltage higher. Therefore, the risk of debris impact and discharge on the solar array is increasing. There is danger that discharge through the plasma created by debris impact leads to a sustained arc and loss of the generated output from the solar array. In this study, hypervelocity impact test using two-stage light gas gun and the pseudo debris impact test using YAG laser was carried out to evaluate possibility of the sustained arc on solar array through the plasma created by space debris impact.

Key Words: Space Debris, Solar Array, Plasma, Discharge

1. 緒言

近年, 宇宙機は打ち上げコストの削減や高度なミッションへの対応から, 運用の長期化, 大電力化がなされてきており, 太陽電池アレイは大型化, 高電圧化される傾向にある¹⁾. しかし, 宇宙機の運用長期化および太陽電池アレイの大型化はデブリが衝突する危険性を, 高電圧化は放電発生リスクを高めることになる. そのため, スペースデブリが太陽電池に衝突し, 発電能力の低下や喪失を招く可能性が懸念されている. デブリの衝突は太陽電池セルに対して表面損傷や絶縁層の破壊といった機械的な損傷を与えると同時に, 衝突時のエネルギーで高密度のプラズマを誘起する²⁾. デブリの衝突によって誘起されるプラズマの密度は地球低軌道環境の背景プラズマより数桁大きいものであるため, プラズマを通して太陽電池アレイ上で放電が発生し, 大電流が流れることでジュール熱により絶縁層を損傷させる恐れがある³⁾. 最悪の場合, 絶縁層が炭化した結果, 太陽電池の列間やセルと基板間で恒久的な短絡路が形成され持続放電に

発展する可能性がある⁴⁾. そこで, 本研究では太陽電池アレイにおけるデブリ衝突誘起プラズマを通じた放電に着目し, 外部回路との接続により電氣的に発電状態と同条件にある太陽電池クーボンに対して, 二段式軽ガス銃およびレーザー照射によってデブリの衝突を模擬することで, 誘起されたプラズマによる放電実験を行った.

2. 二段式軽ガス銃による超高速衝突実験

2-1 実験装置及び実験方法

実験装置の概略図を Fig. 1 に示す. 太陽電池アレイクーボンを外部回路に接続し, 発電状態と同条件としている. デブリ衝突を模擬するための飛翔体加速装置として九州工業大学宇宙環境技術センタに設置されている二段式軽ガス銃を用い, 飛翔体には直径 3 [mm] のアルミ球(Al2024-T4)を使用した. 本実験では, 飛翔体を射出するために, Fig. 2 に示す写真のように, 市販のステンレスパイプを用い, 外側を鋼鉄製の保護殻で覆うことによってロンチチューブとして用いた. また, 火薬の燃焼ガ

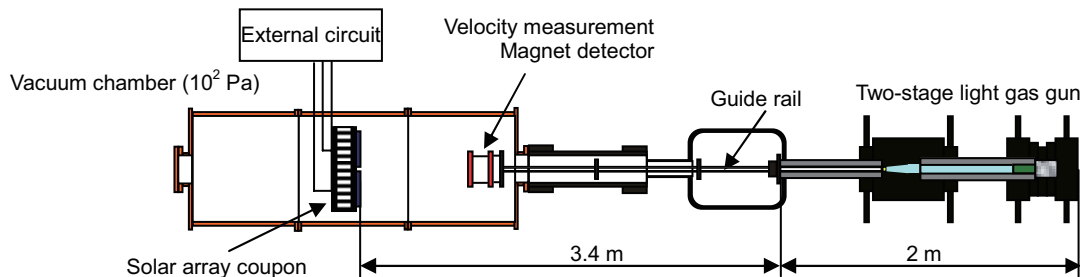


Fig. 1 Experimental setup of hypervelocity impact test

スや後ガスの影響を極力減少させるために、フリーフライト区間を比較的長く設けた。そのため、ターゲットの目標位置に正確に確実に衝突させるために Fig. 3 に示すガイドレールを用いた。飛翔体の衝突位置は放電の危険性が高いと考えられるセル間付近の電圧が印加されている側のセルとした。真空容器内は 10^2 [Pa] で実験を行った。



Fig. 2 Launch tube

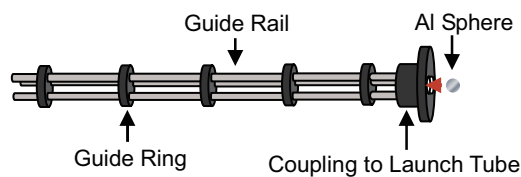


Fig. 3 Structure of guide rail

2-2 外部回路

太陽電池アレイの発電状態を模擬するために、太陽電池アレイクーポンに Fig. 4 に示すように外部回路を接続し、電圧と電流を印加した。

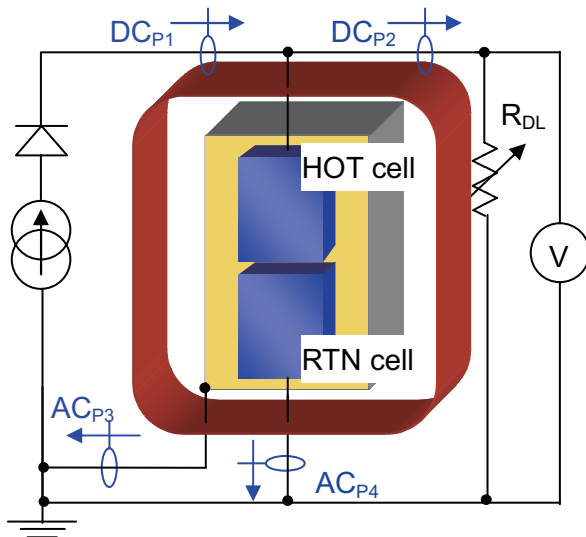


Fig. 4 External circuit

外部回路は、電源と可変抵抗で構成されている。電源には電流制限ダイオードを接続し、高速応答の定電流出力としている⁹⁾。可変抵抗は宇宙機の負荷抵抗を模擬している。本実験では、電圧値は 160 [V]、電流値は 2.4 [A] とした。以降、電圧が印加されたセルを HОT セル、アース側のセルを RTN セルと呼ぶ。飛翔体の超高速衝突により放電が発生した場合、回路電流および可変抵抗へ流れる電流の変化は電流プローブ 1(DC_{P1})、電流プローブ 2(DC_{P2})によってそれぞれ計測することができる。ま

た、放電が HОT セルと基板の間で発生した場合は電流プローブ 3(AC_{P3})によって、HОT セルと RTN セルの間で発生した場合は電流プローブ 4(AC_{P4})によって知ることができる。ただし、AC_{P3}と AC_{P4}は AC プローブのため、波形の値は実際の放電電流値を表すものではない。

2-3 実験結果

衝突実験後の太陽電池アレイクーポンを Fig. 5 に示す。飛翔体速度は 1.5 [km/sec]であった。回路電流(DC_{P1})、可変抵抗に流れる電流(DC_{P2})および電圧波形を Fig. 6 に示す。また、セルと基板の間の電流波形(AC_{P3})を Fig. 7 に、セルとセルの間の電流波形(AC_{P4})を Fig. 8 に示す。

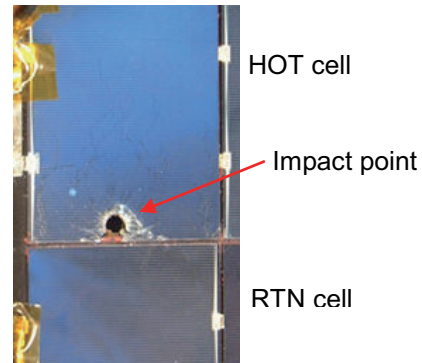


Fig. 5 Solar array coupon after impact test

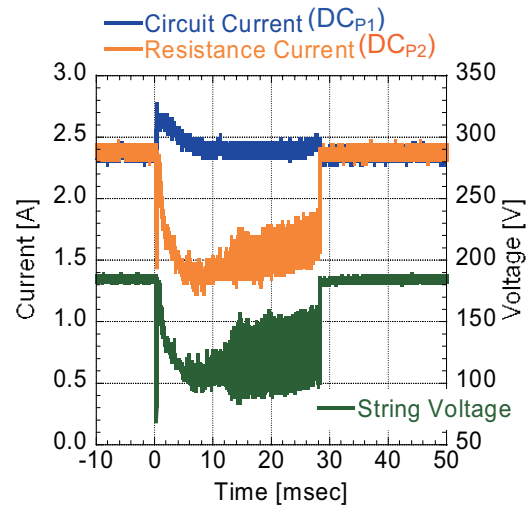


Fig. 6 Current and voltage waveforms

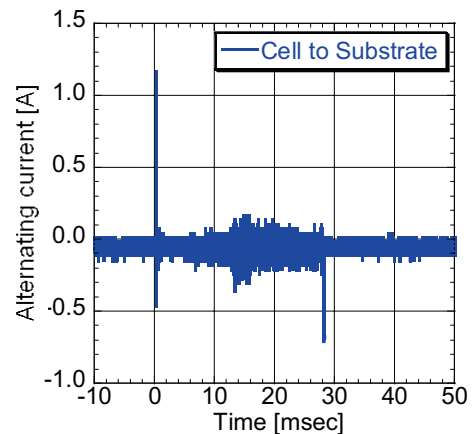


Fig. 7 Discharge current signal of AC_{P3}

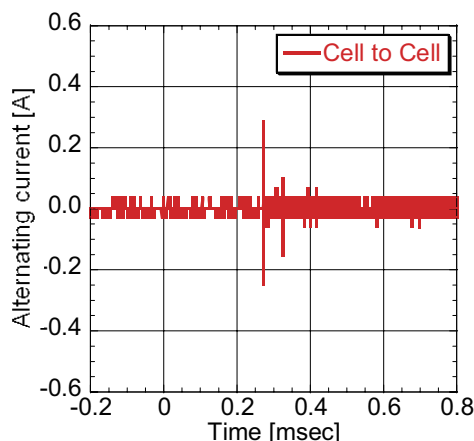


Fig. 8 Discharge current signal of AC_{P4}

回路電流(DC_{P1})と可変抵抗へ流れる電流(DC_{P2})の差から、このとき放電経路には約 1 [A]の電流が流れたことがわかる。また、ACプローブの波形から、放電がセル-セル間、セル-基板間で発生したことがわかる。持続放電は発生しなかったが、放電は 28 [msec]続き、飛翔体が太陽電池セルを貫通した後も誘起されたプラズマにより、放電が維持されることがわかった。

3. レーザ照射によるデブリ衝突模擬実験

3-1 実験装置及び実験方法

レーザ照射による実験では、微小デブリの衝突しか模擬することができないものの、二段式軽ガス銃による実験と比べてクリーンな条件で実験でき、また、短いサイクルで繰り返し実験できるという利点がある。実験装置の概略図を Fig. 9 に示す。太陽電池アレイクーポンは外部回路に接続され、発電時の状態と同条件になっている。デブリの衝突を模擬するためのレーザ発振器として Q スイッチ Nd-YAG レーザを用いた。実験に用いたレーザの諸元を Table 1 に示す。レーザの照射場所は最も放電が発生するリスクが大きいと考えられる太陽電池のセル間とした。真空容器内は 10⁻³ [Pa]以下にして実験を行った。

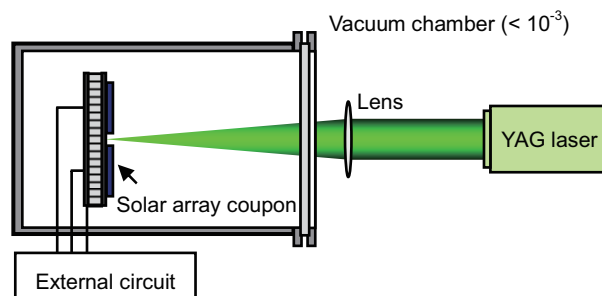


Fig. 9 Experimental setup of laser irradiation test

Table 1 Specification of laser

Pulse width (FWHM) [nsec]	Wavelength [nm]	Laser energy [mJ]
7	1064	770

3-2 外部回路

太陽電池アレイの発電状態を模擬するために、太陽電池アレイクーポンに Fig. 10 に示すように外部回路を接

続し、電圧と電流を印加した。この外部回路では定電流源に加えて定電圧源を設けることで、設定電流そのものが放電経路を流れるようになっている⁶⁾。本実験では、電圧値は 110 [V]、電流値は 4 [A]とした。太陽電池アレイクーポンへのレーザ照射によって生じたプラズマにより放電が発生した場合、外部回路を流れる電流の変化は電流プローブ 1(DC_{P1})により計測することができる。また、放電が HOT セルと基板との間の短絡によって生じたものであれば電流プローブ 2(DC_{P2})で電流が計測され、HOT セルと RTN セルとの間の短絡によって発生したものであれば電流プローブ 3(DC_{P3})で電流が計測される。

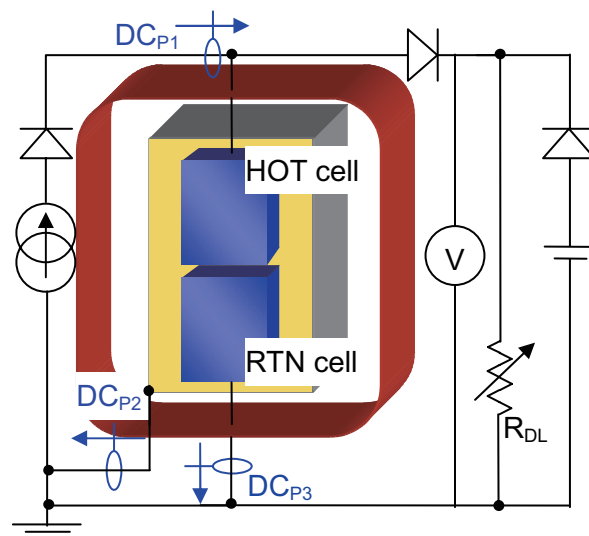


Fig. 10 External circuit

3-3 実験結果

レーザ照射位置の顕微鏡画像を Fig. 11 に示す。レーザ照射痕の直径は 0.12 [mm]、クレータ直径は 1.4 [mm]であった。

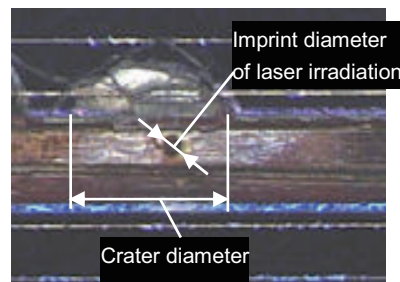


Fig. 11 Image of area irradiated by laser

このレーザ照射痕の大きさを模擬デブリの直径としてレーザエネルギー 770 [mJ]を効率 100 %で運動エネルギーに換算して衝突速度を求めると、模擬デブリの衝突速度は 34 [km/s]となる。しかし、これはエネルギー変換効率を考えると過大評価である。そこで、実際の衝突におけるクレータの式をレーザ照射によって生じたクレータ直径に適用することで衝突速度を求めた。クレータの式を示す⁷⁾。

$$D = K_c K_I d_p^{\lambda} \rho_p^{\beta} v^{\gamma} (\cos \alpha)^{\xi} \rho_t^{\kappa} \quad (1)$$

ここで、 D [cm]はクレータ直径、 d_p [cm]は衝突物直径、 ρ_p [g/cm³]は衝突物の密度、 v [km/s]は衝突速度、 α [deg]は衝突角度、 ρ_t [g/cm³]は被衝突物の密度である。脆性材料におけるパラメータを Table 2 に示す。クレータの式によって衝突速度を求めた場合、レーザー照射は直径 0.12 [mm]のデブリが 760 [m/s]で衝突した場合に相当する。

Table 2 Parameter values for brittle materials⁷⁾

K_c	K_t	λ	β	γ	ξ	κ
10	1.06	1.06	0.5	2/3	2/3	0

回路電流(DC_{P1})と電圧の波形を Fig. 12 に示す。また、セルと基板の間の電流波形(DC_{P2})およびセルとセルの間の電流波形(DC_{P3})を Fig. 13 に示す。Fig. 13 から放電は HOT セルと RTN セルの間で発生し、放電電流が流れ続けていることがわかる。このときの HOT セルと RTN セル間の抵抗値は 17 [Ω]であった。この放電は持続放電となり、電源を切るまで続いた。レーザー照射実験後の太陽電池アレイクーポンを Fig. 14 に示す。

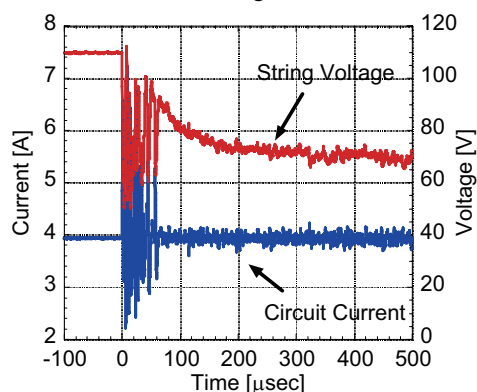


Fig. 15 Current and voltage waveforms

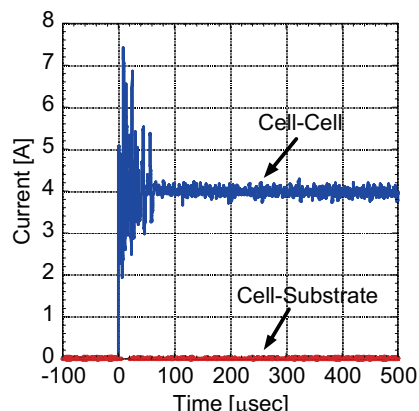


Fig. 16 Current of discharge



Fig. 17 Solar array coupon after laser irradiation

放電によるジュール熱で太陽電池セルの一部が焼損していることがわかる。実験後の太陽電池アレイクーポン

は HOT セルと RTN セル間のみで短絡しており、短絡抵抗は 5.6 [MΩ]であった。同条件の実験をこの他に 2 度行ったがその際には持続放電には至らなかった。

4. 結言

二段式軽ガス銃を用いた衝突実験において 160 [V]–2.4 [A]の条件で数十ミリ秒の比較的長い放電の発生を確認したが、持続放電は発生しなかった。これは外部回路の問題により放電経路に 1 [A]程度しか電流が流れていなかったためであり、電流値が低い場合には、持続放電は発生しないと考えられる。レーザー照射による実験では、110 [V]–4 [A]の条件で持続放電の発生を確認することができたものの、再現性が得られず持続放電発生の閾値を明らかにすることはできなかった。今後、レーザー照射により持続放電の発生を確認した 110 [V]–4 [A]という条件で超高速衝突実験を行い、実際の衝突による持続放電発生の可能性を検証することを予定している。

謝辞

レーザー実験に際して東北大学流体科学研究所流体融合研究センタ超高エンタルピー流動研究分野の佐宗教授をはじめ研究室の方々にご協力いただいたことに厚く御礼申し上げます。並びに、本研究の一部は(財)倉田記念日立科学技術財団第 38 回倉田奨励金及び日本学術振興会科学研究費補助金若手研究(B)(課題番号:18760608)の支援を受けて実施されたことを記し謝意を表します。

参考文献

- [1] 趙孟佑, 藤井治久 “宇宙環境での帯電・放電現象についての研究動向と将来課題(第 1 回宇宙環境と宇宙機の帯電電位)”, 日本航空宇宙学会誌, 2003-4, pp.109-117
- [2] Gerhard Drolshagen, “Hypervelocity Impact Effects on Spacecraft”, Proceedings of the Meteoroids 2001 Conference, ESA Publication Division, 2001, pp.533-544
- [3] S. Fukushige, Y. Akahoshi, K. Watanabe, T. Harano, Y. Machida, N. Furusawa, T. Koura, S. Hosoda, M. Cho, and S. Harada, “Hypervelocity Impact Test to Solar Array for Evaluation of Possibility of Sustained Arc”, The 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006, 2006-r-25, to be published
- [4] I.Katz, “Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO”, AIAA paper 98-1002, 36th Aerospace Science Meeting, Reno, (1998-11)
- [5] 北村倫基, 三丸雄也, 川崎崇, 細田聡史, 金正浩, 豊田和弘, 趙孟佑: 太陽電池アレイにおける持続放電現象の閾値取得方法, JAXA-SP-05-024, 第 2 回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集
- [6] Payan, D., Schwander, D. and Catani, J. P.: Risks of Low Voltage Arcs Sustained by the Photovoltaic Power of a Satellite Solar Array during an Electrostatic Discharge, Solar Array Dynamic Simulator, 7th Spacecraft Charging Technology Conference, 2001
- [7] ESA SPACE DEBRIS MITIGATION HANDBOOK Second Edition, Issue 1.0 European Space Agency March 3, 2003, pp.11.3.1 – 11.3.3

1. はじめに

これまでに、宇宙空間において宇宙機がデブリおよびメテオロイドによる衝突が原因と考えられる不具合が多数報告されている。最近の例で言えば、2006年3月にロシアの通信衛星「エクスプレス AM11」(2004年4月打ち上げ)において微小粒子が熱制御パイプに衝突したために制御材が噴出し、衛星の機能を維持できなくなる事故が発生した[1]。また、平成2006年9月に帰還したスペースシャトルの外観を検査した結果、先と同じ熱制御系に微小な衝突痕が観測された[2]。

一方、国内においては、環境観測技術衛星「みどり2号」(ADEOS-II)の太陽電池パネルの発生電力の異常運用が発生する以前[3]、2003年3月20日から7月22日の期間に、太陽電池7回路に計10回の1アレイ相当の発生電力の低下および回復が発生した。この原因究明の結果、太陽電池パネルへの微少粒子の衝突がひとつの候補と言われている[4]。同じ太陽電池パネル系の不具合としては、1984年にハレー彗星および金星探査を目的に打ち上げられた VEGA-1,2 (旧ソ連) にて、微少粒子の入射数の増加に伴い太陽電池パネルの発生電力の低下が観測された。この原因を調べるために、太陽電池パネルに直径 0.1~10 μm の微少粒子を 10~15km/s の高速で 10⁵ から 10⁶ 個衝突させた結果、電気性能の劣化が観測された[5]。これは、衝突による物理的な損傷によって太陽電池の並列抵抗が減少したためと報告されている。

以上の不具合を鑑み、JAXA において平成17年3月に軌道上でのデブリ衝突および防護に関する考え方を検討するチームとして設計標準 WG 3が発足された。ここでは、宇宙機のデブリ衝突のリスクアセスメントや防護方法に関して提案することを目的としており、平成20年3月にデブリ防護マニュアルを報告する予定である。ここでは、本検討チームにおいて行っている微小粒子の高速衝突試験に関して報告する。

2. 衝突試験

本 WG にて対象としている宇宙機材料およびコンポーネントは、

- 1) 電源系：太陽電池パネル、電力ハーネス
- 2) 構体系：アルミニウムスキンハニカム、CFRFP スキンハニカム
- 3) 熱制御系：多層断熱フィルム (MLI) ,
- 4) 防護系：強化型多層断熱フィルム、アルミニウムプレート

である。これらは、宇宙機の表面材料であり、軌道上での衝突確率が高くかつ衝突による影響評価の報告がほとんどない。一方、衝突試験に使用する微小粒子 (プロジェクタイト) のサイズは、軌道上にて衝突確率が高く、かつ衝突による影響が大きいものとして、0.1 から 1.0mm とした。プロジェクタイトの種類は、ソーダライムガラス、ステンレス、アルミ

ニウムである。

本衝突試験で用いた試験装置は、JAXA 宇宙科学研究所にて所有する二段式軽ガス銃である。サンプルは、ロータリーポンプにて 0.1Torr 程度の真空環境にしたチャンバー内に設置された。試験時のサンプルの温度は室温である。プロジェクタイトルの速度は装置の最大速度に設定し、ほぼ 4km/s であった。

以下に、各宇宙機材料およびコンポーネントの衝突試験の結果を記す。

3.試験結果

3.1 電源系

電源系として、宇宙環境に暴露されており、かつ総面積が大きい太陽電池パネルおよび電力ハーネスへの高速衝突試験を行った。

本試験にて用いた太陽電池パネルは、太陽電池が宇宙用シリコン太陽電池、サブストレートが CFRP スキンのアルミニウムハニカムコアの構造をとる一般的なタイプである。試験時に太陽電池パネルには電源が印加されており、太陽電池が Hot に、パネルを Return とした。これは、微小粒子の衝突によって発生したプラズマ介して電源のエネルギーが放電に供給されることによって発生する 2 次放電および持続放電の有無、およびそれによる影響を評価するためである。

電力ハーネスは、太陽電池パネルに一般的に使用されているタイコレイケム社製の 55-0112-22-9 電線である。サンプルは 3 層のハーネスとアルミニウムプレートにて構成されており、最表面と第 3 層を電源の Hot とし、2 層とアルミニウムプレートを Return としている。サンプルのチャンバー設置時の外観写真を図 1 に示す。

試験のパラメータとして、プロジェクタイトルのサイズ(0.1,0.2,0.5mm)、種類(ガラス、ステンレス)、電源(電源:110V 一定,電流:1.5,3.0,9.0 A)とした。また、太陽電池パネルは、プロジェクタイトルの入射方向の影響の有無を評価するため、表面および裏面からの衝突試験を行った。試験結果を以下に示す。

- ・ 太陽電池パネルは、ほぼすべての衝突試験にて 2 次放電が発生した。しかし、持続放電には至らなかった。また、これにより太陽電池の短絡および地絡故障は発生しなかった[6]。
- ・ 電力ハーネスは、プロジェクタイトルが 0.3mm 以上のサイズにて表面およびその下層ハーネス間での持続放電が発生し、芯線の溶解による短絡もしくは開放に至る。試験後のサンプル外観を図 2 に示す。

3.2 構体系

構体系として、アルミニウムおよび CFRP スキンのアルミニウムハニカムサブストレートへの衝突試験を行った。アルミニウムスキンは、種類が A2024 で厚さが 0.62mm である。CFRP はクロスタイプで厚さが 0.3mm である。サブストレート厚は 1 インチである。

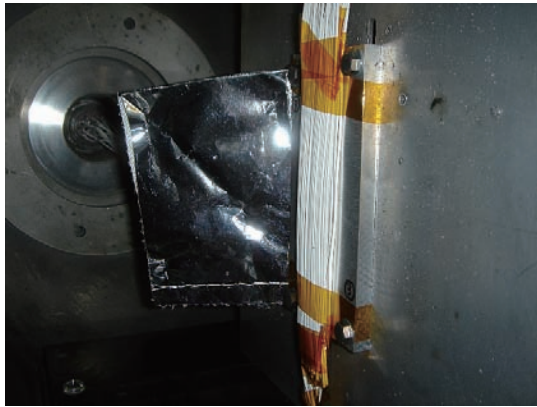


図1 電力ハーネス束（チャンバー設置）

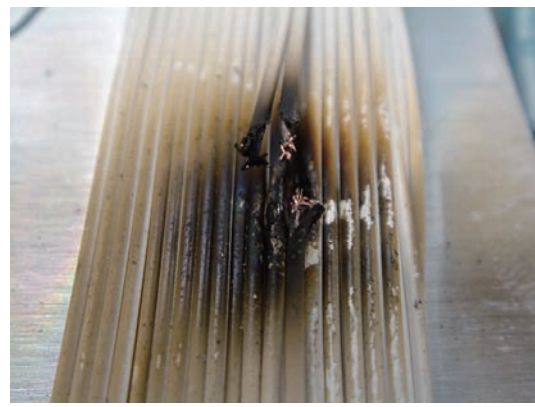


図2 放電による電力ハーネスの溶断

衝突の影響評価として、プロジェクトイルのサイズをパラメータとして、貫通の有無および貫通後の基板（アルミニウムプレート 2024-T3）の衝突痕とした。

本試験は、プロジェクトイルの種類をガラスとステンレス、サイズを 0.2, 0.3 および 0.5mm とした。試験の結果を以下に記す。

- ・アルミスキンサブストレートにて、プロジェクトイルが 0.15mm のガラスにおいては、貫通せず。
- ・両スキンのサブストレートにて、プロジェクトイルが 0.5mm のステンレスの場合、貫通痕が発生した。貫通痕の深さは、両サブストレートともに 1.0mm 以下であった。

3.3 熱制御系

熱制御系として、多層断熱フィルムをサンプルとした衝突試験を行った。ここで用いたサンプルは、12層の MLI である。その構成は、最表面および最下層がアルミナイズドポリイミドフィルムで、その厚さ 25 μ m である。また、内層の10層は厚さ 5 μ m のポリエステルである。

サンプルは、先の構体系で用いたアルミスキンサブストレートの上に、ほぼ隙間なく貼り付けた。

試験条件は、プロジェクトイルがガラスで、サイズが 0.1, 0.25 mm である。試験結果を下記に記す。

- ・0.1mm のプロジェクトイルでは、MLI 最下層部にくぼみが生じており、裏面のサブストレートへの影響はなかった。
- ・0.25mm のプロジェクトイルでは、プロジェクトイルは MLI を貫通し、表目のアルミスキン層にて衝突痕が発生した。この衝突痕と、アルミニウムスキンに直接プロジェクトイルが衝突した場合の痕とを比較した結果、そのサイズはアルミニウムスキンに直接衝突したもののほうが大きかった。

以上より、0.3mm 以下の微小粒子においては、ある程度は MLI にシールド効果があることが分かった。

3.4 防護系

軌道上にて微小粒子の衝突による影響が懸念される部位においては、適切な防護を施すことによって、衝突確率を下げリスクを低減させる必要がある。その防護の手段として、アルミプレートおよび強化型多層断熱フィルムを考え、これらの防護効果に対する試験をおこなった。

ここで用いたアルミプレートは、厚さが 1.0 と 1.5mm である。また、強化型多層断熱フィルムとは、MLI の表面層下に 3 層のベータクロス (厚さ 25 μ m) を挿入したものである。

試験条件は、プロジェクタイトルをステンレス、サイズを 0.3 と 0.5mm とした。防護される対象とし電源系の電力ハーネス束とした。試験結果を下記に記す。

- ・ 強化型多層断熱フィルムの試験の結果、電力ハーネス束への影響は無い場合と比べて、0.3mm サイズでは傷がつくのみであり、0.5mm にて放電による短絡故障が発生した。これより防護効果は得られたと考える。
- ・ アルミプレートにおいて、厚さが 1.0mm の場合は、プレートが無い場合と比べて、プロジェクタイトルのサイズが 0.3mm では持続放電が発生せず、0.5mm にて持続放電が発生し電氣的に短絡に至った。一方、厚さが 1.5mm の場合は、プロジェクタイトルのサイズが 0.5mm にて貫通は発生せず。高い防護効果が示された。

以上より、電力ハーネス束を対象とした防護においては、強化型多層断熱フィルムは防護効果がある程度はあること、アルミプレートは 1.5mm 厚以上にて高い防護性が確認された。

4.まとめ

人工衛星の表面材料の微小粒子の衝突試験を行った。その結果、太陽電池パネルは微小粒子の衝突による短絡および地絡には至りがたいことや、電力ハーネスは放電によって電氣的に短絡もしくは開放故障に至ることなど、新たな多くの知見を得ることができた。19 年度も、構体系および防護系を中心とした衝突試験をおこない、デブリ防護設計の標準をまとめあげる。

参考文献

- [1] <http://www.rssc.ru/ru/news/news/2006.03.29.html>
- [2] http://www.space.com/missionlaunches/061005_sts115_atlantis_damage.html
- [3] ADEOS-II 不具合原因究明チーム、「ADEOS-II 不具合原因究明概要」第 1 回宇宙環境シンポジウム (2004 年 12 月) p.84-92.
- [4] ADEOS-II 不具合原因究明チーム、「ADEOS-II 100W 発生電力変動調査」第 1 回宇宙環境シンポジウム (2004 年 12 月) p.128-135.
- [5] V.A. Letin, A.B. Nadiradze, L. S. Novikov, “Solar Cell Shunting Under High Velocity Impact of Solid Particles”, 19th European Photovoltaic Solar Energy Conference, 2004, p.3644-3647.
- [6] 平成 17 年度 スペースプラズマ研究会

帯電・放電実験

「汎用宇宙機帯電解析ツール(MUSCAT)の解析機能の開発」

八田真児, 村中崇信, 細田聡史, 金正浩, 趙孟佑⁽¹⁾, 上田裕子⁽²⁾, 古賀清一⁽³⁾, 五家建夫⁽³⁾

(1) 九州工業大学宇宙環境技術研究センター (LaSEINE)

〒804-8550 北九州市戸畑区仙水町 1-1

(2) 宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター (JEDI)

(3) 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部(IAT) 環境計測グループ

ABSTRACT

MUSCAT は地球低軌道(LEO)、静止軌道(GEO)並びに極軌道(PEO)それぞれの環境に相当する、帯電状態を含む宇宙機-宇宙プラズマ相互作用を解析する計算ツールである。本開発プロジェクトは2004年11月に開始され、2006年3月にβ版がユーザーテストのために公開された。ベータ版では宇宙環境を模擬するために必要な要素の大部分を既に含んでいる。この要素とは、1)高機能なグラフィカル・ユーザー・インターフェース(GUI)、2)各種物理現象を模擬するために必要な数値解析機能、3)高速計算機能、4)検証実験結果およびスーパーコンピュータによる大規模高精度計算結果との相互比較による妥当性の検証である。1)として、MUSCAT ユーザーは GUI を用いて衛星形状と表面材料物性を容易に入力し、解析モデルを作成することが出来る。2)として、MUSCAT は光電子放出、2次電子放出、誘電体表面の導電電流による効果に加え、GEO プラズマのダブル・マクスウェル分布、PEO におけるオーロラ電子電流の効果を解析モデルに含んでいる。3)として MUSCAT は並列ワークステーション上での並列計算機能を実装している。さらに4)として MUSCAT の解析結果は検証実験結果と非常に良好な一致を示した。また、MUSCAT の試験的な運用を Greenhouse gases Observing SATellite (GOSAT) に対して行った。この目的の一つは地上試験と平行して現実の詳細な衛星形状を用いて GOSAT の帯電状態を推定することであるが、もう一つの目的は MUSCAT の性能検証である。MUSCAT は2007年3月に完成予定である。

1. INTRODUCTION

JAXA の調査の結果、極軌道の大型衛星である「みどり II 号」の喪失事故原因が、大電力ワイヤ・ハーネスとプラズマ環境の干渉によるものであることが推定され、帯電問題対策が重要な課題として認識されるようになった。[1,2]

帯電による電力システム障害を防ぐには、衛星設計段階において帯電放電問題の定量的な解析が必要である。帯電放電問題を考慮する際の最も重要な要素は、宇宙空間の雰囲気プラズマに対する衛星の電位(衛星電位)と、衛星各部の表面が衛星グラウンドに対して保持する電位(乖離電位)である。

上記の状況を踏まえ、JAXA は極軌道の衛星の帯電状態を計算できる解析ツールの開発を九州工業大学と共同で実施することを決定した。本開発プロジェクトは国立極地研究所(NIPR)、情報通信研究機構(NICT)、京都大学との共同研究でもある。[3] 開発対象の数値解析ツールは「汎用宇宙機帯電解析ツール: Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)」と名づけられた。開発完了後には衛星設計段階における帯電障害発生リスクの推定、宇宙環境の最悪値を採用した解析による、適切な地上試験条件の選定、また実際の衛星に不具合が発生した場合には原因が帯電であるか否かの推定に利用される。

第2回宇宙環境シンポジウムでは著者らは開

発の初期段階における開発の進捗状況について報告した。[4] 本報告では第2回宇宙環境シンポジウム以降の開発進捗状況と、その結果を記す。重要な進捗点を要約すると、1) GUIとソルバーの統合、2) 地上実験による妥当性検証の進展、3) ダブル・マクスウェル分布の再現、オーロラ電流と導電電流の導入、発電に代表されるバイアス電位を保持する面などの重要な物理モデル再現機能の付加、4) ユーザーテストのためのベータ版の公開である。以下により詳しく紹介する。

2. MUSCAT GUI: “Vineyard”の開発

MUSCATのGUIの衛星解析モデル作成機能はJava3Dに依っている。[5] 過去の開発によって物理形状と物理的物性を解析モデルに与えるためのほとんどの機能は開発済みであった。そこで、次の段階である統合解析環境の開発に着手した。衛星モデルの作成機能に加えて、統合解析環境には、衛星モデルからソルバーが利用可能なデータ形式に変換する機能、宇宙環境入力機能、計算パラメータ入力機能、クライアントPC-サーバーワークステーション間でデータを交換する機能、解析結果を可視化する機能などを備える必要がある。この統合解析環境を“Vineyard”と呼ぶ。データファイルの相互関係を図1に示す。“Vineyard”はJavaで開発され、Windows® PC上で動作可能である。装備された4つのデータ入力パネルは表面物性パラメータ作成、衛星モデル作成、宇宙環境入力、数値解析制御の各機能に割り当てられている。図2aには衛星モデル作成パネルの外観を、図2bにはソルバーに転送される計算格子を示す。両図中の色の違いは表面物性の違いを示している。作成された解析データをコンピュータ間で転送する機能は目下開発中である。開発中の現在は商用ソフトウェアで代用して開発に利用している。

3. ソルバー機能の開発

ソルバーのアルゴリズムについては参考文献を

参照されたい。[6,7] 現在はソルバーの主要部分に対して、種々の解析機能を付加している段階である。この付加的な解析機能には新たに、ダブル・マクスウェル分布の背景プラズマ電流、オーロラ電子電流と体積導電率が加えられた。オーロラ電流は単一温度かつ磁場に沿ってドリフトする高エネルギー電子ビームとして取り扱っている。また、GEOにおけるダブル・マクスウェル分布はオプション機能である。これらの

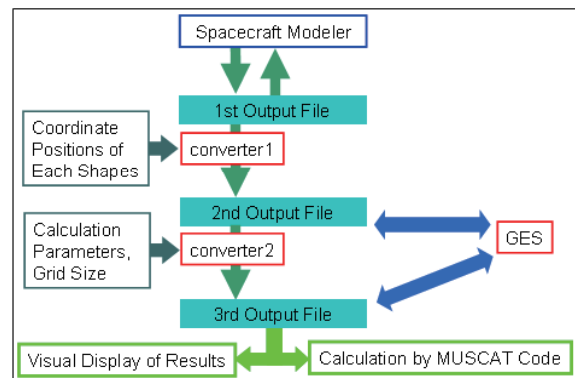


図1 解析データファイルの相互関係

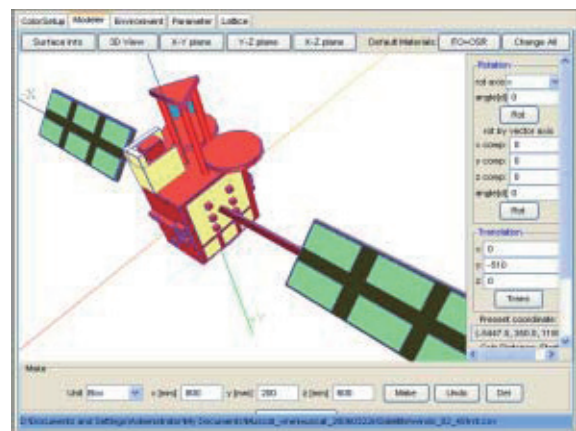


図2a 衛星モデラによって作成されたWINDS

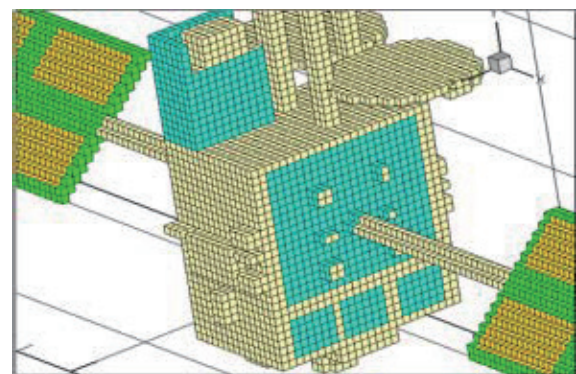


図2b “Vineyard”によって生成された計算格子

機能により、GEO、LEO、PEO の軌道環境を模擬することができる。

上記の他に衛星の電気的特長を模擬する機能が加えられた。一つは太陽電池アレイ面に代表されるバイアス電圧を印加された表面を模擬するための機能、もう一つは衛星グラウンドに接地されていないか、または抵抗を介して接地された部分を模擬する機能である。

また、定性的解析の範囲内ではあるが、実際に軌道投入が予定されている PEO 衛星である GOSAT に対して予備的な解析を行った(図 3a、3b)。これにより改善のための知見が取得され、MUSCAT の開発にフィードバックされた。

4. 実験による妥当性の検証

MUSCAT の妥当性評価のための検証実験は九州工業大学宇宙環境技術研究センター(LaSEINE)に設置された極軌道環境模擬実験装

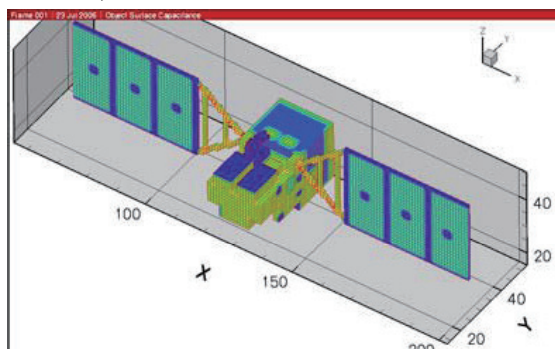


図3a GOSATの計算格子(256x64x64)

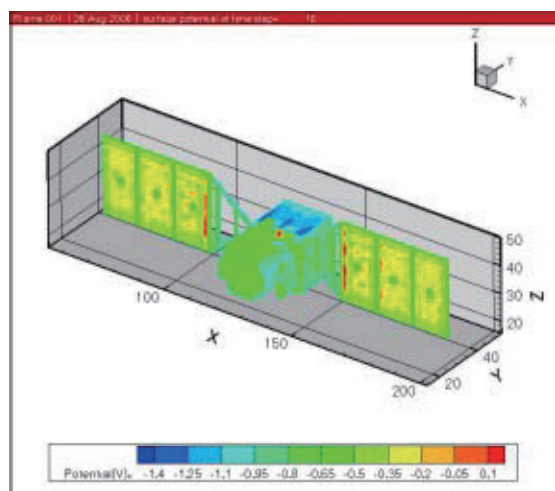


図 3b GOSAT 表面の電位分布

置にて実施された。この装置は通称 PEO チャンバーと呼ばれており、図 4 に示す。このチャンバーでは ECR プラズマ源で生成された密度 $10^{11} \sim 10^{12}/m^3$ の雰囲気プラズマと電子銃から照射される高エネルギー電子ビームを同時に利用可

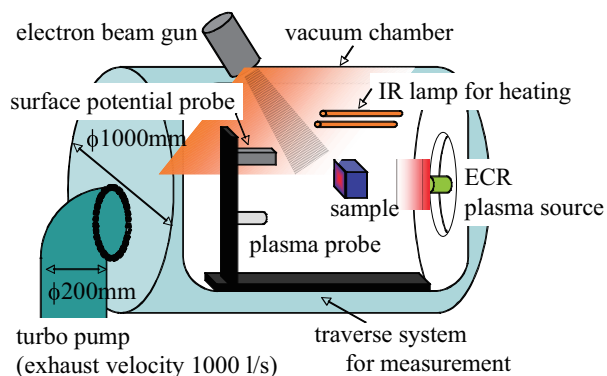


図 4 PEO チャンバー概略図

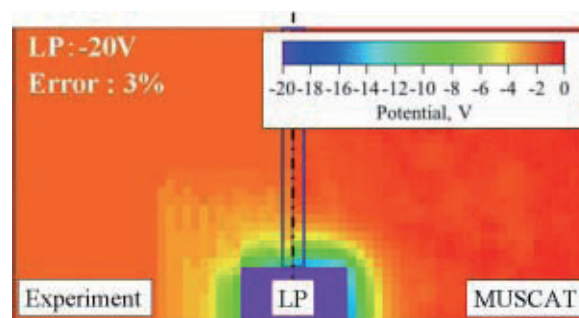


図 5 立方体サンプル周囲の 2次元ポテンシャル分布(検証実験と MUSCAT の解析結果)

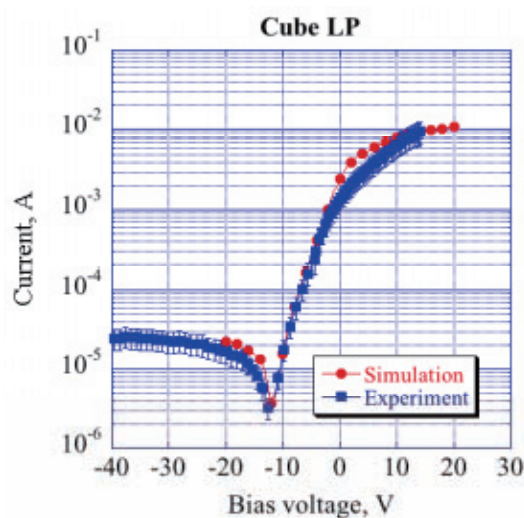


図 6 立方体サンプル収集電流の I-V 曲線 (検証実験と MUSCAT の解析結果)

能であり、これによって極軌道環境を模擬することが可能である。電子ビームのエネルギーは最高 30keV、電流は最大で 300 μ A である。プラズマ診断にはラングミュア・プローブとエミッシブ・プローブを用いた。検証実験の第一段階として、ラングミュア・プローブ自体を導体サンプルとし、周囲のポテンシャル並びに、収集電流の I-V 曲線を取得した。この導体サンプルは立方体形状としたが、これは直交格子系を採用している MUSCAT と相互比較し易いように配慮したものである。一辺の長さはこの環境におけるデバイ長 λ_D が 6mm であることから 10 λ_D に相当する 6cm とした。図 5 には -20V にバイアスしたサンプル周辺の空間ポテンシャル分布を示す。実験結果と MUSCAT による解析結果はポテンシャルの値と分布の両方で非常に良好に一致している。図 6 には I-V 曲線の比較を示す。図中のバイアス電圧の実験値は接地から計測した値から、プラズマのポテンシャルの値を補正した値である。一方、MUSCAT の解析では外部境界条件は 0V のディリクレ条件である。この比較においても双方は非常に良く一致している。

6. 総括

MUSCAT の開発は 2004 年 11 月に JAXA と九州工業大学の共同研究として開始され、ユーザーフィードバックのためのベータ版の公開が 2006 年 3 月になされた。

GUI を備えた統合解析環境“Vineyard”が開発された。“Vineyard”の機能を大別すると衛星モデルを含む 3 次元データの入出力と、GUI 上のデータ形式からソルバーのデータ形式への変換である。

オーロラ電流と導電電流の再現機能が新たに付加された。また、オプションとしてダブル・マクスウェル分布を導入可能となった。これらの機能により、MUSCAT は GEO、LEO、PEO の基本的な環境での解析が可能となった。

九州工業大学に設置された PEO チャンバーを利用して MUSCAT の妥当性の検証実験が実施

された。立方体形状のラングミュア・プローブとエミッシブ・プローブを用いてラングミュア・プローブ周囲の空間電位分布と収集電流の I-V 曲線を取得し、MUSCAT による数値解析結果と比較検討した。この結果、実験結果と数値解析結果は非常に良好に一致し、MUSCAT の解析機能の妥当性が示された。

最終版は 2007 年 3 月に完成の予定である。

REFERENCE

- [1] Nakamura, M., “Space Plasma Environment at the ADEOS-II anomaly,” Proc. 9th Spacecraft Charging Technology Conf., Tsukuba, Japan, 4-8 April, 2005.
- [2] Kawakita, S., Kusawake, H., Takahashi, M. et al, “Investigation of Operational anomaly of ADEOS-II Satellite,” Proc. 9th Spacecraft Charging Technology Conf., Tsukuba, Japan, 4-8 April, 2005.
- [3] Usui, H., Omura, Y., Okada, M., Ogino, T., Terada, N., Murata, T., Sugiyama, T., Ueda, H., “Development of Geospace Environment Simulator,” Proc. 9th Spacecraft Charging Technology Conf., Tsukuba, Japan, 4-8 April, 2005.
- [4] 金正浩、八田真児、村中崇伸、細田聡史、趙孟佑、上田裕子、古賀清一、五家建男、「MUSCAT(Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool) の開発状況」、JAXA-SP-05-024、第 2 回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集、pp.61~65、2005 年 12 月 12 日、13 日、筑波宇宙センター
- [5] Kim, J., Hatta, S., Muranaka, T., Hosoda, S., Cho, M., Ueda, H., Koga, K. and Goka, T., “Simulation of Spacecraft Charging by Using Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT),” Proceedings of 2005 Korea-Japan Joint Symposium on Electrical Discharge and High Voltage Engineering, pp.263-266 Hanyang Univ., Ansan, Korea, Nov.03-04, 2005.
- [6] Birdsall, C.K. and Langdon, A.B, “Plasma Physics via Computer Simulation,” McGraw-Hill, New York, 1985.
- [7] Cho, M. and Hastings, D.E., “Dielectric Charging Processes and Arcing Rates of High Voltage Solar Arrays,” J. Spacecraft and Rockets, Vol. 28, No.6, pp.698-706, 1991.

電子線照射中における宇宙機用絶縁材料内部の空間電荷測定

本城正人*, 丸田真吾, 田中康寛, 高田達雄, 渡邊力夫
(武蔵工業大学)

Measurement of Space Charge in Electron Beam Irradiated Dielectric Materials for Spacecraft

Masato Honjoh, Shingo Maruta, Yasuhiro Tanaka, Tatu Takada, Rikio Watanabe
(Musashi Institute of Technology)

1. はじめに

人工衛星などの宇宙機は温度変化の激しい宇宙環境を飛行するため、機内の温度を一定に保つ必要があり、ポリイミドなどの絶縁材料フィルムを積層したサーマルブランケット (MLI: Multilayer Insulation) と呼ばれる断熱材で覆われている。これらの絶縁材料フィルムは、宇宙環境、すなわちプラズマ環境や放射線環境下に曝されることで、内部に電荷が蓄積し帯電する。帯電量が大きくなると放電事故が発生し、絶縁材料の劣化や搭載されている機器の誤作動・故障を引き起こすといわれている。そのため、宇宙機的设计にはポリイミドに代表される絶縁材料等の電気的特性が重要な要因となる。しかし、現在検討されている宇宙機設計のガイドラインでは、電子線などの高エネルギー粒子線が照射された絶縁材料の電気的特性はほとんど考慮されていない。

そこで本研究では、上述した宇宙機用絶縁材料内部で生じる帯電現象 (内部帯電) のメカニズムを解明するために、絶縁材料内部の電荷分布を計測する装置を開発してきた。また、真空チャンバーに設置した電子線照射装置を用いて電子線照射環境を模擬し、空間電荷分布測定法として実績のある圧力波法 (PWP 法) を用いて、真空環境における電子線照射中の高分子絶縁材料内部に蓄積する空間電荷分布測定を可能とした。これらの計測システムを用いて、これまで、絶縁材料として MLI に最も多く使用されているポリイミド (PI) および国際宇宙ステーション等で使用されているポリテトラフルオロエチレン (PTFE) に電子線を照射し、照射中および照射後のリアルタイム内部帯電計測を行ってきた。今回は、PI および PTFE に電子線を照射した際に試料内部に蓄積する電荷量および電荷分布の違いについて以下に報告する。

2. PWP 法測定原理

図 1 に PWP 法の測定原理図を示す。圧電素子にパルス電界 $e(t)$ を印加することで発生する圧力波 $p(t)$ は、電極内を伝搬し、試料に到達する。図 1 に示すように内部に空間電荷 $\rho(z)$ が存在している誘電体試料中に圧力波が伝搬すると、

試料が厚み方向に微小に変位し、それにもとない試料中に分布している空間電荷も微小変位する。その結果、試料を含む閉回路に変位電流 $i(t)$ が流れる。この変位電流 $i(t)$ を検出することで試料内部の空間電荷分布の情報を得る。また、この検出信号をアンプにより増幅し、オシロスコープで電圧信号として検出する。その後、PC により適切な信号処理を行うことで試料中の空間電荷分布を得ることができる。

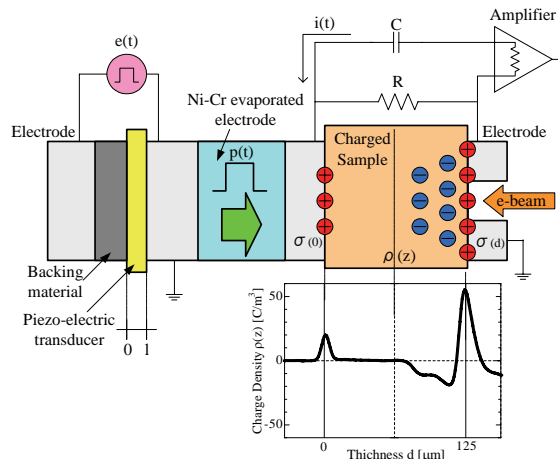


図 1 PWP 法測定原理

3. 測定装置

<3-1. PWP 測定装置>

図 2、3 に PWP 測定装置の概略図および写真を示す。本装置には、電子線を試料に照射するための直径 10mm の照射孔が照射側電極に設置され、試料表面に蒸着されたアルミ電極とともに、接地電極を構成している。また、下部電極として石英ガラス上面に Cr-Ni を蒸着して、信号検出電極として用いている。石英ガラスは、信号検出用の電極を接地導体から絶縁するために用いている。なお、真空下で試料と電極の密着性を高めるために、ガラス上面に溝を加工し、試料と電極間の空気を排気する構造にしている。

この測定装置では厚さ $4\mu\text{m}$ の PVDF (ポリフッ化ビニリデン) に、パルス幅 1nsec、電圧値 200V のパルス電圧を印加することで、幅 1nsec のパルス圧力波を発生させることができる。現在、本測定装置の位置分解能は約 $6\mu\text{m}$ であり、厚さ $50\mu\text{m}$ 程度以上の試料が測定可能となっている。

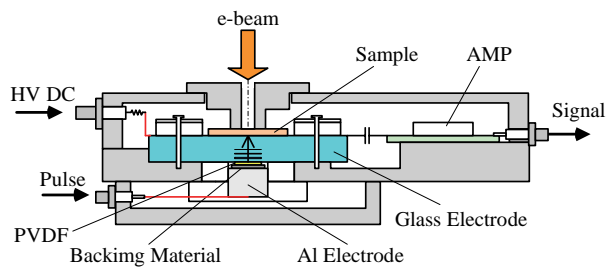


図2 PWP測定装置

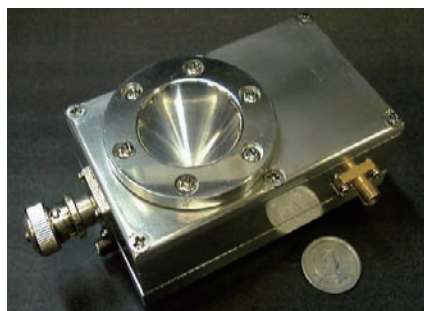


図3 測定装置写真

<3-2. 電子線照射用真空チャンバー>

図4に電子線照射用真空チャンバーの概略図、図5にチャンバーの写真を示す。電子線の照射には電子顕微鏡用のタングステンフィラメントを用い、加速エネルギー100keVまでの電子線照射が可能であり、チャンバー内の真空度は約 10^{-5} Paまで到達可能である。

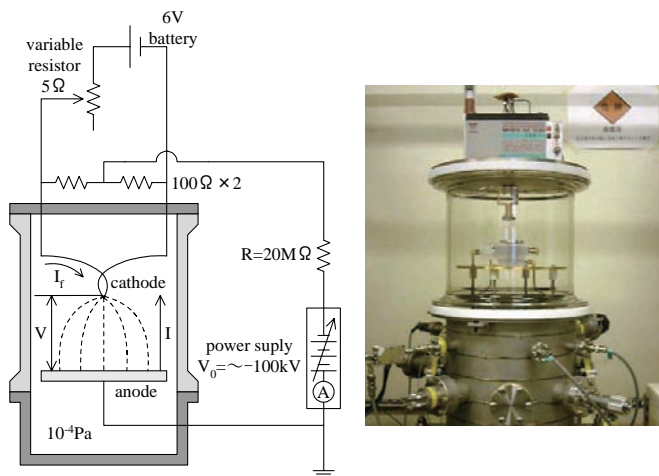


図4 電子線照射用真空チャンバー

4. 測定方法

測定に使用した試料は、厚さ約 $125\mu\text{m}$ のPIフィルム(東レ・デュボン社製、Kapton®-H)および、厚さ約 $100\mu\text{m}$ のPTFEフィルムである。今回の実験は、真空度を約 10^{-4} Paで一定にし、加速エネルギー20~80keV、電流密度 $20\sim 160\text{nA}/\text{cm}^2$ の範囲で測定を行った。なお電流密度は、あらかじめ下部電極のみに電子線を照射し、下部電極を介して流

れる電流を測定し、その測定値を下部電極の面積で除すことで算出した。測定時間は、PIにおいては、電子線照射中20分間、照射後20分間の合計40分間、PTFEにおいては電子線照射中80分間、照射後40分間の合計120分間とした。また、測定間隔はいずれの場合も30秒である。

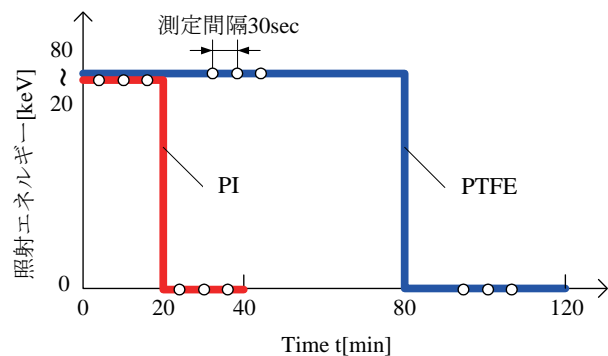


図5 測定条件

5. 実験結果および考察

<5-1. 侵入深さの加速エネルギー依存性>

まず、電子線の電流密度を $80\text{nA}/\text{cm}^2$ 一定とし、照射エネルギーを40,60,80keVと変化させた場合の、電荷分布の経時変化を観測した。図6および7-(a)(b)(c)に、各照射エネルギーの電子線を照射した際に観測されたPIおよびPTFE中の電荷分布を示す。同図中、電子線は図の右側から照射している。

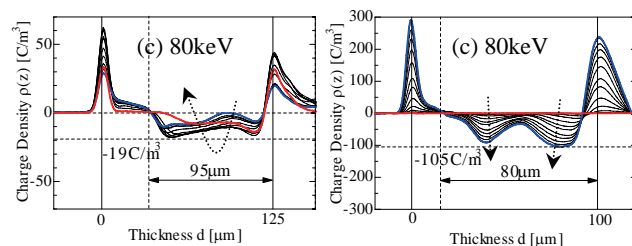
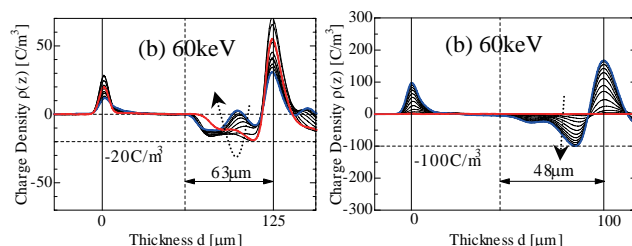
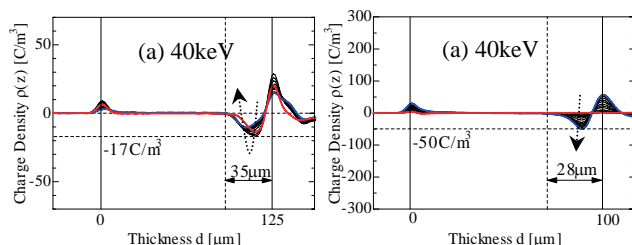


図6 PI電荷分布

図7 PTFE電荷分布

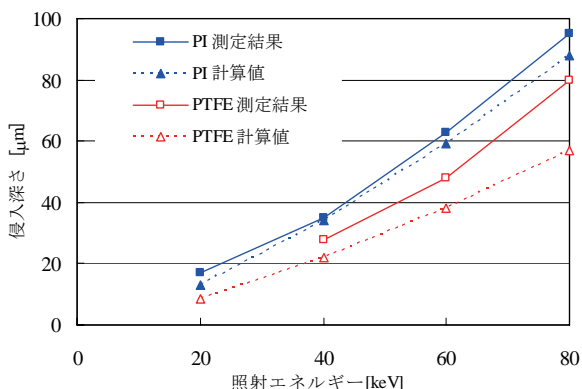


図 8 侵入深さと照射エネルギーの関係

図 6 および 7 に示した結果より、電子線を照射することにより、いずれの場合も試料中に負電荷が蓄積することがわかる。ただし、その蓄積分布および蓄積過程には試料により大きな差がある。PI においては、電子線照射開始後、比較的短時間に、ある一定の深さまでほぼ一定の電荷密度の負電荷が蓄積し、その後電子線照射中にもかかわらず、蓄積量は減少に転じている。一方、PTFE においては、電子線照射開始直後には電荷が蓄積せず、ある程度時間が経過した後、蓄積する電荷量が増大する。また、その分布は明確なピークを形成し、ピークよりも試料内部側はなだらかな分布を取る。ただし、加速エネルギーが 80keV の場合は、2つのピークを持つ分布となっている。

この照射エネルギーと電荷の進入深さの関係を図 8 に示す。ここで示した進入深さとは、図 6 および 7 に示した PI と PTFE の電荷分布のうち、分布の最も左側（照射電極と反対側）先端部分のエッジの位置を進入深さとして示したものである。なお、PI、PTFE ともに、進入深さとして示した電荷分布の先頭のエッジ位置（侵入深さ）は、照射時間が経過してもある一定の位置にとどまり、同様の実験を数回行った結果、各エネルギーにおいて進入深さは数μm 程度のばらつきで同様の傾向を示した。さらに、図 8 には以下の(1)式に示す、フェーザーの実験式より算出した最大飛程の計算値もあわせて示している。

$$R = 407 \times T^{1.38} \quad \dots \dots (1)$$

なお、(1)式で T は照射する電子のエネルギー[MeV]を示している。ここで(1)式の R は単位が面積密度[mg/cm²]であり、R を透過する物質の密度[mg/cm³]で除すことにより、最大飛程を求めることができる。すなわち、この実験式自体はアルミニウムを試料として電子の最大飛程を実験的に求めた式であるが、図 8 に示した値は、今回の試料である PI および PTFE の密度を用いて換算したものである。この結果、PI においては式(1)で算出された最大飛程と実験で得られた進入深さはよく一致しており、今回 PI 中で観測された分布の先端位置が、いわゆる最大飛程に相当すると考えら

れる。一方、PTFE では式(1)により算出された最大飛程と実験で得られた進入深さには 10~20 μm 程度の差があり、計算により得られた位置の方が、進入深さとして求めた位置よりも、比較的浅い位置を示している。これは、電荷分布における先端位置がいわゆる最大飛程を表していないと考えられる。PTFE においては、蓄積する電荷量が時間経過とともに増大し、それにとまない試料内部の電界が増大するので、蓄積量が多くなると、発生した電界により蓄積した電荷が移動すると考えられる。すなわち、ピークよりも奥に位置する電荷は、一旦試料内部に停滞した電荷が、発生した電界により移動したことにより生じたものではないかと考えられるが、詳細については、今後検討する。

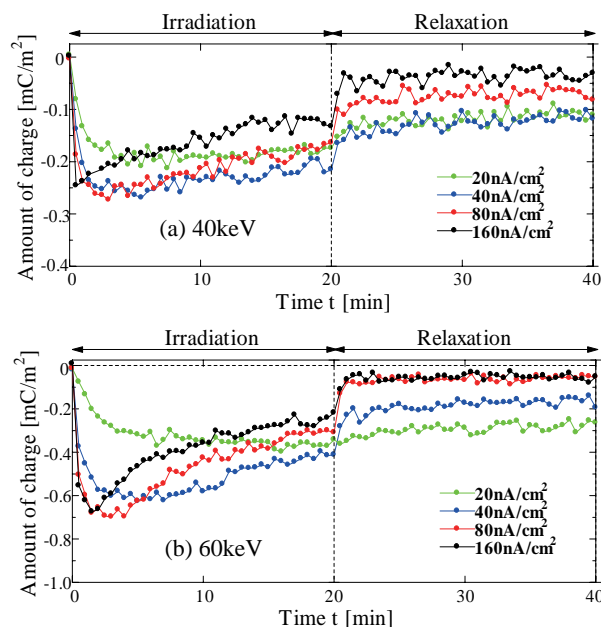


図 9 PI における蓄積電荷量の経時変化

<5-2. PI における蓄積電荷量の経時変化>

前節において電子線照射により PI 内に蓄積する電荷量が一旦増加し、その後減少する傾向にあることを示した。この関係を明確にするため、図 9 に蓄積電荷量の経時変化を示す。同図(a), (b)はそれぞれ、加速エネルギーが 40, 60 keV の際の、各照射電流密度における蓄積電荷量の経時変化を示している。なお、蓄積電荷量は、図 6 に示した電荷分布の測定結果より、蓄積した負電荷部分の波形を積分することによって求めた量である。この結果より、蓄積電荷量は照射電流密度が比較的小さい 20 nA/cm² の場合は、ある値で飽和するが、それより大きな電流量の場合は、一旦増加し、ピーク値を示した後、電子線照射中にもかかわらず、その後は減少していることが分かる。また、40 nA/cm² 以上の電流密度の場合、電流密度によらず、蓄積電荷量がほぼ一定の値に到達すると減少が始まる傾向を示している。すなわ

ち、40 keV の場合は $0.25 \sim 0.3 \text{ mC/m}^2$ 、60 keV の場合は $0.6 \sim 0.7 \text{ mC/m}^2$ の値に達すると、蓄積電荷量の減少が始まる。さらに、電子線照射後は、いずれの場合も電荷蓄積量が減少するが、電子線の電流密度が大きいほど、電子線照射後の蓄積電荷量の減少も早い傾向にある。

<5.3. PTFE における蓄積電荷量の経時変化>

図 10 に PTFE における蓄積電荷量の経時変化を示す。前節の PI では、電子線照射中にある値に達すると、蓄積電荷量が減少することを確認した。しかし、PTFE においては、照射時間ともななって蓄積電荷量が増加することが図 10 から確認できる。

また図 10 より、照射開始直後はほとんど試料内部に電荷は蓄積しないが、ある時間を境にして、急激に蓄積する電荷量が急増していることがわかる。急激ははじまる時間は、照射電流密度により異なるが、その時間をおおよそ見積もったところ、照射電流密度が 40 nA/cm^2 の場合約 45 分、 80 nA/cm^2 の場合は約 20 分、 500 nA/cm^2 の場合は約 4 分となっており、図 10 の(a)と(b)の比較からも明らかなように、照射エネルギーが異なっても、その時間はさほど変わらない。すなわち PTFE では、照射開始直後の蓄積量は PI よりも少ないが、ある一定の電荷量の電子線を照射することで、電荷を蓄える特徴をもつことになる。

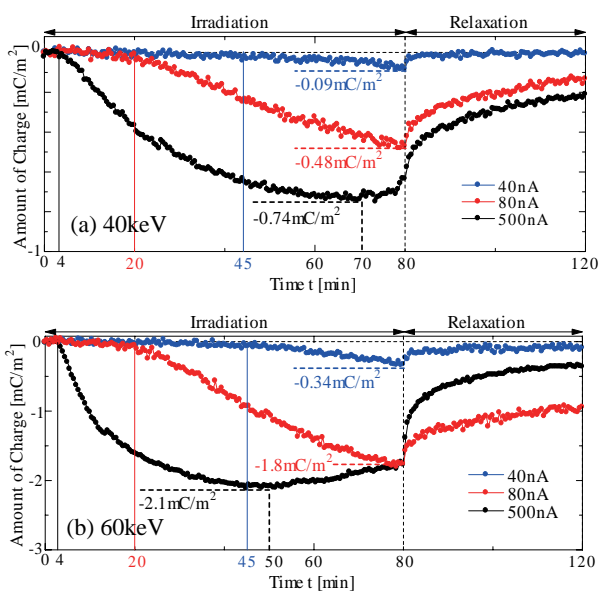


図 10 PTFE における蓄積電荷量の経時変化

<5.4. 電子線照射による特性変化の確認実験>

PI において、電子線照射中にもかかわらず蓄積電荷量が減少するという事は、電子線の照射により試料の特性が変化した可能性がある。このように、電子線照射により試料の電荷蓄積に関する特性が変化する様子を確認するため

に、以下の実験を行った。すなわち、電子線を 20 分間照射し、その後、20 分間短絡状態で保持した後に、さらに 20 分間照射を行い、このサイクルを 3 回繰り返した。なお、照射条件は、加速エネルギーを 80 keV 、電流密度を 20 および 160 nA/cm^2 とした。図 11 に実験結果を示す。図 11 の連続照射実験によると、2 回目、3 回目の照射では、1 回目と同様の経時変化を示さず、照射回数を増やすほど試料内に蓄積する負電荷は減少し、前回の照射の影響があることが分かる。すなわち、2 回目、3 回目の照射ではそれぞれ、1 回目、2 回目の照射終了時の状態を維持していることが明らかであり、電子線照射により不可逆的な特性の変化が試料内に発生していると考えられる。この原因については、今後検討する予定である。

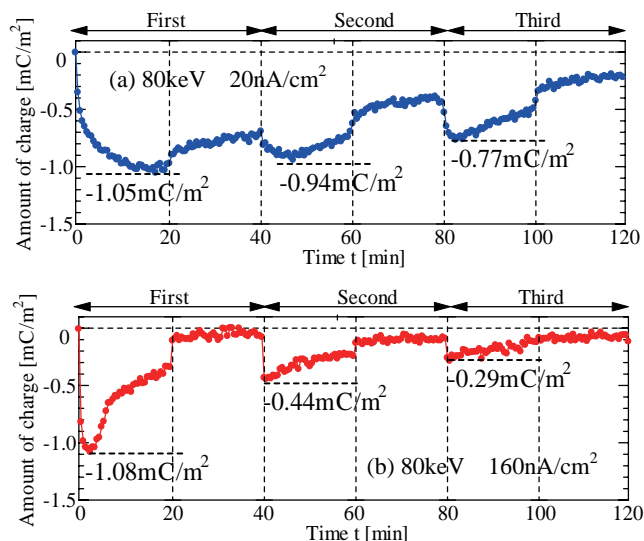


図 11 連続照射による蓄積電荷量の経時変化

なお、本研究の一部は科研費基盤(c)(16560280)の支援を受けた実施された。

文 献

- (1) 田中宏樹、田中康寛、富田信之、高田達雄：電学論 A, Vol.121, No.2 pp143-148(2001)
- (2) 電気学会技術報告 第 834 号(2001)
- (3) 放射線取扱技術、日本原子力産業会議、p.138 (H10 年)

GPM/DPR プロジェクトで使用される 熱制御材料の光電子放出電流の測定

岡野 拓哉, 山納 康, 小林 信一 (埼玉大学)
仁田 工美 (JAXA)

Measurement of photoemission current of materials used for thermal control of a GPM/DPR project's satellite

Takuya Okano, Yasushi Yamano, Shinichi Kobayashi (Saitama University)
Kumi Nitta (JAXA)

Some kinds of paint-type coating materials are used as a thermal control material for the dual-frequency precipitation radar of the GPM core satellite. It is necessary to survey the characteristics of the thermal or optical properties and mechanical properties, electrical properties about them. However, there is a few data for electrical properties, in particular, the photoelectron emission characteristic in Japan. This report describes results of measurement of the photoemission current from the paint-type coating materials excited by ultraviolet-light.

The used coating samples were seven kinds of white coating materials (inorganic conductive, inorganic nonconductive, silicon based conductive, silicon based nonconductive) which are used for the antenna portion of DPR. The following measurement results were obtained. Photoemission currents value of silicon based samples were smaller than those of inorganic samples. Photoemission sites on inorganic conductive samples were distributed into active area and inactive area. Photoemission currents value of conductive samples were larger than those of nonconductive samples except for AZ-93 (inorganic nonconductive sample).

キーワード：放出型電子顕微鏡、光電子放出、電子電流

Keywords: Electron emission microscope, Photoelectron emission, electron current

1. まえがき

GPM (全球降水観測計画) 主衛星に搭載される二周波降水レーダ (DPR) で熱制御材料として白色系塗料が採用される予定になっている。そのため、白色系塗料の熱特性・光学特性・機械的特性・電気的特性などの特性評価を行う必要が生じている。しかし、光電子放出特性などの電気的特性は国内では未評価のため実験データの蓄積が必要とされる。本報告では白色系塗料について紫外線照射時の光電子放出電流を測定した結果について述べる。

2. 実験装置および実験方法

図1に、今回使用した放出型電子顕微鏡が装備された実験装置の概略図を示す。実験用真空容器内の圧力はイオンポンプにより常に 10^{-6} Paに維持されている。試料台は、真空容器外部に設けられたパルスモータにより放出型電子顕微鏡の対物レンズ前面を走査することができるようになっており、試料表面上の電子放出点の拡大像を観測しながら

ら電子放出点の分布を調べることができる。また、蛍光板を動作させる高電圧電源と接地の間には電流計が接続されており、蛍光板に入射する電子電流を測定することができる。この電子電流を測定しながら、試料を走査することにより、試料表面の電子放出特性の分布を調べることが可能である。

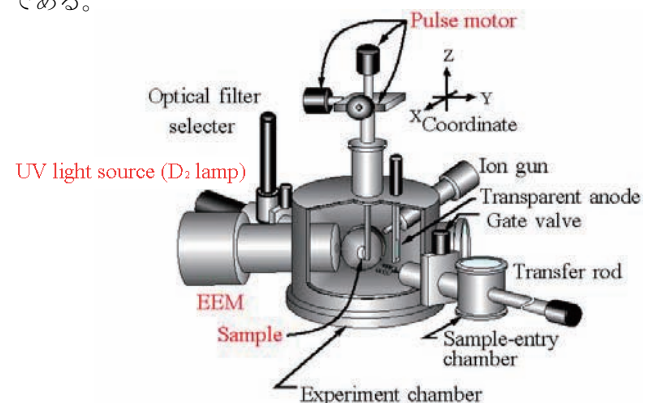


図1 実験装置概略図

図2に、放出型電子顕微鏡の概略図を示す。この顕微鏡は、文献^{(1),(2)}に基づき当研究室で設計し製作したものである。図に示されるように、本顕微鏡は三つのユニポテンシャルレンズ、MCP、および蛍光板からなる。試料の電子放出点は、試料と対物レンズの孔とで構成される界浸レンズにより対物レンズ内に結像し、その像を後段のレンズで拡大し、MCP上に結像させる。MCPで電子増倍の後蛍光板に投影された像を真空容器外部からビデオカメラにより観測する。

真空紫外光源は 浜松ホトニクス L1835 出力 150Wを用いており、波長 400nm以下のUV域に連続スペクトルを有している。真空紫外光は、光源から放射される光の発散を軽減するためにLiF製のレンズによりビーム化した後、顕微鏡の対物レンズに設けられた孔を通して、試料に照射される。真空紫外光源には、MgF₂の窓が用いられており、また、光路にLiFのレンズが使用されていることから、照射光のエネルギーの最大値は約 10.8eVである。この光路中には光学フィルターも設けられており、照射（波長）エネルギーを選択することができる。今回の実験ではフィルターを用いていないので、10.8eV以下のスペクトルの光が試料に入射している。

今回使用した試料を表1に示す。試料はそれぞれ非導電性と導電性、無機系とSi系に分かれている。これらの試料は、それぞれ図3に示すように40mm角のアルミニウム基板上に白色系塗料として塗装されている。この大きさでは実験装置に導入することが不可能であるため図に示すように切断しサンプルAとサンプルBを取り出し、AとBそれぞれで実験を行い、その平均を実験結果としている。ただし、AZシリーズの試料は、本実験を行ってから紫外線照射後の表面抵抗率と体積抵抗率の測定を行うといった都合上、図のように中央の25mm角の部分を実験用サンプルとしている。これらの試料はそれぞれ図に示すように背後電極上にカーボンテープと導電性の接着剤を用いて固定し使用している。

次に、実験の手順について示す。測定する場所は、図4のように試料の白色系塗料塗装部分の6mm角の部分である。放出型電子顕微鏡の三つのユニポテンシャルレンズには試料表面を約250倍に拡大することができるような電圧がそれぞれ印加されており、蛍光板上には試料表面の0.12mmの部分の像が投影されている。試料を0.2mmステップでx-z方向にラスタースキャンしながら蛍光板に接続されている微小電流計によってそれぞれのサンプルで電流値の測定を行い、実験結果とする。

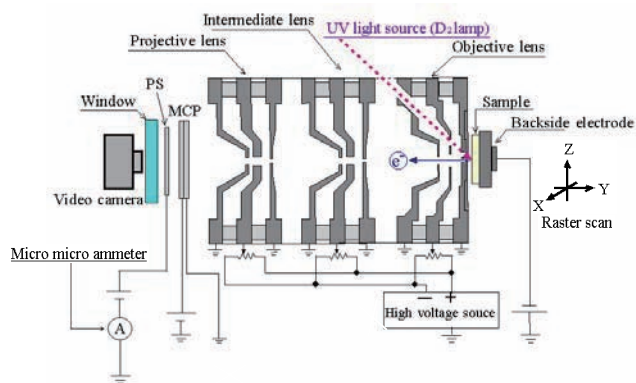


図2 放出型電子顕微鏡概略図

表1 実験で使用了試料

名称	導電性	特徴
Z-93P	非導電	無機系白色塗料
AZ-93		
S13G		Si系白色塗料
Z-93C	導電	無機系白色塗料
AZ-2000		
AZ-2100		
DS13N		Si系白色塗料

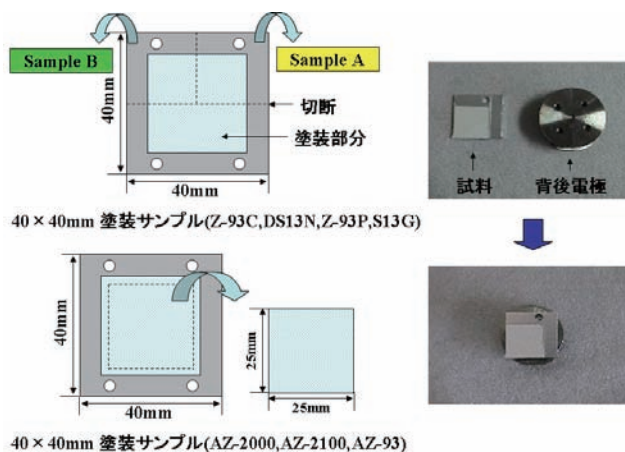


図3 試料の概略図

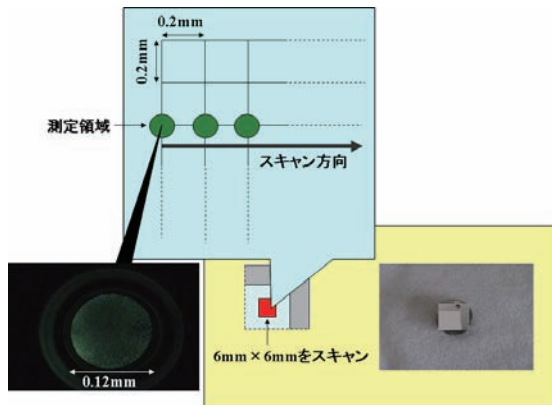
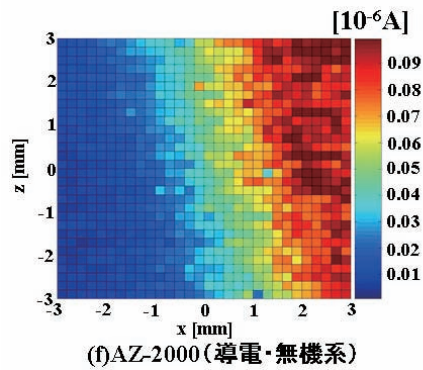
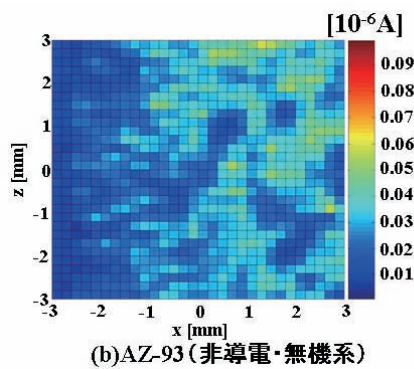
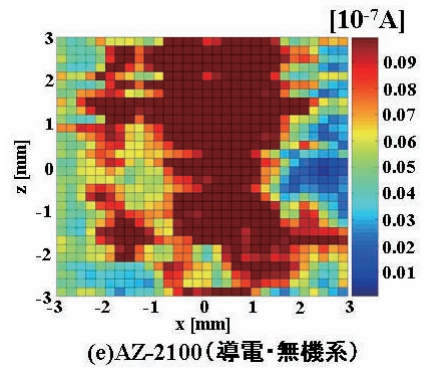
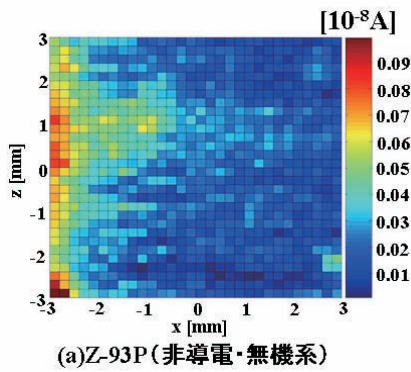
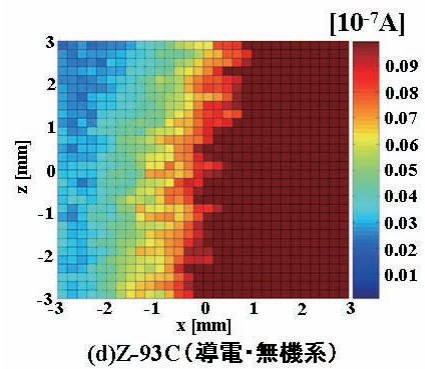
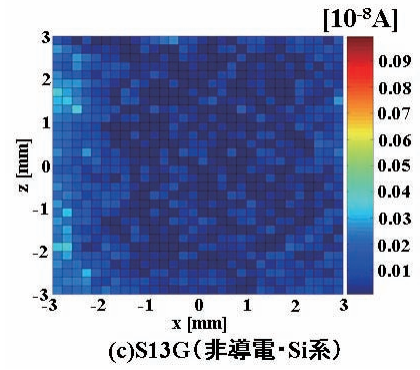


図4 測定範囲

3. 実験結果

各試料の光電子電流の分布を表したものが図5である。横軸がx方向、縦軸がz方向である。各セルの色により電流値の大小を表している。また、測定した電流値の最大値、最小値、平均値、標準偏差を試料ごとにまとめたものを表2に示す。



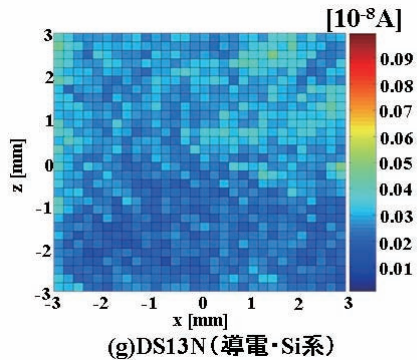


図5 各試料における電子電流値の分布

表2 各試料における電子電流の測定値

名称	導電性	特徴	最大値 [nA]	最小値 [nA]	平均値 [nA]	標準偏差 [nA]
Z-93P	非導電	無機系	1.17	0	0.162	0.1592
AZ-93			59.3	6.24	26.4	10.16
S13G		Si系	0.359	0	0.070	0.0774
Z-93C	導電	無機系	24.9	2.05	20.6	6.110
AZ-2000			118	3.48	47.9	32.11
AZ-2100			20.3	0.525	8.28	4.019
DS13N		Si系	0.473	0.104	0.334	0.0555

図5 (c)、(g)と表2より、Si系の試料は導電・非導電にかかわらず測定された電流が非常に小さいことが確認された。また、図5 (d)、(e)、(f)と表2より、導電性の無機系試料であるZ-93C、AZ-2000、AZ-2100は標準偏差の値が大きくなっており、電子が放出しやすい場所とにくい場所があるのではないかと考えられる。ただし、AZ-93だけは例外的に標準偏差の値が大きくなっている。また、表2より、導電性の試料のほうが非導電性の試料より電流値が大きく測定されていることが確認される(非導電性試料であるAZ-93を除く)。

今回の測定で図5の(d)や(f)のように、あるxの値を境にして電流値が大幅に変化している場所が存在しているのは注意すべきところであると考えられる。これが試料のもつ特性によるものなのか(塗りむらが生じやすい、凹凸が生じやすい等)、あるいは測定上の人為的なミス(試料をカットする際に試料を曲げてしまった、あるいは背後電極に試料を固定する際に誤ってわずかに角度をつけて固定してしまった、試料と背後電極との間の導電性が十分に確保されていなかった等)によるものなのかを確認する必要があるのではないかと考えられる。

4. まとめ

- Si系試料(S13G、DS13N)の光電子電流値は、無機系試料(Z93P、AZ-93、Z-93C、AZ-2000、AZ-2100)の光電子電流値よりも小さい
- 導電性の無機系試料(Z-93C、AZ-2000、AZ-2100)は光電子を放出しやすい場所とにくい場所の差が大きい
- 非導電性試料よりも導電性試料のほうが、非導電性試料AZ-93を除いて、光電子電流が大きく測定された

文献

- (1)A. D. Archer, "Spectroscopic Studies of Field-Induced Electron Emission from Isolated Microstructures", PhD Thesis, Aston University, 1992
 (2)Rod V Latham, "High Voltage Vacuum Insulation ; Basic Concepts and Technological Practice", pp.82-84, Academic Press, London, 1995

GPM/DPR プロジェクトで使用される 熱制御材料の表面抵抗率・体積抵抗率の測定

高橋 昌宏(埼玉大学), 山納 康(埼玉大学), 仁田 工美(JAXA), 小林 信一(埼玉大学)

Measurement of Surface and Volume Resistivity of
thermal control materials used for the GPM/DPR project
Masahiro Takahashi (Saitama University), Yasushi Yamano (Saitama University),
Kumi Nitta (JAXA), Shinichi Kobayashi (Saitama University)

This paper describes surface and volume resistivity of materials used for thermal control of a GPM/DPR project's satellite. Materials used were three kind of white inorganic paint materials, which were called "AZ-93, AZ-2100 and AZ-2000" respectively. These inorganic paint materials are planned to be used for the antenna portion of DPR. The surface resistivity and volume resistivity were measured in atmospheric and vacuum condition. The measurement results showed that the surface resistivity in vacuum condition becomes higher than that in atmospheric condition. As the cause, the influence of moisture vapor adsorbed on the surface of thermal control materials can be considered.

キーワード: 真空, 表面抵抗率, 体積抵抗率

Keywords: Vacuum, Surface resistivity, Volume resistivity

1. はじめに

現在、地球温暖化による気候の変化と考えられる水不足、洪水等が多発しており、今後もこのような異常気象が増えることが予想されている。これらの問題に対応するために、淡水資源の源である降雨を正確に把握し、異常気象への予測や対策の技術を向上させることが必要と becoming.

このため全球降水観測計画(GPM:Global Precipitation Measurement)が進められている⁽¹⁾。GPM計画は二周波降水レーダー(DPR: Dual-frequency Precipitation Radar)とマイクロ波放射計を搭載した主衛星と副衛星群で構成されており、観測範囲を高緯度まで広げ、より高精度、高頻度の観測を目指している。このプロジェクトの主衛星に搭載されるDPRは高感度な降水観測と降水システムのパラメータの推定ができ、これらの情報を用いて推定降水量の精度を向上させることが可能になる。

DPR のアンテナ部分に使われる熱制御材料を選定するには、機械的特性、熱光学特性、そして電気的特性などの特性評価が必要不可欠となるが、電気的特性に関しては国内では未評価であるため、データの蓄積が必要とされている。

ここではアンテナ部の熱制御材料について表面抵抗率・体積抵抗率を測定したので報告を行う。特に表面抵抗率は周囲環境によって大きく変化することが予想されるので、大気中の測定に加えて、真空中において測定を行った。それらの測定結果に加え、真空中で代表的なアルミナセラミックスの表面抵抗率・体積抵抗率の測定結果についても併せて述べる。

2. 測定試料

測定に使用した熱制御材料は AZ-93, AZ-2000, AZ-2100 の3種類である。測定した熱制御材料の特性を表1に示す。AZ-93 は非導電性の無機系白色塗料で、AZ-2100、AZ-2000 は導電性の無機系白色塗料であり、いずれも水溶性の塗料である。ここで膜厚は公称値である。図1に、熱制御材料と光学顕微鏡による塗料表面拡大画像を示す。熱制御材料はアルミ板上の25mm四方に塗布しており、塗料表面を光学顕微鏡で拡大すると、図1のような凹凸を確認できた。

これらの試料を真空容器に導入すると容器内圧力が大きく上昇し、脱ガスの多い試料であることがわかった。脱ガスが多い理由として、塗料が水溶性であるため塗料内部に水分を多く含んでいる影響が考えられる。

表1 熱制御材料の特徴

名称	導電性	特性	膜厚[μm]
AZ-93	非導電性	無機系白色塗料・ 水溶性	133
AZ-2100	導電性		145
AZ-2000			

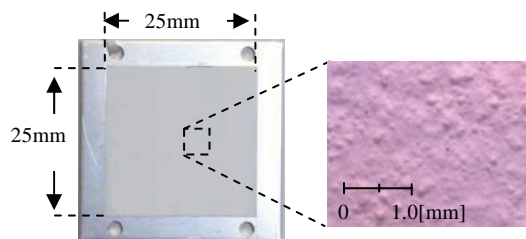


図1 熱制御材料の写真

3. 実験方法・装置

実験は、真空中で表面抵抗率・体積抵抗率測定を行うことができるin-situ実験装置を用いて行った⁽²⁾。図2にin-situ実験装置の概略図を示す。この装置で実際に大気に開放するのは試料導入容器のみであり、他の容器は常に $10^{-7} \sim 10^{-8}$ Paの超高真空中に保たれて、大気の影響による汚染物質の吸着などを防ぐことができる。真空中での抵抗率の測定は同図に示す電圧印加試験容器で行った。

本実験では図1で示した熱制御材料に対して、抵抗率測定用に銀ペーストを用いて電極を作製した⁽³⁾。電極作製後の試料の概略図を図3に、各電極の寸法を表2に示す。

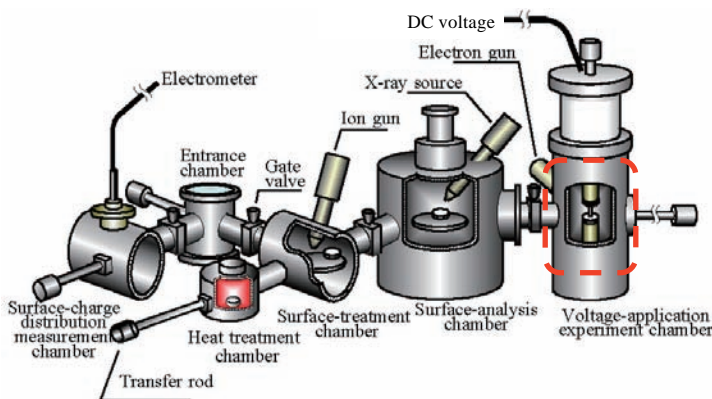


図2 in-situ 実験装置

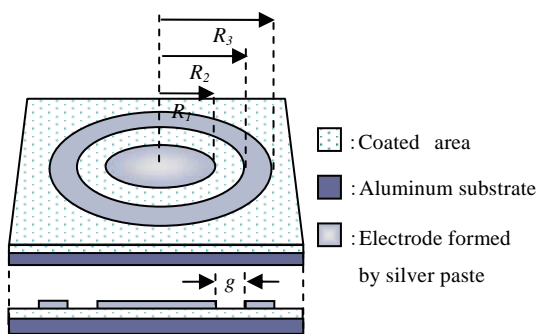


図3 電極作製後の熱制御材料の概略図

表2 電極作成後の試料の寸法(単位: [mm])

R_1	R_2	R_3	電極間距離 g
6.0	8.0	11.0	2.0

また、絶縁破壊試験容器内に作成した表面抵抗・体積抵抗の測定回路を図4、図5に示す。これらの回路により、試料表面に流れる電流 I_s および試料内部を流れる電流 I_b を測定することができ、表面抵抗率・体積抵抗率を算出することができる。

表面抵抗率 σ [Ω]の算出は、印加電圧 V [V]、塗料表面に流れた電流値 I_s [A]を用いて、(1)式に従って算出する⁽³⁾。

$$\text{表面抵抗率 } \sigma = \frac{P V}{g I_s} [\Omega] \cdots (1)$$

ここで g は電極間隔、 P は有効円周長であり、(2)式および(3)式で表される。

$$\text{電極間隔 } g = R_2 - R_1 = 2.0 \times 10^{-3} \text{ m} \cdots (2)$$

$$\text{有効円周長 } P = 2\pi \times \left(\frac{R_1 + R_2}{2} \right) = 2.2 \times 10^{-2} \text{ m} \cdots (3)$$

また体積抵抗率 ρ [$\Omega \text{ m}$]の算出は、測定した電圧 V [V]、塗料内部を流れた電流値 I_b [A]を用いて、(4)式に従って算出する⁽³⁾。

$$\text{体積抵抗率 } \rho = \frac{A V}{t I_b} [\Omega \text{ m}] \cdots (4)$$

ここで t は塗料の膜厚、 A は有効面積である。各塗料の膜厚を表1に示す。また有効面積 A は(6)式で表される。

$$\text{有効面積 } A = \pi \times \left(\frac{R_1 + R_2}{2} \right)^2 = 1.54 \times 10^{-4} \text{ m}^2 \cdots (6)$$

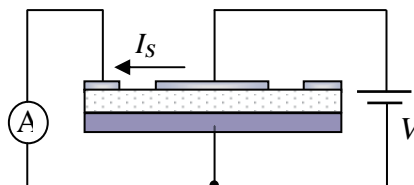


図4 表面抵抗測定用回路

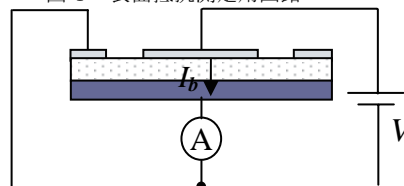


図5 体積抵抗測定用回路

実験手順としては、大気中で抵抗率を測定し、続いて同一試料を用いて真空中で表面抵抗率を測定した。

4. 結果および考察

AZ-2100 について、大気中と真空中での印加電圧と表面抵抗率の関係を図6に示す。また大気中と真空中での印加電圧と体積抵抗率の関係を図7に示す。

真空中の表面抵抗率は $2.5 \times 10^{11} \Omega$ (100V値)で大気中での測定結果に比べて、3桁以上高くなった。これは真空中で、試料表面に吸着していた水蒸気などの吸着物質が脱離したためであると考えられる。一方、大気中と真空中で体積抵抗率の測定結果を比較すると、真空中で塗料内部に含まれる水分が脱離するためか、真空中の体積抵抗率が大気中の測定結果より、やや高くなったが、表面抵抗率ほどは大気中と真空中で大きな変化は現れなかった。その理由として表面抵抗率が試料表面の吸着ガスや汚染物の影響を受けるのに対して、体積抵抗率は試料内部を流れる電流により算出されるため、試料周囲の環境の影響は少ないからであると考えられる。

各塗料(AZ-93、AZ-2000、AZ-2100)の表面抵抗率の測定結果を表3に示す。また同様に、各塗料の体積抵抗率の測定結果を表4に示す。

表3から、いずれの各塗料においても真空中での表面抵抗率が大気中に比べて大きく増加することが確認できた。既に述べたように、水溶性である塗料の表面および内部に多量に含まれていた水分が真空中で脱離したため、表面抵抗率が大きく増加したと考えられる。さらにAZ-93、AZ-2000、AZ-2100の表面抵抗率を比較すると、数値に大きな差が見られず、非導電性塗料(AZ-93)と導電性塗料(AZ-2000、AZ-2100)の違いが表面抵抗率には現れないことが確認できた。

一方、表4より、各塗料について大気中と真空中で体積抵抗率はほとんど変化しないこと、さらに表面抵抗率の測定結果と同様に、非導電性塗料(AZ-93)と導電性塗料(AZ-2000、AZ-2100)の違いが体積抵抗率にも現れなかったことが確認できた。

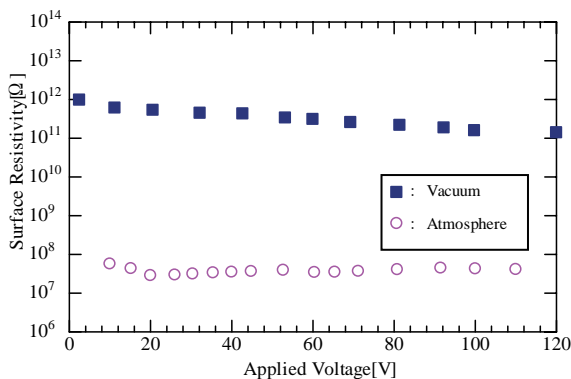


図6 印加電圧と表面抵抗率の関係

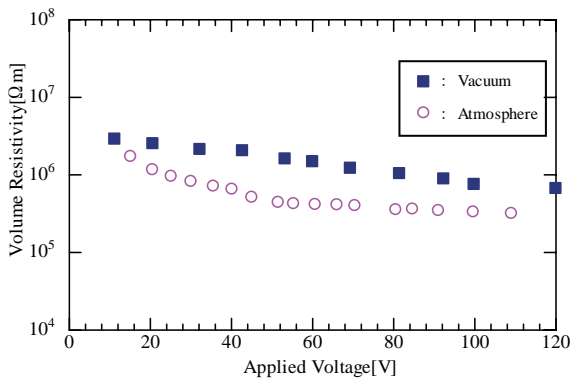


図7 印加電圧と体積抵抗率の関係

表3 各塗料の表面抵抗率(単位: [Ω]) (100V 値)

	導電性	大気中	真空中
AZ-93	非導電性	7.9×10^7	2.1×10^{11}
AZ-2000	導電性	5.2×10^7	3.7×10^{11}
AZ-2100		4.0×10^7	2.5×10^{11}

表4 各塗料の体積抵抗率(単位: [Ωm]) (100V 値)

	導電性	大気中	真空中
AZ-93	非導電性	4.3×10^5	7.3×10^5
AZ-2000	導電性	1.0×10^6	1.1×10^6
AZ-2100		3.3×10^5	1.3×10^6

< 補足実験 >

大気中および真空中で抵抗率を測定した塗料とは別のサンプルの AZ-93、AZ-2000、AZ-2100 を用意し、これらに紫外線を照射した後に、真空中で抵抗率を測定した。紫

外線照射した領域を図8に示す。塗料の中心部分 6mm四方に最大エネルギー10.8eV (115nm)の紫外線を照射し、その照射した領域に銀ペーストで電極を作製した。表面抵抗率を測定する際に塗料表面の電極間を流れる電流を測定するが、今回、この電極間の塗料表面には紫外線を照射していないので、表面抵抗率の測定には紫外線を照射したことによる影響が現れないと考えられる。その一方で、試料内部を流れる電流には影響が出る可能性があり、そのため体積抵抗率の測定には紫外線を照射したことによる影響が現れる可能性がある。真空中における紫外線照射前後の各塗料(AZ-93、AZ-2000、AZ-2100)の表面抵抗率の測定結果を表5に示す。また同様に、紫外線照射前後の各塗料の体積抵抗率の測定結果を表6に示す。

紫外線照射前後で、表面抵抗率の測定結果に大きな違いが見られなかった。表面抵抗測定に大きく影響する塗料表面の電極間には紫外線を照射していないので、この結果は妥当だと言える。一方、体積抵抗率のほうは照射前後で試料によって差が現れた。これは塗料に紫外線を照射したことによる影響も考えられるが、それ以外にも紫外線を照射した塗料と照射していない塗料で塗料内部に含まれる水分の脱離量の違いも測定結果に影響していると思われる。

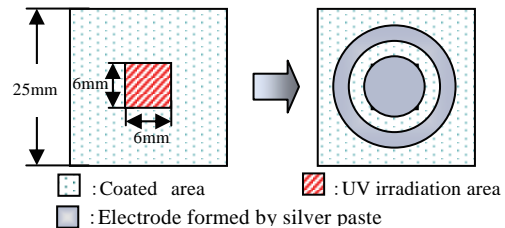


図8 紫外線照射した領域

表5 各塗料の表面抵抗率(単位: [Ω]) (100V 値)

	真空中(紫外線照射前)	真空中(紫外線照射前)
AZ-93	2.1×10^{11}	2.0×10^{11}
AZ-2000	3.7×10^{11}	3.7×10^{11}
AZ-2100	2.5×10^{11}	2.4×10^{11}

表6 各塗料の体積抵抗率(単位: [Ωm]) (100V 値)

	真空中(紫外線照射前)	真空中(紫外線照射前)
AZ-93	7.3×10^5	1.2×10^6
AZ-2000	1.1×10^6	6.7×10^6
AZ-2100	1.3×10^6	7.5×10^5

また熱制御材料の抵抗率測定の参考データとして、真空中で代表的な絶縁材料であるアルミナセラミックス(純度 95%)の抵抗率測定結果を図8、図9に示す。

図8より、アルミナの表面抵抗率が大気中では $1.6 \times 10^{14} \Omega$ 、真空中では $6.7 \times 10^{16} \Omega$ となり、熱制御材料の結果と同様に真空中での表面抵抗率が大気中での測定結果に比べて大きくなった。

また図9より、体積抵抗率は表面抵抗率とは違い、大気中と真空中で変化は見られず、 $8.1 \times 10^{13} \Omega m$ となった。今回測定に使用したアルミナの体積抵抗率は、カタログ値で $> 10^{13} \Omega m$ となっており、測定結果が条件を満たして

いることから正しく測定ができていると考えられる。

今回の実験で、真空中での表面抵抗率が大気中に比べて大きく増加する傾向がみられた。そこで、絶縁破壊試験容器の容器内圧力を大気圧から中真空まで排気して、容器内圧力を下げていきながらアルミナの表面抵抗率を測定した。その結果を図10に示す。

大気圧から $1.0 \times 10^4 \text{Pa}$ に容器内圧力を低下させていくと、容器内圧力の低下とともに表面抵抗率が増加した。一方、容器内圧力を $1.0 \times 10^4 \text{Pa}$ からさらに下げていくと、表面抵抗率は増加することなく、ほぼ一定の値を示した。その後、排気した状態から大気圧になるまでHeガスを注入していくと、同図に示すように表面抵抗率は減少せず、真空環境の表面抵抗率と同様の値を示しました。このことから、大気中の表面抵抗率の値には周囲環境の水蒸気とその吸着量が大きく関わっている可能性があることがわかる。

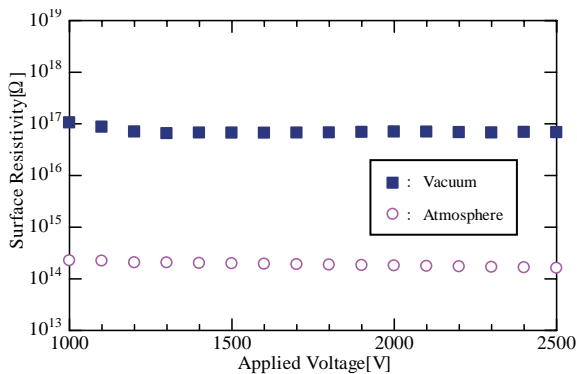


図8 印加電圧と表面抵抗率の関係

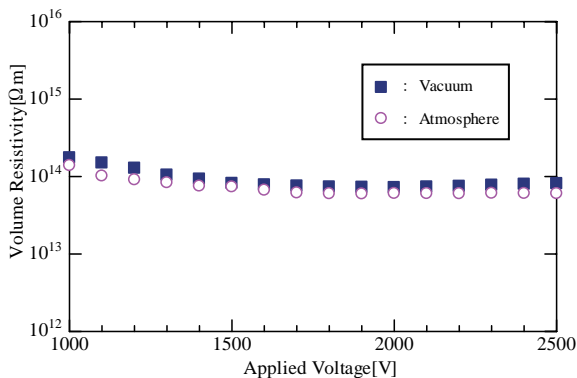


図9 印加電圧と体積抵抗率の関係

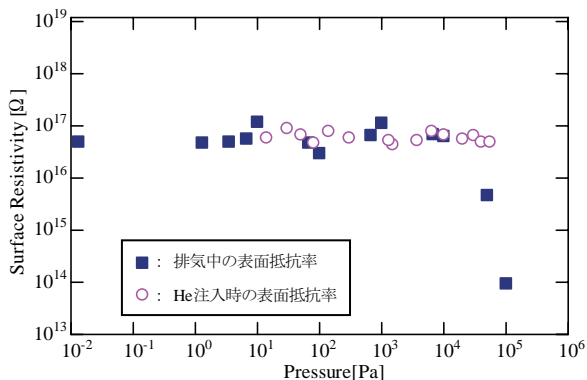


図10 容器内圧力と表面抵抗率の関係

5. まとめ

測定した全ての熱制御材料において、大気中よりも真空中で表面抵抗率が高くなることが確認できた。アルミナの容器内圧力と表面抵抗率の関係から、表面抵抗率は周りの雰囲気により大きく変化し、その中でも水蒸気の影響が最も大きいと考えられる。

一方、体積抵抗率は真空中の測定結果の方が大気中の測定結果より、やや高くなったが、表面抵抗率ほど大気中と真空中で大きな変化は現れなかった。

また非導電性塗料(AZ-93)と導電性塗料(AZ-2000、AZ-2100)には表面抵抗率・体積抵抗率に明確な違いが現れなかった。

文 献

- (1) 全球降水計画パンフレット, JAXA
- (2) Tumiran, Suharyanto, Y.Yamano, S.Kobayashi, and Y.saito: "Effect of In-situ Annealing Ceramics in Vacuum", Proc. XIV Int. Sym. High Voltage Engineering, p. C-14 (2005)
- (3) 日本規格協会編:「JIS ハンドブックセラミックス」, Vol.35, pp.140-207 (2002)

電子線照射絶縁材料の導電率計測

党 巍*、田原麻衣、田中 康寛、高田達雄、渡邊力夫
(武蔵工業大学)

Measurement for Conductivity in Electron-beam irradiated Insulating Materials

Wei Dang, Mai Tahara, Yasuhiro Tanaka, Tatsuo Takada and Rikio Watanabe
(Musashi Institute of Technology)

Abstract

Spacecrafts flying in GEO (Geo-synchronous Earth Orbit) are always exposed to plasma and radioactive-rays such as α -, β - or γ -rays. Especially in GEO, dielectric materials are expected to be irradiated by high energy electron-beam. In the case of high energy electron beam irradiation, the electrons are injected into the bulk of dielectric materials and they accumulate in them. Because there are no basic data based on practical experiments, it is difficult to expect when and how an accident of ESD (erector-static discharge) caused by accumulated charge will happen on spacecraft. Therefore, we need to measure the charge distribution in the bulk of dielectric materials. We have been developing a system for measuring such a charge distribution in dielectric materials using, so-called, PIPWP (Piezo-induced pressure wave propagation) method. However, the spatial resolution was low and it was difficult that the space charge distribution measurement in the material used with actual spacecrafts. To obtain a good experiment result, we must use the PEA (Pulsed Electro-Acoustic) method. It is necessary to develop a new PEA measurement system, for a real-time, continuous measurement to secure reliability while irradiating the sample. In this report, It introduces a small, real-time Space Charge Measurement System using PEA method.

Key words: space charge, PEA method, electron beam.

1. はじめに

近年、環境観測衛星「みどり II」や火星探査機「のぞみ」の電源系や回路系などの故障が、太陽フレアによって放出された宇宙線にあったとの原因報告がなされており、宇宙線による絶縁体の帯電・放電現象の観測・評価が要求されている。そのためには、宇宙環境を模擬し、絶縁材料中に帯電した電荷の分布や帯電、放電の過程を調査することが必要である。

また、われわれの研究室では、比較的低電圧(~100kV)の電子線を試料に真空中で照射できる小型チャンバと電子線を照射しながら電荷分布を測定する圧力波 (Pressure Wave Propagation: PWP) 法による測定装置があるが、PWP法では、試料が直接信号検出用の増幅器に接続されているため、絶縁破壊や放電などをともなう電荷分布測定は困難である。一方われわれの研究室で開発された静電応力 (Pulsed Electro-Acoustic: PEA) 法では、試料と測定系が分離されており、絶縁破壊や、放電をともなう現象の観測に適している。そこで、絶縁破壊や放電をともなう電荷分布測定を行うために、電子線照射しながら電荷分布を測定できる PEA 装置の開発が必要となる。

開発する PEA 測定システムは一般的な PEA 装置と比べ、照射中に測定するために上部電極に照射用窓を開ける必要があり、また、真空チャンバに入れるために小型でなければならない。また、PEA 法は測定が容易で電氣的雑

音に強いという特徴があるが、絶縁破壊をともなう現象を観測するためにはノイズ遮断シールド技術を用いて、できるだけノイズを削減する必要がある。

本研究では以上の注意点を検討して新たな PEA 装置を設計、製作し、電子線照射中の絶縁材料内に蓄積する電荷の分布および電子線照射後の試料内部導電率変化の測定を行った。

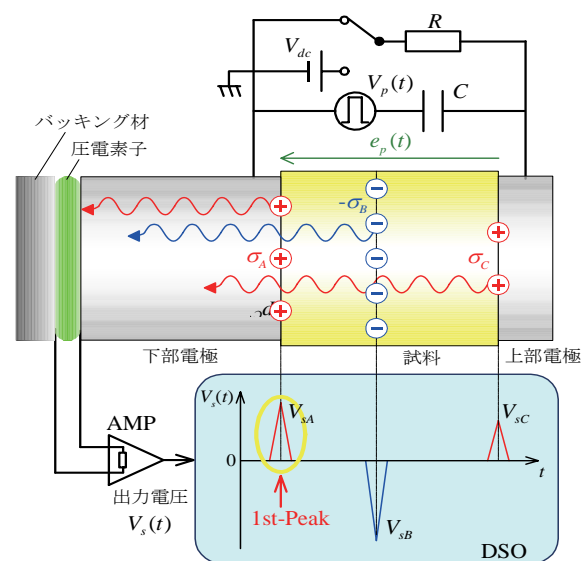


図 1. PEA 原理図

2. PEA 法の原理

図 1 にパルス静電応力法 (PEA 法) の原理図を示す。内部に電荷が蓄積した試料にパルス電圧を印加すると、電荷はパルス電界により微小変位して圧力波を発生する。この圧力波は試料・電極中を伝搬し、圧電素子の圧電効果により電圧信号として検出される。検出信号は電荷に比例した大きさを持ち、空間電荷の位置から検出部までの圧力波の到達時間差によって試料の深さ方向の電荷分布を知ることができる。測定の位置分解能は試料に印加するパルス幅と検出部である圧電素子の厚さによって決まる。この手法の利点としては信号検出部が電氣的にシールドされているため電氣的雑音に強いこと、試料をシールド内部に設置する必要がないため測定時の操作性に優れている。

また、信号検出部が試料と電氣的に分離されているので、試料に絶縁破壊が起きても測定器を破壊することがないことや、ステップ電圧印加時や交流電圧印加時の測定にも使用できることが大きな利点である。

3. 測定装置の評価

パルス幅を 5ns とし、高電圧を 0.5, 1, 1.5, 2kV と変化させて測定を行った。図 2 に真空中で高電圧を 0.5kV~2kV まで変化させたときの参照信号を示す。図 3~図 6 に各高電圧をかけたときの大気中と真空中における電荷密度、電荷密度の peak 値、電界分布と電位分布と印加された電圧の関係を示す。

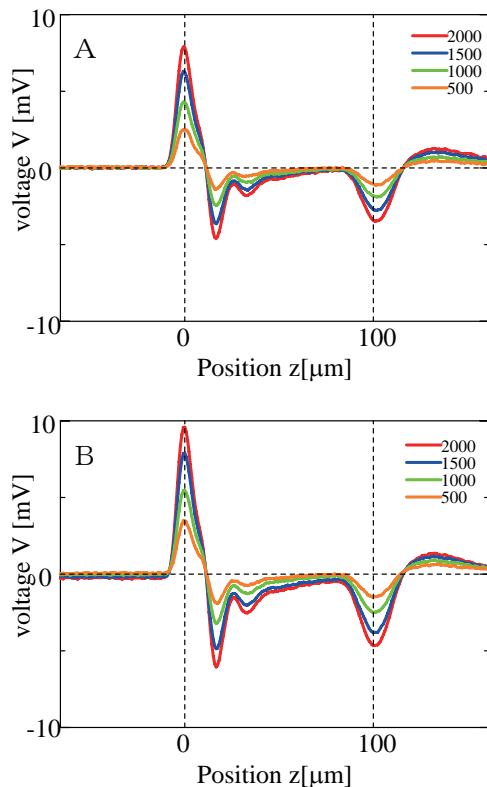


図 2 電圧信号. A : 大気中、B : 真空中

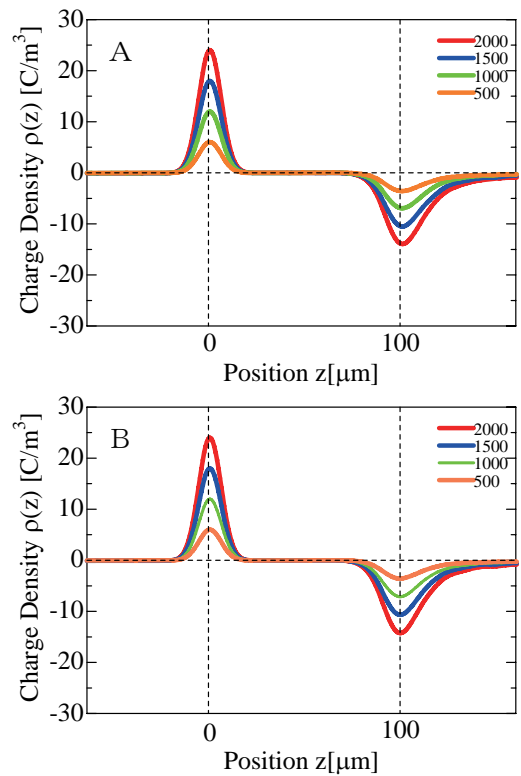


図 3 電荷密度. A : 大気中、B : 真空中

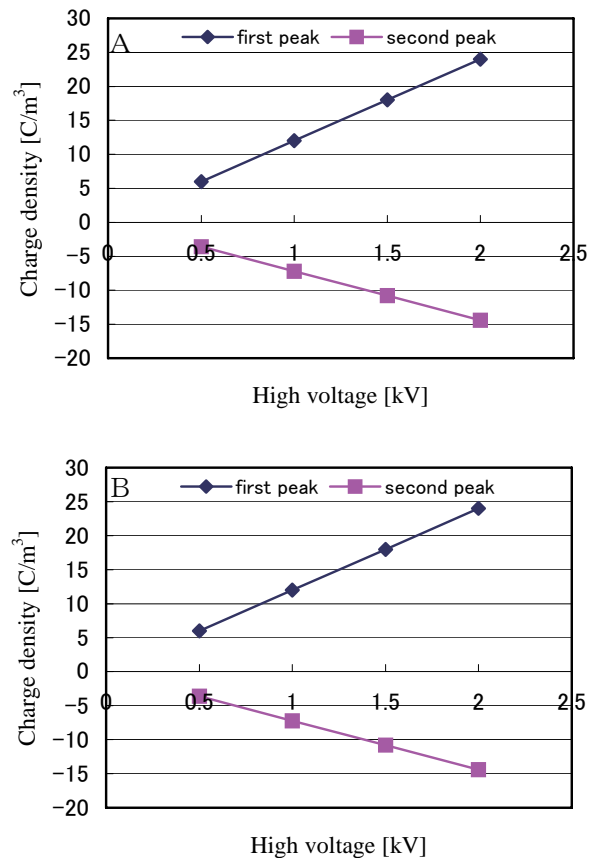


図 4 各電圧における電荷密度の peak 値
A : 大気中、B : 真空中

大気中、真空中における first peak・second peak の電圧・信号処理後の電荷密度は高電圧にほぼ比例していることがわかる。また、電界・電位も高電圧に比例していることが確認できた。よって、PEA 装置は正しく機能していることがわかった。

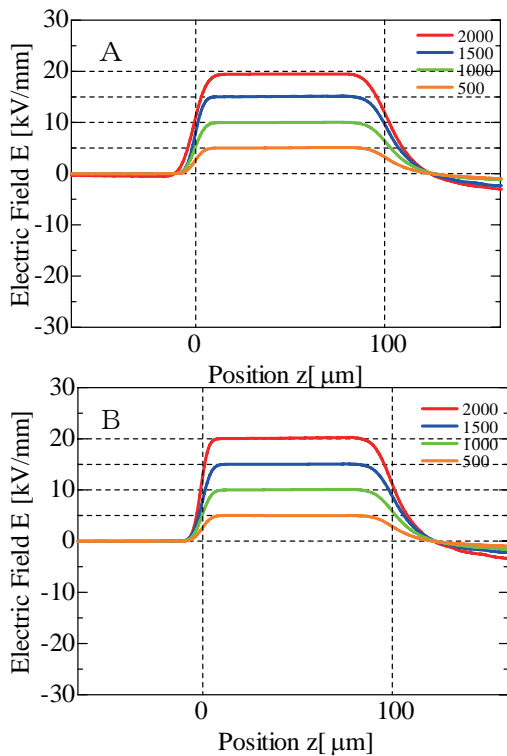


図5 電界分布 A：大気中、B：真空中

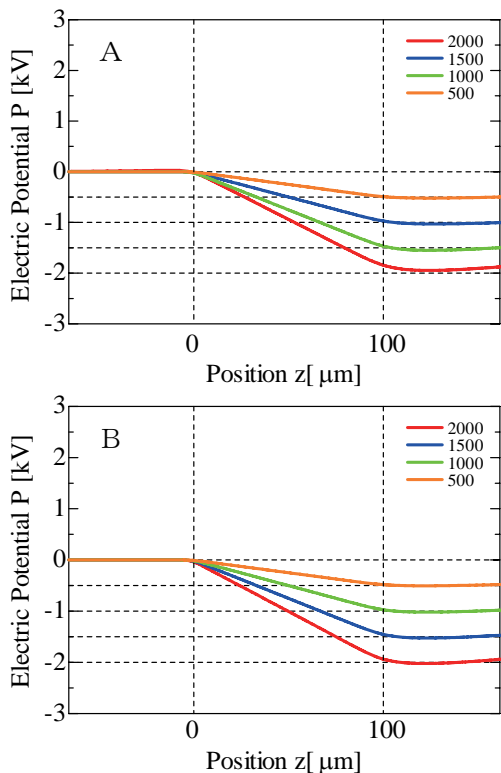


図6 電界分布 A：大気中、B：真空中

4. 測定システム

図7に開発された測定装置を示す。この装置には、電子線照射のために上部電極に電子線照射の窓が設置してある。また、本測定装置では、空間電荷分布と放電電流測定を交互に行うために図7に示すようにSWが設置されている。電子線照射中の空間電荷分布測定ではSWにより上部電極を接地して用いる。また、電子線照射後の空間電荷分布と放電電流の交互測定では、SWで上部電極をグランドもしくは電流計に接続する。この装置を用いて、空間電荷分布と放電電流の交互測定を電子線照射後に行った。

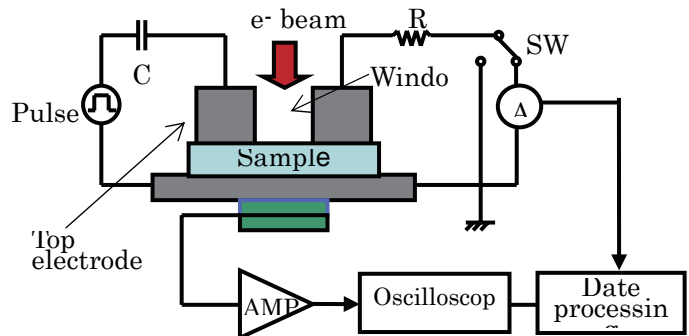


図7. 測定システム

5. 導電率算出

絶縁体の断面積 S 、厚さ d 、抵抗 R 、抵抗率 ρ とすると

$$R = \rho \frac{d}{S} \quad (1)$$

と表され、この ρ の逆数が導電率 κ [$\Omega^{-1} \cdot \text{m}^{-1}$] である。また、電流密度 J と電界 E を用いて導電率 κ は以下のように表される。

$$\kappa = \frac{J}{E} \quad (2)$$

図8にPEA装置の電流の流れを示す。ここで式(2)の電流密度 J は試料内部を電荷が移動することにより発生する電流密度であるから、伝導電流を算出する必要がある。電極に挟まれた試料内部に電荷が蓄積しているとする。空間電荷が Δt 秒後、右に移動すると伝導電流が発生する。また、試料内部は電界が時間的変化するため、変位電流が発生する。電流連続式より以下の関係がなりたつ。

$$J(t) = J_c(x,t) + \varepsilon \frac{\partial E(x,t)}{\partial t}$$

① ③ ②

(外部回路電流=伝導電流+変位電流)

外部回路電流①は電流計を用いて測定できる。(図8)変位電流②は電界の時間微分より求め、電界分布は電荷分布の積分により求めることができるので、PEA法による電荷分布の経時変化測定より変位電流が求まる。式(3)より、伝導電流③を算出できる。また、式(2)より、導電率の式は電流密度 J と電界 E を用いて導電率 κ は表される。

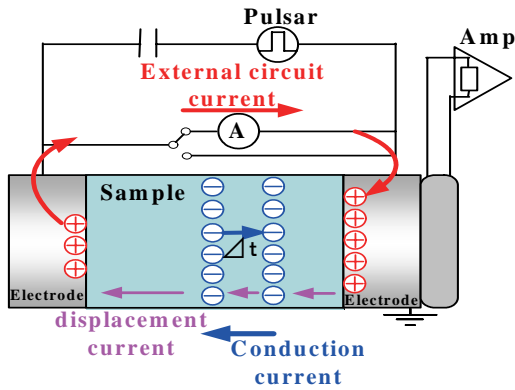


図8 外部回路電流と変移電流と伝導電流の関係

6. 測定装置

図9に本研究で使用するPEA装置の概略図を示す。真空状態で、電子線を直接試料に照射することを可能にするため、上部電極に直径8mmの照射孔があいており、電子線照射中の空間電荷分布を測定することが出来る。また、この装置を用いて放電電流を測定するため、外部に抵抗を設置できる構造になっている。

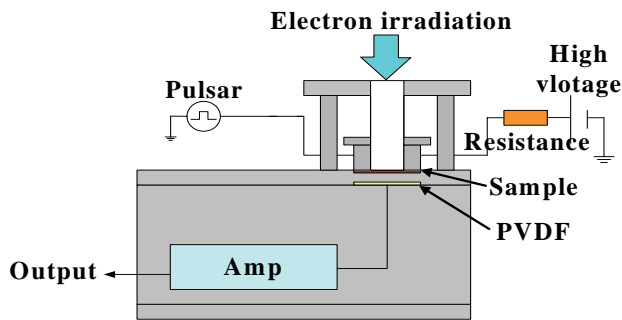


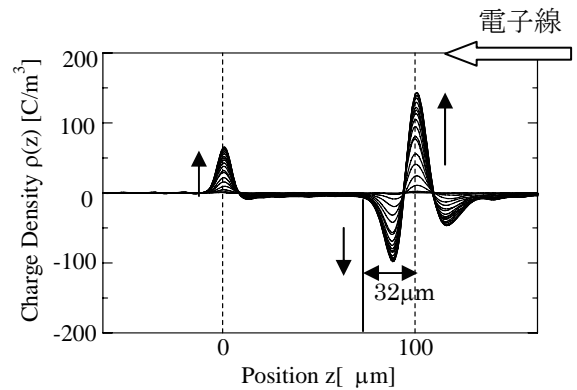
図9 PEA装置のイメージ図

7. 実験結果

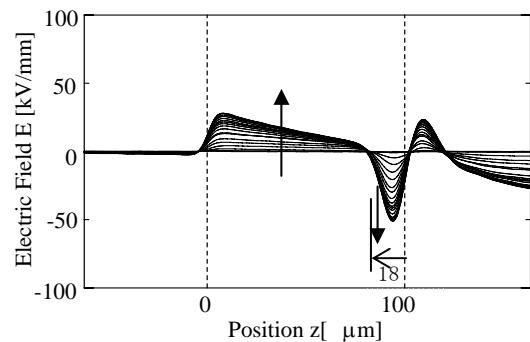
PEA装置を用いて、真空中における電子線照射実験を行い、空間電荷分布測定を行った。また照射後、空間電荷分布測定と同時に放電電流測定を行った。試料にはTeflon® 100 μm を用い、電子線の加速電圧を40keVとして測定を行った。ここでは、電子線照射中20分間、照射後20分間の合計40分間、1分間隔で測定を行った。表1に電子線照射実験の測定条件を示す。また、図10(a)に照射中の電荷分布、図10(b)に照射中の電界分布、図11(a)に照射後の電荷分布、図11(b)に照射後の電界分布、図12に総電荷量、図13に放電電流測定を示す。図10(a)より電子線照射時間が経過するとともに負電荷が照射電極近傍に蓄積し、徐々に増加する様子が観測された。また、蓄積する負電荷の量が増加するとともに電極面上に誘導される電荷の量も増加していることが分かる。

表1 電子線照射実験の測定条件

加速電圧	40[keV]	
電流密度	300nA/cm ²	
測定時間	照射中	20[min]
	照射後	20[min]
測定間隔	1[min]	



(a) 照射中の電荷分布



(b) 照射中の電界分布

図10 照射中電荷と電界分布

図10(a)より、負電荷が分布している先端は、照射電極面上から深さ約32 μm であった。また、電荷が蓄積するとともに、試料内部の電界は増加し、照射面側の電界は、電子線照射終了時点では50kV/mmに達していることがわかる。一方、電子線終了後では、図11より明らかのように、負電荷が時間とともに減少し、それにともない電界が変化していることがわかる。この負電荷の照射時間ともなる増減を確認するために負電荷のピークの部分を深さ方向で積分することにより得た電荷密度総量をプロットしたものが図12(充電時)および図13(放電時)である。図12より、総電荷量の最大値は照射17分後で-1.01mC/m²となった。また、図13は、電子線照射終了後の外部電流の時間変化を示している。

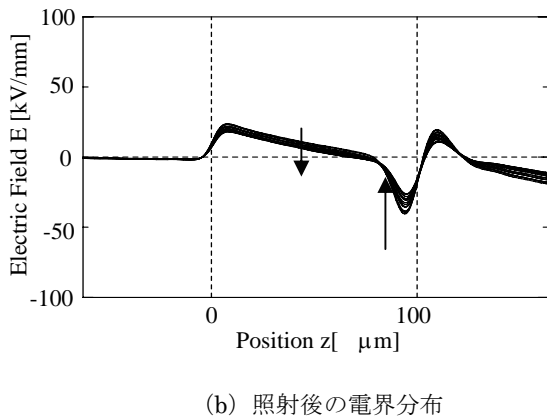
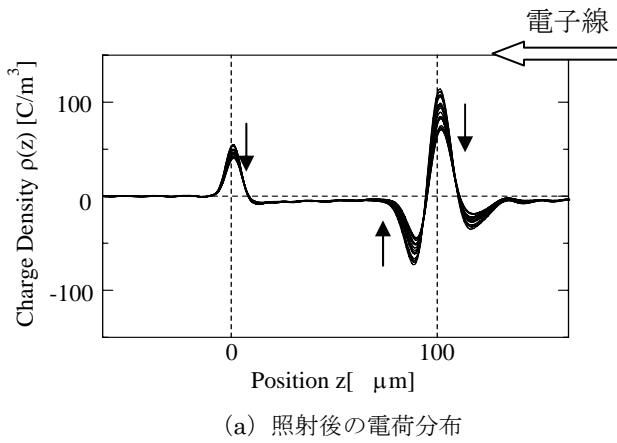
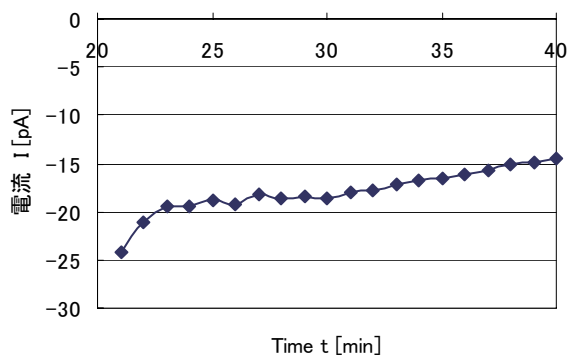
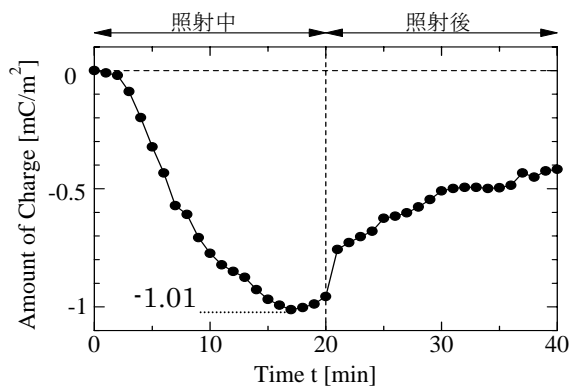


図 11 照射後電荷と電界分布



この図より、時間経過とともに電流が徐々に減少していく様子が観測された。なお、電流は正電荷が照射面から流れ出る方向を正としており、今回測定された電流は負の値を示しているため、負電荷が流れ出すことにより電流が生じていると推測される。ただし、観測された電流は外部回路を流れる電流であるため、試料内部の電荷の移動（伝導電流）と、それにとりあう両電極上の誘導電荷の変化（変位電流）の和として表される。そこで得られた電荷分布、電界分布、放電電流の結果より、伝導電流の分布を算出し、さらに導電率を算出することを試みた。

試料 Teflon® 100 μm を用いた空間電荷分布測定の結果と放電電流測定の結果より、伝導電流を算出し、さらに導電率を算出した。図 14 に照射後の (a) 電荷分布 (b) 電界分布 (c) 伝導電流 (d) 導電率の結果を示す。

図 14(c) に示した伝導電流より試料内部の伝導電流は同図 (b) の電界分布における電界零面付近を境に、照射電極側が負、対向電極側が正の伝導電流となっていることが分かる。伝導電流のキャリアは負電荷であると考えられるので、この場合の負の電流は負電荷が照射電極側に、正の電流は負電荷が対向電極側にそれぞれ移動したことを示している。試料内部の伝導電流算出結果から考慮すると、照射面側に流れる電流が対向電極側に流れる電流よりも大きいことが分かる。つまり、照射により蓄積した電荷の多くは照射終了後、照射面側に戻っていることが分かる。

次にこの伝導電流を電界で割ることによって得られた導電率の分布を図 14(d) に示した。ただし、電荷により割り算を行うので電荷が 0 の付近では算出結果が発散してしまうため、電界が $2E-14$ 以上あるいは $2E-15$ 以下の部分は表示せず空白として表した。さらに、伝導電流の値が小さい場合、誤差が大きくなると考えられるので、ここでは、伝導電流、電界ともに比較的大きな領域（図中 A、B）の導電率について考察する。図中 A の領域は導電率が約 $10E-15$ であり、B の領域では約 $6E-15$ である。これを比較すると A の領域の導電率に比べて B の領域の導電率が小さいことが分かる。これ以外の領域でもおおむね、照射面側の導電率は対向電極側よりも大きくなっている。これは電子線照射され、電荷が通過した領域では高エネルギーの電子が通過したことにより、試料に物理的なダメージを与え、導電率が変化したと考えられる。

このような現象は、一般的に RIC (radiation induced conductivity) として知られており、今回の実験結果は RIC が実際に試料内部で生じることを示していると考えられる。しかし、今回の導電率の差は比較的に小さな差であり、今回使用した Teflon® 波電子線照射によって生じる RIC が比較的小さな材料であると考えられる。しかし、今回の実験によって、電子線を照射した試料において、導電率が分布することが確認できた。

8. まとめ

PEA 法を用いて、電子線照射用小型な測定器を開発した。さらに開発した装置を用いて、外部回路電流を測定することにより、伝導電流および伝導率を算出する測定システムを提案し、それらの算出を試みた。

参考文献

- [1] 藤井, 園田, 西本: 「宇宙環境における帯電放電現象及び材料劣化」
電学論 A, 113, 9, pp609-617 (1993)
- [2] 電気学会技術報告 第 834 号 pp. 10-13
- [3] 平成 14 年 修士論文高橋聡史
「宇宙環境下における内部帯電計測装置の開発」
- [4] 前野, 福永, 田中, 高田: 「高分解能 PEA 電荷測定装置における信号処理」
電学論 A, 115, 5pp. 405-410 (1995)
- [5] 足立, 田中, 高田: 「空間電荷測定 PIPWP 法と PEA 法の比較と電荷量校正」
電学論 A, 118, 11pp. 405-410 (1995)
- [6] 電気学会技術報告 第 834 号 pp. 6-9

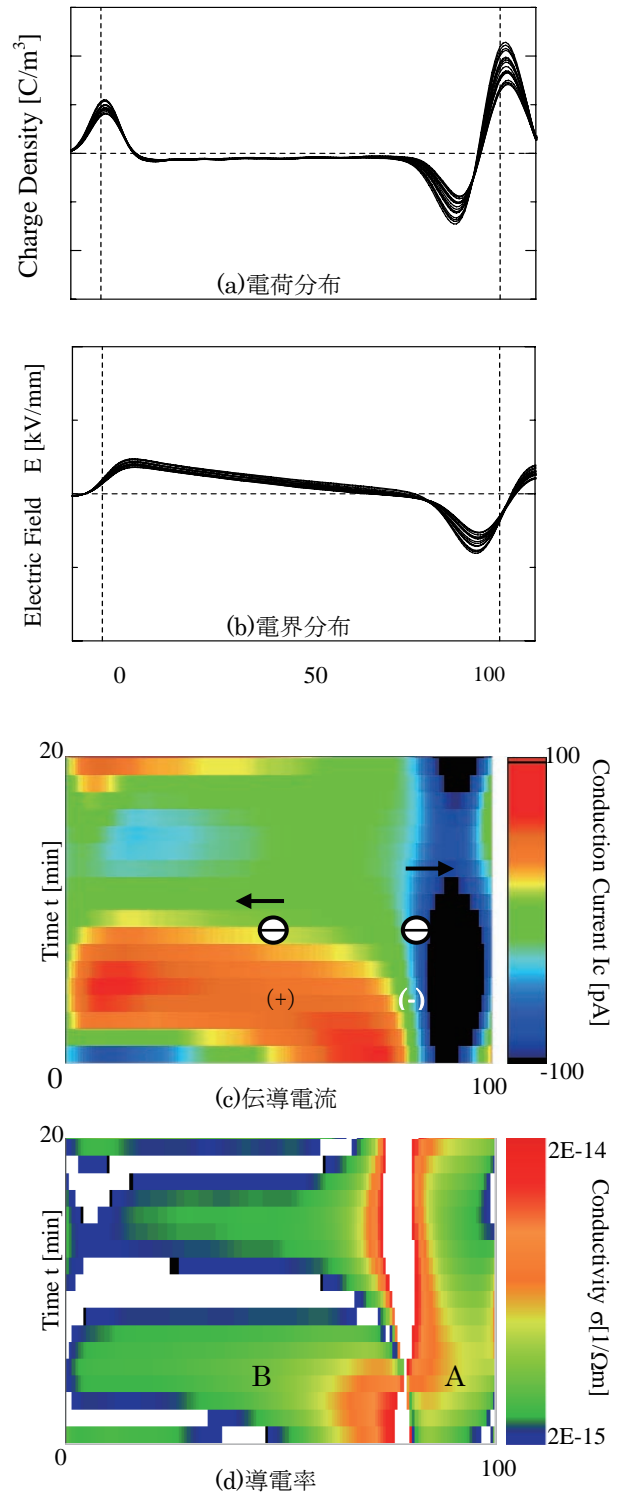


図 14 照射後の測定結果(a)電荷分布
(b)電界分布 (c)伝導電流 (d)導電率

誘電体内部電荷蓄積に対する試料温度の影響

福島 吉博, 渡邊 力夫
(武蔵工業大学)

研究背景

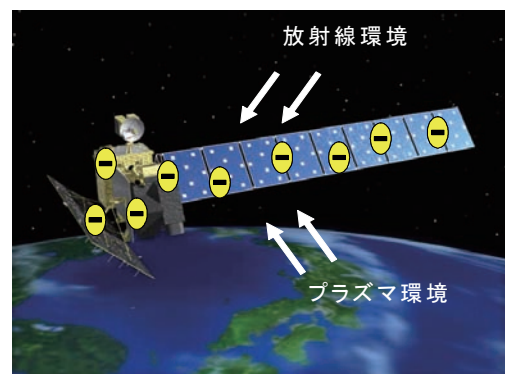
現在地球周辺の宇宙空間には通信観測衛星や宇宙ステーション等の様々な宇宙機が活動している。



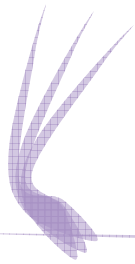
軌道を周回するなかで、放射線環境・プラズマ環境にさらされ、**帯電**する。

帯電が宇宙機に及ぼす影響

- ・ 絶縁破壊を起こし材料が劣化
- ・ 搭載電子機器の誤作動・故障



宇宙環境



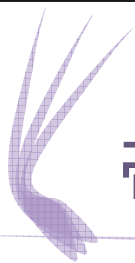
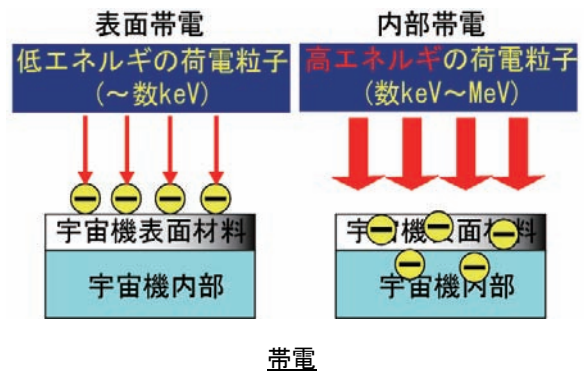
帯電現象

表面帯電

低エネルギーの荷電粒子が宇宙機表面の誘電体材料上に蓄積する現象。

内部帯電

高エネルギー荷電粒子が誘電体内まで深く進入し蓄積する現象。



帯電現象

表面帯電

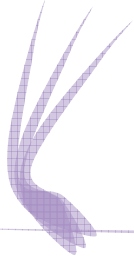
- ・ 1970年代よりNASAを中心として研究
- ・ メカニズムはほぼ解明されている

↳ 対策が施され表面帯電による故障は**減少**

内部帯電

- ・ 研究され始めて十数年程しか経っていない
- ・ 電荷蓄積分布は十分に解明されていない
- ・ 直接宇宙空間での計測例もない

↳ 内部帯電に効果的な**対策ができない**



宇宙機における温度変化

宇宙機がさらされる温度環境: **-150[°C]~+120[°C](LEO)**

温度の変動要因:

位置(日照, 日陰, 高度)

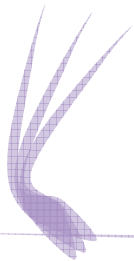
太陽活動及びそれに起因する地球周辺環境変動

内部帯電した誘電体材料の除電には温度による加熱が有効である.

電荷の蓄積と温度には密接な関係がある.



内部帯電現象における**温度の影響を把握**することが必要である.



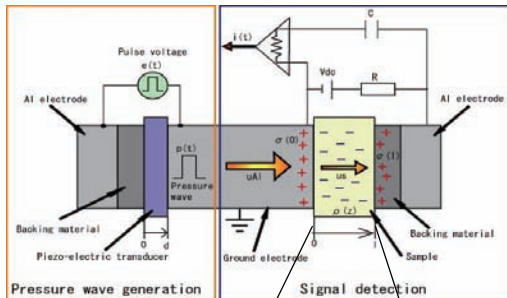
目的

内部帯電現象における**温度の影響を把握**することが必要



誘電体内部に蓄積した電荷の分布を直接計測し, 電荷蓄積の温度依存性を調べる.

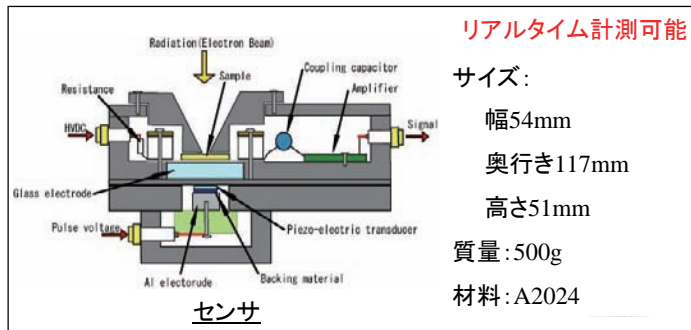
計測原理(圧電素子誘起圧力波法)



計測原理図



システム構成図



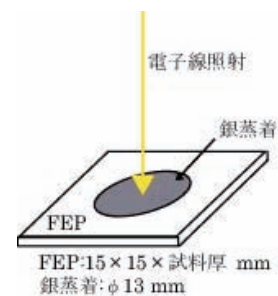
リアルタイム計測可能

サイズ:
幅54mm
奥行き117mm
高さ51mm
質量:500g
材料:A2024

測定試料・実験内容

測定試料;

- 測定試料名: シルバライズド・テフロン FEP(片面銀蒸着テフロン)
- 試料厚: 127[μ m]
- メーカー: Sheldahl
- 用途: 人工衛星保護用耐熱フィルム
- 連続使用温度範囲: $-180[^\circ\text{C}] \sim +150[^\circ\text{C}]$



試料形状

実験内容;

- 電子線照射中の電荷分布のリアルタイム測定(60分照射)
- 照射終了後の電荷分布の測定
 - 真空チャンバ内で放置した場合.
 - 試料温度を上昇させた場合.

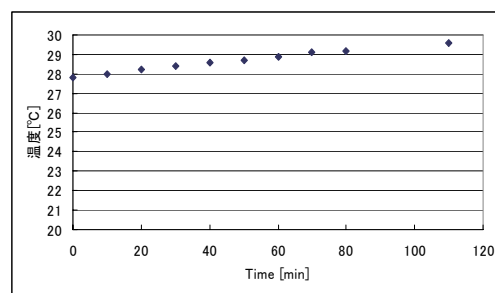


電子線照射終了後, 真空チャンバ内で放置した場合



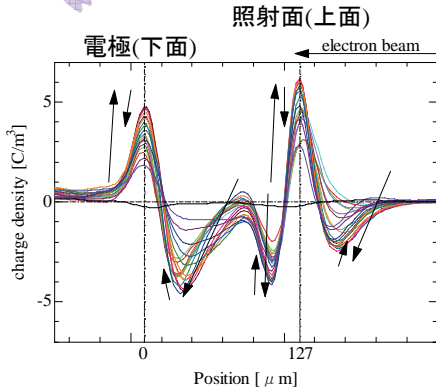
実験条件

- 照射条件
 - 照射時圧力 4.0×10^{-5} [Pa]
 - 照射エネルギー 30[keV]
 - エミッション電流 43[μ A]
 - 照射時間 1時間
 - 測定間隔 5分刻み(最初の10分のみ1分刻み)
- 放置条件
 - 測定時間 1時間50分
 - 測定間隔 10分刻み



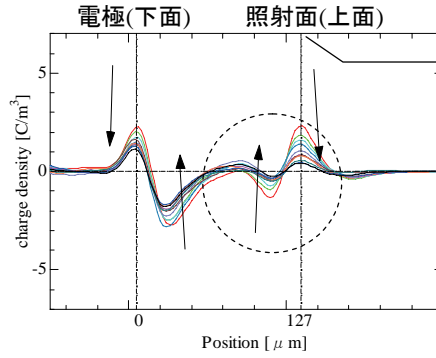
温度履歴

電荷密度分布



電子線照射中

- 時間とともに電荷が蓄積
- 蓄積がピークに達した後、減少
- 試料内部に2つのピークがある



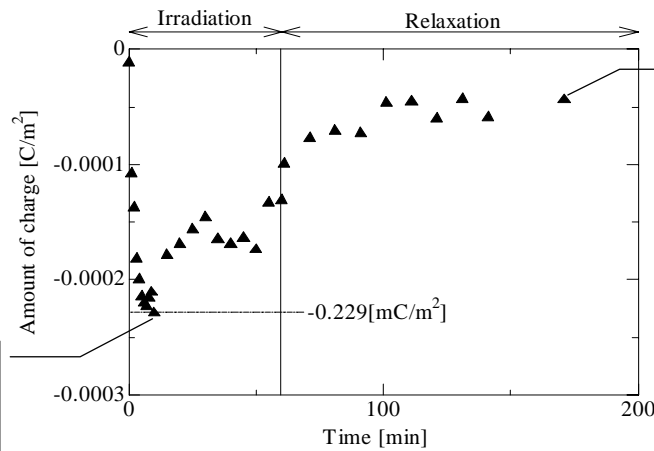
電子線照射後放置

- 破線の円で囲まれたほうのピークでは、何もしなくても、電荷は減少
- もう一方のピークでは、電荷が抜けきらない

- 電子線照射されている面
- 銀蒸着されている面

↓
電荷が逃げやすくなっている

総電荷量履歴



照射開始10分でピークに達し、その後減少

電荷は完全にはぬけない

電子線照射後、放置

電子線照射後、放置した場合、電荷はすべて逃げない。



電子線照射終了後、 温度を上昇させた場合



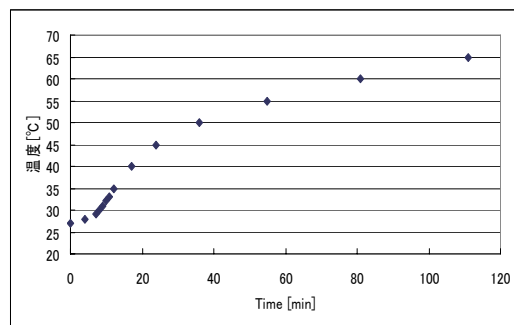
実験条件

- 照射条件

- 照射時圧力 2.8×10^{-5} [Pa]
- 照射エネルギー 30[keV]
- エミッション電流 43[μ A]
- 照射時間 1時間
- 測定間隔 5分刻み

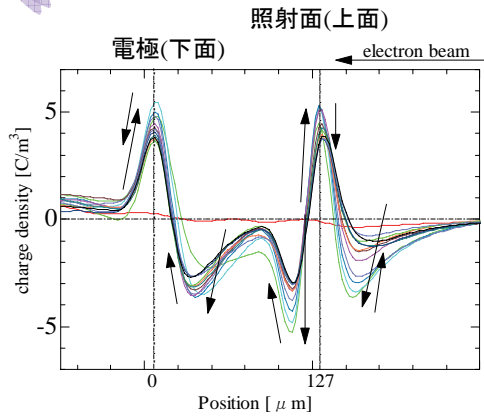
- 温度上昇条件

- 測定開始温度 27.0[$^{\circ}$ C]
- 測定終了温度 65.0[$^{\circ}$ C]
- 測定時間 1時間51分
- 測定間隔 27.0~35.0[$^{\circ}$ C]まで, 1[$^{\circ}$ C]刻み
35.0~65.0[$^{\circ}$ C]まで, 5[$^{\circ}$ C]刻み



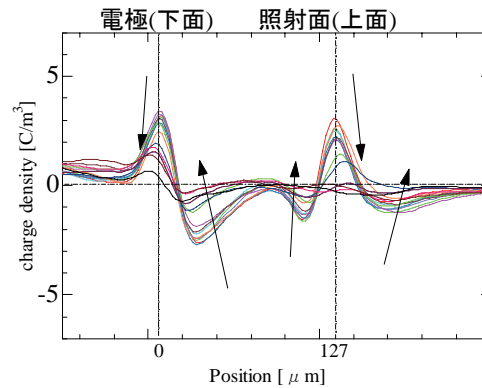
温度履歴

電荷密度分布



電子線照射中

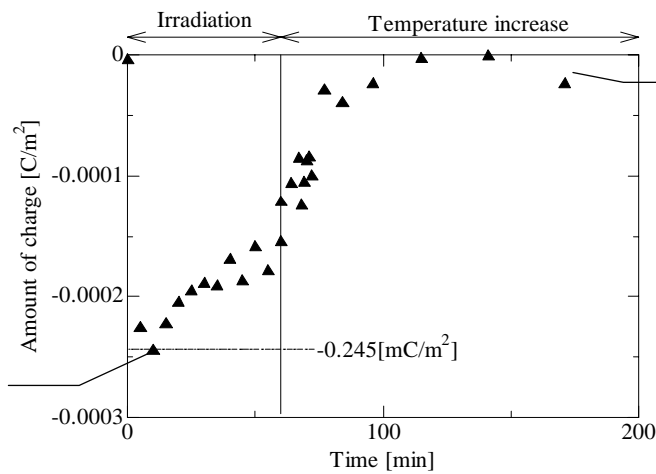
- 時間とともに電荷が蓄積
- 蓄積がピークに達した後、減少
- 試料内部に2つのピークがある



電子線照射後温度上昇

- 温度上昇とともに、電荷蓄積量も減少
- 最終的に、ほぼ電荷が蓄積していない状態まで戻った

総電荷量履歴



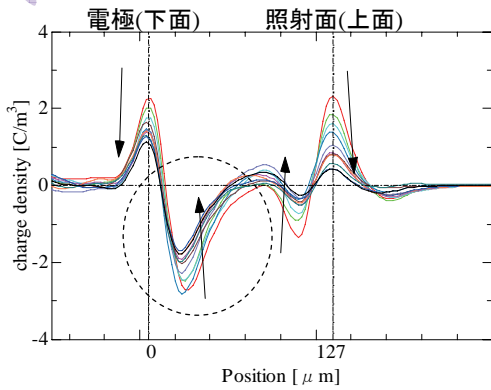
照射開始10分でピークに達し、その後減少

総電荷量はほぼ0まで減少

照射中・照射後温度上昇

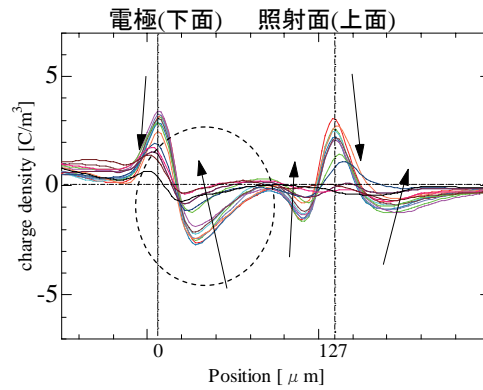
電子線照射後、温度を上昇させた場合、総電荷量はほぼ0まで減少

電荷密度分布の比較



照射後放置

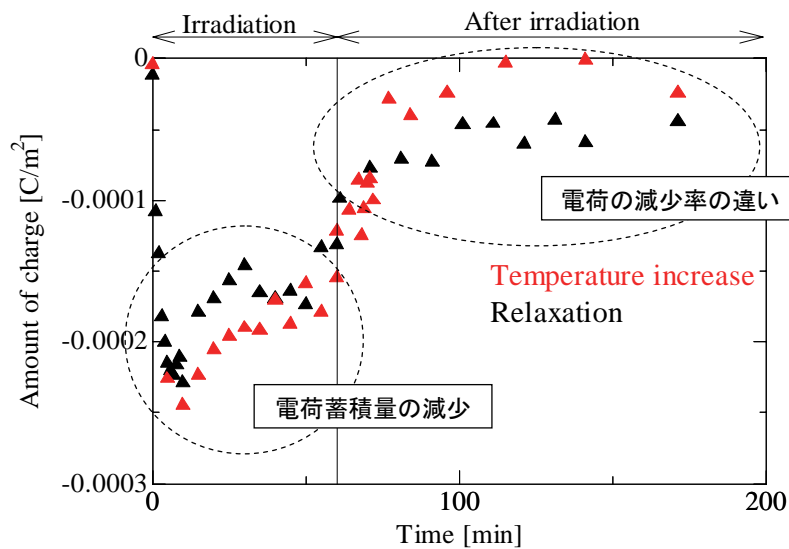
- 破線の円で囲まれたほうのピークは、電荷がすべて逃げていない
- もう一方のピークでは、電荷が減少している



照射後温度上昇

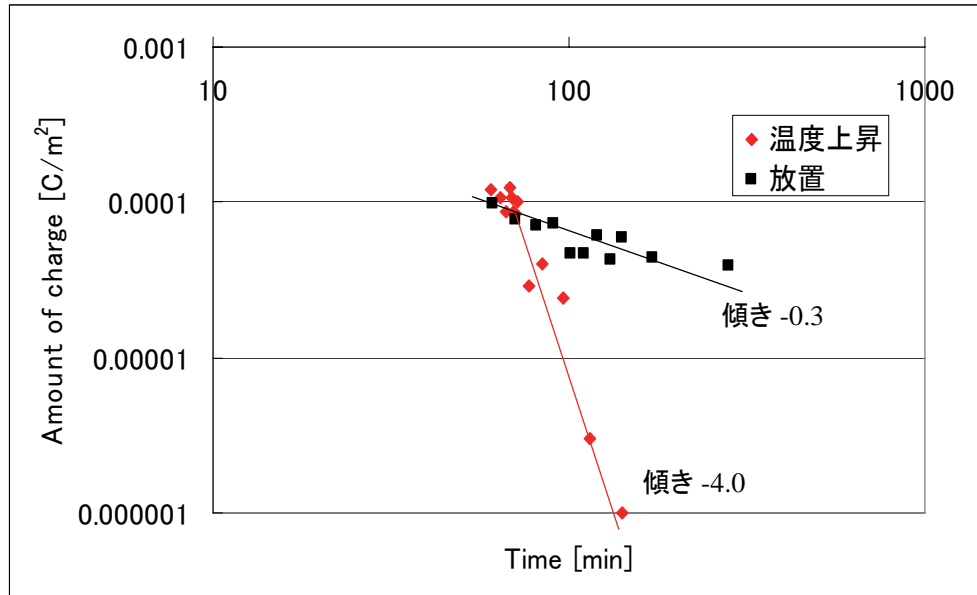
- 両方のピークで、電荷が減少している
- 最終的に、電荷が蓄積していない状態まで戻っている

総電荷量履歴の比較

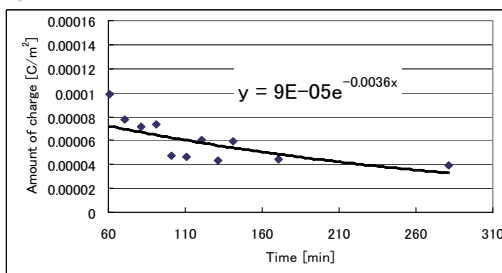


温度上昇時・放置時

総電荷量履歴の比較(両対数)



時定数

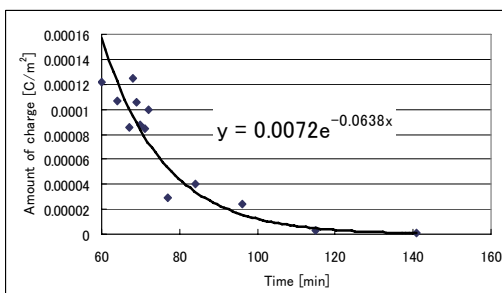


放置時の総電荷量(反転・近似式)

放置時

$$\alpha = 0.0036$$

$$\tau = \frac{1}{0.0036} = 277.777... \cong 278[\text{min}]$$

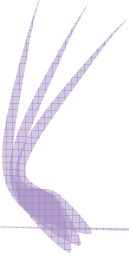


温度上昇時の総電荷量(反転・近似式)

温度上昇時

$$\alpha = 0.0638$$

$$\tau = \frac{1}{0.0638} = 15.67398... \cong 15.7[\text{min}]$$



シルバライズドテフロンFEP(127 μ m)において、電子線照射中と照射終了後の測定波形を取得.

- 電子線照射中にもかかわらず、電荷蓄積量が減少していく.
- 加熱したほうが、電荷蓄積量の減少が激しい.



照射中でも電荷が逃げるのは？

- 電子線照射により電気伝導度が増加しているのではないか.

電気伝導度 δ [$1/(\Omega \cdot m)$]: 物質の電気伝導のしやすさを表す物性値

$$\delta = ne\mu$$

n: キャリア濃度 [m^3]

μ : キャリア移動度 [$m^2/V \cdot s$]

e: 電荷素量 [C]

キャリア濃度: 電気の流れを担う電子や正孔(キャリア)の数

キャリア移動度: キャリアの通り道の動きやすさ

電子線照射により、キャリア濃度・キャリア移動度が増加し、電気伝導度が増加したため、照射中でも電荷が減少した.

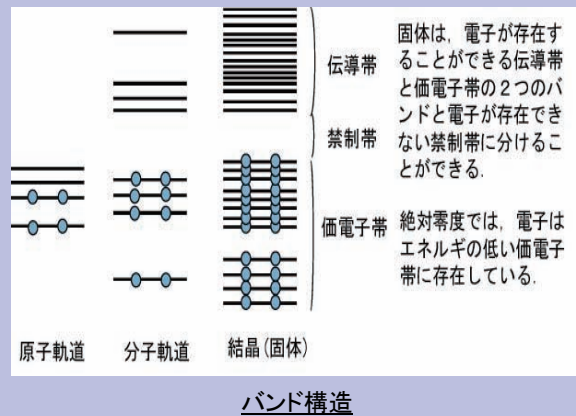
RIC (Radiation Induced Conductivity): 放射線誘起伝導度

加熱すると電荷が逃げるのは？

•加熱により、電子の挙動が活発になり電荷が逃げたのではないか。

バンド理論

- 原子が集まり分子になり、分子が集まり固体となる。
- 原子軌道も結合状態と反結合状態に分裂し、それが、分子から固体となる場合でも起こる。
- 電子の軌道は、疎な部分と密な部分に分かれる。



加熱すると電荷が逃げるのは？

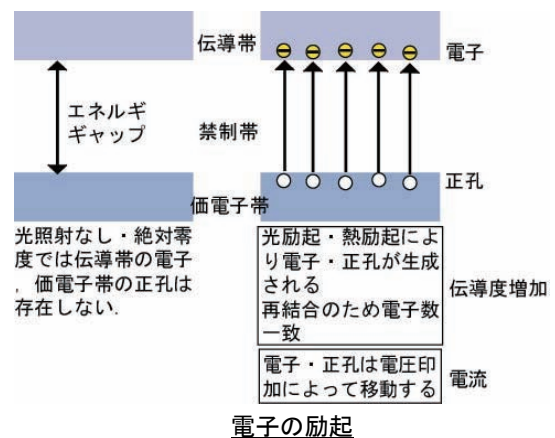
電気伝導度と温度の関係式

$$\delta \propto \exp\left(\frac{-E}{kT}\right)$$

δ : 電気伝導度 [$1/(\Omega \cdot m)$]
 E : 活性化エネルギー [J]
 k : ボルツマン定数 $= 1.3807 \times 10^{-23}$ [J/K]
 T : 温度 [K]

活性化エネルギー;


反応の出発物質の基底状態から遷移状態に励起するのに必要なエネルギー



価電子帯にある電子に熱エネルギーが与えられ、伝導帯に励起し、その結果、電気伝導度が増加したため、電荷が逃げた。



結論

- シルバライズドテフロンにおいて電子線照射実験をおこない、照射時間経過とともに電荷の蓄積していく様子を得た。
 - 電荷が蓄積し続けるわけではなく、電荷が蓄積できる飽和値があることがわかった。
 - 電荷濃度、電荷移動度が上昇するため、試料の電気伝導度が増加することがわかった。
 - 電子線照射後試料温度を上昇させた場合と、何もせず放置させた場合の電荷蓄積分布を比較し、温度による電荷蓄積への影響を調査した。
 - 温度上昇時の総電荷量減少率は、時定数で約18倍大きくなった。
 - 総電荷量の減少率には、温度変化による電気伝導度の影響が関係しているということがわかった。
- 

PTFE フィルム内電荷蓄積過程のモンテカルロシミュレーション

Monte-Carlo Simulation of Charge Accumulation
Process into PTFE Films for Spacecraft

渡邊 力夫 (武蔵工業大学工学部機械システム工学科)
rwata@sc.musashi-tech.ac.jp

田中 康寛 (武蔵工業大学工学部機械システム工学科)
tanaka@eml.mes.musashi-tech.ac.jp

1. 研究背景及び目的

人工衛星などの宇宙機の表面には、本体内部に搭載された電子機器を適正な温度状態に保持するためにテフロン®(C₂F₄)等の絶縁体が、熱制御材料として使用されている。熱制御材料は、そのまま宇宙機表面材として宇宙に露出した状態となる。そのため、これらの材料は、宇宙環境、とりわけプラズマ環境・放射線(主に電子および陽子)環境下で帯電してしまう(Fig.1)。蓄積した電荷は、一定量に達すると放電を起こし、搭載された電子機器の動作異常や絶縁破壊による故障を引き起こす。このため、宇宙機の信頼性向上・長寿命化のためには、宇宙機表面材の帯電現象を解明し、帯電を抑制・防止する技術を開発することが不可欠である。宇宙機帯電は表面帯電(Surface charging)と内部帯電(Internal charging)の二つに分けることが出来る(Fig.2)。表面帯電とは、低エネルギーの電子が、宇宙機表面材の表面に蓄積して帯電することを指し、内部帯電とは、高エネルギー

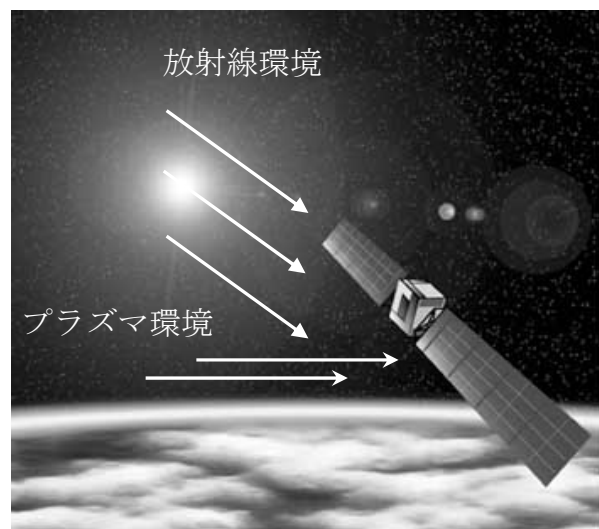


Fig.1 Space Environment

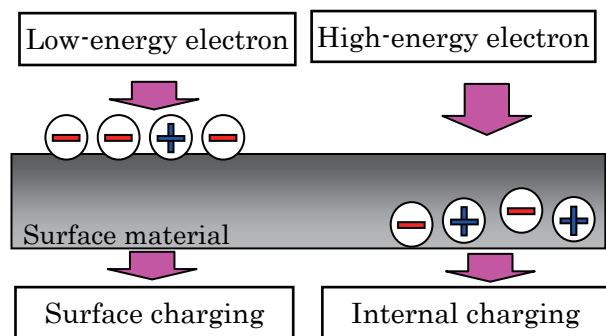


Fig.2 Two type of charge accumulation

の電子が表面材内部にまで侵入して帯電することを指す。表面帯電に関しては、1970年代から問題として指摘され、それにともない低軌道環境での研究が数多く行われてきた^[1]。しかし90年代以降、宇宙機の不具合原因として内部帯電が挙げられるようになった^[2]。本大学では、1999年に、実際の宇宙空間での計測可能なシステムとして、PIPWP法(Piezo-electric Induced Pressure Wave Propagation method: 圧電素子誘起圧力波法)を応用した電子線照射中での誘電体内部の電荷蓄積を測定する手法と装置の開発に成功した^[3]。また、これらの実験結果を検証するために、モンテカルロ法を用いて誘電体内に蓄積した電

子を粒子追跡する計算コードも開発された。しかし、モンテカルロ法による粒子追跡では、時間ステップは粒子と対象材料原子との平均衝突時間(おおよそ 10^{-16} 秒)と非常に短く、かつ定量的に信頼できるデータを得るためには、粒子数をある程度多数追跡しなければならない。そのためには並列計算の導入が必要不可欠で、今年度は並列コードの開発に主眼をおいて研究を進めた。

具体的には、宇宙機用表面材料として良く用いられているテフロン[®] (polytetrafluoroethylene, PTFE)を対象として、電子線照射下のフィルム内部の電荷蓄積過程をシミュレートすることにより、帯電現象の解明を行うことを目的とする。得られた電荷分布からは電界分布および電位分布を算出する。計算結果は他の計算結果及び電子線照射実験の結果と比較をし検討を行う。

2. 計算手法

電子の追跡は3次元ニュートン方程式を用い、外力として自己誘起電界を考慮する。テフロンは炭素とフッ素からなるが、電子と分子との散乱過程のモデルは未だ提唱されていないため、ここでは炭素原子とフッ素原子がランダムに分布していると仮定して、電子-炭素原子、電子-フッ素原子の反応を別個に扱った。考慮した反応は弾性散乱、電離、フォノン干渉、ポーラロン効果、電子捕捉の各素反応である。反応モデルはPalovらのモデルを参照した^[4]。このモデルに基づき、電子エネルギーの

関数として衝突断面積を計算した(Fig. 3)。電子のエネルギーは1eVから30keVを考慮したので、相対論効果は無視した。計算時間ステップとしては、平均衝突時間を採用した。得られた3次元の電荷分布はFig. 4に示す計算対象のx方向の分布に射影し、一次元の電荷分布に変換した。これは一次元の電荷分布を計測する実験にあわせたものである。一次元の電荷分布をポアソン方程式に従って積分することにより、電界および電位の分布を得た。現在のところ、MPIを用いた並列計算には成功したが、KDK計算機での並列化計算では未実現であり、早急に計算結果を得る予定である。

3. 計算結果及び考察

計算はPentium 4を8台並列で使用した計算機で行った。Figure5は30keVの電子を10,000個入射させたときの電荷密度分布である(本計算では、電離反応後に生じた二次電子も追跡

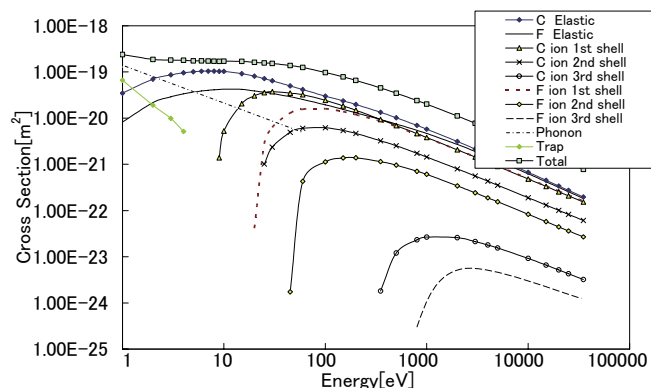


Fig.3 Cross sections for electron-Teflon[®]

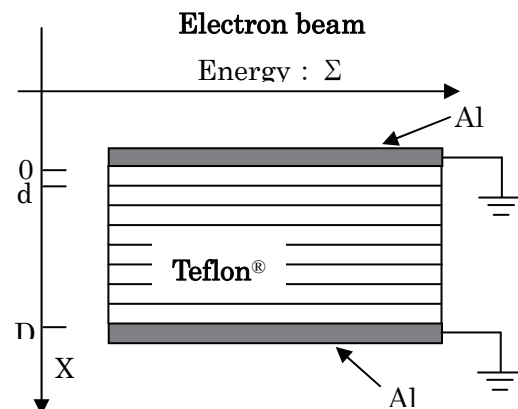


Fig.4 Simulation model

しているため、計算粒子数は加速度的に増加する)。Fig.6 は、電荷密度分布から得られた電界分布を Fig.7 は電位分布を示す。帯電のピーク値は表面から $5\mu\text{m}$ 程度侵入した場所にあり、最大侵入深さは約 $15\mu\text{m}$ である。また、照射面直下には電離反応に起因する正電荷が蓄積していた。電界は、正電荷蓄積により正に拡大した後、一定の負電界となった。図中に示した分布は、それぞれ 200 から 1600 ループ後の結果を示している。本計算では、粒子ごとにことなる平均衝突時間を積分時間ステップとして採用しているため、同一ループにおいては経過時間が粒子によってことなる。1600 ループにおける経過時間はおよそ $3.6 \times 10^{-12}\text{s}$ である。実時間レベルのシミュレーションを行うためには大規模な計算機の使用が前提となることわかる。非常に短い時間ながら、電荷蓄積の様子と電界および電位の発達が見られたことは、テフロンフィルムの電荷蓄積特性の一端が明らかにされたことになる。

得られた計算結果を検証するために、他の計算結果と本計算結果の電荷密度分布を比較する。Fig.8 はその結果で、(a)には電子エネルギーが 20keV および 30keV における電荷密度分布を棒グラフで示し、(b)に

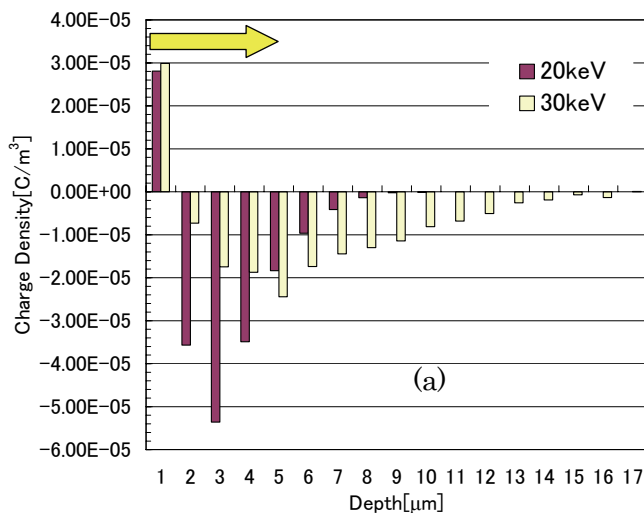


Fig.8 Comparison with Palov's result; a) Present, b) Palov's^[4]

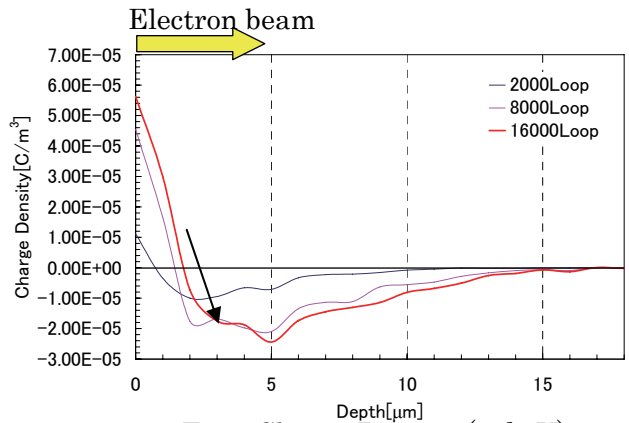


Fig.5 Charge Density (30keV)

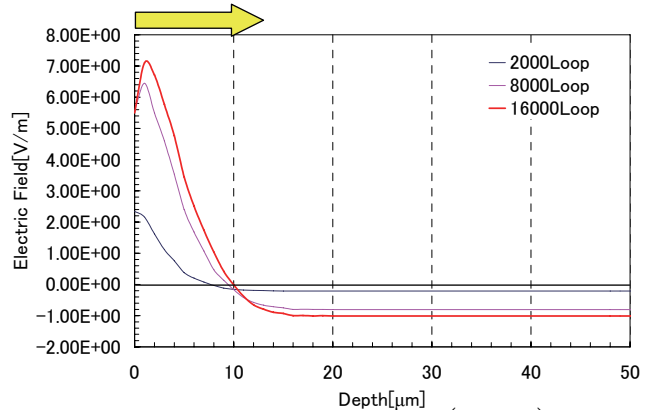


Fig.6 Electric Field (30keV)

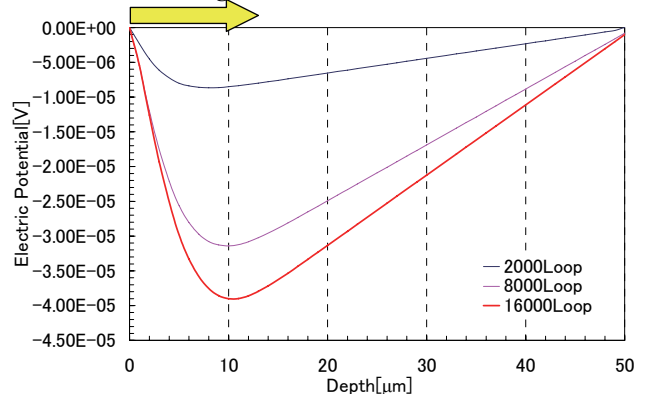
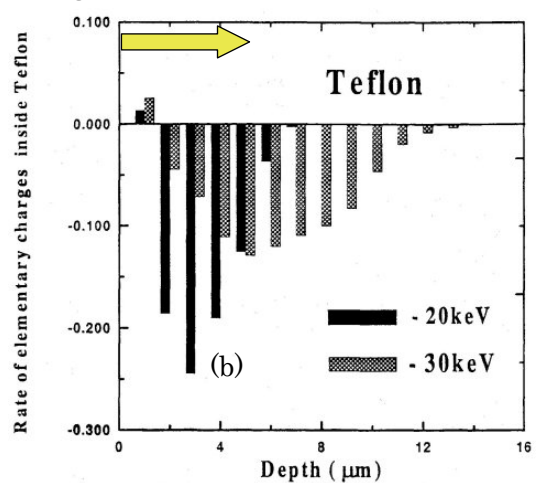


Fig.7 Electric Potential (30keV)



は Plaov らの結果を示す^[4]. 照射面直下の正電荷を除けば, おおむね同様な傾向を示しており, 本計算が妥当であることを示している. ただし, 照射面直下の正電荷は電離反応が起

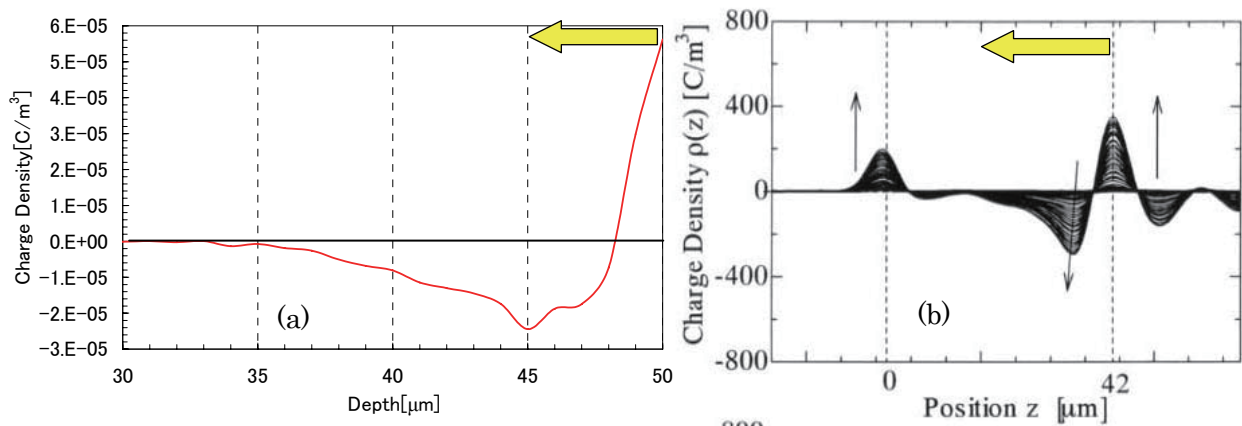


Fig.9 Comparison with experimental result; a) Present, b) Experiment^[5]

こりすぎていることを示し, 本計算の電離反応モデルに再検討の余地がある. 次に, 実験結果との比較検討を行った. 結果を Fig. 9 に示す. Fig. 9(a)は 30keV 電子入射時の計算結果を示しているが, 実験結果と合わせるために, 照射面を右側としている. Fig. 9(b)は 30keV の電子線をテフロンフィルムに照射させた際の内部電荷密度分布を計測した例である^[5]. 二本の点線はフィルム上下面を示し, ここには電極があることから, フィルム内部に蓄積した電荷による正の誘起電荷が存在している. 計算結果と比較すると, 蓄積電荷のピーク位置が約 5 μ m で, 最大侵入深さが約 15 μ m であるという特徴が, 計算・実験の両方に共通してみられ, 本計算結果が実現象をうまく再現していることがわかる. ただし, 電荷密度の絶対量は計算の方が大幅に低く, 今後実時間のシミュレーションを行った際には, 検討事項となる.

4. 結論

宇宙機用表面断熱材としてよく使われる PTFE フィルムに高エネルギー電子が蓄積する過程をモンテカルロ法により再現した. 計算の結果, 本計算はテフロンフィルム中に侵入・蓄積する電子の挙動を正確に再現していることがわかり, 今後実時間のシミュレーションが実現すれば蓄積電荷量の定量的な比較を行うことができると考えられる.

参考文献

- [1] H. Garrett and A. C. Whittlesey, IEEE Trans. Plasma Sci.,28(2000), pp2017-2028
- [2] N. John Stevens, Spacecraft Charging Study of A GEO Communications Satellite, AIAA, 98-0984, 1998
- [3] 田中宏樹, 武蔵工業大学修士論文, 2000
- [4] A. Palov, H. FUJII and S. HIRO, Jpn. Appl. Phys. Vol.37, 1998, pp. 6170-6176.
- [5] F. Fukuyoshi, N. Osawa, Y. Tanaka, T. Takada, R. Watanabe, N. Tomita and R Liu, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, April, 2005, Tsukuba, Japan

宇宙用太陽電池の二次アークに対する 安全作動条件取得試験(WG1)

○ 北村 倫基、野村 正行、増井 博一、豊田 和弘、趙 孟佑 (九州工業大学)

Measurement of sustained arc threshold for satellite solar arrays (WG1)

Tomoki Kitamura Masayuki Nomura, Hirokazu Masui,

Kazuhiro Toyoda, and Mengu Cho (Kyushu Institute of Technology)

Key Words: Solar Array, Secondary Arc, Plasma

Abstract

In this paper, we report about the test result for Working Group 1(WG1), which was established to make a Japanese guideline for spacecraft charging design. We investigated threshold conditions of sustained arc inception. The TJ GaAs solar cells were tested. Laboratory tests were carried out with an external circuit simulating a spacecraft power system. Solar array coupon panels simulating the hot and return ends of a string circuit were tested under various combinations of string voltage and string current. We revealed that the threshold conditions of sustained arc formation were different in string voltage even if the string current are same.

1. 目的および背景

近年、太陽電池アレイ上で発生する放電現象が問題となっている¹⁾。宇宙機の電位は周囲のプラズマ環境、日照条件、表面物性などにより決定され、通常、の低地球軌道では宇宙機機体電位は発電電圧程度負に沈んでいる。しかし、静止軌道ではサブストーム発生時に機体電位が大きく負になる。この時、二次電子放出係数の違いにより、カバーガラス等の絶縁体と宇宙機機体との導体との間に電位差が生じる。図1に示した太陽電池の構造図において、絶縁体であるカバーガラスの表面電位が機体電位に対し負になる場合を順電位勾配と呼び、正になる場合を逆電位勾配と呼んでいる。

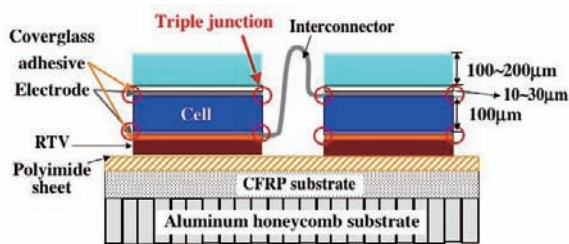


図1 太陽電池の断面

太陽電池アレイ上には図1に示すように局所的に電界が集中するトリプルジャンクション(導体・絶縁体・空間)が存在し、周囲の環境との相互作用により放電が発生することがある。この単発の放電は一次アーク(Primary Arc、以下PA)と呼ばれ、太陽電池セルの劣化や電磁波による搭載機器の誤動作を引き起こす。しかし、それ以上に懸念されるのが、PA直後の放電プラズマが絶縁体に蓄えられていた電荷を吸収して成長し、高い電位差を有する太陽電池アレイ

の隣り合うセル間を短絡させてしまうことである。この現象は二次アーク(Secondary arc)と呼ばれ、短絡電流は発電中の太陽電池アレイ自身により供給されるため、その間その回路の出力が失われる。最悪の場合太陽電池回路の破壊をも引き起こす可能性がある。二次アークにより太陽電池回路が故障し衛星の不具合に至った例も報告されている^{1,2)}。

二次アークは、短絡現象が自発的に終わる(Temporary Sustained Arc、以下TSA)か、あるいは恒久的に続く(Permanent Sustained Arc、以下PSA)かによって数段階にわけられる。図2に各放電の定義を示す。二次アークの定義について述べる。PA電流波形のたち下がり部分において、ピーク値 I_{peak} の10%を初めて下回った時間を T_{end} とする。 T_{end} 以降の時間において、アーク電流が設定電流値の90%以上流れている時間をアークの持続時間(Duration)と定義し、九州工大では持続時間が $2\mu\text{sec}$ 未満の放電をNSA(Non Sustained Arc)、 $2\mu\text{sec}$ 以上をTSA、そして恒久的に続く放電をPSAと定義している。

二次アークの発生条件は、太陽電池アレイの隣接セル間の電圧(以下、 V_{ST})、発電電流(以下、列電流 I_{ST})、隣接セル間のギャップ長、一次アークの規模などとの関係が示唆されているが、未だに不明瞭である。また、衛星の太陽電池アレイ回路耐性を評価するために、打ち上げ前に地上試験が行なわれている。しかし、現在のところ試験条件の国内基準が存在しない。このことは多メーカー間で製造され、運用されている衛星が不具合を起こした際の責任の所在に混乱を引き起こす恐れがある。そのため、地上試験を行なう際の試験条件の国内基準というものが必要とされている。

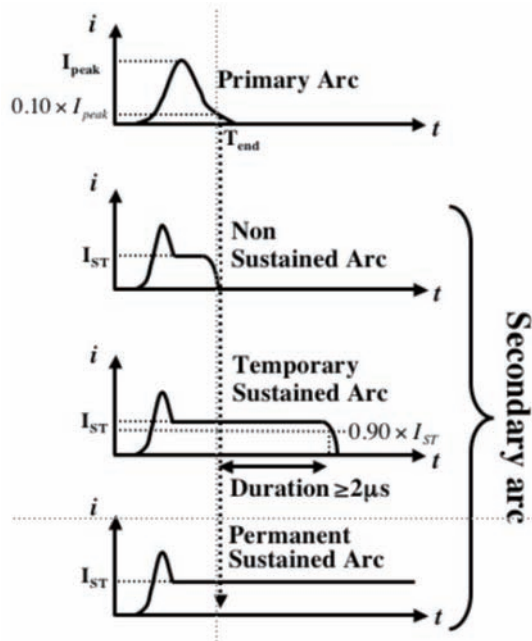


図2 一次アーク、二次アークの定義

本論文では、同一の太陽電池クーポンを用い、列間電圧、列電流の違いによる TSA、そして PSA の発生閾値検証結果について述べる。なお、この実験は宇宙航空研究開発機構(JAXA)主導による「帯電放電に関する衛星設計の国内標準」の一環として行われたものである。

2. 実験

2-1. 太陽電池アレイクーポン

試験で用いたクーポンの写真を図3に示す。クーポンにはインタコネクタにより直列に接続された2枚の三重接合 GaAs 太陽電池セルが12組貼付けられている。1枚当たりの大きさは76mm×37mmであり、R、B、Gと名付けられた3列で構成されている。各組の太陽電池セルのPバスバーとNバスバーにはケーブルが取り付けられており、このうちギャップを隔てて、隣接する2組の太陽電池セルから出る4本のケーブルを外部回路に接続し実験を行っている。このため、本クーポンでは最大9箇所のギャップを使用できる。このクーポンの平均ギャップ長は1mmである。なおバスバーは全てRTV (Room Temperature Vulcanization) ゴムで覆われている。クーポンの基板は、アルミハニカム/CFRP パネルにカプトンフェースシートを貼ったものであり、裏面はむき出しのCFRPをフィルムで覆っている。PAはクーポン上の全てのトリプルジャンクションで発生する可能性があるため、ギャップ以外の金属部分はポリイミドテープで覆うことにより放電を抑制させている。

クーポンは大気中から真空チャンバー内に設置し、

真空排気後に必ず70°C±1°Cで2時間ベーキングを行っている。

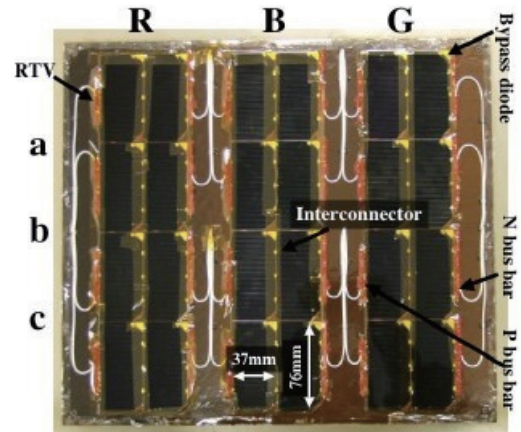


図3 クーポン概観

2-2. 測定系

図4に測定系の模式図を示す。太陽電池アレイは直径0.6m、長さ0.9mの真空チャンバー内に、セル面を上にしてアクリル板の上に配置されている。クーポンは真空チャンバーとは電氣的に絶縁されている。試験中、真空チャンバーは 1×10^{-3} 程度まで排気される。クーポンの真上には電子ビーム銃(ULVAC RHEED)が取り付けられており、試験中は電子ビームの中心が試験ギャップに照射されるようにクーポンを設置している。クーポンは定電圧電源 V_{bias} (GlassmanEW60kV)を用いて負にバイアスする。試験中の発光画像はカメラで撮影され、デジタル動画ファイルとしてPCに記録される。

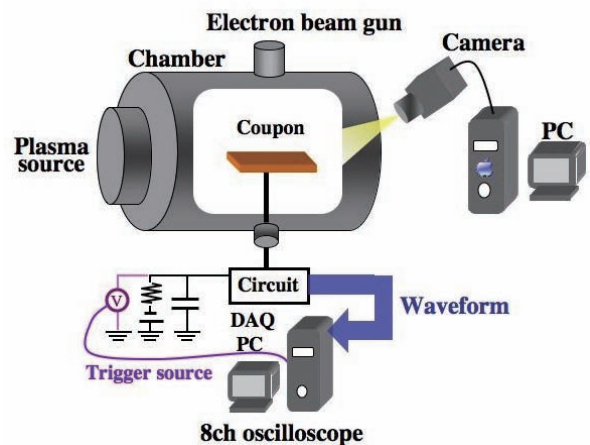


図4 試験システム

図5に持続放電試験用の回路を示す。図中の直流電流源 V_1 は、太陽電池の発電中を模擬する電源であり、PAのような数 μsec から数10 μsec の現象に追従できることが要求される³⁾。そのため、今回の実験では電流制御ダイオードを超並列にした直流電源を用いている。この電源は5nF以下の低出力キャパシタ

ンスと 0.5 μ sec 程度の回復時間を達成している。V₁ の出力電流値が列電流 I_{ST} である。R_L は擬似負荷抵抗であり、C₁~C₃ は GaAs 太陽電池アレイの 1 直列回路のセル 50 個 1 並列分の容量である。C_{ext} は衛星の全静電容量、V_{bias} は周囲のプラズマ環境において放電が発生する衛星の電位を表し、PA に放電エネルギーを与える。

PA では C_{ext} に蓄えられていた電子が、太陽電池セルからプラズマを介し接地されたチャンバーの壁への経路で流れる。このときに流れる電流をブローオフ電流と呼び、電流プローブ CP₃(HIOKI3274)で測定している。ここで、クーポンについて V_{bias} に対し R_L の電圧降下分だけ電位が高い方の太陽電池セルの列を HOT、他方を RTN と呼ぶことにする。

図 5 において定常時の電流は、V₁~HOT~R_L~RTN~V₁ の経路で流れる。これは負荷に電力を供給している状態を表している。定電圧源 V₂ は R_L の電圧降下よりも僅かに低い電圧値に設定されているため、通常電流を出力しない。それに対して PA 後の放電プラズマが HOT と RTN のセル間(あるいはセル-基板間)を短絡させると、V₂ が R_L に電流を流すとともに D₂ が遮断され、V₁ により R_L を流れていた全電流がセル間を流れ、ループを形成する。これが二次アークの電流経路である。二次アークの判別は、クランプオン式の直流電流プローブ CP₁(HIOKI 3273)と CP₂(HIOKI 3273)を用いて行う。二次アーク中は CP₁ に V₁ で設定した電流値の電流が検出され、CP₂ には電流が流れない。CP₁ から CP₂ の電流値を引いたものが、実際にセル間を流れる放電電流でありアーク電流 (Arc current) と称する。また、電圧値 V_{ST} は、持続放電中数十ボルト程度まで低下する。低下前の V_{ST} を列間電圧 (Inter-string voltage or string-substrate voltage) とする。これらの電流プローブと高電圧プローブは高速 AD 変換ボード (National Instruments NI5102) に接続されている。波形データは、高電圧プローブによって測定されるアレイ電位の放電による上昇をトリガとして放電波形が測定され、順次 PC に取り込まれる。

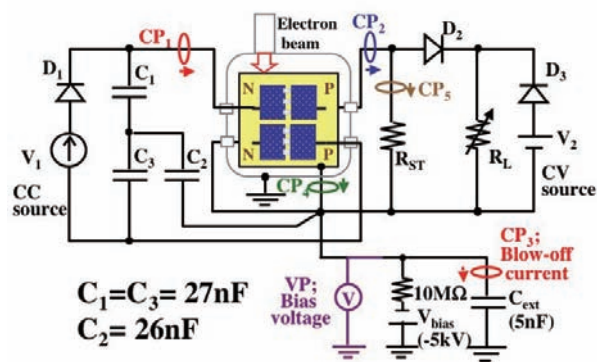


図 5 実験回路

2-3. 二次アーク閾値決定方法

各列間電圧につきギャップを 2 つ使用した。ここでそれらをギャップ A、B と呼称し、区別した。ギャップ A、B の選定は試験の便宜上、任意に選んでいる。実験では、表 1 の列間電圧と列電流値の条件で行った。

表 1 : 実験で用いる電圧および電流値

	String Voltage [V]									
	30V		50V		70V		90V		110V	
String Current [A]	5nF	33nF	5nF	33nF	5nF	33nF	5nF	33nF	5nF	33nF
	0.5	1.6	0.5	0.5	0.5	0.5	0.4	0.5	0.5	0.5
1	2.8	1	1	1.0	1	0.9		1	1	1
1.5	3.7	1.5	1.5	1.5		1.3				
2		2	2			2				
2.7										1.5
3.3										1.6
4										1.8
										2

Case1 : TSA 閾値検証試験

ギャップ A を使用した。外部容量には 5nF を用いた。試験ギャップにおいて PA を 30 回程度放電させた。その間に TSA が発生しなければ列電流値を上げる。これを TSA が発生するまで繰り返す。TSA が発生した場合はその時点で試験を終了し、その条件値を TSA 閾値とした。

Case2 : PSA 閾値検証試験

ギャップ A で TSA が発生した列電流値から試験を初める。外部容量には 5nF を用いる。ギャップで TSA を 10 回程度発生させ、その間に PSA が発生しなかった場合は電流値を上げる。これを PSA が発生するまで繰り返す。PSA が発生した場合はその時点で試験を終了し、その条件値を PSA 閾値とした。

Case3 : 外部容量の違いによる TSA 閾値検証試験

基本的にギャップ A を用いた(但し、試験の便宜上 90V と 110V の試験では、全く新しいギャップを用いた)。外部容量には 33nF を使用した。実験は Case1 で測定された TSA 閾値電流より一段階小さい電流値から始めた。その間に TSA が発生しなければ PA を計 30 回程度放電させ、列電流値を上げる。これを TSA が発生するまで繰り返す。TSA が発生した場合はその時点で試験を終了し、その条件値を TSA 閾値とした。このケースの目的は、放電時の静電エネルギーの大きさが、TSA の発生に影響を与えるかどうかを確認することである。図 6 に外部容量が 5nF と 33nF の場合のブローオフ電流波形を示す。Case3 ではアークへ供給される静電エネルギーが、0.4J となる。これは Case1 での静電エネルギー 0.06J と比べて約 6 倍大きい。

カバーガラス 1 枚あたり、比誘電率 $\epsilon_r=3.2$ 、面積 $S=76\text{mm}\times 37\text{mm}$ 、厚さ $d=100\mu\text{m}$ とすると、単位

面積あたりの容量は、およそ $C_{cg}=284\text{nF/m}^2$ となる。太陽電池アレイにおいて、乖離電圧の閾値が V_{diff} の場合、 Am^2 のカバーガラスに蓄えられている電荷の静電エネルギー E は、

$$E = \frac{1}{2} C_{cg} A V_{diff}^2$$

で与えられる。ここで、 $V_{diff}=800\text{V}^4$ とすると、 $E=0.4\text{J}$ のエネルギーに供給される太陽電池の面積 A は、

$$A = \frac{\frac{1}{2}(33 \times 10^{-9})(5 \times 10^3)^2}{\frac{1}{2}(284 \times 10^{-9})(8 \times 10^2)^2} \approx 4.5\text{m}^2$$

となる。よって、外部容量 33nF の条件は、太陽電池パネル 4.5m^2 に相当する。

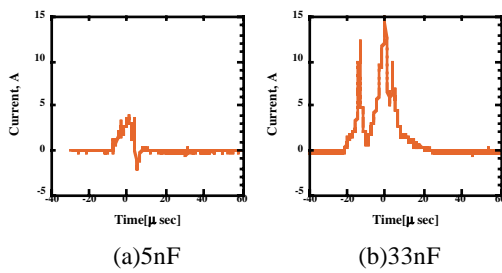


図6 一次アーク発生時におけるブローオフ電流の典型的波形 (列間電圧 110V 1.0A)

試験条件を表2に示す。図5の試験回路において $V_{bias}=-5\text{kV}$ である。表2の条件でビームを照射し、逆電位勾配を形成させ、放電試験を行った。

表2：実験条件

Beam energy[keV]	4.8-5.2
Beam current[μA]	10~100
Back pressure[Pa]	$0.8\sim 2.0 \times 10^{-3}$

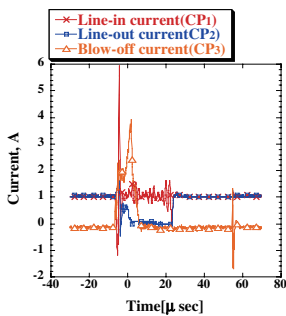


図7. TSAの典型的波形 (列間電圧 70V 1.0A)

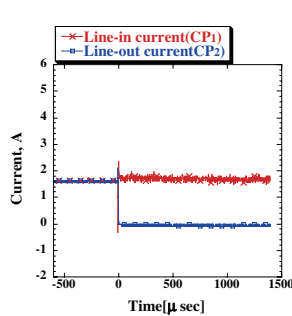


図8. PSAの典型的波形 (列間電圧 70V 1.5A)

3. 実験結果および考察

3-1. 二次アーク発生の閾値

二次アーク発生の有無に対して、列間電圧と列電流との関係を図7に示す。

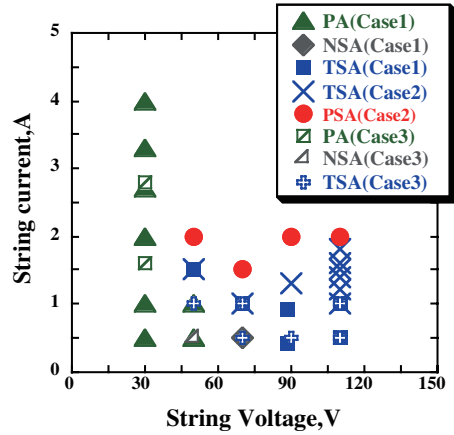


図9. 列間電圧と列電流と二次アーク発生閾値の関係

列間電圧 30V:

外部容量が 5nF の場合では、 4A まで電流値を上げ試験を行った。しかし TSA は発生せず、PA の発生のみ確認された。 33nF に容量を増加させた場合においても結果は同じであった。ただし 33nF の条件下では V_1 電源の不具合により十分なデータが取得できていない。

列間電圧 50V:

外部容量が 5nF の場合では、 1.5A で TSA が確認された。 PSA は 2A で発生した。外部容量 33nF の場合では、TSA が 1A でも発生し、外部容量の増加による TSA 閾値の低下が確認された。

列間電圧 70V:

外部容量が 5nF の場合では、 1.0A で TSA が確認された。 PSA は 1.5A で発生した。外部容量を 33nF にすると TSA が 0.5A でも発生し、外部容量の増加による TSA 閾値の低下が見られた。

列間電圧 90V:

外部容量 5nF の場合では、 0.4A で TSA が確認された。 PSA は 2A で発生した。外部容量 33nF では TSA が 0.5A で発生することを確認した。しかし 70V の結果から推測すると、 33nF の場合における TSA 閾値は 0.5A 以下である可能性が高く、外部容量による閾値の変化がないとは言い切れない。

列間電圧 110V:

外部容量が 5nF の場合では、 0.5A で TSA が確認され、 2A で PSA が発生した。外部容量 33nF の場合でも TSA が 0.5A で発生した。しかし 70V の結果から推測すると 33nF の場合の TSA 閾値は 0.5A 以下であ

る可能性が高く、外部容量による閾値の変化がないとは言い切れない。また 70V では 1.5A で PSA が発生したにも関わらず、110V では 2A まで PSA が発生しなかった。これは使用したギャップの個体差が影響している可能性があるが、明確な原因の特定はできていない。

図 10 に各列間電圧に対する TSA の持続時間の平均値を示す。なお、110V 1.4A 以上の条件時では、持続時間がデータ取得範囲を超える放電が多々発生した。そのため、その都度データ取得範囲を広くしていったが、持続時間データの取りこぼしが幾らかある。図 10 より外部容量の増加により、TSA 閾値が下がった条件において、継続時間が極端に長くなることはないことが分かった。さらに、TSA の継続時間は、列電流に依存しており、列間電圧や外部容量に依存しないことが確認された。この結果は、PSA が 50V から 110V まで、同じ程度の列電流値で発生している結果と相関がある。

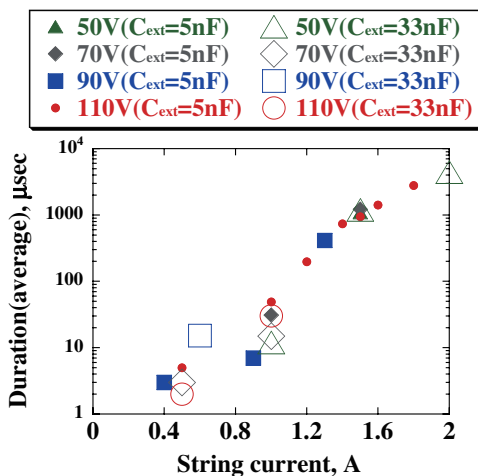


図 10. 列電流に対する二次アーク持続時間の変化(列間電圧 110V)

4. まとめ

電子ビーム環境逆電位勾配環境における二次アーク発生閾値の検証試験を行った。試験にはギャップ長 1mm のクーポンを用いた。その結果、5つの列間電圧値に対する二次アークの閾値を取得することができた。ただし 30V の場合は試験の上限値であった 4A においても二次アークが発生せず、二次アークの発生を確認できなかった。二次アークの発生閾値電流は列間電圧の上昇に伴い、低くなっていく傾向が見られた。また、外部容量が増えることによる二次アーク発生閾値の低下が確認された。このことは、静電容量の増加により PA 発生時のプラズマ密度が

増加し、アークが切れにくくなった可能性が理由として挙げられる。ただし、閾値低下が確認された条件(列間電圧 50V、70V)における持続時間は、10~20μsec 程度の比較的小さな TSA しか発生していない。以上の結果から、三重接合 GaAs 太陽電池(ギャップ長 1mm)の二次アーク閾値を決定した。結果を以下に示す。

- TSA 閾値 :

列間電圧 50V、列電流値 0.5A より大きく 1.0A 以下

- PSA 閾値 :

列間電圧 50V、列電流値 1.5A より大きく 2.0A 以下

5. 今後の課題

今回の実験により、二次アーク閾値が、外部コンデンサの値によって低下することが確認された。そのため、今後の WG1 試験では、軌道上における衛星の太陽電池パドル上で発生しうる、一次アークの最悪条件を模擬した試験ケースを新たに加える。

一次アークの電流波形は、放電点から広がった放電プラズマが、太陽電池パドル上のカバーガラスに蓄えられた電荷を中和しながら周りに広がっていく際の進展速度と、カバーガラスに蓄えられていた電荷量で決まる。パドルの大きさを 2.4m×8m、中和進展速度を 10km/s、放電時の電位差を 800V、カバーガラスの静電容量(接着剤層を含む)を 286nF/m²、放電点をパドル中心と考え、回路シミュレータを用いて、 R_{ext} , L_{ext} , C_{ext} の値を算出した。そして、回路シミュレータから算出した電流波形に近い電流波形を試験で模擬するために、LCR 回路を試験回路に接続して試験を行うことにした。その試験回路を図 11 に示す。

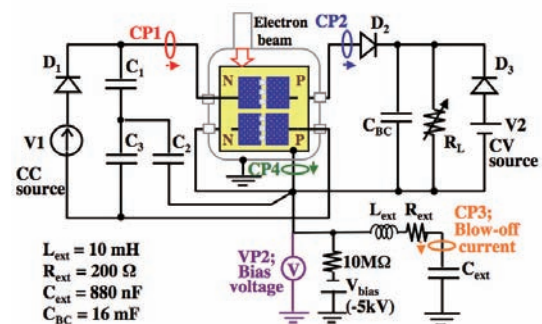


図 11 新試験回路

実際に図 11 の回路で得られた一次アーク波形を、回路シミュレータから得られた波形とともに図 12 に示す。

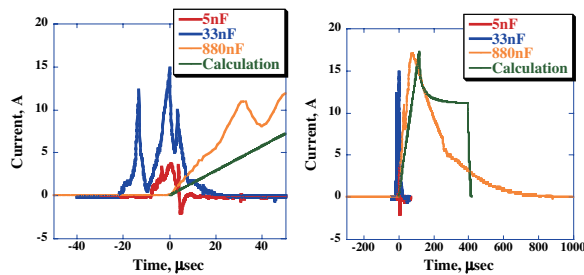


図 12 一次アーク電流波形比較

現時点では、計算結果から得た波形と全く同じ波形を作り出すことができないため、電流ピーク値とパルス幅、電荷量のみを合わせている。2.4m×8m のパドルで流れる一次アークの電流波形を用いて試験することで、この大きさのパドル以下のものについては、これから測定して二次アーク閾値が適用できる。ただし、持続放電は外部コンデンサの影響を受けないため、試験で得られた持続放電閾値については 2.4m×8m 以上のものについても適用できる。次に図 11 の回路図で新たに追加されたキャパシタンス C_{BP} について説明する。このキャパシタンスを取り付けることにしたのは、HOT 列で一次アークが発生した際、 V_1 電源が、列間に二次アークの電流を供給することができなくなっている現象を阻止するためである。これは、放電電流が、回路内の可変抵抗に流れることによって電位差が上昇していることが原因であると考えられる。そのため、列間電圧が上昇している間は二次アークに移行することがない。そこで、実際の人工衛星の電源部にも接続されているバスキャパシタンスを模擬したコンデンサを列間に接続することで、列間電圧の上昇を軽減させることにした。結果、 V_1 電流の減少も軽微なものとなった。これにより、二次アークの発生確率が上昇し、試験時間の短縮化につながると考える。

参考文献

- [1] Katz, I., Davis, V.A. and Snyder, D.B.: “Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO”, AIAA paper 98-1002, 36th Aerospace Science Meeting, Reno, (January 1998)
- [2] 趙孟佑, 藤井治久; 宇宙環境での帯電・放電現象についての研究動向と将来課題: 高電圧太陽電池

アレイの放電現象と将来課題、日本航空宇宙学会誌, 51(2003), pp.139-145

- [3] D.Payan, “Risks of low voltage arcs sustained by the photovoltaic power of a satellite solar array during an electrostatic discharge. Solar Arrays Dynamic Simulator”, (2001)
- [4] 豊田和弘, 松本利明, 志方吉夫, 趙孟佑, 佐藤哲夫, 野崎幸重; 超高速インターネット衛星搭載用太陽電池アレイの地上試験、日本航空宇宙学会論文集、52(2004)、pp.328.-336
- [5] 麻生誠司, 趙孟佑; 低地球軌道プラズマ環境下での二次アーク発生条件、日本航空宇宙学会誌, 53(2005), pp.516-523
- [6] 北村倫基, 趙孟佑; 太陽電池アレイにおける持続放電現象の閾値取得方法、第 2 回宇宙環境シンポジウム, pp.138-144

付録・講演プログラム

第3回「宇宙環境シンポジウム」プログラム

日時:2006年12月14日(木)、15日(金)
場所:宇宙航空研究開発機構 筑波宇宙センター 総合開発推進棟 1F 大会議室
主催:宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 環境計測グループ
協力:地球磁気圏・地球惑星圏学会 宇宙飛翔体環境研究分科会、情報通信研究機構
※ 講演時間:15分(講演12分+質疑応答3分) 但し、特別講演・特集セッション等は除く

12月14日(木)

13:00 - 13:10

「開会の挨拶」

山本 静夫(JAXA)

特別講演

座長:小原 隆博(NICT)

13:10 - 13:50

「Presentation of radiation environment activities at ONERA/DESP and collaboration with JAXA」

○Angelica SICARD-PIET (ONERA)

特集(1) - 衛星設計・試験の標準化作業の現状 -

13:50 - 14:10

「Measurement of Near Earth Radiation Environment in JAXA -Overview and Plan-」

○五家 建夫(JAXA)

14:10 - 14:30

「衛星帯電・放電設計基準, 絶縁設計, 太陽電池の品質保証標準の概要」

○仁田 工美(JAXA)、設計標準WG1、WG5、WG8

14:30 - 14:50

「太陽電池アレイ地上帯電放電試験方法の国際標準化の状況」

○趙 孟佑、豊田 和弘(九州工業大学)、今泉 充、野崎 幸重、石原 隆、高本 達也、
Leon Levy, Virginie Inguibert, Patrice Pelissou, Bernard Boulanger, Denis Payan,
Dale Ferguson, Boris Vayner

14:50 - 15:05 休憩

宇宙環境計測・宇宙天気(1)

座長:古賀 清一(JAXA)

15:05 - 15:20

「国際標準規格のための新しい太陽陽子フルーエンスモデルの提案」

○風間 洋一、五家 建夫(JAXA)

15:20 - 15:35

「磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道プラズマ環境予報」

○中村 雅夫(大阪府大)、島津 浩哲、小原 隆博(NICT)、藤田 茂(気象大)、田中 高史(九州大学)

15:35 - 15:50

「2001年4月15日の太陽中性子・陽子イベント」

○村木 綏(JAXA)

15:50 - 16:05

「月の宇宙天気予報」

○亙 慎一(NICT)

16:05 - 16:20 休憩

材料・物性

座長:石澤 淳一郎(JAXA)

16:20 - 16:35

「酸素原子環境計測用材料としてのポリイミドのエロージョン特性(2) 一入射角度依存性について一」

横田 久美子、○田川 雅人(神戸大学)

16:35 - 16:50

「シリカガラスの電子照射下でのCLと電気的特性の相関」

○原田 卓弥、廣川 紫月、西川 宏之(芝浦工業大学)、

16:50 - 17:05

「ELイメージングによる太陽電池セルの劣化評価」

○豊田 裕之, 田中 孝治, 佐々木 進, 田島 道夫(JAXA)

17:05 - 17:20

「電子線照射による衛星用絶縁材料の絶縁特性への影響」

○林 寛、國中 均、佐藤 哲夫(JAXA)、吉田 禎二(NTスペース)、藤井 治久(奈良高専)、村上 洋一(三菱電機)

17:20 - 17:35

「感温液晶を用いた電子線照射下における高分子絶縁材料内部の温度分布測定」

○鈴木 敬久(首都大学東京)、三觜 健太、田中 康寛、高田 達雄(武蔵工業大学)、福永 香(NICT)

18:00 - 20:00 懇親会 (筑波宇宙センター厚生棟)

12月15日(金)

特集(2) - デブリモデリング・計測 -

座長: 松本 晴久(JAXA)

10:00 - 10:30

「スペース・デブリ問題と国際宇宙ステーションにおけるダスト捕獲実験(MPAC)」

○北澤 幸人(IHI/JAXA)、野口 高明(茨城大学)、Michael J. Neish(AES)、山県 一郎、木本 雄吾、石澤 淳一郎(JAXA)、藤原 顕(元JAXA)、鈴木 峰男(JAXA)

10:30 - 10:45

「デブリ環境モデル(MASTER-2005, 2001, ORDEM2000)の比較

—宇宙機設計適用プロセスの国際規格化に向けて—」

○福重 進也, 赤星 保浩(九州工業大学), 北澤 幸人, 五家 建夫(JAXA)

10:45 - 11:00

「大型宇宙機へのデブリ衝突検出系の提案」

○相馬 央令子(東京理科大学)、千葉 茂生(東京大学)、高野 忠、長谷川 直(JAXA)、佐野 雅敏(東京理科大学)

11:00 - 11:15

「スペースデブリ衝突によって発生したプラズマによる太陽電池の持続放電の可能性」

○福重 進也, 赤星 保浩(九州工業大学)、渡辺 圭子(立命館大学)、古澤 直美、楠 修平、高良 隆男、趙 孟佑、細田 聡史、原田 昭治(九州工業大学)、藤田 辰人(JAXA)

11:15 - 11:30

「宇宙機設計標準 デブリ防護設計WGにおける衝突実験」

○川北史朗(JAXA)、設計標準WG3(デブリ防護設計)

11:30 - 11:45 休憩

宇宙環境計測・宇宙天気(2)

座長:

11:45 - 12:00

「宇宙天気データを11年周期で見る」

○篠原 学(九州大学)

12:00 - 12:15

「放射線帯電子の変動機構と宇宙天気予報への応用」

○小原 隆博(NICT)、古賀 清一、松本 晴久、五家 建夫(JAXA)

12:15 - 12:30

「宇宙電磁環境モニターシステム」

○小嶋 浩嗣¹、今久 保洋¹、松本 陽史¹、山川 宏¹、八木谷 聡²、臼井 英之¹、上田 義勝¹、松沢 泰久³、岩井 誠人⁴

1. 京都大学生存圏研究所, 2. 金沢大学, 3. 国際電気通信基礎技術研究所, 4. 同志社大学

12:30 - 13:30 昼食

宇宙環境計測・宇宙天気(2) - 続き -

座長: 風間 洋一(JAXA)

13:30 - 13:45

「衛星による地震の電離圏への影響の観測」

○小山 孝一郎(首都大学東京)、鴨川 仁(東京学芸大学)、児玉 哲哉(JAXA)、柿並 義広(九州大学)
13:45 - 14:00

「世界の地震電磁気観測計画の現状」

○児玉 哲哉(JAXA)

14:00 - 14:15

「地球極軌道におけるプラズマ環境の衛星観測データ統計解析」

○浜永 貴光、趙 孟佑(九州工業大学)

14:15 - 14:30

「小型衛星「れいめい」におけるオーロラ帯プラズマパラメータの計測と飛翔体環境シミュレーション」

○岡田 雅樹(国立極地研究所)、臼井 英之(京都大学)、上田 裕子、村田 健史(JAXA)

14:30 - 14:45

「大振幅電磁波ビームの強度空間勾配による宇宙プラズマ擾乱に関する計算機実験」

○臼井 英之、中本 成洋、大村 善治(京都大学)

14:45 - 15:00 休憩

帯電・放電実験

座長: 趙 孟佑(九州工業大学)

15:00 - 15:15

「汎用宇宙機帯電解析ツール(MUSCAT)の解析機能の開発」

○八田 真児、村中 崇信、細田 聡史、金正浩、趙 孟佑(九州工業大学)、

上田 裕子、古賀 清一、五家 建夫(JAXA)

15:15 - 15:30

「宇宙機用絶縁材料内部の電子線照射による空間電荷測定」

○本城 正人、丸田 真吾、田中 康寛、高田 達雄、渡邊 力夫(武蔵工業大学)

15:30 - 15:45

「GPM/DPRプロジェクトで使用される熱制御材料の光電子放出電流の測定」

○岡野 拓哉、山納 康(埼玉大学)、仁田 工美(JAXA)、小林 信一(埼玉大学)

15:45 - 16:00

「GPM/DPRプロジェクトで使用される熱制御材料の表面抵抗率・体積抵抗率の測定」

○高橋 昌宏(埼玉大学)、仁田 工美(JAXA)、山納 康、小林 信一(埼玉大学)

16:00 - 16:15

「電子線照射絶縁材料の伝導電流」

○党 颯、田原 麻衣、田中 康寛、高田 達雄(武蔵工業大学)

16:15 - 16:30

「誘電体内部電荷蓄積に対する試料温度の影響」

○福島 吉博、渡邊 力夫(武蔵工業大学)

16:30 - 16:45

「PTFEフィルム内電荷蓄積過程のモンテカルロシミュレーション」

○渡邊 力夫(武蔵工業大学)

16:45 - 17:00

「宇宙用太陽電池の二次アークに対する安全作動条件取得試験(WG1)」

○北村 倫基、野村 正行、増井 博一、豊田 和弘、趙 孟佑(九州工業大学)

17:00 - 17:15

総評・閉会

(以上)

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-06-035

発行 平成19年3月30日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 (株)ピー・シー・シー・

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1
TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体に加工することを禁じます。

