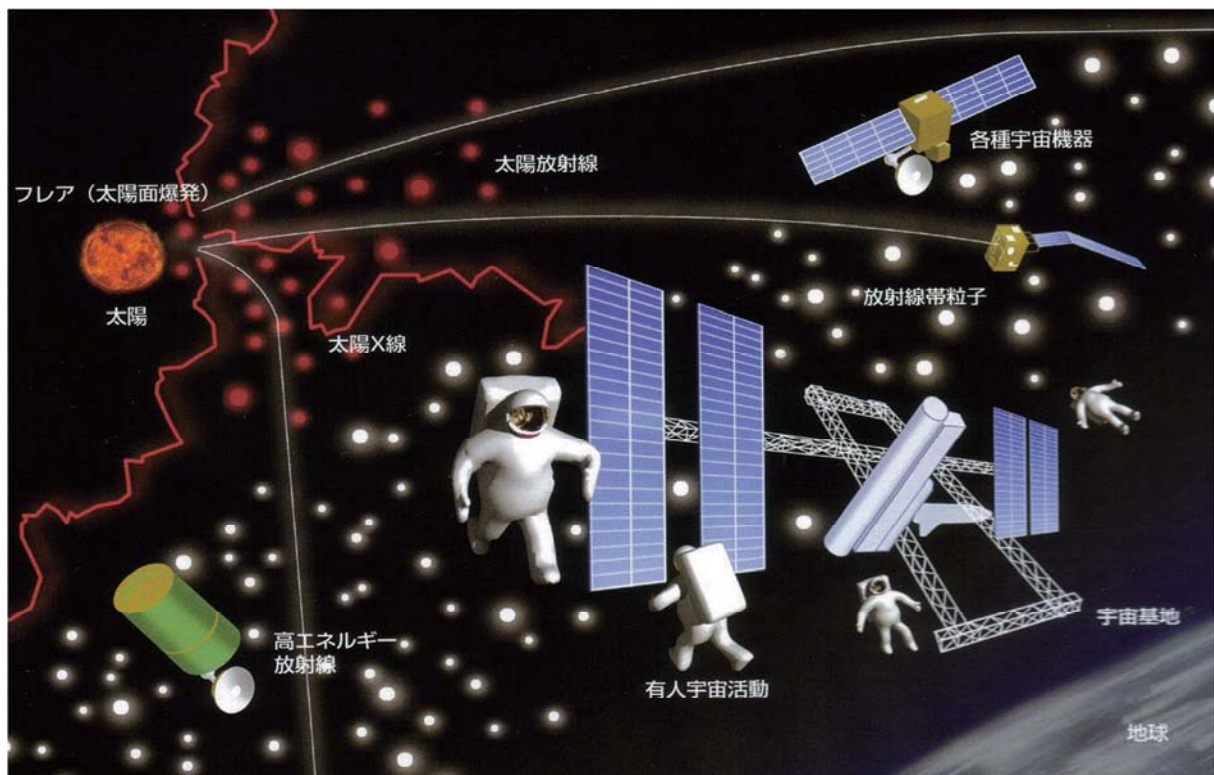


# 第5回「宇宙環境シンポジウム」 講演論文集

Proceedings of the 5th Spacecraft Environment Symposium



2008年12月18日、19日  
つくば国際会議場

宇宙航空研究開発機構  
研究開発本部 宇宙環境グループ  
Japan Aerospace Exploration Agency

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

第5回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集  
Proceedings of the 5th Spacecraft Environment Symposium

作成元 研究開発本部 宇宙環境グループ

Prepared by  
Space Environment Group  
Aerospace Research and Development Directorate

2009年3月  
March 2009

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

# 目 次

## Reviews of Recent Studies and Related Talks on Space Environments

- 「Enhancing Global Cooperation for Space Environment Modeling and Data」  
T.G.Onsager (NOAA/USA) ..... 1
- 「An Overview of Recent ESA Activities in Space Environments & Effects」  
A.Glover, E.J.Daly, D.Rodgers, S.Clucas, P.Nieminen, G.Santin, H.Evans, A.Hilgers,  
G.Drolshagen (ESTEC/ESA) ..... 12
- 「磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道環境予測：観測との統計解析」  
中村雅夫、坂田智(大阪府立大学)、島津浩哲、品川裕之(情報通信研究機構)、藤田茂(気  
象大学校)、田中高史(九州大学) ..... 32

## Reviews of Recent Studies and Related Talks on Space Environment Effects

- 「Spacecraft Charging Study in Japan」  
M.Cho (KyuShu Institute of Technology) ..... 37
- 「Problems and Recent Trends on Material Degradation Studies in a Real and  
Simulated Space Environment」  
M.Tagawa, K.Yokota (Kobe University) ..... 66
- 「Fully Kinetic Simulations of Ion Beam Neutralization」  
J.Wang (University of Southern California), H.Usui (Kyoto University) ..... 71
- 「Experimental Results of International ESD test in Kyushu Institute of Technology」  
H.Masui, K.Toyoda, M.Cho (KyuShu Institute of Technology), S.Puthanveetil (India  
Space Research Organization), X.Yanlin (China Academy of Space Technology)  
..... 77

## 帯電・放電

- 「衛星搭載プリント基板材料の帯電特性」  
藤井治久(奈良工業高等専門学校) ..... 85

「低温及び室温における太陽電池クーボンパネルの放電頻度の比較」 上田敦史、二ノ宮隼一郎、増井博一、岩田稔、豊田和弘、趙孟佑（九州工業大学）、仁田工美（JAXA） .....	89
「プロトン照射絶縁材料における電荷蓄積特性」 沼田誠也、丸田真吾、三宅弘晃、田中康寛、高田達雄（武蔵工業大学） .....	94
「紫外線または電子線が照射された衛星用絶縁材料の表面および体積抵抗率の測定」 小宮山丈行、山納康、小林信一（埼玉大学）、馬場勸（AES）、宮崎英治、仁田工美（JAXA） .....	98
「ポッケルス効果を用いた光学計測法による表面帯電分布計測」 日月應裕、西巻竜太、田中康寛、三宅弘晃、高田達雄（武蔵工業大学） .....	102
「各種絶縁体の光電子放出電流分布の測定」 伊藤広和、生井諭司、山納康、小林信一（埼玉大学）、仁田工美（JAXA） .....	104
「静電気計測と高圧オペアンプの宇宙開発への応用」 上原利夫（トレック・ジャパン） .....	109
「低温太陽電池パネルを用いた ESD 地上試験」 真志取秀人、仁田工美、高橋真人（JAXA） .....	113
「誘電体体積抵抗率計測と帯電評価への適用」 渡邊力夫、三宅弘晃（武蔵工業大学）、仁田工美（JAXA） .....	117
<b>宇宙天気予報</b>	
「太陽定数と地球気候」 上出洋介（京都大学）、J. Lean（Naval Research Laboratory） .....	121
「サイクル 23 の極小とサイクル 24 の極大について」 亘慎一（情報通信研究機構） .....	124
「STEREO と ACE の太陽風変動の相関—宇宙天気予報への応用—」 長妻努、秋岡眞樹、三宅亙、大高一弘（情報通信研究機構） .....	130

「NICT リアルタイム宇宙天気統合シミュレータ：現状と展望」  
久保勇樹、品川裕之、島津浩哲（情報通信研究機構）、田中高史（九州大学） ..... 133

「宇宙環境計測の現状と今後の展開」  
小原隆博（JAXA） ..... 137

## 宇宙環境モデリングと計測実験

「惑星間航行システム開発に向けたマルチスケール粒子シミュレーション」  
臼井英之、梶村好宏、沼波政倫、山川宏（京都大学）、篠原育、船木一幸、秋田大輔、上田裕子（JAXA）、中村雅夫（大阪府立大学） ..... 139

「磁気圏環境における光電子電流計測に関するシミュレーション研究」  
村中崇信、上田裕子（JAXA）、臼井英之（京都大学）、篠原育（JAXA） ..... 143

「円筒型電極を用いた斜め入射型中エネルギー（10-200keV）粒子静電分析器の開発」  
青山聡、町田忍（京都大学）、小原隆博（JAXA）、平原聖文（東京大学）、齋藤義文（JAXA）、齋藤昭則（京都大学）、横田勝一郎（JAXA） ..... 147

「小型衛星／観測ロケット実験による宇宙テザー実験」  
藤井裕矩、水野敏弘（神奈川工科大学）、渡部武夫、佐原宏典（首都大学東京）、田中孝治（JAXA） ..... 155

「Measurement of temperature after collision of microparticles with a solid state material」  
T.Miyachi, M.Fujii, O.Okudaira (Waseda University), S.Takechi, A.Kurozumi, S.Morinaga, Y.Kawachi, Y.Shinohara (Osaka City University), H.Shibata (Kyoto University), M.Kobayashi (Nihon Medical School), H.Ohashi (Tokyo University of Marine Science and Technology), H.Matsumoto (JAXA), T.Iwai (University of Tokyo), K. Nogami (Dokkyo Medical University)..... 161

付録 プログラム..... 167

## Reviews of Recent Studies and Related Talks on Space Environments

# Enhancing Global Cooperation for Space Environment Modeling and Data

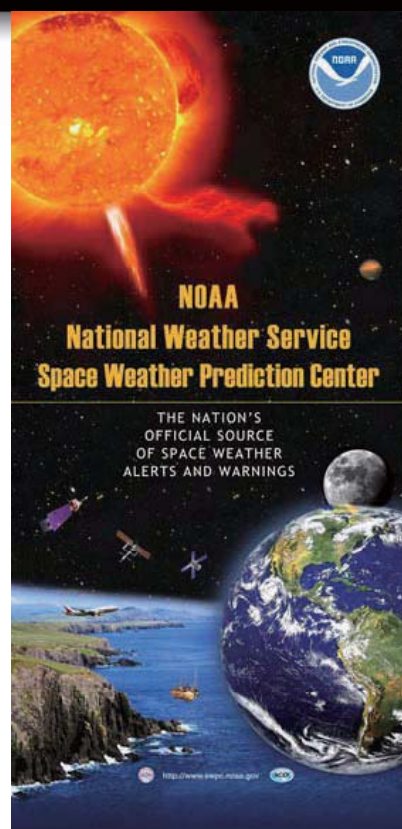


T. G. Onsager  
Deputy Program Manager, NOAA Space Weather Program  
NOAA Space Weather Prediction Center  
Terry.Onsager@noaa.gov



## Outline

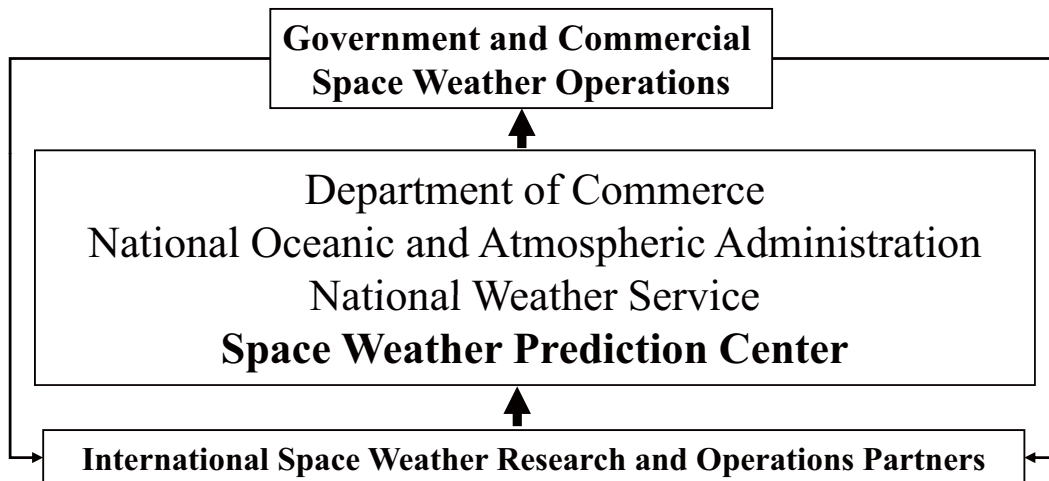
- Space Weather Customer Growth
- Highest Priority Service Areas
- Focus on Prediction – Future Plans
- 宇宙基本法
- International Collaboration on Space Weather Applications





# Space Weather Prediction Center

Mission: To deliver space weather products and services that meet the evolving needs of the nation



# Space is Critical to the World's Economy and Security

## • Space Systems

- We increasingly depend on our space infrastructure
- World satellite industry revenues in 2007: >\$100 billion

## • Aviation

- Polar route use – from no flights in 1998 to ~8,000 flights in 2008 – space weather is a major concern
- The Next Generation Air Transportation System will depend on GPS

## • GPS

- Single biggest source of error is space weather
- Strong growth in applications – surveying, drilling, precision agriculture, navigation, aviation

## • Electric Utilities

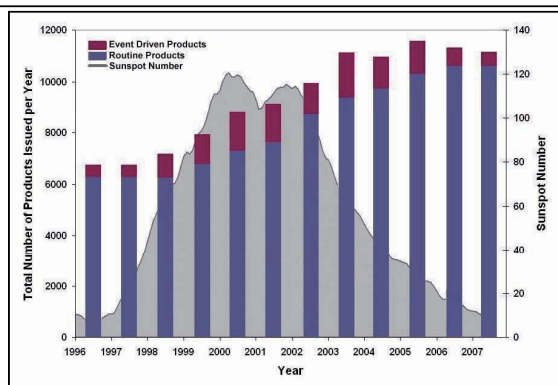
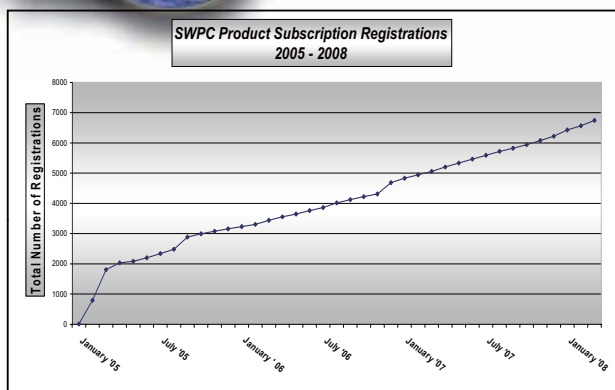
- Potential for significant disruption of service with \$Billion consequences







## Constant Growth in Customer Demand



### Every Month:

- 400,000 Unique Customers
- 50,000,000 File Transfers
- 120 Countries Represented
- 67,500,000 Hits
- 0.3 TBytes of Data Downloaded



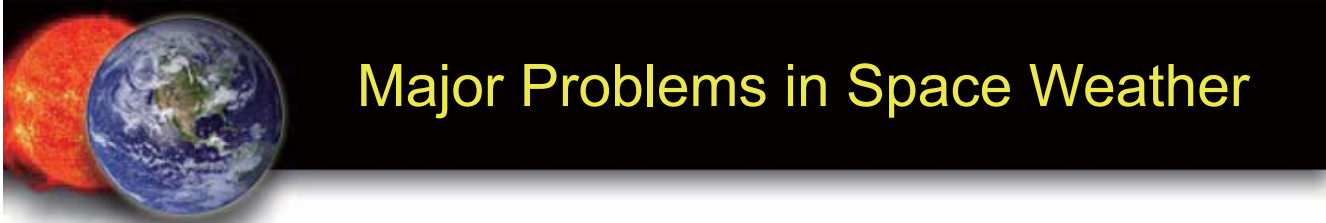
## Space Weather Product Categories

### Product timeliness:

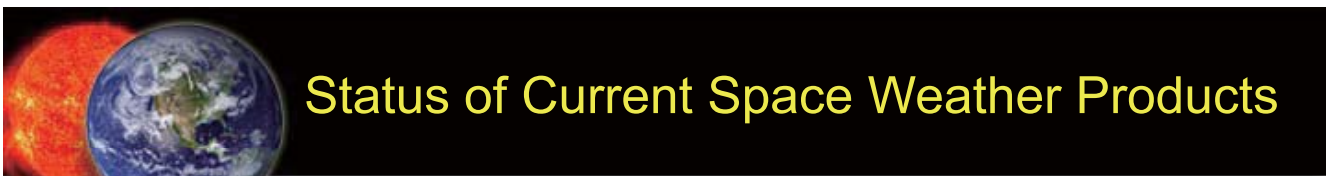
- Long lead-time forecasts (1 to > 3 days)
- Short-term warnings (notice of imminent storm)
- Alerts and Specifications (current conditions)

### Space Weather Category:

- X-ray flares
- Solar energetic particle events
- Geomagnetic storms
- Ionospheric disturbances
- Radiation belt enhancements
- Neutral density disturbances



- **Solar Flares**
  - When will an active region erupt, and what will the consequences be?
  
- **Solar Energetic Particles and Radiation Belts**
  - If an active region erupts, will energetic particles arrive?
  
- **Geomagnetic Activity**
  - When and where will large magnetic field disturbances occur?
  
- **Ionospheric Disturbances**
  - When and where will electron density variations occur?



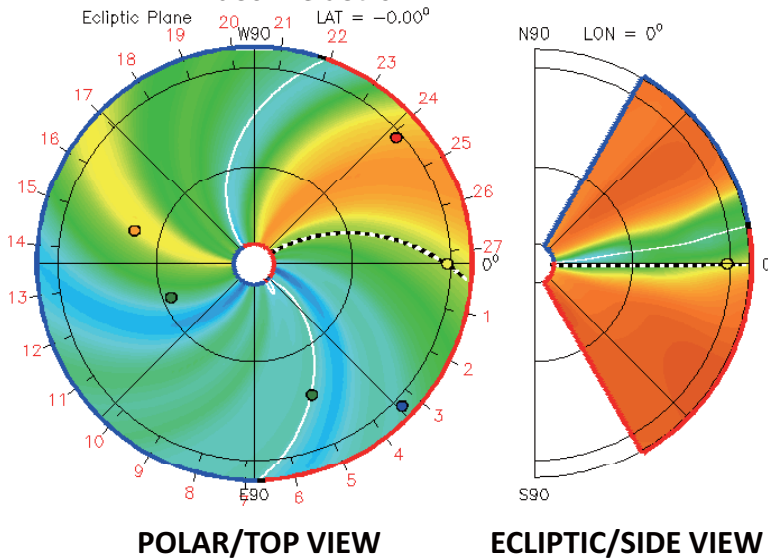
	Long-Term Forecast (1- >3 days)	Short-Term Forecasts and Warnings (<1 day)	Nowcasts and Alerts
Flare Products	M-flare and X-flare Probabilities	M-flare and X-flare Probabilities	X-ray Flux – Global and Regional
Energetic Particle Products	Proton and Electron Radiation Probabilities	Proton and Electron Radiation Probabilities	Proton and Electron Radiation – Global and Regional
Geomag Activity Products	Geomagnetic Storm Probabilities	Geomagnetic Storm Probabilities – Global and Regional	Geomagnetic Activity – Global and Regional
Iono and Atmo Products	Ionospheric Disturbance Probabilities	Ionospheric Disturbance Probabilities – Global and Regional	Ionospheric Disturbances – Global and Regional

# Prediction of Solar Disturbances

Predict the onset and strength of large geomagnetic storms:

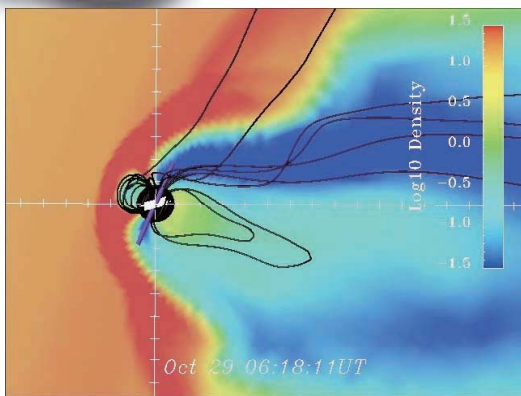
- 3 – 4 days in advance

Enlil – Dusan Odstrcil

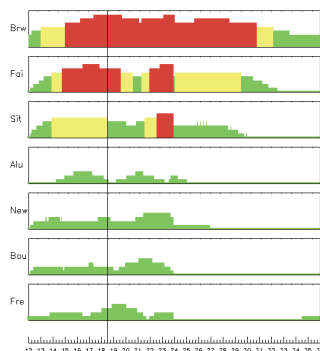
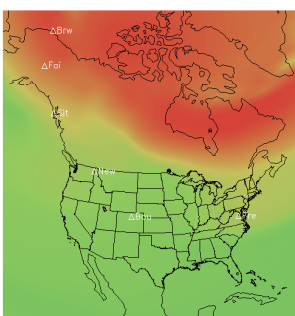


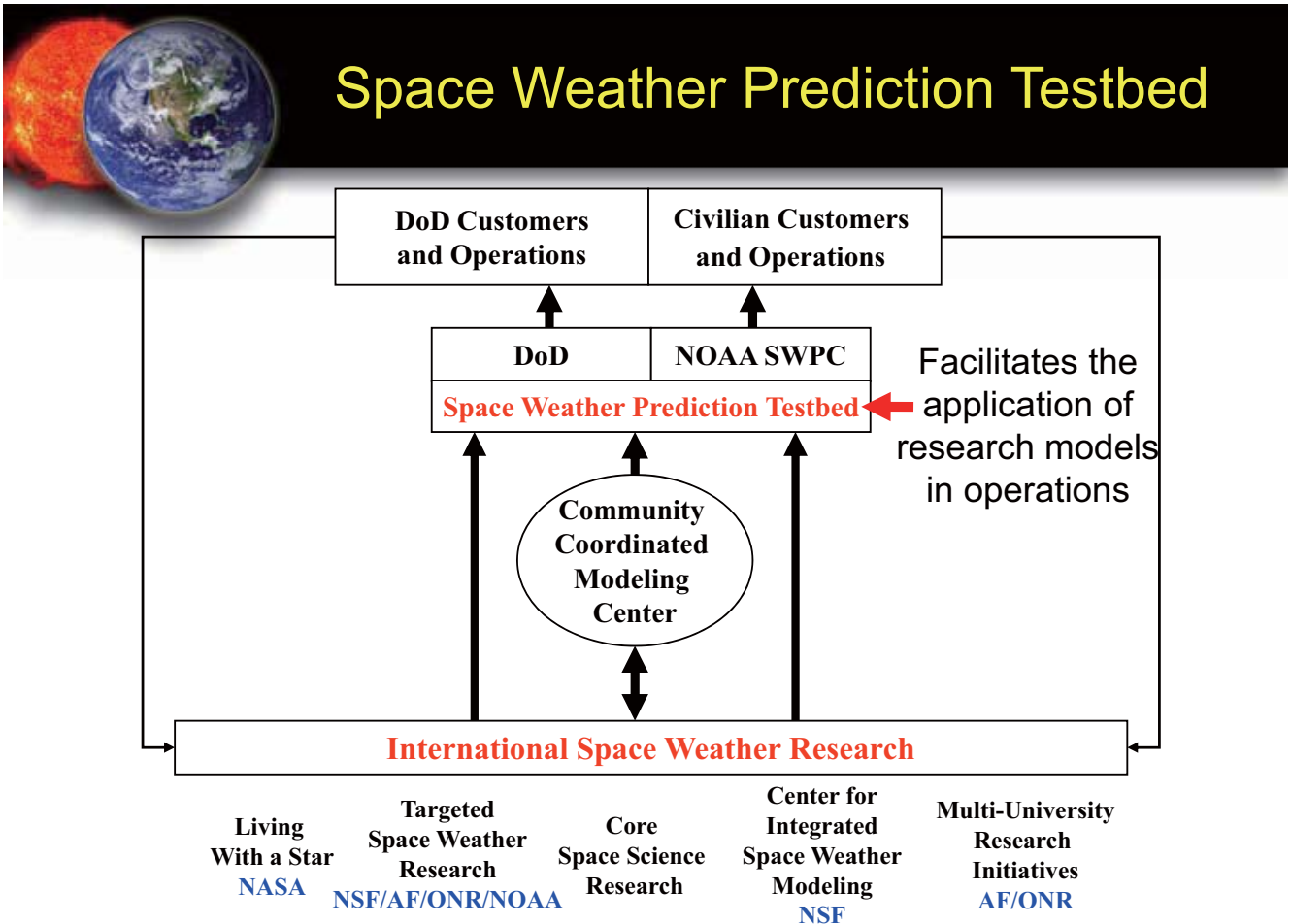
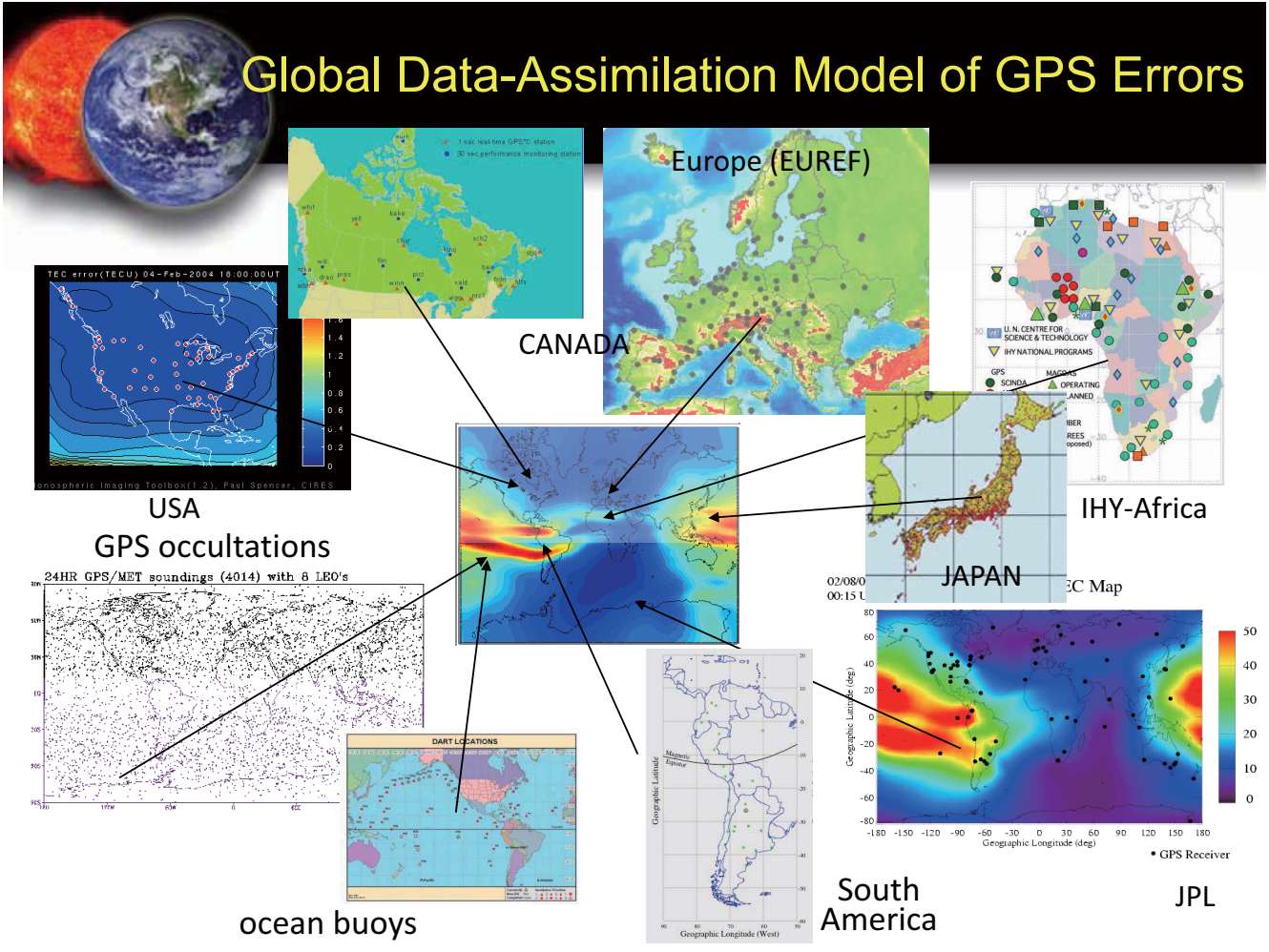
- Predict background solar wind
- Predict propagation of Coronal Mass Ejections
- Requires accurate measurement of solar photospheric magnetic field

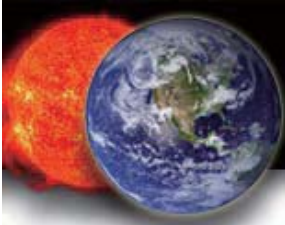
# Magnetosphere, Ionosphere, Atmosphere Disturbance Prediction



- Predict the response of the magnetosphere 3 to 4 days in advance
- Focus on 3 – 4 day prediction for large events (CMEs)
- Focus on ~1-hour prediction using solar wind measurements
- Provide regional forecasts

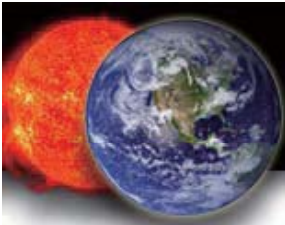
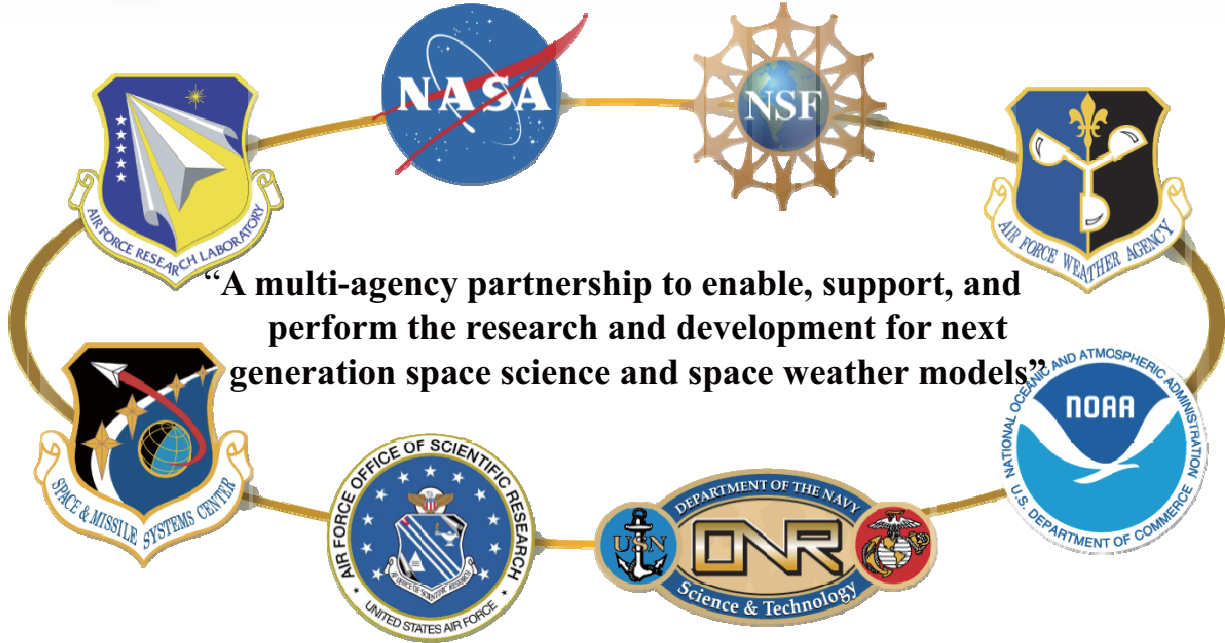






# Space Weather Partnerships

## National Space Weather Program



# International Partnerships

- **International Space Environment Service**
  - 12 Regional Warning Centers around the Globe
  - In discussion with World Meteorological Organization

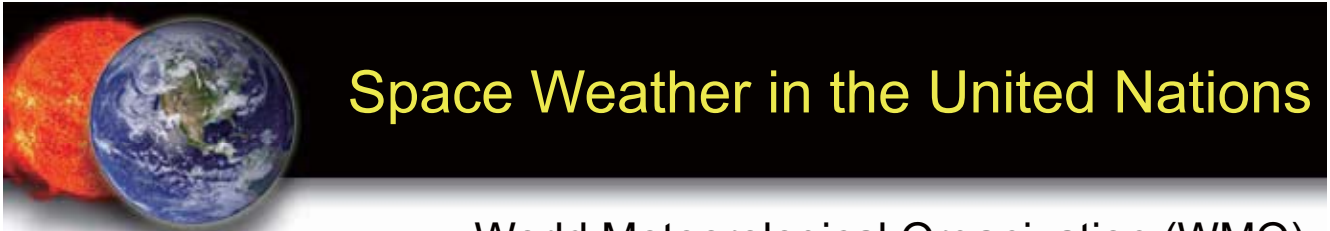
Brazil (INPE):  
- Soon to be a member

South Africa (IMT):  
- Now a member



South Korea:  
- Applied for membership



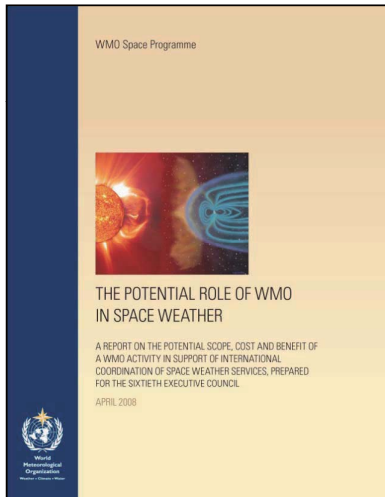


## Space Weather in the United Nations



World Meteorological Organization (WMO)

60<sup>th</sup> Session of the WMO Executive Council in Geneva, June 2008:



***“...the Council fully endorsed the principle of WMO activities in support of international coordination in Space Weather.”***

WMO Members with Space Weather within National Meteorology Services:  
Australia, China, Finland, Russia, U.S.



## Space Weather in the United Nations

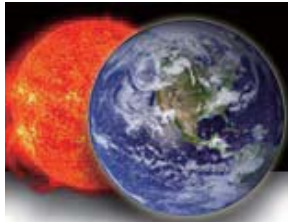
Space Weather is a matter of importance for several agencies in the United Nations:

International Civil Aviation Organization (ICAO)

International Telecommunications Union (ITU)

International Maritime Organization (IMO)

UN Committee on Peaceful Use of Outer Space (COPUOS)



## 宇宙基本法

- 宇宙の平和的利用
- 国民生活の向上等
- 産業の振興
- 人類社会の発展
- 国際協力等の推進
- 環境への配慮



## Need for International Collaboration

- Space is a critical component of our economic and security infrastructure
- Our global assets are all impacted by the same space weather disturbances
- We all need the same information about space
- Space is too vast and complex for any single nation to continuously monitor or predict



# Research Collaborations are Strong

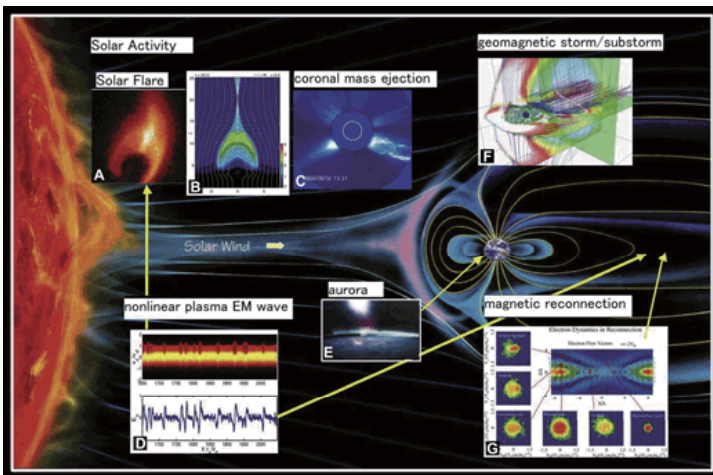
- International Satellite Programs
- Space- and Ground-based Data Sharing
- Solar-Terrestrial Theory and Modeling

However:

- Research activities are transient – Economic and Security needs continue and expand
- Focus is not on commercial and government needs

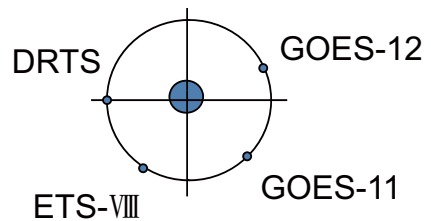


# Complementary Models and Data



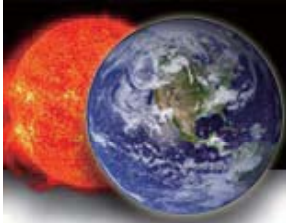
Shibata and Kamide, 2007

JAXA and NOAA  
Geosynchronous Satellites



T. Goka





## Elements of a Focused Activity

- Determine international needs for space weather information
  - Global and Regional
- Identify the current and planned data sources
- Quantify the current level of space weather models
- Develop a plan for coordinated space weather research and observations

Focus on applications



## Summary

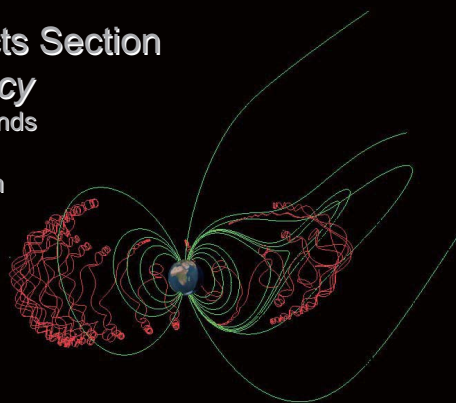
- Space is growing in importance for our economy and our security
- International cooperation is essential, and collaborative networks have been established
- Active research is occurring; however, there are significant gaps in our capabilities
- Japan's new Space Law could enable new partnerships
- International collaboration on space weather applications is needed – with a coordinated plan among the agencies

# An Overview of Recent ESA Activities in Space Environments & Effects

A Glover<sup>a</sup>, E.J. Daly, D. Rodgers, S. Clucas<sup>a</sup>, P. Nieminen, G. Santin<sup>a</sup>,  
H. Evans<sup>a</sup>, A Hilgers, G. Drolshagen

Space Environments and Effects Section  
*European Space Agency*  
ESTEC, Noordwijk, The Netherlands

a: also: Rhea System, Belgium



<http://space-env.esa.int>

## Outline

**Mission Trends**

**Radiation Effects**

**Tools and Environment Models**

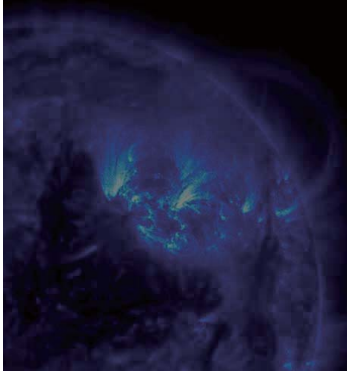
**Space Weather & Space Situational  
Awareness**

**Outlook & Conclusions**

# Mission Trends:

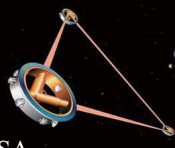
What do we want to do?

Where do we want to go?



## Astrophysics Missions

- $\gamma$ , X-ray, UV, Infra-Red, sub-mm missions, past and future
- Each special measurement technique responds to the radiation environment in a different way
- Problems include
  - “background”
  - detector damage
- past missions: often in orbit through the radiation belts
- next generation of major missions take place at L2:
  - JWST (IR), Herschel (Far-IR), Planck (sub-mm), GAIA (visible) and XEUS/IIXO (X-ray)
- minimization of radiation exposure is an important mission design driver
- “fundamental physics” missions to detect gravitational waves and to test relativity theory are planned.:
  - Sensitive measurement systems susceptible to radiation induced interferences.
  - E.g LISA mission to detect gravitational radiation: triangular formation of spacecraft separated by  $5 \times 10^6$  km - sensing elements free of disturbances to a level of  $1.8 \text{ nm Hz}^{-1/2}$ .

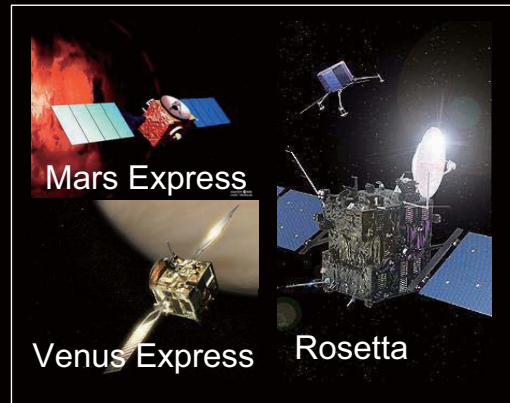


LISA



# Solar Systems Science & Exploration Missions

- Missions to other planets need to take account of local environments  
→ Jupiter & Saturn have unique magnetospheres & strong radiation belts;
- Venus, Mars: no magnetosphere;
- Mercury: weak magnetosphere;
- But:  
locations at distances from the Sun different to the Earth's means that they potentially experience a different environment  
→ concern that solar particle events could be significantly stronger at Mercury (~0.3AU from Sun) than at Earth;
- operations on surfaces of planets (Mars, Moon) need to take account of the modifying effects of the atmosphere and surface material on the primary radiation.



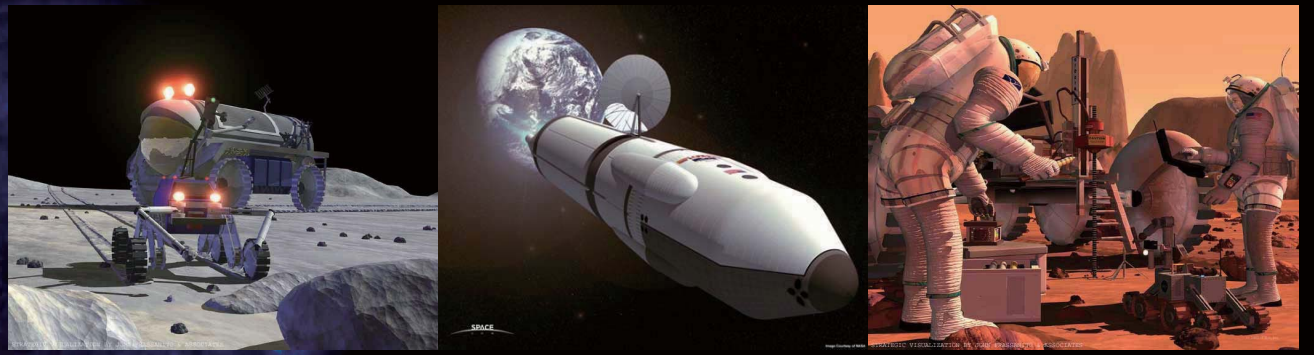
# Commercial, Applications and Earth Observation Missions

- **Telecommunications spacecraft in GEO:**
  - environment dominated by energetic e<sup>-</sup> of the outer radiation belt;
  - High lifetime dose
- **Low altitude constellations (e.g. Globalstar at 1400km)**
  - Mixed environment
  - High lifetime dose
- **Earth observation and Earth science:**
  - "sun-synchronous" polar orbit ~600-900 km altitude
  - mixed environment is encountered.
- **Navigation systems**
  - medium altitude, highly inclined, circular orbits.
  - GPS and European Galileo at ~25000km and ~55° incl.
  - Through heart of the radiation belts.
- **Trends have radiation implications:**
  - Increased complexity of on-board systems;
  - spacecraft size in GEO;
  - procurement costs;
  - minimization of operations;
  - more on-board processing;
  - long-term reliability;
  - extensive use of commercial off-the-shelf components (COTS):
    - less radiation hardened or poorly characterized



## Manned Missions

- Manned missions have their own special radiation issues.
- Radiation exposure on long duration missions is one of the main mission design drivers
  - *design of habitats should minimize doses from Cosmic Rays*
  - *special measures to warn and protect from solar particle events will also be necessary*
- Electronic and other systems supporting manned missions also have to have high reliability & radiation hardness.



## Radiation Effects

# Radiation Effects

Environment	Effects
Cosmic Rays	Upsets in electronics; Long-term hazards to crew; Interference with sensors;
Solar Energetic Particle Events	Radiation damage of various kinds; Upsets in electronics; Serious prompt hazards to crew; Massive interference with sensors;
Radiation Belts	Radiation damage of various kinds; Upsets in space electronics; Hazards to astronauts; Considerable interference with sensors; Electrostatic charging and discharges

## *Dose and non-ionizing damage*

**Ionizing dose is the traditional concern for spacecraft electronics**

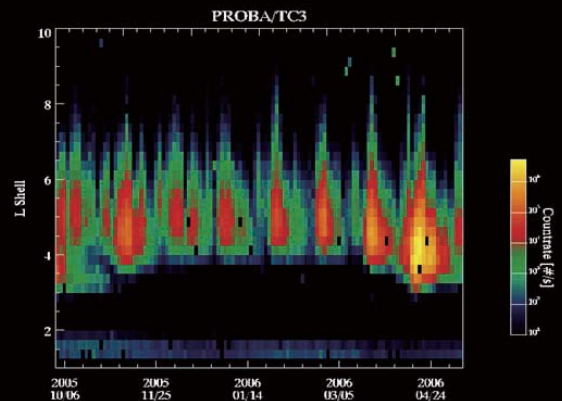
- in GEO missions dose dominated by the electrons of the outer radiation belt + bremsstrahlung generated in spacecraft material
- doses at GPS/Galileo orbits are higher than GEO  
- so total dose hardness assurance is a major task

**Environment:**

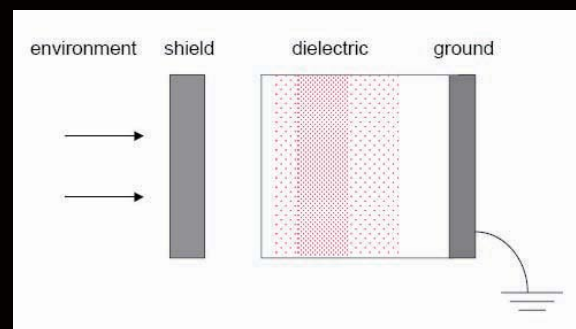
- AE-8 and AP-8 models have long been the standard radiation belt models for electrons and protons
- New models such as IGE 2006 (previously POLE) (GEO) and TPM-1 (inner belt) have appeared
- AE-8 is a model of long-term average electron fluxes.
- AE-8 is generally thought to over-predict the long-term average environment at GEO
- Models such as FLUMIC or CRRESELE provide extremes;
- Physics-based modeling also potentially powerful  
- the Salammbô code and others are being developed to simulate radiation belt dynamics.

# Internal Electrostatic Charging

- Energetic electrons of outer belt build up charges on insulators → electrostatic discharge.
- Many anomalies attributed to this phenomenon;
- outer belt extremely dynamic - long term AE-8 model is not suitable;
- Particles injected into belt following geomagnetic storms & subsequently energized, transported and lost
- quasi-regular enhancements of the belts corresponding to storms triggered by encounters between the Earth's magnetosphere & solar wind "interaction regions" - rotate with the Sun in 27 days
- Worst case or activity-dependent models FLUMIC or CRRESELE more appropriate for analyzing internal charging.
- To compute the build up of electric fields in the material → particle transport methods coupled with circuit analysis to represent build up of electrons and leakage = DICTAT program
- <http://www.spennis.oma.be>

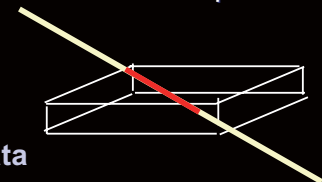


from Evans et al., COSPAR 2006, published Adv. Space Res. (2008).



# Single Event Effects

- The CREME codes were developed to model both the environment (proton, ion) and the interaction process, allowing prediction of upset rates.
- The cosmic ray environment is quite well known and modeled.
- For solar particle events CREME-96 adopts October 1989 as a worst case event, with "worst week" "worst day" and peak flux parts.
  - **But:** it is not necessarily the worst case & can be exceeded, there is no information on the probability of such conditions
- SEE rate calculation: CREME uses a simple procedure. For heavy ions, distribution of path lengths  $l$  through a rectangular parallelepiped sensitive volume is combined with the LET,  $L$ , of ions to determine the number of ions in the environment able to deposit a charge ( $Q = L \times l$ ) greater than the critical charge. Testing is used to derive the "critical charge" and the parallelepiped dimensions.
- For both proton and heavy ion predictions, **good quality test data** are required
- assumptions underlying CREME are progressively more questionable (**shape, LET**).
- Developments include systems for direct simulation of particle interactions, couple with device simulators (e.g. Vanderbilt's RADSAFE project)
- **Drawbacks:** analysis timescales and complexity increase, need geometry of sensitive nodes
- **new CREME models in prospect**



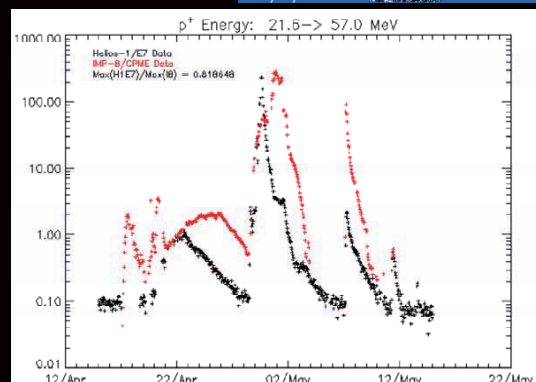
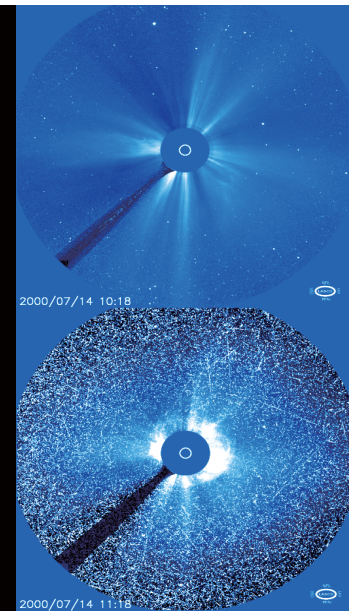
# Environment Models & Effects Tools

## Solar Energetic Particle Models

- JPL-91 and ESP fluence models are suited for risk assessment of long term exposures

### Problems:

- Data set completeness;
- Assumptions;
- Choice of confidence level;
- Application to time-dependent effects (SEE, background)
- Helioradial variations: is it  $1/R^2$ ?
- Very little data
- Reliance on physical models





## The SEPEM Project: Objectives

- ❑ Develop new engineering models and tools to address future needs:
  - ❑ enable automatic model and tool update
  - ❑ establish community consensus (international workshop was organised regarding the user requirements at Univ. Southampton, Feb. 2007).
- ❑ take advantage of new data and recent advances in understanding the generation mechanism (new scientific results).
- ❑ move beyond a model generating only mission integrated fluence statistics for a given confidence level by including
  - ❑ peak flux statistics,
  - ❑ durations of high flux periods and
  - ❑ outputs suitable for SEU rate and radiation background calculations so that past events and future scenarios can be simulated.
- ❑ improve existing physics-based shock-acceleration models to predict the expected event-time profiles at non-Earth locations (near-Sun, Mercury, Venus, Mars,...) with a view to obtaining a new model of helio-radial dependence of events: SOLPENCO2
- ❑ To allow community access to the models via a webserver

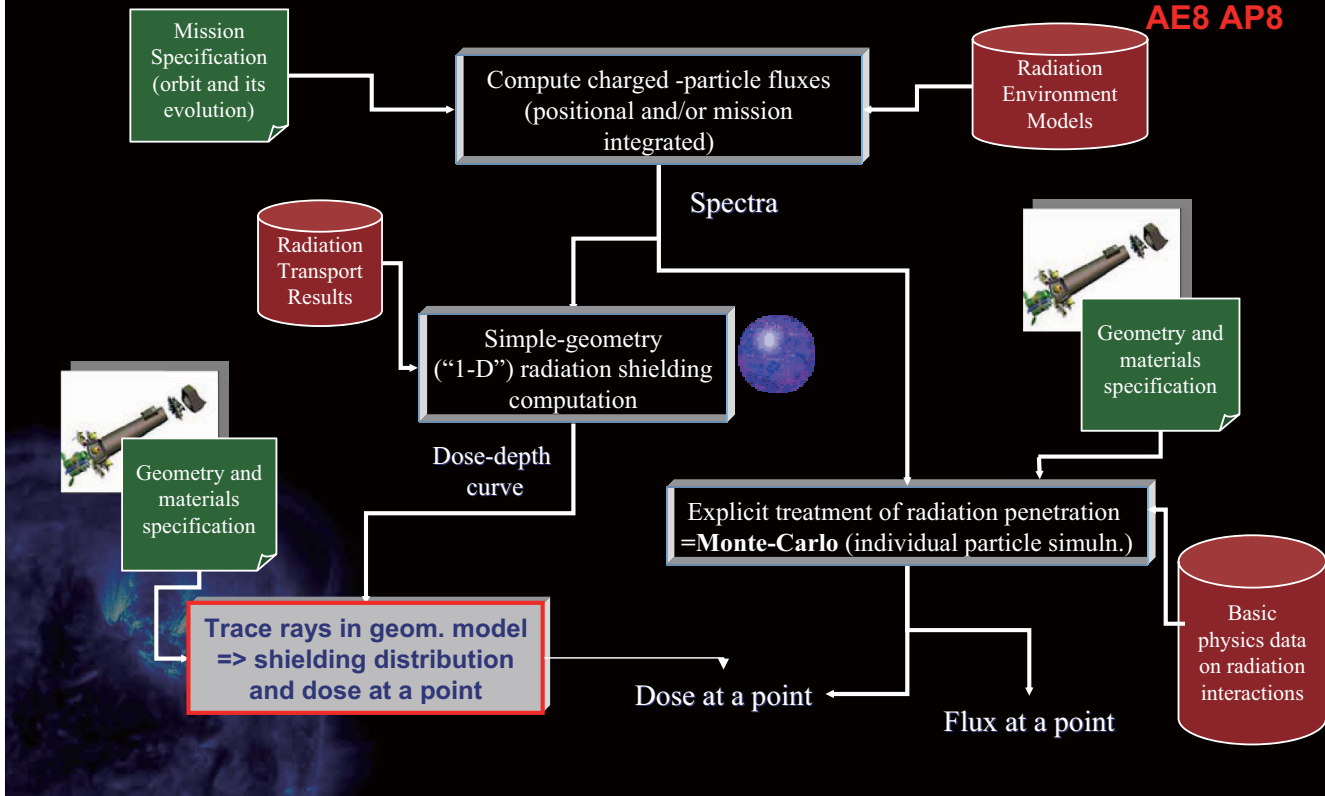
## The SEPEM Team

Belgian Institute for Space Aeronomy, Belgium  
K.U.Leuven, Belgium  
QinetiQ, U.K.  
University of Barcelona, Spain  
University of Southampton, U.K.

For more information see:  
<http://www.oma.be/SEPEM/>



# Basic Processes for Calculation of Dose and Flux



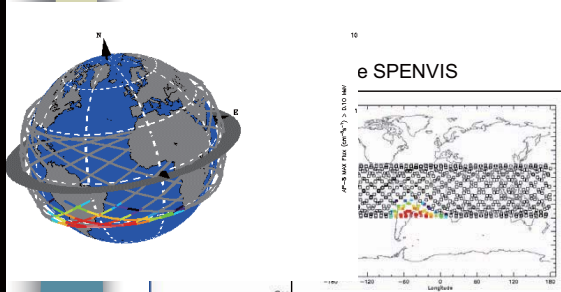
# One dimensional simulations

- Can be useful in many circumstances, for example simulating radiation damage to solar cells, and shielding studies
- Mulassis code based on Geant4 is one such example

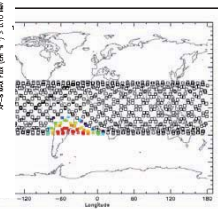
<http://www.spennis.oma.be>

## MULASSIS

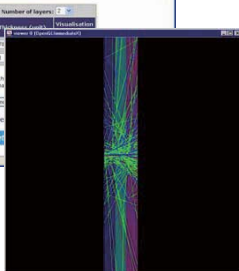
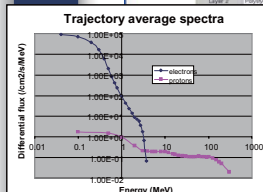
Dosimetry with simple shielding models



e SPENVIS



- Features
  - Predefined physics lists
  - 1D Layered geometry via scripting
  - Dose and Fluence analysis after shielding
  - Macroscopic NIEL for semiconductor degradation analysis
  - Interfaced to the Space Environment spectra inside the Web-based SPENVIS framework



- Ongoing extension to include Equivalent Dose
  - Typical tissue materials and standard geometry models (e.g. ICRU-sphere) are being added

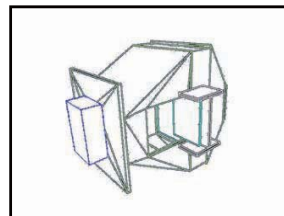
# GEANT4 in ESA

- ESA has been a member of the GEANT4 Collaboration since 1998, and a formal Signatory of the GEANT4 Collaboration Agreement since end of 2005
- GEANT4 and its auxiliary space tools are used extensively for ESA mission support in various application domains (Science, Exploration, Telecom, Navigation, component and environment analyses...)
- ESA internal manpower is rather limited for direct GEANT4 kernel developments
- Instead, most of the R&D is carried out via collaborations and contracts with European Academia and Industry: BIRA (B), DH Consultancy (B), CSR (B), Univ. Bern (CH), SpaceIT (CH), Univ. Geneve (CH), eta max(D), Univ. Cologne (D), Univ. Kiel (D), INTA (E), IN2P3 (F), ONERA (F), TRAD (F), HIP (FIN), INFN (I), Alenia Spazio (I), KTH Stockholm (S), LIP (P), QinetiQ (UK), Imperial College (UK), Univ. Southampton (UK), CERN,...
- GEANT4 Space Users' Workshops are an important venue for exchange of ideas and information on the latest developments in the space domain worldwide (5<sup>th</sup> workshop took place Feb '08, Univ Tokyo)
- GEANT4 Space Users Homepage: <http://geant4.esa.int/>

## GRAS

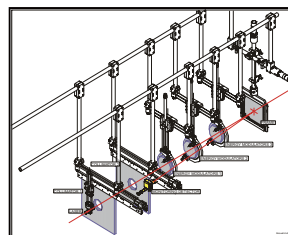
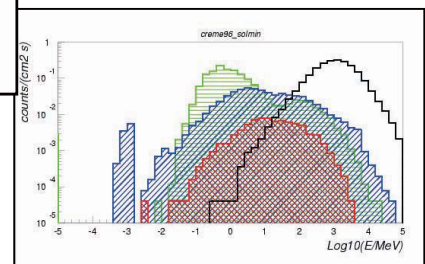
### Geant4 Radiation Analysis for Space

- Detector / Component effects
  - Dose, Fluence, NIEL, activation... for support to engineering and scientific design
- Human dosimetry
  - Dose Equivalent, Equivalent Dose,... for ESA exploration initiative
- Ready-To-Use tool
  - Different analyses types without re-compilation
- 3D geometry
  - GDML format, or existing C++ class, ...
- Full Geant4 physics



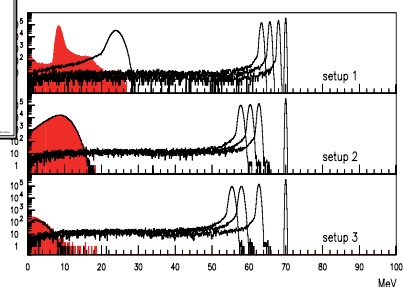
#### JWST

- Bkg rate during quiet time and solar events



#### Herschel

- PACS photoconductor test beam



## G4SESS - G4 Extension of Space Env. Support System

### DR (Data Retrieving module)

Gets SW and Orbital data from Mission Control Center, NORAD TLE, from SESS SW database, NOAA/SWPC

### DFP (Data Formatting and Processing)

Processes SW and Orbital data, Parsing and formatting of data, Outputs particle spectra at S/C location

### REM (Radiation Effects Module)

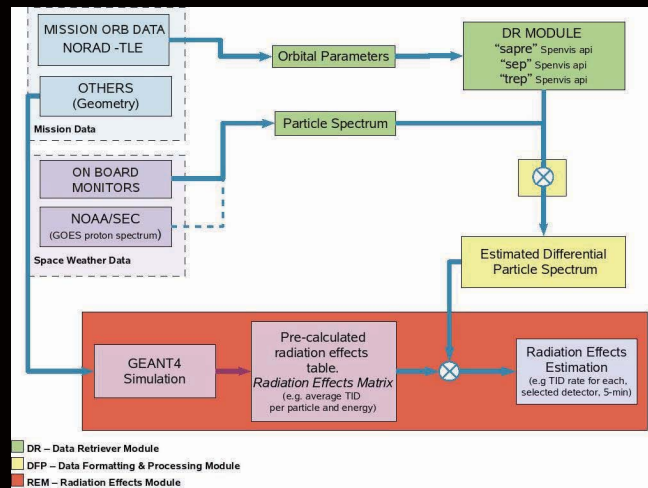
Estimates radiation effects on S/C, Propagates particle through S/C (Geant4), Characterization of S/C in radiation response, Outputs TID, Eq. 10MeVp and particle fluxes on selected parts

### G4SESS Objectives

Extend SESS to include Radiation Effects: TID, NIEL, Particle fluxes

Propagate Real Time SW through S/C geometry: CAD geometry

Test Geant4 and GRAS as near real time tools: Validate simulated effects with on-board data



## Some Recent, Ongoing and Planned G4 Related R&D Activities

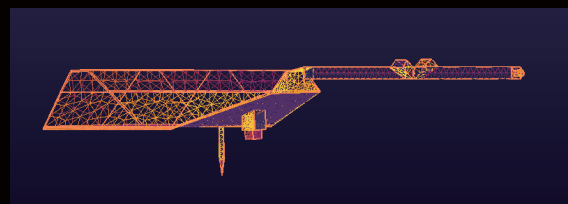
- The activity **Mars Radiation Environment Models (MarsREM)** by QinetiQ with LIP, BIRA and SpaceIT, recently concluded (October 2008):
  - Geant4-based active magnetic shield analyses
  - Nuclear interaction physics model developments (interface to DPMJET)
  - Geant4-based tools for scientific and engineering studies of radiation environment of Mars and its moons
- The activity **Rapid Reverse Monte Carlo and Ion Physics for Dose and SEE (RRMC)** started in 2008 (QinetiQ, TRAD, SpaceIT, CERN)
  - Reverse MC capabilities will be implemented in Geant4 kernel itself
  - Ion EM physics upgrade (ICRU73 and design improvements)
  - Geant4 (GRAS+RMC) integration in space industry tool (FASTRAD) for rapid Dose/SEE calculation
- The activity **Jupiter Radiation Environments and Effects Models** started in 2008 (QinetiQ, ONERA, DH Consulting)
  - This project includes a Genetic Algorithm-based shielding optimiser development utilising Geant4

# Continued...

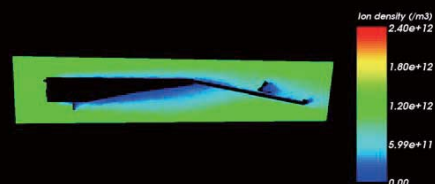
- The activity **Radiation Effects on Deep Sub-Micron Technologies** recently started:
  - New tool, framework for detailed analysis of radiation effects to micro-electronics
  - Integration of: TCAD - Geant4 - SPICE
- The activity **Energetic Electron Shielding, Charging and Radiation Effects** is in advanced phases of preparation
  - Electron-related developments in Geant4 and engineering tools
- The activity **Physics Models for Biological Effects of Radiation Shielding and Effects** is in preparation and should be published in the 1<sup>st</sup> quarter of 2009
- The activity **Radiation Effects on Sensors and Technologies** for ESA Space Science Cosmic Vision 2015-2025 is in preparation and should be published in the 1<sup>st</sup> quarter of 2009
- Detailed **X-ray reflection models** for the International X-ray Observatory (IXO) (COSINE)
  - Grazing-angle Fresnel and Multi-layer reflection, detailed surfaces (normal perturbations, interferograms)
- ...

## SPIS (Spacecraft Plasma Interaction Software)

- 3-D Code for Spacecraft Plasma interactions
- Open source Gnu Public Licence
- Java code is platform independent
- Unstructured mesh
- PIC/Hybrid code
- Easily modified and extended
- Uses freely available 3<sup>rd</sup>-party software for meshing (GMSH) and display of output (Cassandra)
- Jython menu-driven user interface
- Currently undergoing development to improve simulation of charging and discharging in GEO



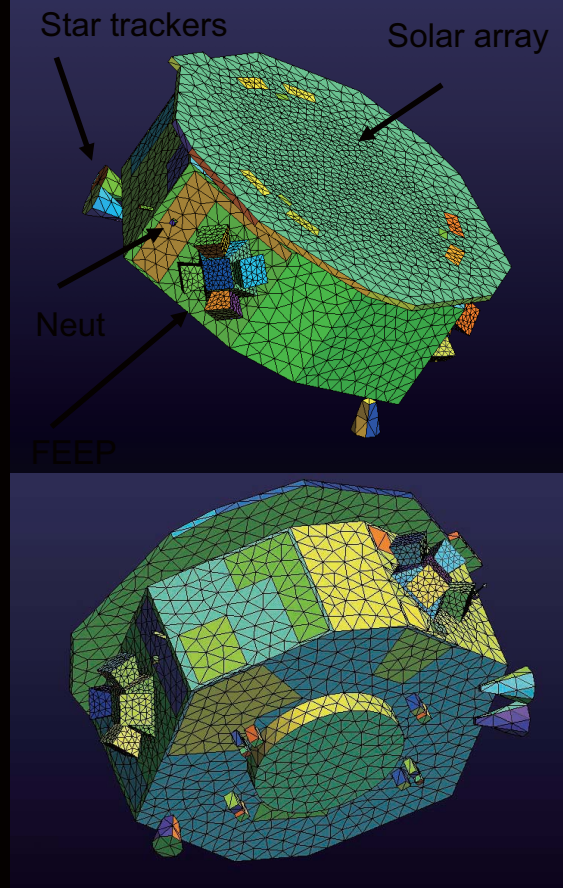
Swarm spacecraft meshed with GMSH



Ion density displayed with Cassandra

# Lisa Pathfinder

- dedicated technology demonstrator for the joint ESA/NASA Laser Interferometer Space Antenna (LISA) mission
- The scientific objective of the LISA Pathfinder mission consists then of the first in-flight test of gravitational wave detection metrology.
- Contamination from the FEEP thrusters may be of concern to solar arrays, optical instruments and radiators
- Study assessed surface contamination from FEEP operation
- Direct impingement and contamination from charge-exchange ions was considered
- Modelled with SPIS

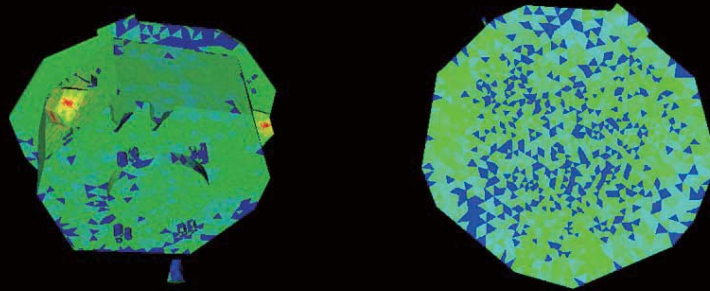


- Looked at
  - Cs and In FEEPs
  - best (nominal) and worst case scenarios
- Multiple charge states simulated
- Neutrals considered as fraction of ionised flux
- Charge-exchange between ions and neutrals

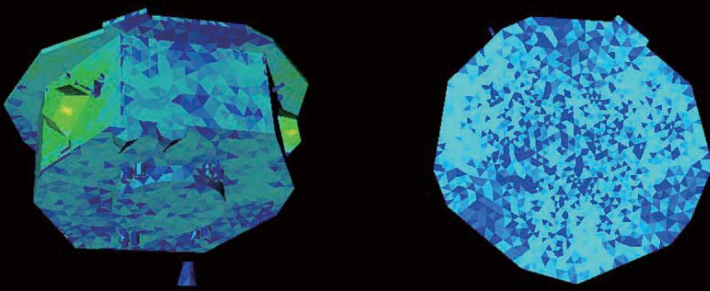
Best case	Worst case
Mass efficiency: 99%	Mass efficiency: 70%
Ions: 99%	Ions: 70%
84% - Cs <sup>+</sup>	84% - Cs <sup>+</sup>
12% - Cs <sup>2+</sup>	12% - Cs <sup>2+</sup>
4% - Cs <sup>3+</sup>	4% - Cs <sup>3+</sup>
1% neutrals	30% neutrals
No droplets	No droplets

## Cesium cases

## Charge-exchange contamination rates for Cs FEFPs



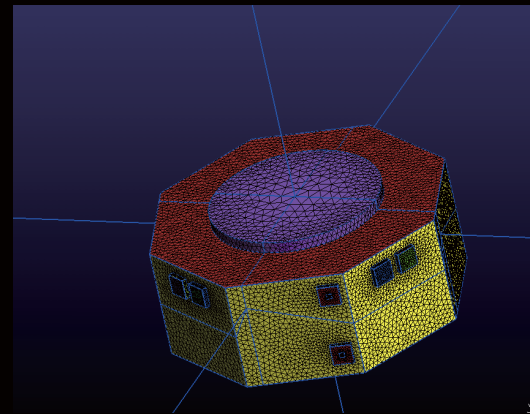
70% worst case



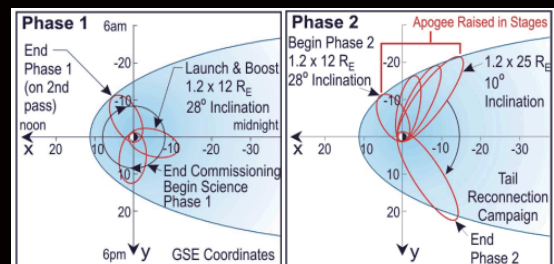
99% best case

## MMS SPACECRAFT / MISSION

- The Magnetospheric Multiscale (MMS) mission is a solar-terrestrial probe mission comprising four identically instrumented spacecraft that will use Earth's magnetosphere as a laboratory to study the microphysics of magnetic reconnection
- MMS will be launched in October 2014 with a nominal mission duration of 2 years
- ASPOC are used to reduced positive s/c potential
- How do the ASPOCs affect the electric field sensors?
- SPIS simulation performed including
  - PIC source ions, photoelectrons, ambient ions and electrons
  - 56m thin wire booms

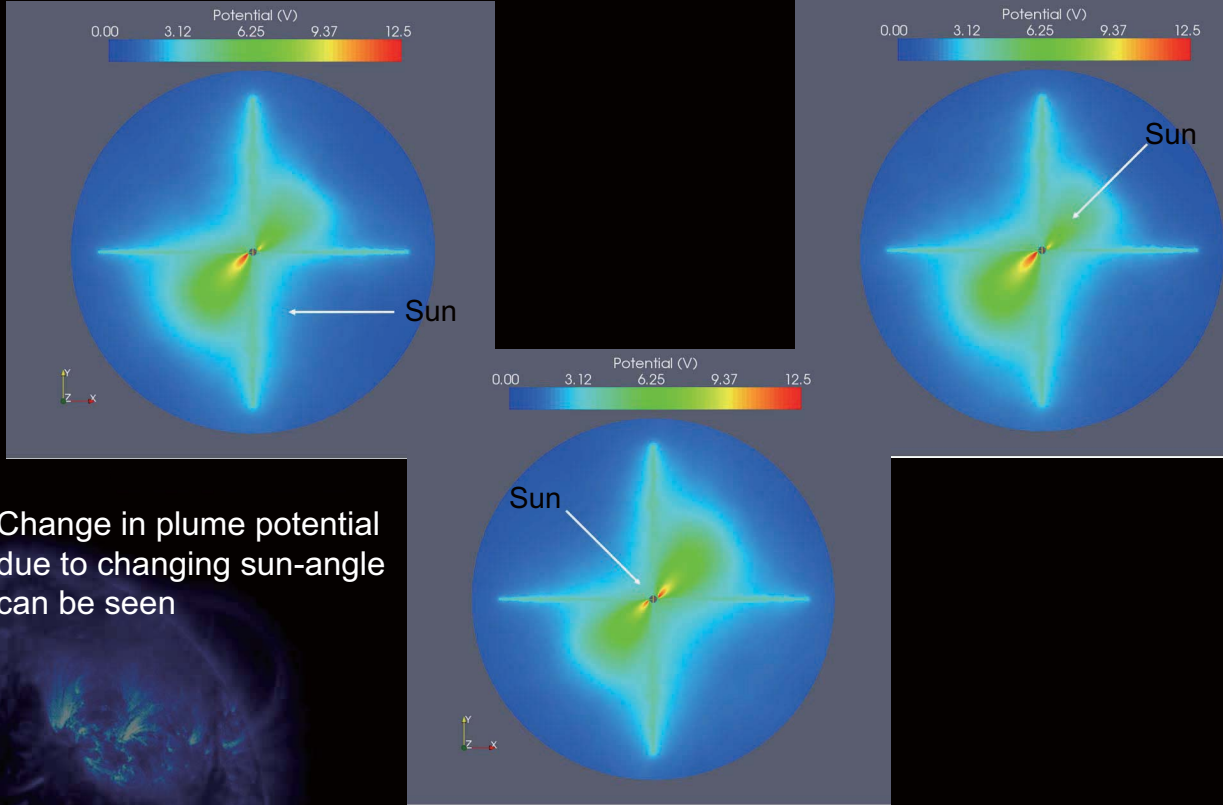


GMSH model of MMS



MMS orbit

# MMS SUN ANGLE EFFECT ON PLUMES



## Space Weather & Space Situational Awareness



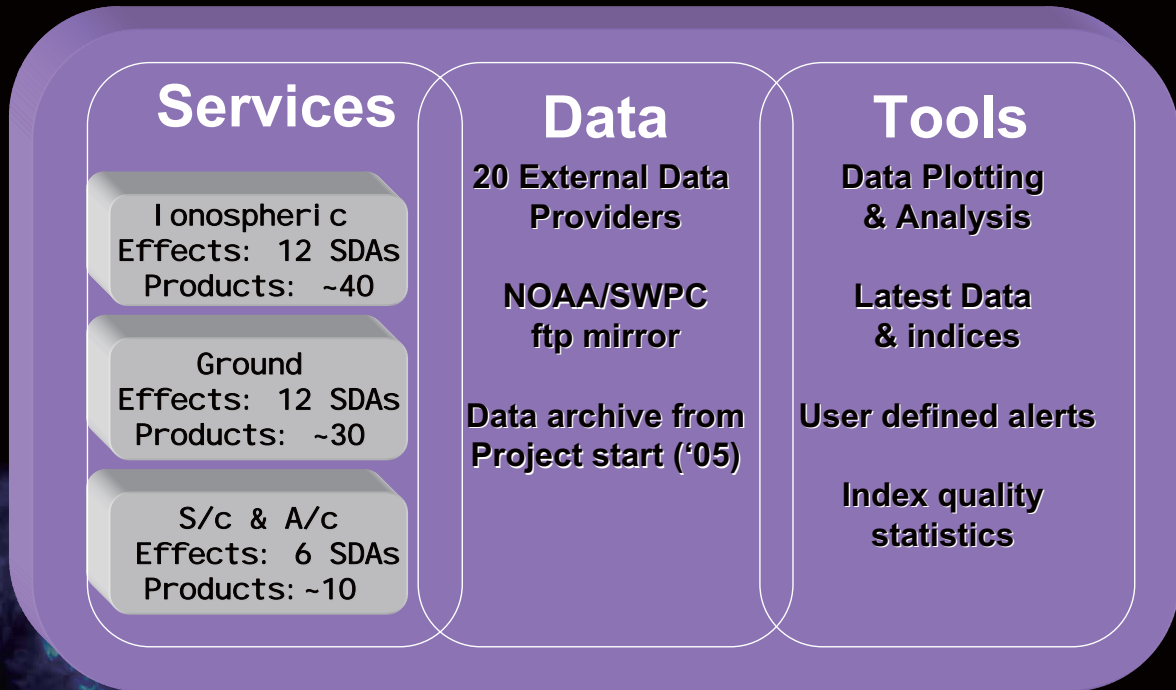
## European Space Weather Timeline

- ESA initiative started in 1996
- First European Space Weather Applications Workshop in 1998
- Parallel feasibility studies to look at scope and requirements for a European space weather programme 1999-2001
- Space Weather Working Team formed in 2001
- 2003-2006 Space Weather Applications Pilot Project
- 2008 SSA programme proposal with element of space weather drafting
  
- In parallel the scientific community has grown as a result of COST Action 724, now succeeded by ES0803 and SOTERIA EC FP7 research project
- 2004 saw the first European Space Weather Week jointly organised with the COST community

## The Space Weather Applications Pilot Project

- Sample the market for space weather services
- Development of a range of individual pilot services (SDAs) built on user requirements plus a supporting network structure and portal.
- ~5MEuro investment (2MEuro from ESA/GSP)
- **Questions:** users?, valuable services?, need for specific space elements?, value of coordinated approach?, organisational requirements...?

# Service Demonstration: SWENET



Space Weather European NETwork  
<http://esa-spaceweather.net/swenet>



## Space Situational Awareness Preparatory Programme Proposal

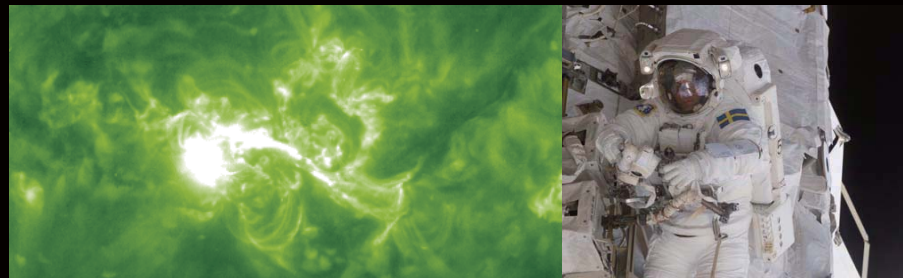
- Survey and tracking of space objects (debris, spacecraft);
- Also includes awareness of space environment and so has been scoped to include:
  - Space weather
  - Near earth objects
- Programme proposal has been discussed over last 6 months with potential participants.
- Accepted by ESA Council at Ministerial level on 25-26 November 2008.

# SW in SSA

- A **Space Weather service** component of the **SSA** would essentially address user need through the provision of:
  - reliable and timely information on the main space environment disturbances on the Sun, in the solar wind, in the radiation belts, in the magnetosphere and the ionosphere.
  - mid and long-term trends of the changes of the space radiation, plasma and electromagnetic environment.
  - reliable local spacecraft (and launcher) radiation, plasma and electromagnetic environment data for historical re-construction, nowcast and forecast of hazardous conditions.
  - timely and reliable ionospheric disturbances nowcast and forecast
  - prediction of thermospheric density for spacecraft drag calculation.
  - timely and reliable ionospheric density profile nowcast and forecast.
- Spin-off applications also address needs of affected ground-based users.

# SW Services Structure

- Monitor
  - the Sun
  - solar wind
  - radiation belts
  - magnetosphere
  - ionosphere
  - surface B field
- End-to-end (tailored) services
  - reliable local spacecraft /launcher/manned space flight radiation, plasma & electromagnetic data for re-construction, nowcast & forecast of hazardous conditions
  - timely and reliable ionospheric disturbances nowcast(\*) and forecast important to Galileo signal and service quality
  - thermospheric density for spacecraft drag calculation
  - specific services to SSA survey and tracking element



## SSA current baseline

### 3 year period :

- 4 elements:
  - 1 (core) : data policy, governance, global architecture, delivery of a set of precursor services.
  - 2 (space weather and NEO): consolidation of requirements, architectural design, federation of assets, service developments
  - 3 (Bread boarding of essential radar components)
  - 4 (Pilot data centres)

## Outlook for Space Weather at ESA in 2009

- **New (preparatory) programme expected to start in early 2009**
- **Space Weather covered by Elements 1, 2 and 4:**
  - **Federate resources**
  - **Prototype services**
  - **Design studies**
  - **Supporting R&D planned**
- **Ongoing R&D**
  - **SWENET portal and network operating on maintenance basis**
  - **SEISOP space weather support system for operations**
  - **Space Weather Warning for Space Systems study**
  - **PicoSatellite (CubeSat network) study will include an element of space weather**
- **Coordination with the scientific community through the framework of the SWWT**

## Space Environment Standards

- **The European Cooperation for Space Standardization ECSS**
  - ECSS E-10-04 (ECSS E-ST-10-04C) Space Environment finalised and published in 2008
  - E-ST-20-06C Spacecraft Plasma Interactions Published
  - E-ST-10-12C methods for calc. rad. effects being finalised
  - Q-ST-60-(RHA) in preparation
- Published standards available via [www.ecss.nl](http://www.ecss.nl)

## Conclusions

- **Radiation belt models** AE-8 and AP-8 need replacement (time variations, error removal, statistics)
- **Solar energetic particle** models need to be more suitable for wider applications; the SEP-EM R&D study is working towards flexible, data driven models
- **Missions to Mercury and close to Sun:** scaling of solar particle events needs confirmation (e as  $1/R^2$ ?) → lack of data; reliance on physics models
- Need to understand fully **uncertainties and “margins”** being built into the total dose (and other) evaluations for space systems;
- In addition, given the growing concern for radiation effects on technologies of commercial and applications missions, the need to provide appropriate radiation monitoring on spacecraft is being recognized.
- New activities in the area of space weather will start in 2009, building on work to assess the feasibility of a European space weather programme. This will be complemented by ongoing R&D activities
- Space Environments and effects section will continue to support ESA’s missions in this area, leading to related R&D activities
- For more information: <http://space-env.esa.int>

**磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道環境予測：観測との統計解析**

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

**Statistical analysis for GEO plasma environment prediction using real-time  
magnetosphere simulation and observation**

M. S. Nakamura, T. Sakata, H. Shimazua, H. Shinagawa, S. Fujita, T. Tanaka

**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・統計解析をおこない、静止軌道プラズマ環境と衛星帯電予測についても述べる。

**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-NEC SX-6 (現在はSX-8Rに更新) の1ノードを占有して、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測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/home.html>)

**静止軌道プラズマ環境と衛星表面帯電**

静止軌道のプラズマ環境は、太陽風の変化による磁気圏の擾乱にともない大きく変化する。特に、衛星障害の原因となるプラズマ環境の1つとして、磁気圏尾部からの数~数十 keV の電子の侵入があげられる。衛星周辺プラズマから衛星への電流収支を考えた場合、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、イオンに比べて電流収支への影響が大きく、衛星電位を決めるのに重要な役割を果たしている。つまり、数~数十 keV の電子が増加すると、周辺プラズマからの電子電流が増大し、時としてマイナス数 kV まで衛星電位を低下させる。その結果、放電が起こる可能性が高まり、衛星障害が起こる危険性がある。一般に、静止軌道への数~数十 keV の電子の侵入は、地磁気擾乱に伴っておこり、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。

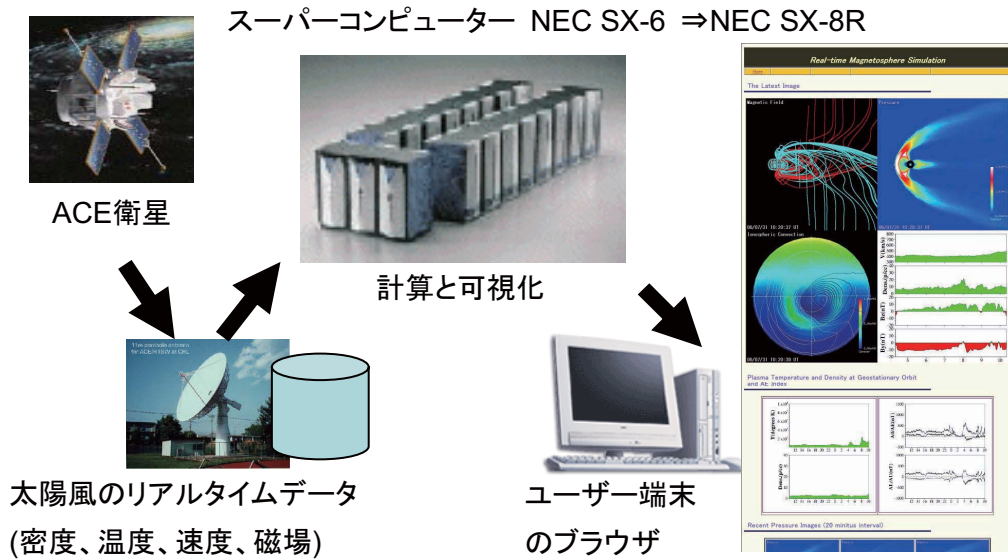


図1：情報通信研究機構のリアルタイム磁気圏シミュレーションシステムの概要

### 計算手法と計算結果

磁気圏シミュレーションでは、電磁流体 (MHD) 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計算することができる。しかし、プラズマを流体近似したため、プラズマの粒子的性質を取り扱えず、粒子効果による加熱・加速や内部磁気圏の強磁場領域におけるドリフト運動などが正しく取り扱えない。また静止軌道プラズマ環境の影響として、衛星表面帯電を考えた場合、数～数十 keV の電子が重要であるのに、実質的にイオン流体運動だけを取り扱っているという問題がある。

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

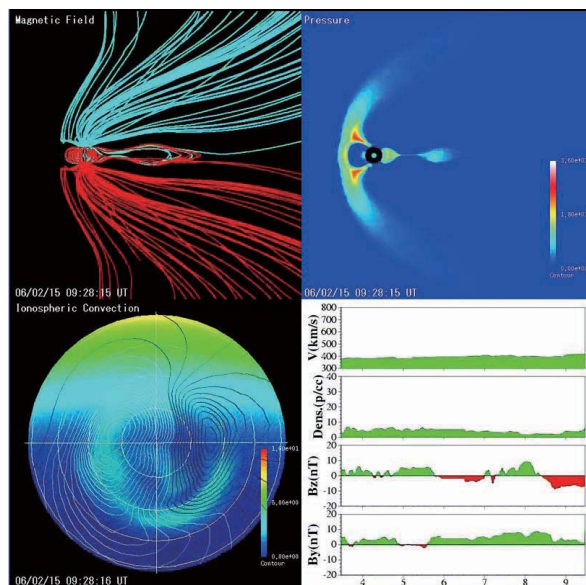


図2：2006年2月15日09:28UTの計算結果。磁力線 (左上)、子午面内のプラズマ圧力分布 (右上)、極域電離層の等電位線と電気伝導度分布 (左下)、計算に用いた直前6時間の太陽風データ (右下)。

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、プラズマ・インジェクションに相当し、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。この図は約1分毎に更新され、1日毎に動画としてアーカイブされている。

### 観測との比較と統計解析

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）を5分平均した値を用いた。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、プラズマ・インジェクションに着目しているため、磁気地方時(MLT)で21~3時の夜側の観測結果と計算結果の静止軌道の真夜中位置での値を比較した。この日、観測と計算結果の両方で、静止軌道での大きな圧力上昇が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・インジェクション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。ここでは図は示さないが、イオンの観測と計算結果が定量的に合っていない[中村 et al., 2006]。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比較的良く合っている。このことは、電子は、プラズマ・インジェクションのときに、流体的な断熱過程による圧力上昇を受けることから、電磁流体計算から得られる圧力変動と定量的に良く合致したと考えられる。しかし、密度と温度については定量的な合致は見られず、計算結果で得られる密度は、ほとんどの場合、観測よりかなり大きな値となっている。そのため、密度を、観測でよく見られる0.5個/ccと仮定して、計算結果の圧力から再計算して求めた温度と観測で得られた電子温度を比較してみた。その結果、温度上昇のタイミングや観測での温度上昇値が、電子圧力より良く一致することがわかった。

この再計算した温度と観測で得られた電子温度との分散図を、図4に示す。ほぼ全ての点が、図中の線より下に分布している。つま

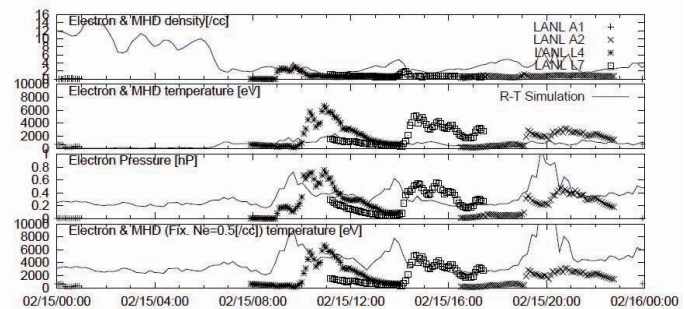


図3：2006年2月15日に4機のLANL静止軌道衛星(A2,A1,L4,L7)が観測した夜側(MLT:21時~3時)の、上から電子密度、電子温度、電子圧力の5分平均値に、計算結果の静止軌道の真夜中位置で得られた密度、温度、圧力を重ねて示した。一番下のグラフは、密度を0.5個/ccと置いて計算結果の圧力から再計算した温度。計算結果は、観測に比べ太陽風の到達時間(約1時間)だけ前にシフトしている。



り、この線は観測される電子温度の上限値を示している。ただし、計算結果から再計算して求めた結果は、多くの場合電子温度を過大に予測していることがわかる。これは、計算結果においては、磁気圏が荒れた状態が、観測より長く続く傾向があること。また、観測においては、電子温度や圧力の上昇は、実際には局所的な現象で、静止軌道上での電子温度の最大値が必ずしも全て衛星で観測されているわけではないことなどが原因と考えられる。

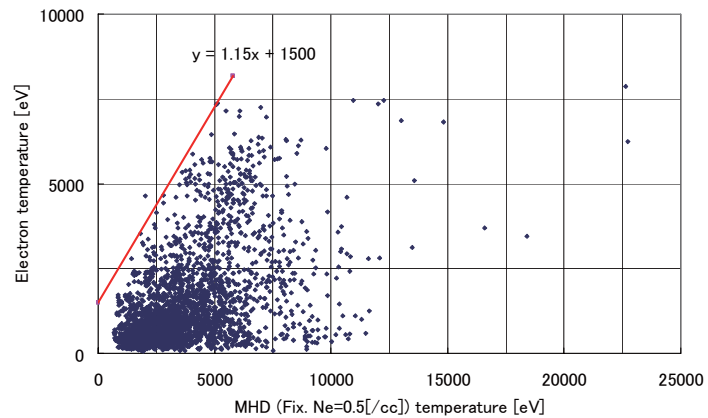


図4：2006年2月分の計算結果の圧力から密度を0.5個/ccと仮定して再計算した温度と、観測で得られた電子温度の分散図。

いずれにせよ、電子温度の上限値を示すことだけでも、衛星電位の最大値を予測する上で、十分意味があると考えられる。

## 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、静止軌道のプラズマ環境、特に電子温度の上限値の約1時間前予測の可能性を示した。この電子温度上昇は、衛星表面帯電と直接関係があるため、衛星帯電予測として活用できると考えられる。

## 参考文献

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

**Reviews of Recent Studies and Related Talks on Space  
Environment Effects**



# Spacecraft Charging Studies in Japan



Mengu Cho

Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering  
Kyushu Institute of Technology

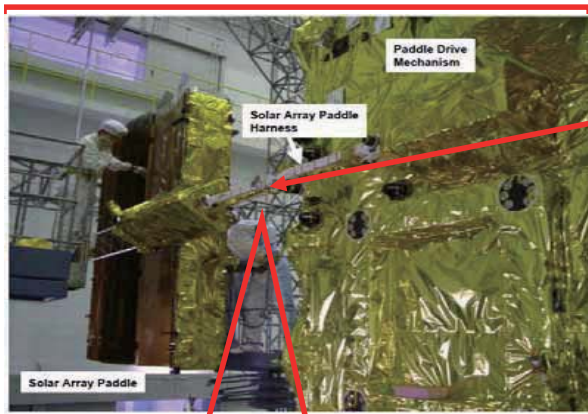
[cho@ele.kyutech.ac.jp](mailto:cho@ele.kyutech.ac.jp)

<http://laseine.ele.kyutech.ac.jp> <http://laplace.ele.kyutech.ac.jp>

December 18, 2008, Tsukuba  
Space Environment Symposium



## Failure of ADEOS-II



Damage to harness jacket due to the debris impact



Ungrounded MLI was charged due to aurora particles. Insulation jacket was charged and an arc occurred



satellite, Midori-II (ADEOSII)

Dec.14, 2002: Launched to 800km PEO on December 14, 2002

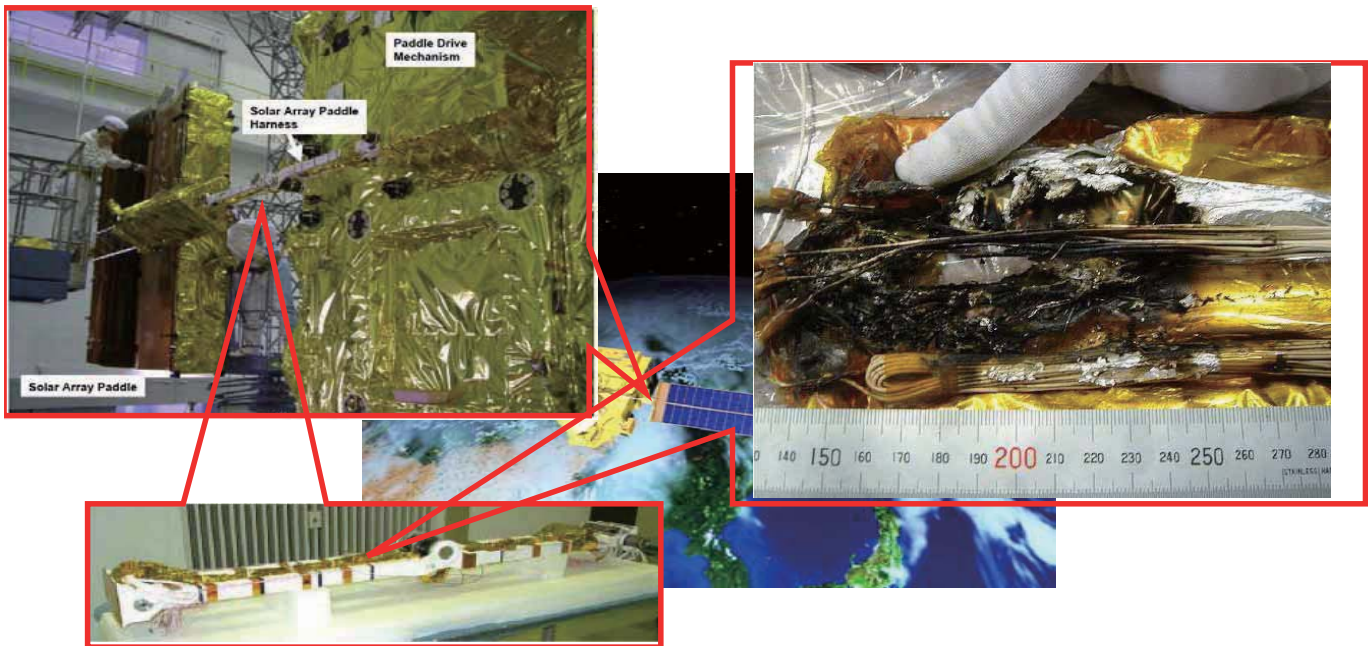
Oct. 24, 2003: Complete loss due to power drop to 1kW from 6kW

# Failure of ADEOS-II



Charging of power harness bundle by aurora  
Arc propagated to 104 wire harnesses and destroyed all of them

# Failure of ADEOS-II



Charging of power harness bundle by aurora  
Arc propagated to 104 wire harnesses and destroyed all of them



# Lessons learned from ADEOS-II failure

1. Severe charging possible in aurora zone
  - Reexamine PEO satellite designs
2. Charging hazard should be identified in design phases
  - Need of a charging analysis tool
  - Need of experts
3. No floating metal
  - Charging design guideline
4. Importance of pre-launch ground test
5. Importance of cable insulation
6. Importance of thermal analysis
7. Avoid single-point-of-failure
  - Two solar paddles for any spacecraft
8. Promotion of basic spacecraft environment interaction researches
  - Charging mitigation, insulation, cable, debris, material, etc.



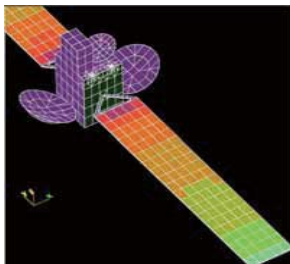
## Spacecraft Charging Activities in Japan since ADEOS-II

- Development of MUSCAT
- Material characterization campaign
- ESD tests
- ISO standardization of solar panel ESD tests
- Charging design guideline
- On-orbit measurement
- Development of charging mitigation methods

# Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)

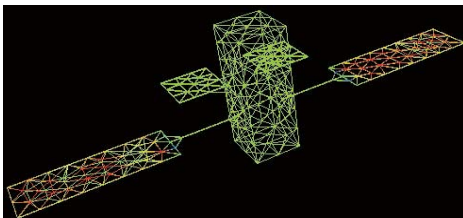


## Next Generation S/C Charging Analysis Tools



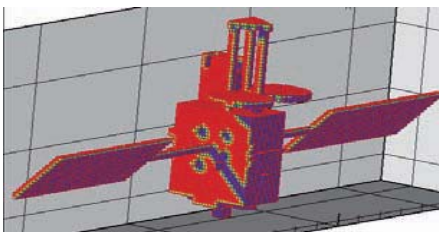
U.S.A : **NASCAP-2K**  
(**NASA Charging Analyzer Program 2000**)

➡ Subject of export restrictions



Europe : **SPIS**  
(**Spacecraft Plasma Interaction Software**)

➡ Open source  
Need simulation experience



Japan : **MUSCAT** (KIT & JAXA)  
(**Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool**)

➡ Completed Ver.1 (March, 2007)



# Development of MUSCAT

- MUSCAT (Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool)
  - Developed at KIT with JAXA from December 2004 to March 2007
    - Employed 4 full-time post-docs
  - Spacecraft charging of LEO, PEO, GEO satellites
  - First version release in spring 2007



## Development strategy



1. Multi-Utility Use → LEO, PEO, GEO
2. User-friendly → Graphical User Interface (GUI)  
→ Client-Server model
3. High-speed → Parallelization and tuning
4. Accuracy → Code Validation
5. Parametric runs → Robust computation function
6. Traceability → Support by a commercial company



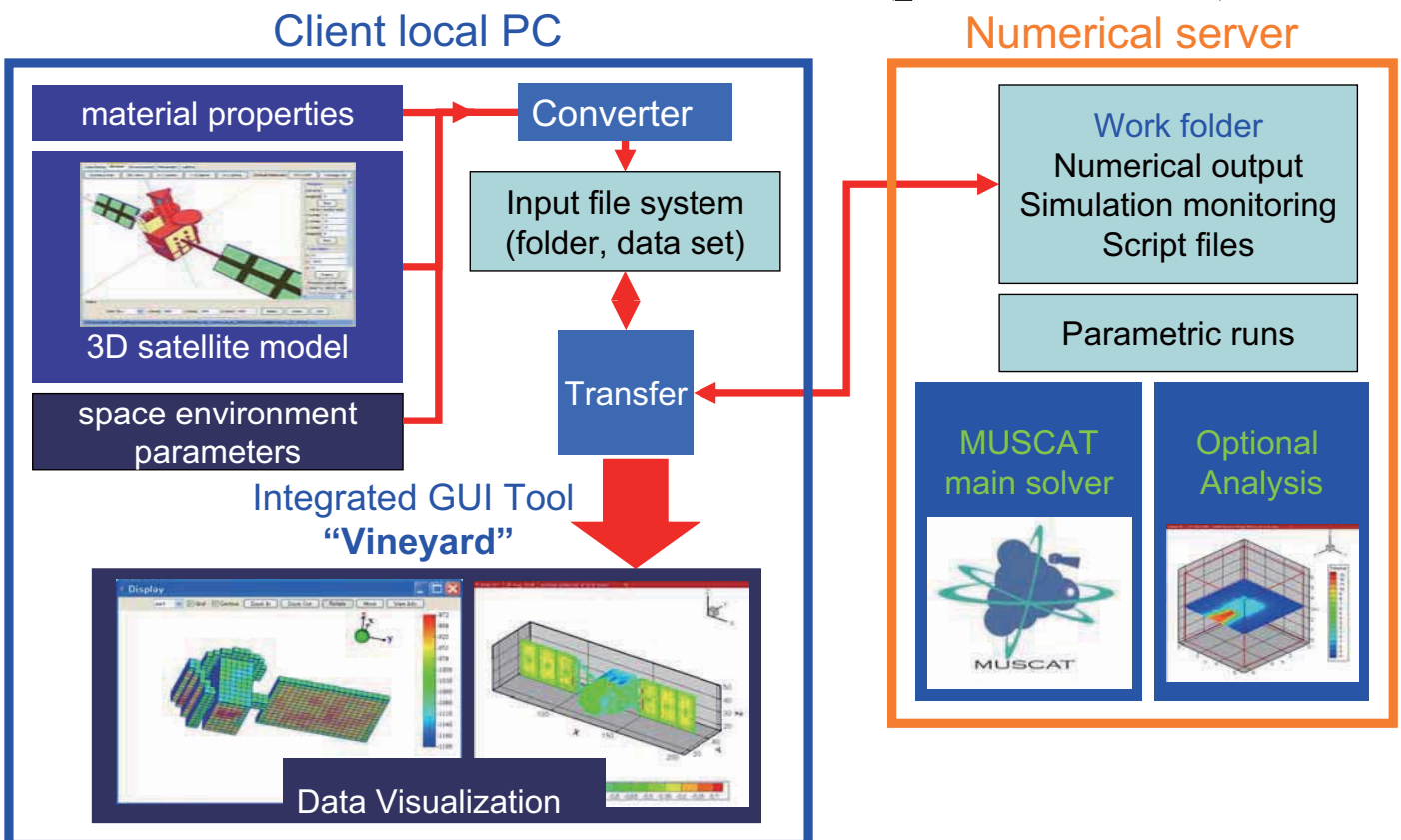


# Development framework

General overview	JAXA
Code development	KIT
Validation experiment	KIT
	ISAS/JAXA
Space environmental parameters	JAXA
	NICT
Validation by large scale simulation	GES (Kyoto Univ., NIPR)

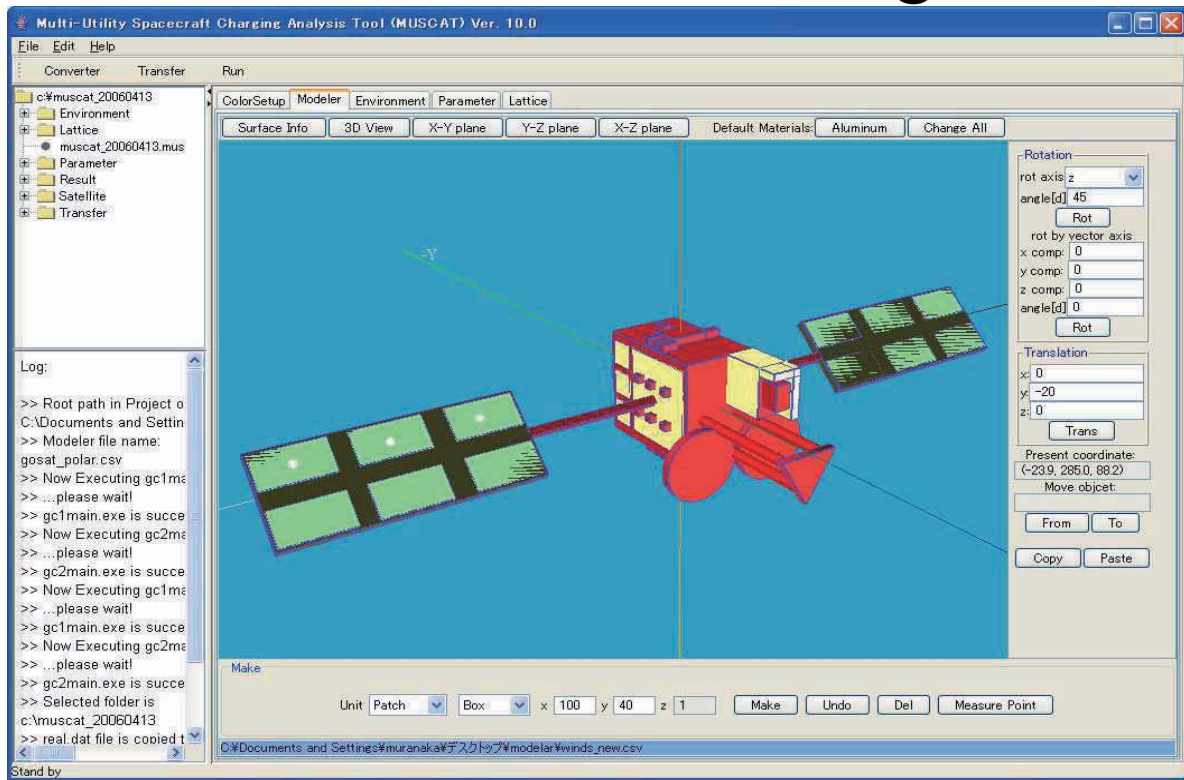


## How MUSCAT Work? (procedures)

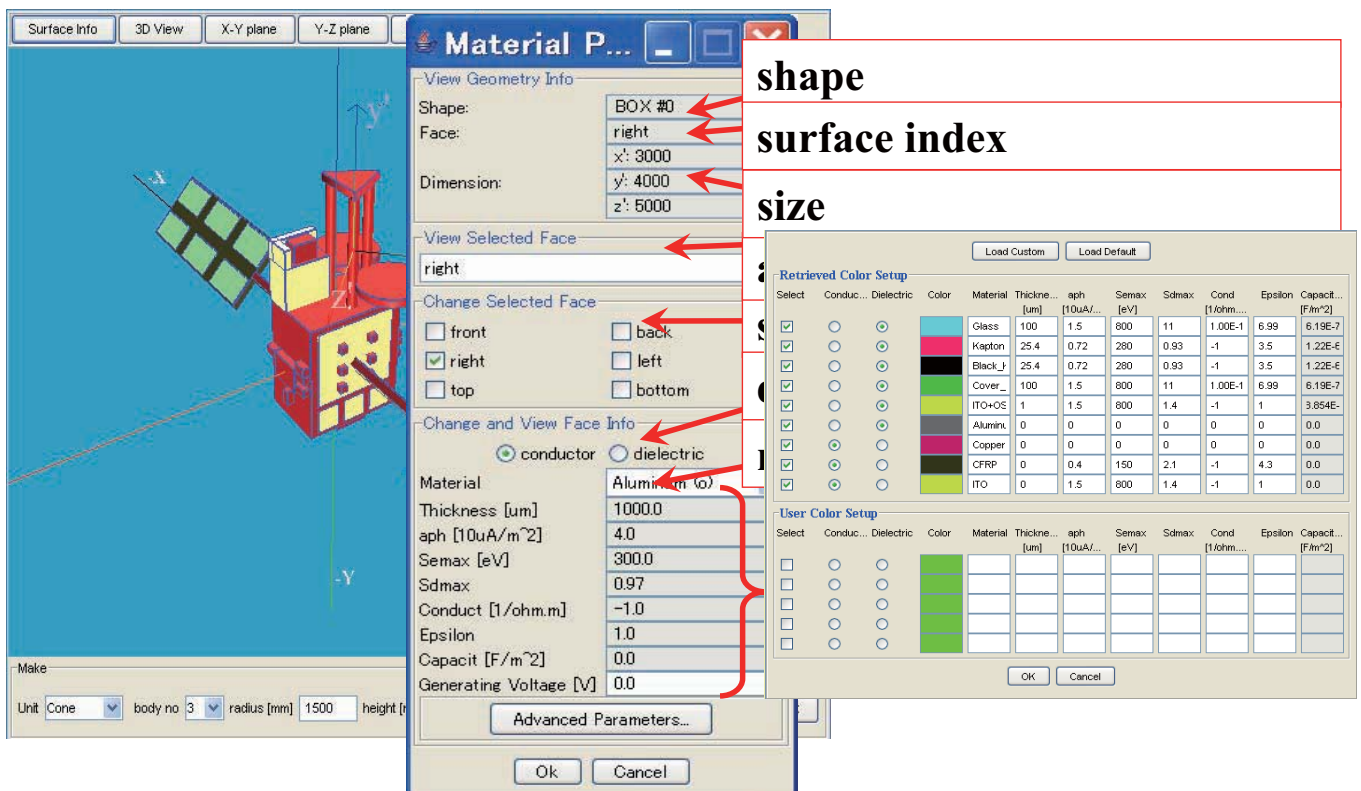




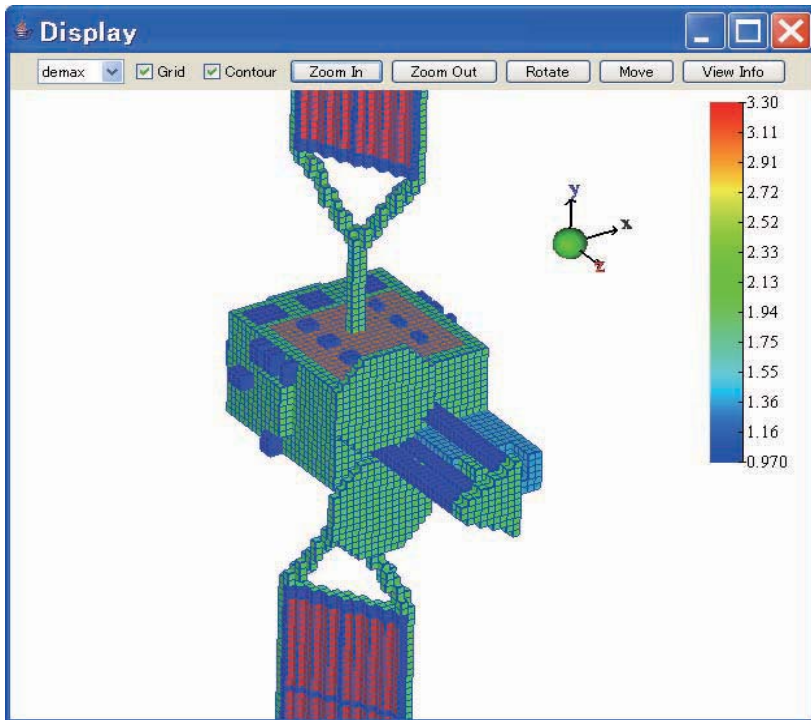
# 3D Satellite Modeling



## Surface Properties



# Geometry Conversion to Rectangular Elements



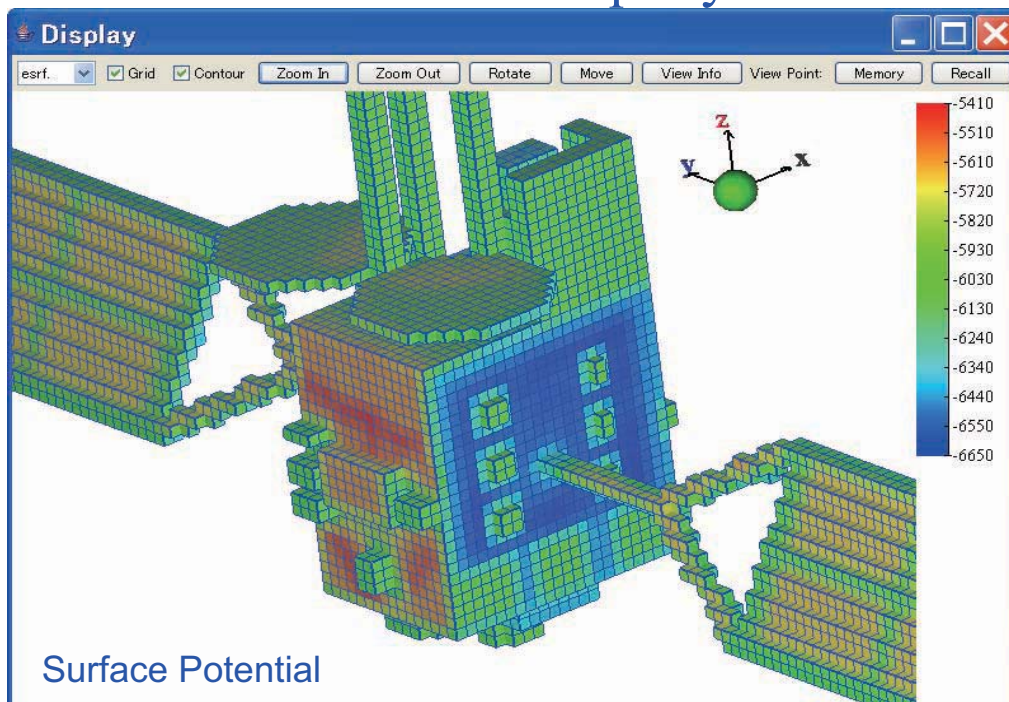
General 3D geometry



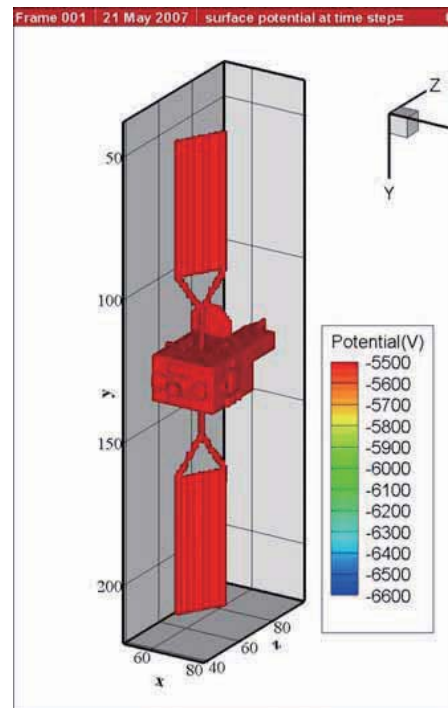
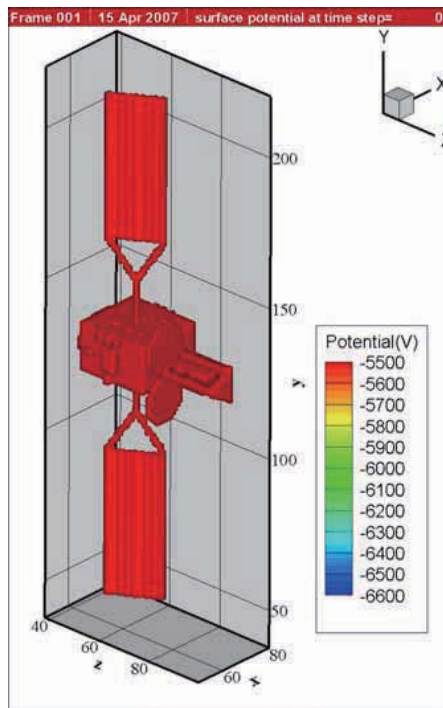
Rectangular grid  
(for the MUSCAT solver)

## Visualization of Numerical Data (1)

### 3D Surface Property



# Simulation results



## 3D spacecraft charging simulation

Accuracy depends on

1. **Material charging property data**
  - Secondary electron, photo-electron, conductivity, etc
2. Environment data
  - Plasma density, temperature
3. Satellite geometry



# Material properties measurement

- Secondary electron emission ("Delta Max" and "E-Max")
- Photoelectron emission
- Bulk resistivity
- Surface resistivity
- JAXA campaign (2005~)
  - For BOL and EOL material
- KIT campaign(2008~)
  - For EOL material

## JAXA campaign framework



Material property	The range of primary energy	Place
Secondary electron emission (SEE)	Acceleration voltage : 600V-5kV	High Energy Accelerator Research Organization (KEK)
	Acceleration 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



# JAXA campaign framework

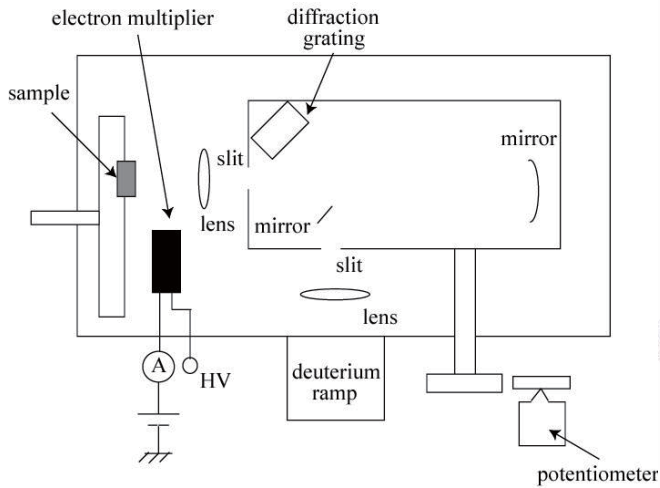
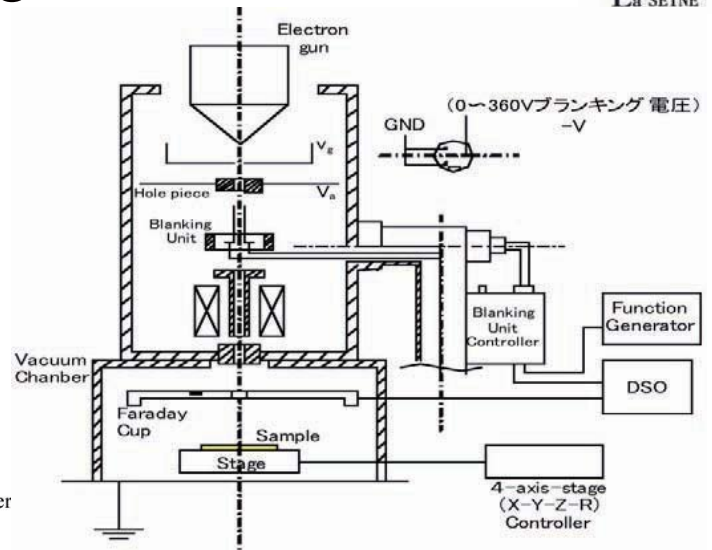


Photo-electron measurement @ Musashi Institute of Technology



Secondary-electron measurement @ KEK

*From K. Nitta, JAXA*

# KIT campaign



- Material charging properties
  - Secondary electron coefficient
  - Photoelectron coefficient
  - Bulk Conductivity
  - Surface
- For degraded (UV, AO, thermal cycles) materials



UV



Thermal



AO

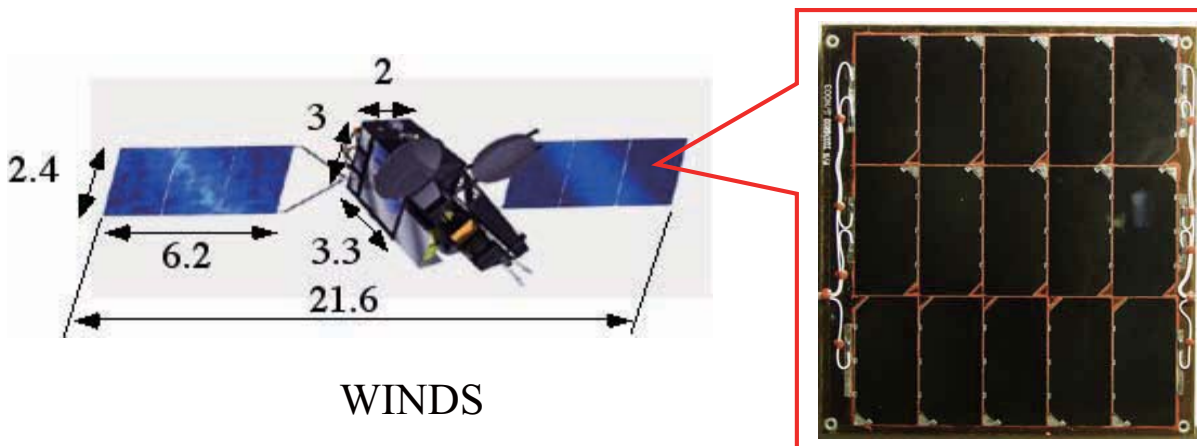


Secondary and photo electrons

# What do we do in satellite design in Japan?

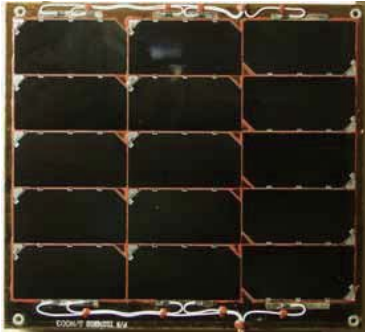
- Before launch, we have to check
  - Does the satellite charge to the arc threshold?
    - Computer simulation
  - If yes
    - Ground test
      - Make sure that the satellite operates even with arcs

## Electrostatic discharge test

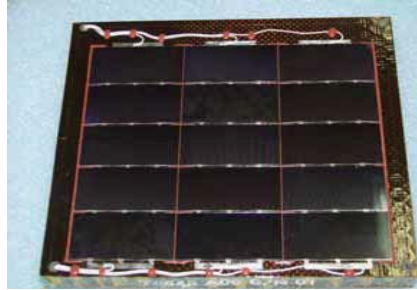


- Prepare flight-representative coupon made of same material and same production process
  - Real satellite uses thousands to several tens of thousands solar cells

# Electrostatic discharge test



WINDS



ETS8/ALOS

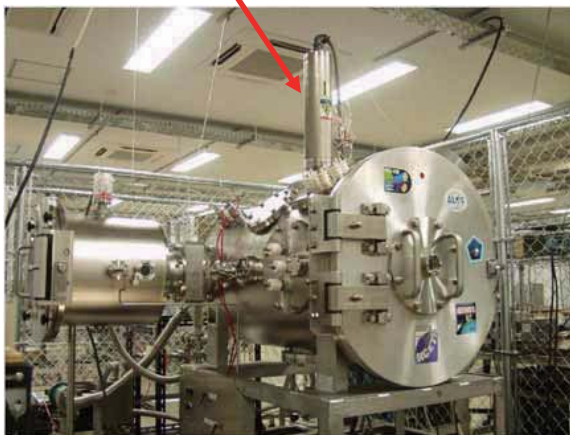


ALOS

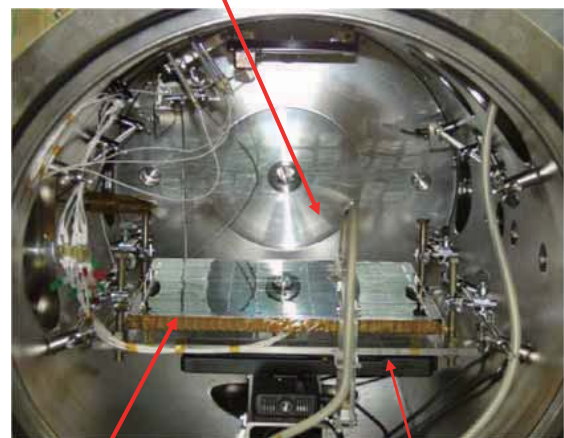
- Prepare test coupons for each satellite

# Electrostatic discharge test

Energetic electron beam



surface potential probe



coupon

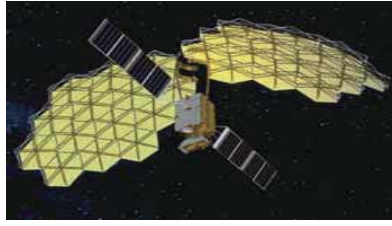
XY stage

- Reproduce the same environment as in orbit
  - Vacuum
  - Plasma

# Records of Electrostatic Discharge Test at KIT



Hayabusa(2003)



Kiku-8 (2006)



Kizuna(2008)



Himawari-7(2006)



Midori-2(2003)  
Failure investigation



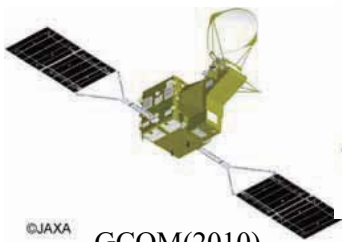
Daichi(2006)



Kirari(2005)



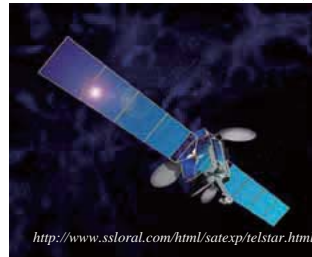
Ibuki(2008)



GCOM(2010)



India(ISRO)



USA(SS/L)



Chinese(CAST)

Testing of satellites from all over the world

## What do we investigate?



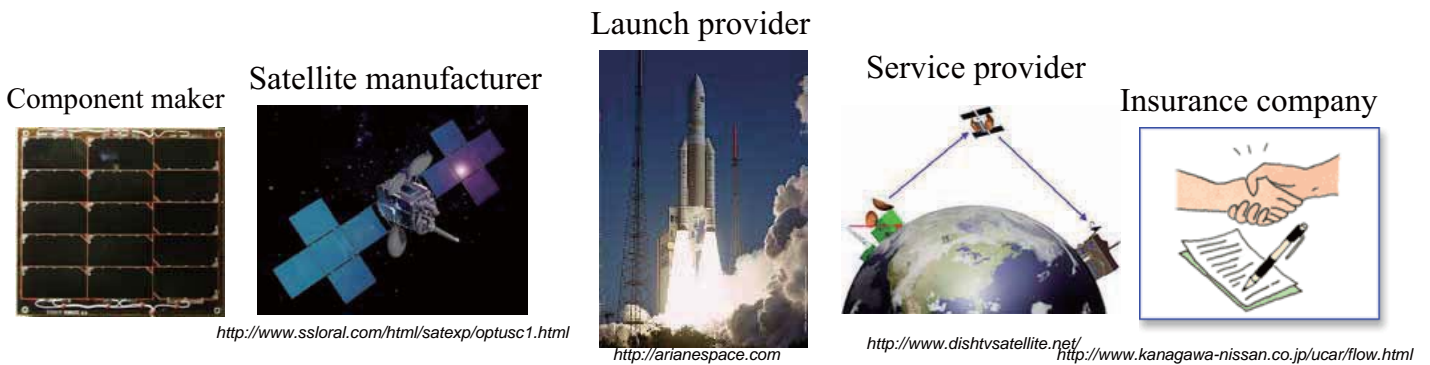
- Primary arc
  - Degradation due to repeated primary arcs
  - Estimate the power degradation at EOL
    - Number of ESD events from charging analysis
    - Primary arc inception threshold
    - Degradation probability per primary arc
- Secondary arc
  - Power circuit string failure
- Occasionally
  - Other components such as cable, connector and diode boards, etc.





# Need of international standard

- Series of satellite anomalies due to ESD on solar array and power systems
- Different ground ESD test methods/conditions in each country
- Internationalization of commercial satellites demands standardization of ground test methods



They can be all different countries. What if something goes wrong in space?



## 9th Spacecraft Charging Technology Conference



- 124 participants, April, 2005



# Resolution passed at 9th SCTC

Experts on spacecraft ESD ground test who participated in the round table discussion on ESD test at 9th SCTC have agreed

- to fully cooperate and make best efforts as experts to **draft** an ISO standard on solar array ESD ground test **by 10th SCTC** and **establish the standard within 3 years**
- to try to resolve disputes over the test methods by 10th SCTC

9th SCTC  
April, 6, 2005

## NEDO-grant research

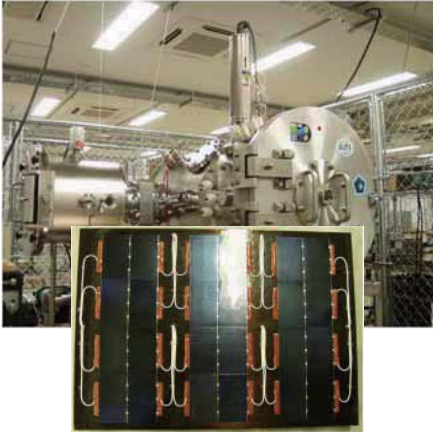


- **ISO Standardization of Electrostatic Discharge (ESD) Test of Satellite Solar Array**
  - Sponsored by NEDO (New Energy and Industrial Technology Development Organization) International Joint Research Project
  - Subsidiary of Ministry of Economy, Trade and Industry
  - 3year project from October 2005 ~ September 2008
  - Participation of KIT, JAXA, Sharp, Mitsubishi Electric, NEC-Toshiba Space, ONERA, CNES, Alcatel-Alenia Space, Astrium, NASA, OAI

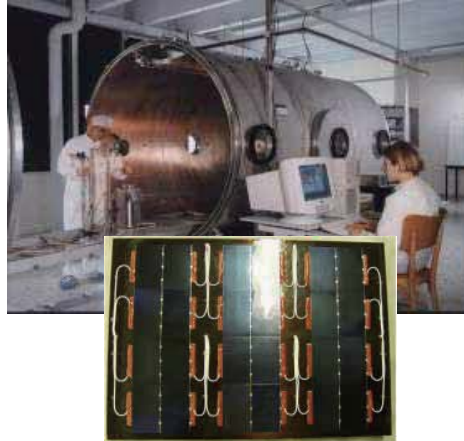
# International round-robin experiment

- Identical test coupons to 3 research institutions
- Resolve difference in physical understanding

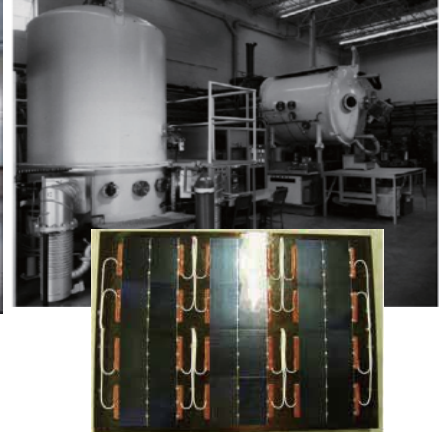
KIT(Japan)



ONERA(France)



NASA/GRC(US)



# ISO Standardization of Electrostatic Discharge (ESD) Test of Satellite Solar Array



1st workshop at Kitakyushu in November 2006



2nd workshop at Biarritz in June 2007



3rd workshop at Cleveland in September 2007



4th workshop at Tokyo in January 2008

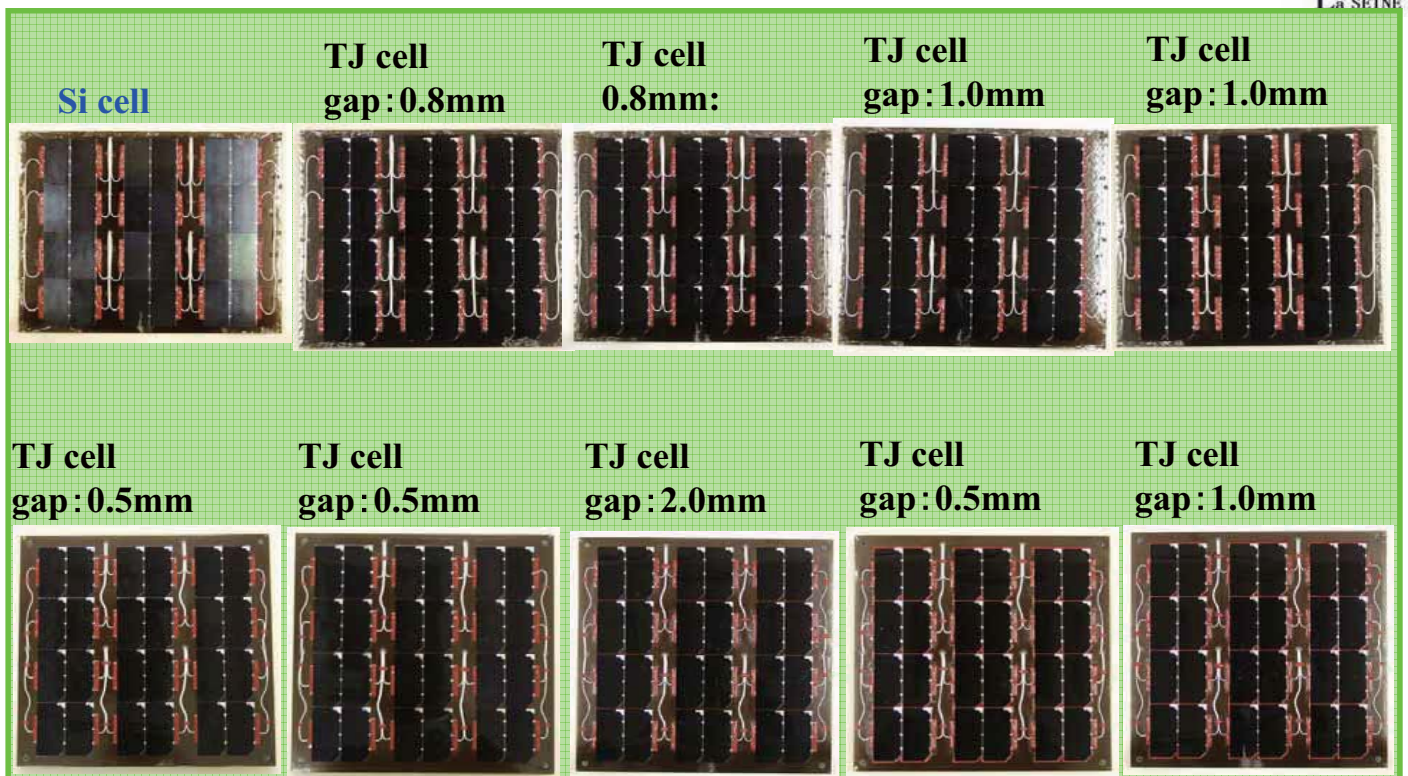
- Currently registering as DIS (Draft International Standard) 11221
- Promoting ISO-based procedures in China and India

Expect to have ISO-11221 in 2009

# Charging Design Guideline

- Japanese charging design guideline
  - Similar to NASA TP-2361, ECSS-E20-06
- Started in 2005
  - Participants from JAXA, industry and universities
- To be published as JERG-2-211 soon
- Take the data ourselves if it is unknown
  - Solar array secondary arc criteria
  - Material conductivity

## Japanese spacecraft charging design guideline



Define TSA and PSA thresholds for various solar array designs

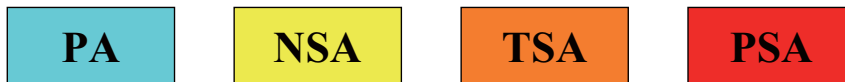
Sponsored work by JAXA

# Design guideline



Triple-junction 1.0mm gap

Gap voltage, $V_{st}$ , V	String current, $I_{st}$ , A			
	0.5	1.0	1.5	2.0
30	No secondary arc up to 4.0A			
50	NSA	TSA	TSA	PSA
70	TSA	TSA	PSA	
90	TSA	TSA	TSA	PSA
110	TSA	TSA	TSA	PSA

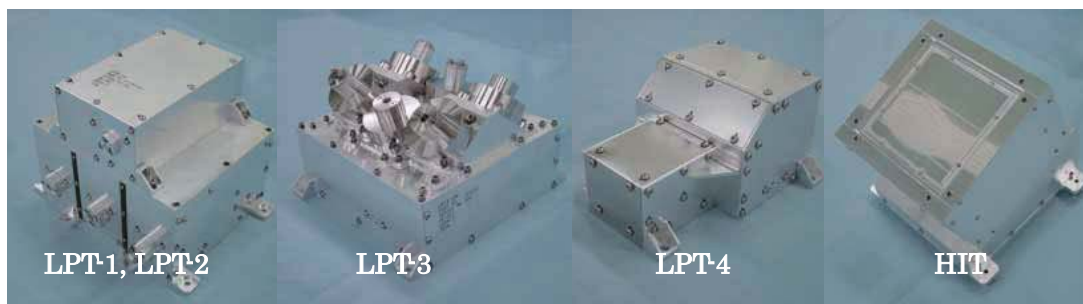


Safety for  $V_{st} \leq 30V$  or  $I_{st} \leq 1.0A$

## On-orbit measurement



Ibuki, To be launched in January 2009



LPT: Light Particle Telescope  
HIT: Heavy Ion Telescope

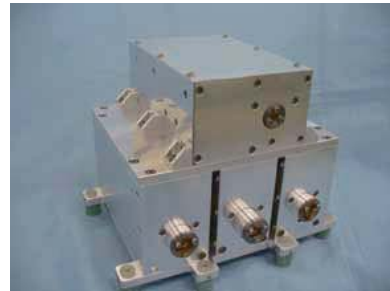
*From H. Matsumoto*

# On-orbit measurement

**Jason-2 satellite, launched on June 20, 2008**



LPT-E



LPT-S

*From T. Obara*

## Charging mitigation

1. All the surface is insulator
2. All the surface is (semi-) conductive
3. Discharge inception at safer place (lightning rod)
4. Emit charges from spacecraft (electron emitter)

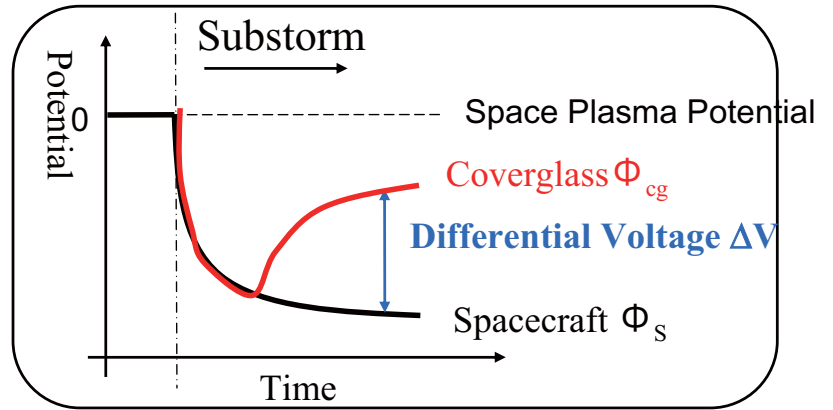
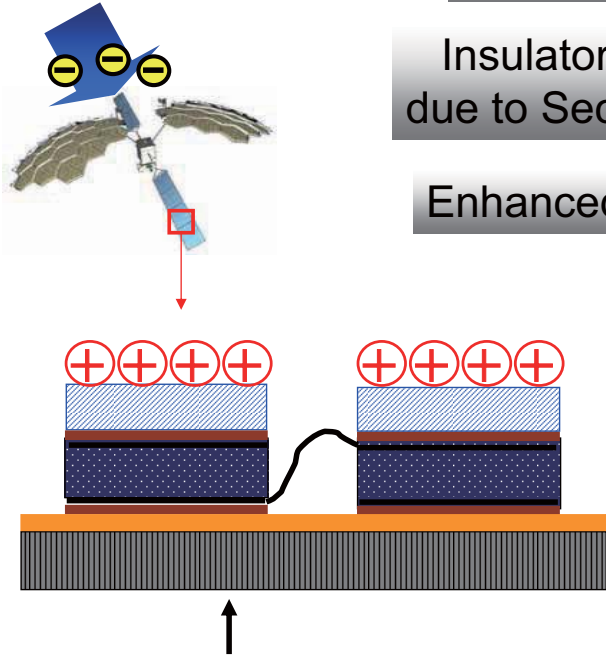
# ESD Mechanism in GEO Satellite

Encounter with Energetic Electrons during Substorm

Spacecraft Potential becomes Negative

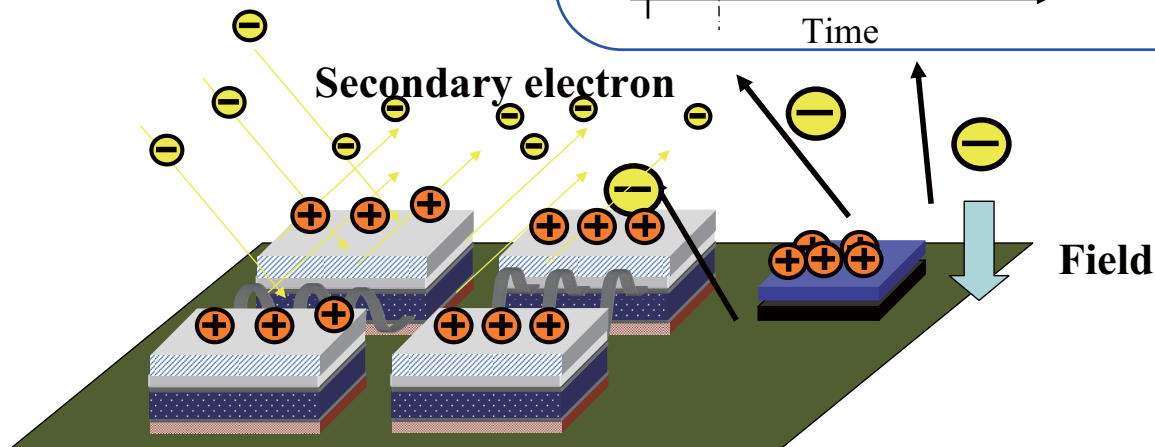
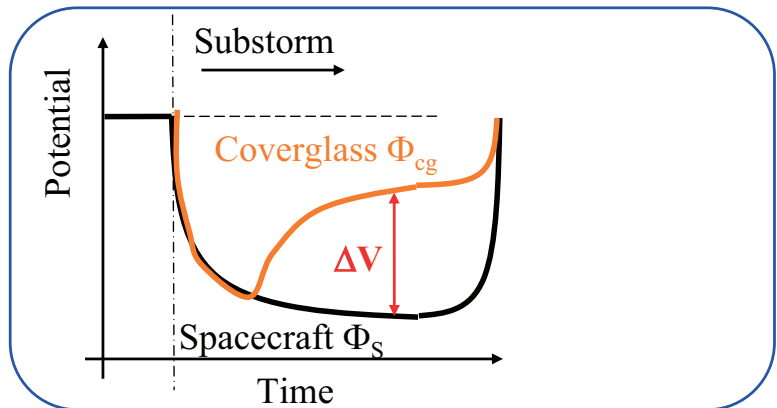
Insulator Potential becomes more positive due to Secondary Electron and Photoelectron

Enhanced Electrical Field on Triple Junction



**Danger:** Inverted Potential Gradient (Threshold: 400V)

## ESD mitigation via electronemission

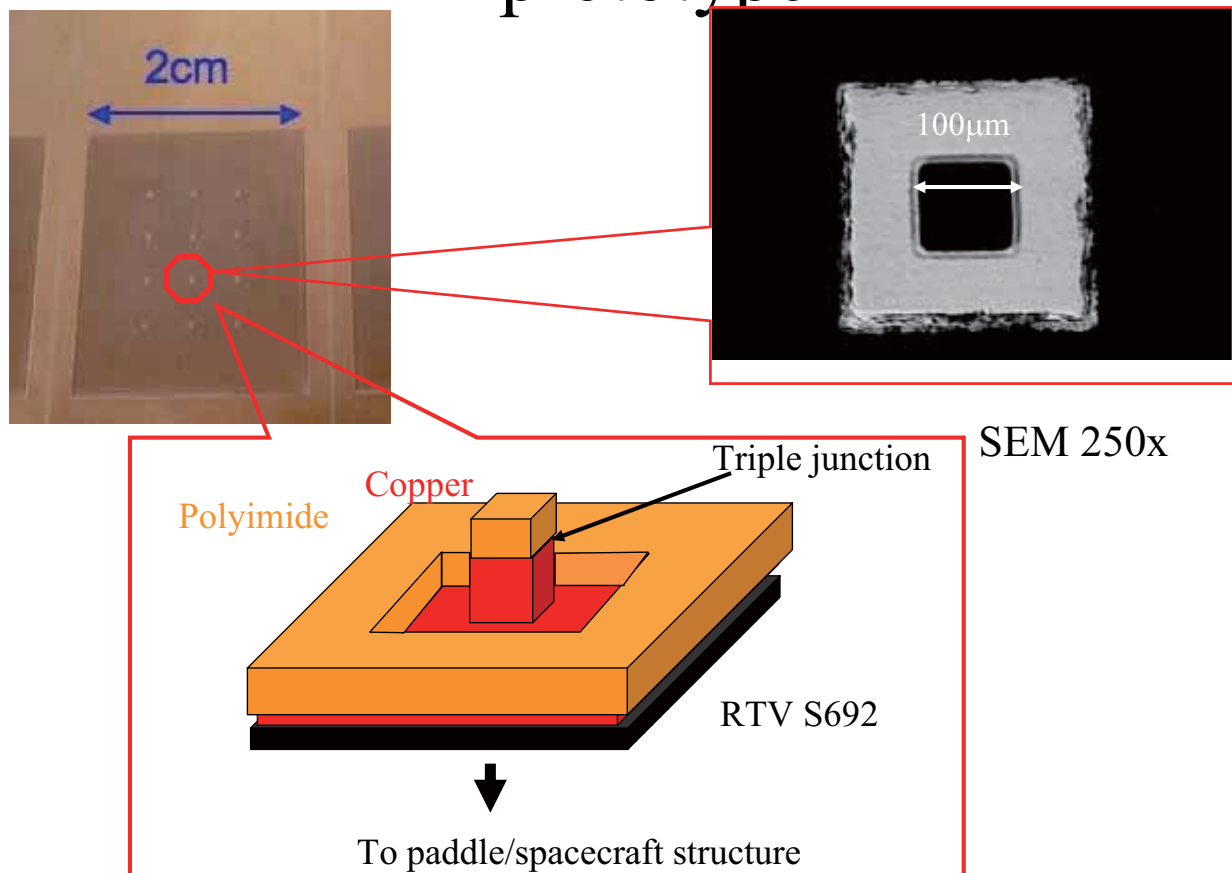


# Unique Features of Device

- **Passive Device**  
The device has the role of both the charging monitor and the electron emitter.
- **No Electrical Power**
- **Light weight**
- **Space-Grade Materials are used**  
All materials constituting the device are flight proven already.
- **Attach Everywhere !**  
No cable. The device is attached with flight-proven conductive adhesive.
- **Robust**  
Strong against air exposure and contamination.

## ELectron-emitting Film for Spacecraft CHARging Mitigation (ELF'S CHARM)

### ELF prototype





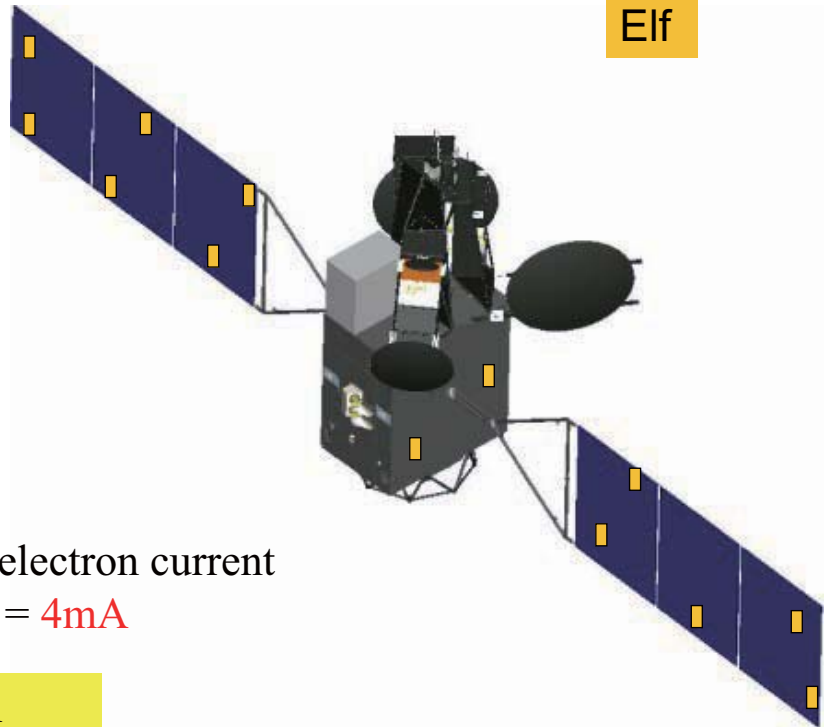
# Installation

Elf

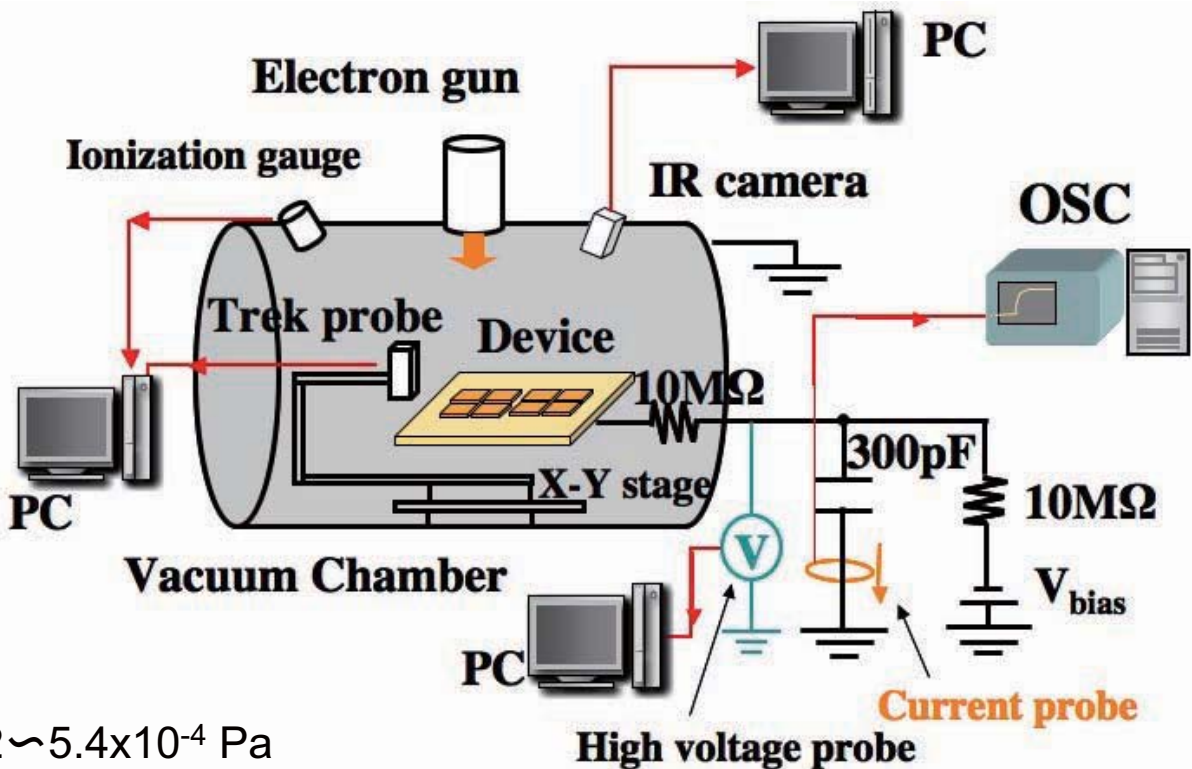
Each piece is  
 $> 2\text{cm} \times 2\text{cm}$   
 $< 0.1\text{g}$   
 $\geq 50\mu\text{A}$

Maximum incoming electron current  
 $= 400\text{m}^2 \times 10\mu\text{A}/\text{m}^2 = 4\text{mA}$

100 ELF's are enough  
 Total weight  $< 10\text{gram}$

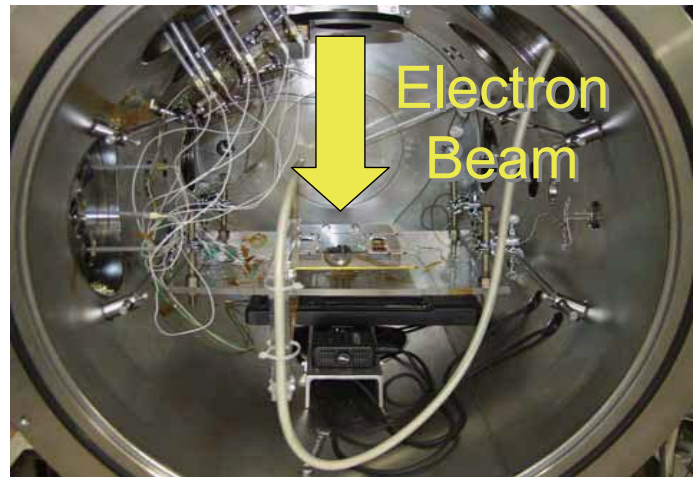
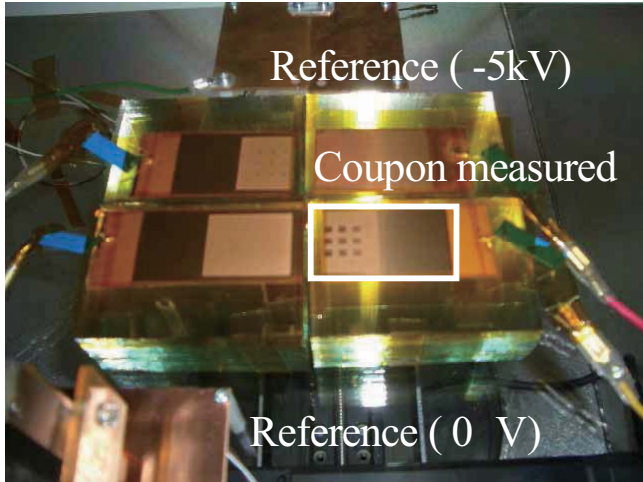


# Laboratory experiment

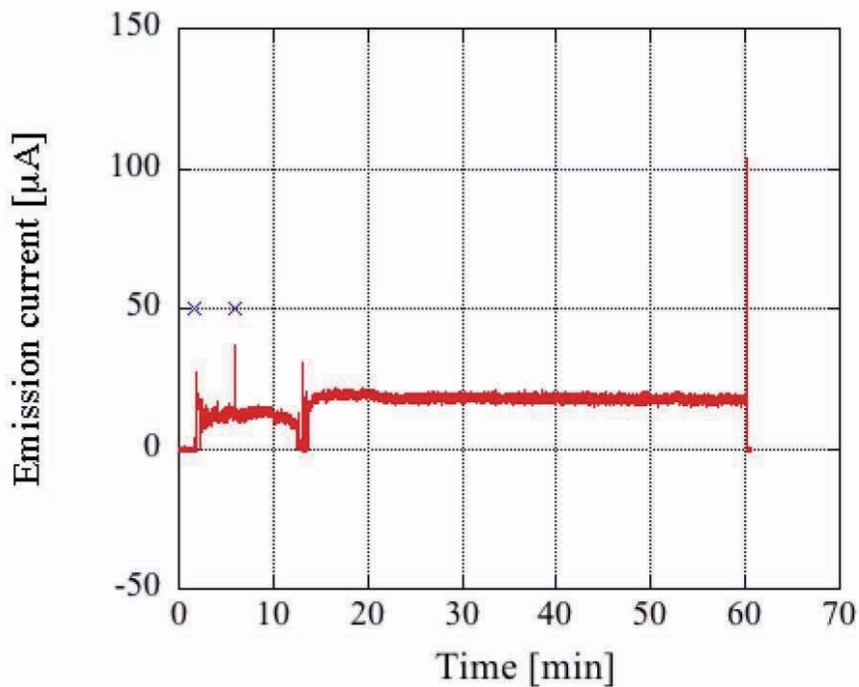


$2 \sim 5.4 \times 10^{-4} \text{ Pa}$

# Laboratory Experiment



## Laboratory experiment

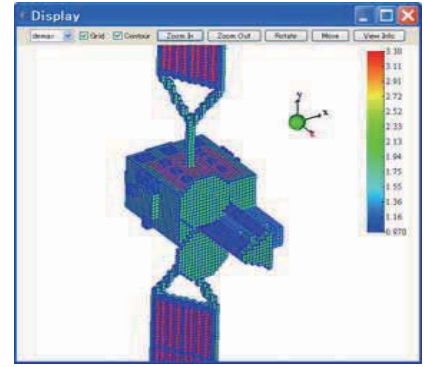


Stable emission of as long as 4 hours confirmed  
 Electron emission as high as 700μA confirmed

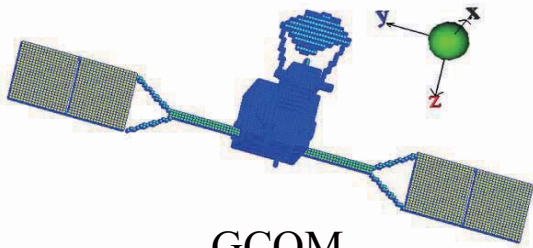


# Future directions

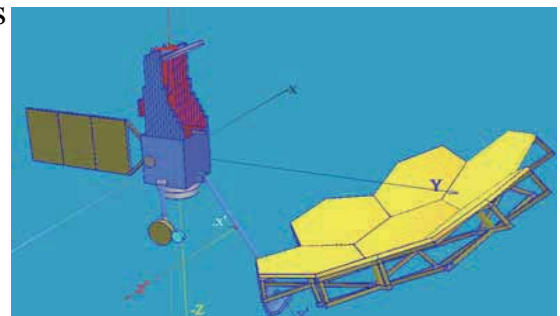
- Improving satellite reliability via continuing efforts on
  - Spacecraft charging simulation via further update on MUSCAT
    - Incorporation of user feedback
    - Material property database
    - Environmental database
    - Integration with other environmental simulation tools such as radiation, debris impact, contamination, etc



WINDS



GCOM

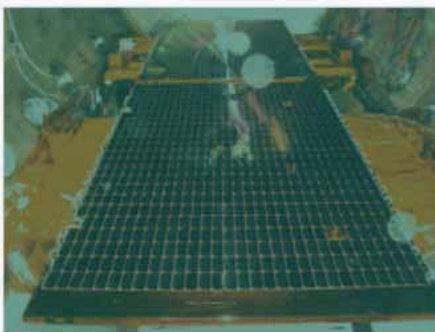


ASTRO-G

# Future directions

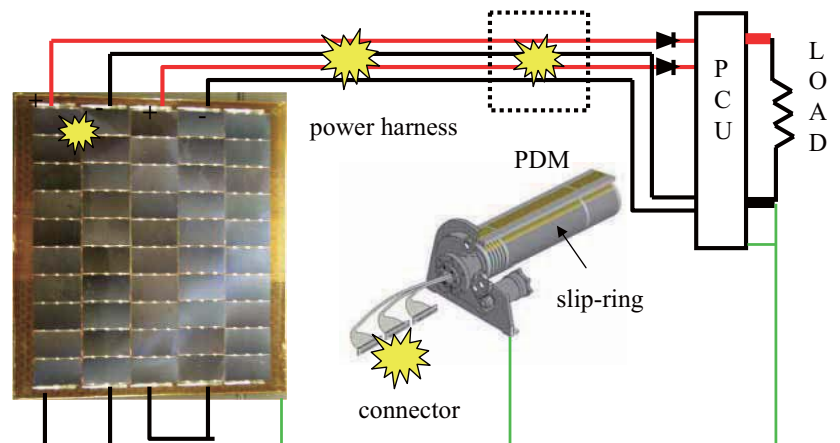


- Improving satellite reliability via continuing efforts on
  - ESD ground test
    - Revising ISO standard and charging design guideline based on basic researches on
      - Flashover current
      - Effects of solar array impedance
      - Environmental exposure effects such as thermal cycle, radiation, etc
      - Statistical treatment of the test result
    - ESD tests on other components such as paddle drive motor, cable harness, connectors, diode board, etc
    - ESD tests on new technologies such as thin-film cells, monolithic diode, etc



Large solar panel test for flashover current measurement

*From Mashidori et al.*



Risk of sustained arc ground wire





# Future directions

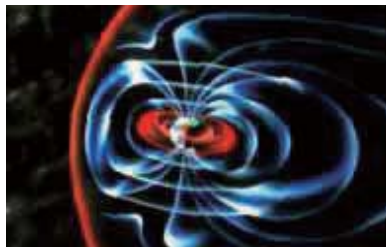
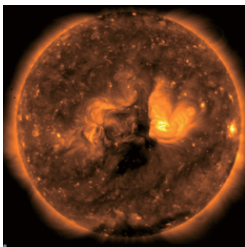
- Improving satellite reliability via continuing efforts on
  - International collaboration through ESD test ISO standardization projects
    - Proposal of on-orbit ESD measurement
      - Measurement of flashover current
        - » How big and how long is the current waveform?
      - Measurement of solar cell I-V curve
        - » Hard evidence of solar cell degradation due to primary arc
      - Need to find a GEO (or PEO) satellite to carry instruments
      - International collaboration is the key to the success of the project
  - Development of charging mitigation device
    - On-orbit validation of the new charging mitigation methods such as
      - Electron emitting film
      - Semi-conductive coating

# Future directions



- Promotion of fundamental studies
  - Interdisciplinary studies
    - Link to space weather
 

Solar activity  near-spacecraft environment  spacecraft charging



- Lunar and Planetary environment



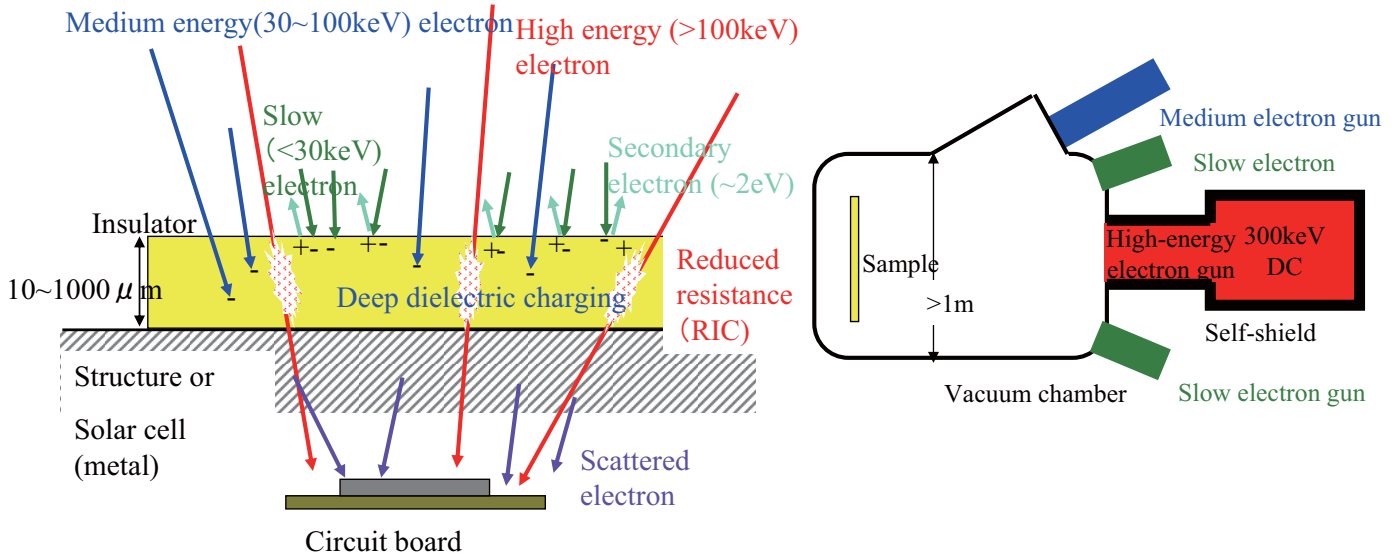
[http://edu.jaxa.jp/materialDB/detail.php?material\\_id=71276](http://edu.jaxa.jp/materialDB/detail.php?material_id=71276)



<http://www.npr.org/templates/story/story.php?storyId=6907833>

# Future directions

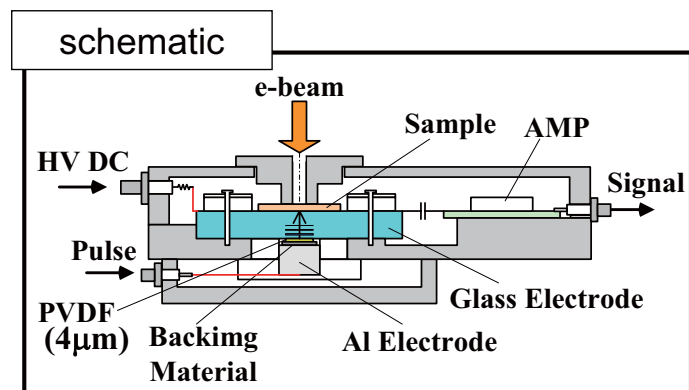
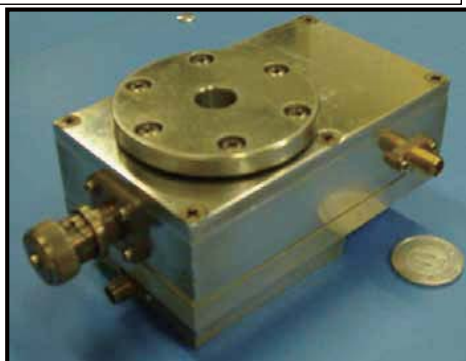
- Promotion of fundamental studies
  - Experimental simulation
    - Multi-energy-spectrum charging test facility
    - Synergetic effects due to electrons of different energies



# Future directions

- Promotion of fundamental studies
  - Experimental simulation
    - Multi-energy-spectrum charging test facility
    - Synergetic effects due to electrons of different energies

measurement apparatus of deep dielectric charging (PWP method)

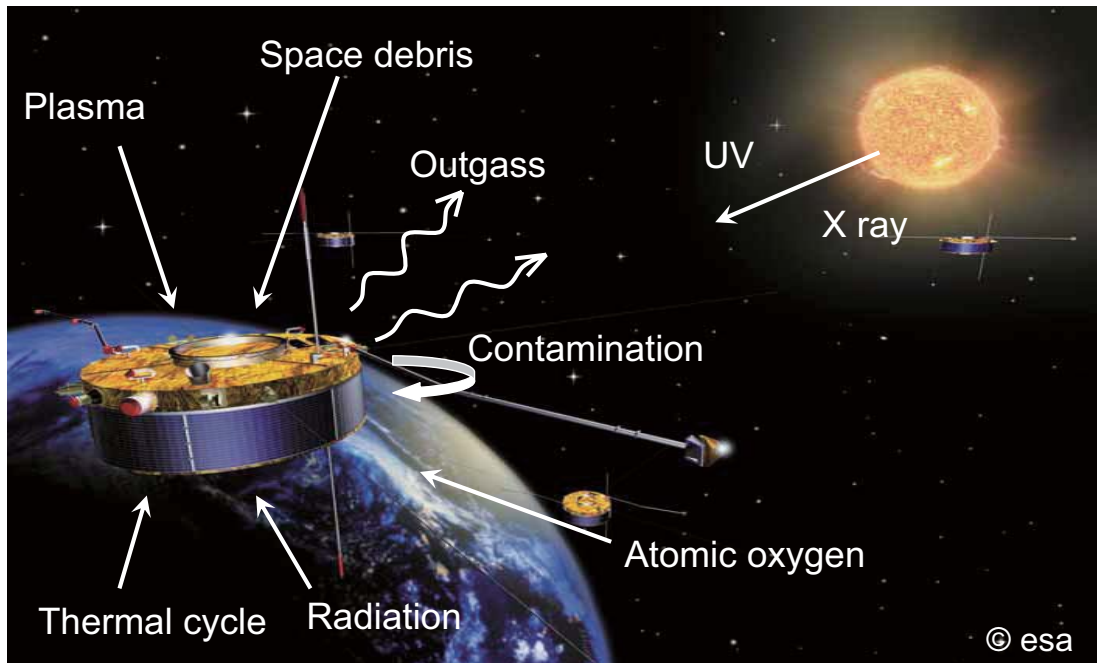


From Y. Tanaka, Musashi Inst. Tech.



# Future directions

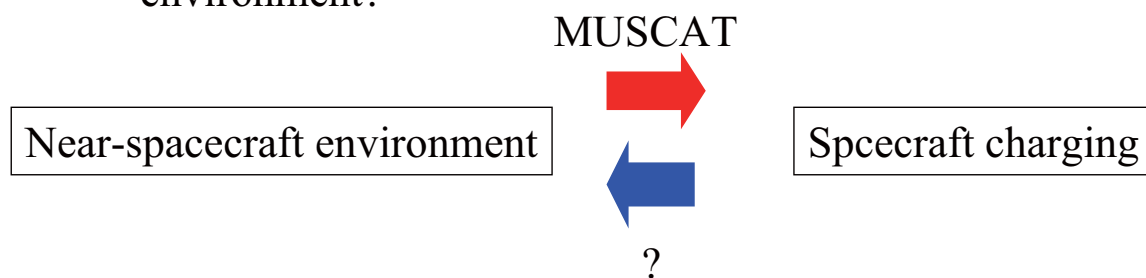
- Promotion of fundamental studies
  - Why and how does the environmental exposure change the charging property?



# Future directions



- Promotion of fundamental studies
  - How does the charged satellite alter the near-spacecraft environment?



- Simulation of dust charging



# Future directions

- Promotion of fundamental studies
  - On-orbit measurement via a dedicated small satellite
    - Knows every detail of satellite geometry and materials
    - Small enough (<50cm) to do
      - Full-scale laboratory simulation
      - Full-scale computer simulation
    - Carry sensors to measure
      - Ionospheric plasma density and temperature
      - Spacecraft chassis potential
      - High-energy particles
      - Radiation dose
      - Magnetic field
      - Surface potential
      - Internal charging
      - Discharge event



# Thank you

# Problems and Recent Trends on Material Degradation Studies in a Real and Simulated Space Environment

Masahito TAGAWA<sup>1)</sup>, Kumiko YOKOTA<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup>Kobe university, Kobe, Japan

Space environment is a potential factor to affect the charging/discharging phenomena of spacecraft systems. However, no special attention has been paid for property changes of spacecraft materials during space exposure from the viewpoint of charging. Today, a circumstance on space environmental effect studies is changing due to the retirement of space shuttle. The space environmental effect on the solar cell materials will be evaluated in the new circumstances without using a space shuttle; sample return mission will be difficult to conduct. This situation is not only for solar cell materials, but also for other materials tests including thermal control materials. This paper describes the recent trend of space environmental effect studies on general materials both for flight and ground-based studies, which is prepared for the retirement of space shuttle. It should be stressed that the more precise ground-based exposure experiment technique has to be established for deep understanding of the space environmental effect on materials, especially for photovoltaic solar array systems.

**Key Words:** Space Environmental Effect, Material, Degradation, Atomic Oxygen, Charging, Photovoltaic Solar Array

## 1. Introduction

There exist many environmental factors in space such as microgravity, thermal cycling, plasma, ultraviolet, radiation, neutral gas, contamination and space debris [1]. Many of the important components of spacecraft (manned and unmanned) are attached in the unpressurized section and they might encounter such serious space environments. Some of the systems which are attached in the outmost surface of spacecraft, for example thermal blanket, solar cells, antennas, mechanical components including lubricant and various sensors, are affected directly by the space environments. Since polymer damages by atomic oxygen in low earth orbit is so pronounced, space environmental effect on materials has been focused on polymeric materials used for thermal control purposes [1-3]. However, it has not been fully recognized that the space environmental effect on material is also important for solar cells which sometimes has greater area than thermal control materials covering a satellite body.

A photovoltaic solar panel is a complicated system, thus various environmental factors could affect the performance of materials used in the photovoltaic solar panel system (Figure 1). In order to investigate the entire effect of space environment on the photovoltaic solar array system, an accurate space environment has to be simulated in a ground-test facility. It is, however, current technology level cannot fully simulate space environments. For example, spectra of ultraviolet, which could affect the surface properties of solid materials, cannot be simulated in ground tests. Radiation environment is also impossible to simulate on ground accurately. Atomic oxygen, one of the major environmental factors in low earth orbit (LEO), is also one of

the most difficult factors to be simulated in a ground-based facility. It should be stressed that the simulated space environment in a ground-based facility is somewhat different with real space environment. Degradation (or property changes) of photovoltaic solar array materials in the ground tests has to be investigated under these limitations.

On the other hand, material exposure experiment in orbit (flight test) faces serious problems by the retirement of space shuttle. The retrieval of exposed samples cannot be achieved beyond 2011. Use of Soyuz spacecraft is the only choice to retrieve the exposed sample, but its capability is

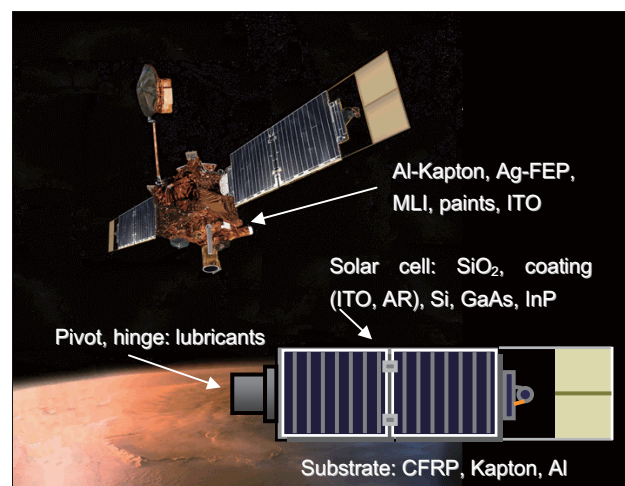


Fig. 1. Materials used in a typical photovoltaic solar panel. Many materials are subjected to exposure to space environment compared with passive thermal control systems. Complicated phenomena could be activated in solar panel systems. Mars Global Surveyor image is courtesy by NASA.



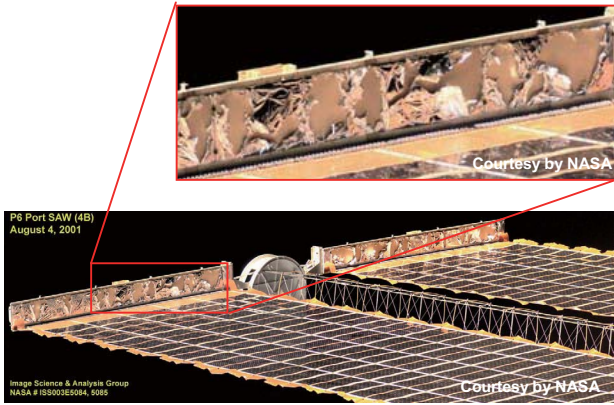


Fig. 2. Photograph of the breakage of Kapton blanket at the P6 Port Solar Array Wing of ISS. The photograph was taken on August 4, 2001.

quite limited. The methods to evaluate the sample properties without retrieval have to be established.

In this paper, importance, current technological problems and trends in space environmental effect studies are reported.

## 2. Example of the Material-related Problems in LEO Space Environment

When materials are exposed to real space environment for long period, degradation of material could be happen. Some of the examples are introduced in this section. Note that all of the photographs in this section are under NASA credit.

One of the examples is a breakage of Kapton blanket at the P6 Port Solar Array Wing of ISS. The photograph taken on August 4, 2001 is shown in Figure 2. As clearly indicated in Fig. 2, polyimide (Kapton-H), which is widely used as a thermal blanket, was broken after one year of exposure in LEO space environment. It has been well known that the Kapton is eroded by the atomic oxygen attack in LEO. In order to protect Kapton from the atomic oxygen, thin aluminum coating was attached to the both sides of the material in this case. However, atomic oxygen penetrates through pinholes and microcracks of the aluminum protective layer and undercutting of Kapton occurred [2].

Not only the ISS, but also the other satellites have faced different material problems. Two photographs in Figure 3 show the thermal blanket of Hubble Space Telescope (HST) taken at 3.6 and 6.8 years after orbit [3]. It is clear that the large crack is obvious after 6.8 years in orbit. This crack was patched by EVA in the HST 2nd Servicing Mission (SM2), but another cracks were found at the same position in the HST SM3 (after 9.7 years in orbit). These cracks in FEP Teflon thermal blanket are believed due to the radiation (soft X-ray)-related degradation, since the cracks were obvious only in the solar-facing side [4]. It was also reported that these FEP degradation could be related to solar flare event [5]. It is, thus, addressed that the space weather data is also important for the material degradation in space systems.

From some examples shown in this section, it is obvious that we have not solved the space environmental

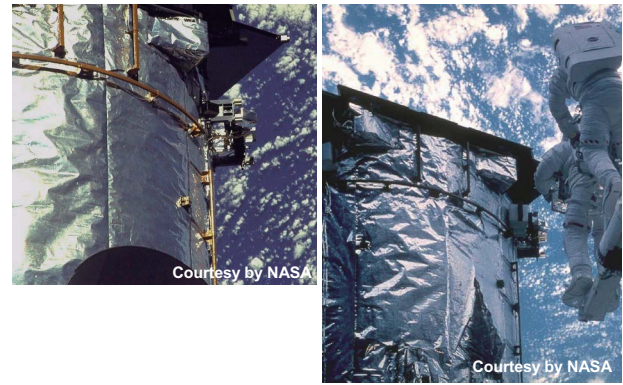


Fig. 3. Photograph of the breakage of FEP Teflon outside the Hubble Space Telescope.

effect problems on materials, especially for long-term missions. Further research is necessary to achieve low-risk space missions from the viewpoint of material sciences.

## 3. Problems in Flight Experiment

In order to evaluate the survivability of materials in space environment, flight experiments have been conducted. In the most flight experiments conducted in the past, the retrieval of the exposed samples to Earth has been made by the Space Shuttle. However, Space Shuttle is scheduled to retire in 2010. After 2011, sample retrieval from the orbit has to be carried out by Soyuz. The capacity of Soyuz is limited and only small pallet can be retrieved. New exposure pallet should be designed to fit the capacity of Soyuz. However, due to the dimensional limitations, the complicated equipment cannot be attached on the pallet. This restricts the freedom of the experimental design.

A new transportation system cannot be expected in 2011, a material exposure experiment has to be conducted without retrieving the samples. Measurements of material properties are carried out during the exposure and the data should be downlinked by telemetry. Mass of the materials, especially for film materials, could be measured by quartz crystal microbalance. Such an “active” experiment has already been partially performed in the MISSE-6 (Figure 4) and MEDET (Figure 5) missions. Although next JEM/SEED mission in Japan (Figure 6) is a fully “passive” experiment, which requires sample retrieval, the next materials exposure test should be based on an active experiment without retrieving the sample. Such active



Fig. 4. Materials International Space Station Experiments (MISSE-6) pallet.

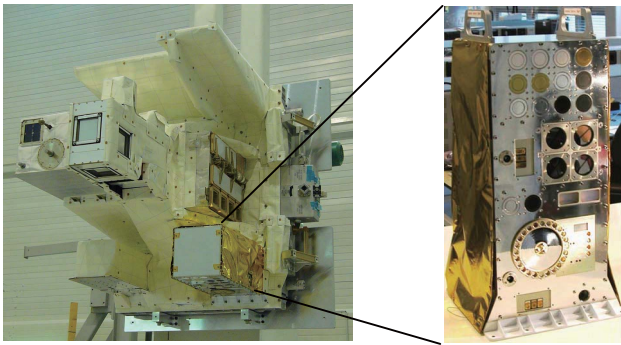


Fig. 5. Material Exposure and Degradation Experiment (MEDET, right) accommodated on the European Technology Exposure Facility (EuTEF, left).

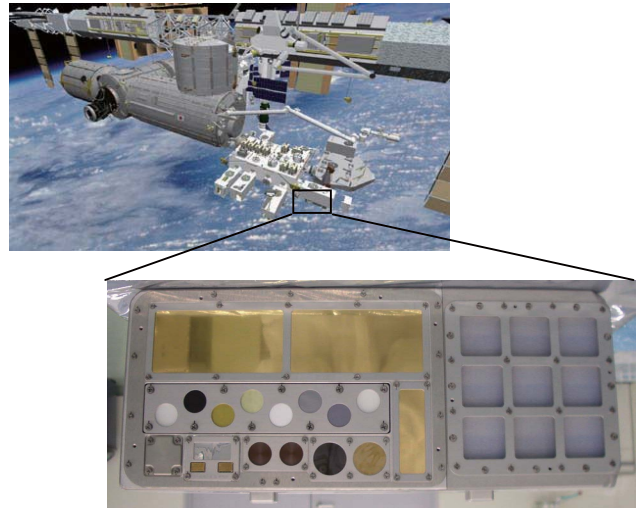


Fig. 6. Japanese Experiment Module – Micro-particles Capturer and Space Environment Exposure Device (JEM-MPAC/SEED)

experiment can be flown not only on ISS, but also on small satellites in various orbit. Real-time flight data from various space environments (various altitudes, inclination angle, elliptical orbit, etc) will be obtained through such active experiments. Even though “active” experiment requires a complicated system to acquire the data, it will provide much more valuable scientific data on material sciences in extreme environments. These data are also referred to the ground-based experiments.

#### 4. Ground-based Research

##### 4.1. Current Problems

Space environmental effect on materials has also been investigated through ground-based researches. Absolute pressure and temperature in space can be simulated in the ground-based test. However, other environmental factors are difficult to simulate in ground-based studies accurately. The inconsistency of the result of ground-based test with that of flight test is due mainly to the differences in experimental conditions between space and ground. Present technology of the ground-based space environmental simulation is not enough to predict the material response in real space environment quantitatively. Some examples of the experimental conditions which are difficult to simulate in ground-based experiments are described below:

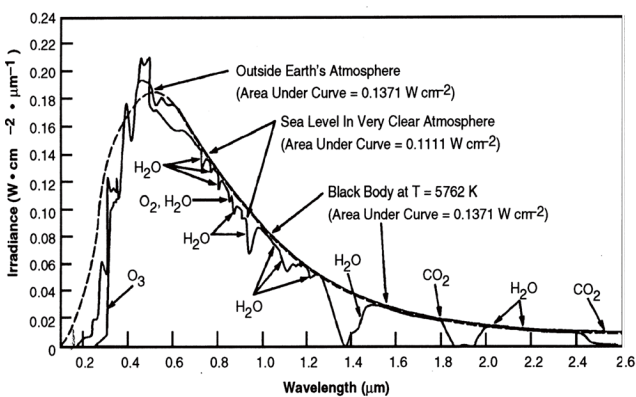


Fig. 7. UV/VIS/IR spectrum of the sun [1].

##### a. Ultraviolet spectrum and intensity

It is well known that the UV/VIS/IR spectrum of the sun can be expressed by the emission from the black body at 5,762 K as shown in Figure 7. This is due to the fact that the surface temperature of the sun is 6,000 K. In order to simulate the emission spectrum in VIS/IR region, Xe lamp is used. However, UV intensity of Xe lamp, which influence more on materials, is not enough, mercury lamp is used as a UV source for material degradation studies. The high-pressure and low-pressure mercury lamps emit line spectra at 365, 185 and 245 nm. Deuterium lamp, which has continuous spectrum between 120 and 400 nm, also is used for the same purpose. However, Deuterium lamp has major peaks near 120 and 160 nm. The emission spectra of these lamps are not identical to those from the sun. Because degradation of materials by ultraviolet is based on the photochemical reactions, photon energy (or wavelength) is a primary factor to determine the reaction pathway. However, solar spectrum in UV region cannot be duplicated in laboratory. Selection of lamps in material tests is still in discussion.

##### b. Energy spectrum and intensity of radiation

Simulation of radiation environment is even more difficult. Energy distribution cannot be simulated in laboratory, so that only limited experiment (energy and species) can be made in laboratory.

##### c. Impact velocity of atomic oxygen

Material degradation due to the reactions with hyperthermal impact with atomic oxygen, which is the major composition of the upper atmosphere of Earth, is another great concern in the space environmental effect studies. The impact velocity of atomic oxygen with spacecraft materials is 8 km/s which is an orbital velocity of spacecraft. The impingement energy of atomic oxygen at 8 km/s corresponds to 5 eV, which is similar to the interatomic bonding energies of polymeric materials. Acceleration of electrically neutral atomic oxygen up to 8 km/s in laboratory

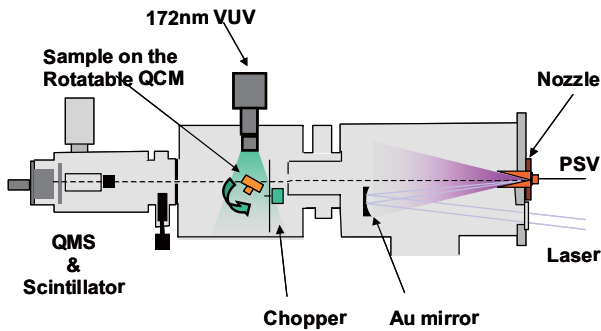


Fig. 8. An example of laser detonation atomic oxygen beam facility (Kobe University).

is mandatory for simulating the chemical reactions in space. For this purpose, laser detonation atomic oxygen beam source (Figure 8) has been used [6]. This type of atomic oxygen simulator can accelerate atomic oxygen up to 8 km/s, however, velocity distribution is larger than that in LEO. If there were a strong energy dependence on material degradation, it would be problematic to evaluate the survivability in LEO with this system. Not only velocity distribution, there exist many other problems in atomic oxygen simulation such as flux measurement, flux deviation, electron excited states, extreme ultraviolet (EUV) as a byproduct and so on.

#### d. Synergistic effects

When more than two of these environmental factors influence the degradation of material, simultaneously, the synergistic effect may accelerate (or decelerate) the erosion phenomena (Figure 9) [7, 8]. Note that samples are subjected to strong extreme ultraviolet (EUV) radiation when atomic oxygen tests were performed. It has been believed that some of the materials, especially fluorinated polymers, are sensitive to EUV from laser plasma [9]. The spectroscopic analysis of EUV from the laser-sustained oxygen plasma is under investigation [10]. However, standard testing method on synergistic effect has not yet been established. Quantitative evaluation on synergistic effect is in future challenge.

#### 4.2. Future Direction of ground-based research

In order to increase the accuracy of predictions on space environmental effect of materials, differences in experimental conditions between space and ground should be considered quantitatively. It should be applied to the reference materials first. For example, temperature, angular and impact energy dependences on the atomic oxygen-induced etching of polyimide should be made clear. These erosion properties are necessary to evaluate the atomic oxygen fluence both in space and in ground-based simulations accurately. The same data set also is required to calculate the erosion depth of any material with computer code. Well-controlled ground-based experiments can only provide such basic properties of atomic oxygen erosion

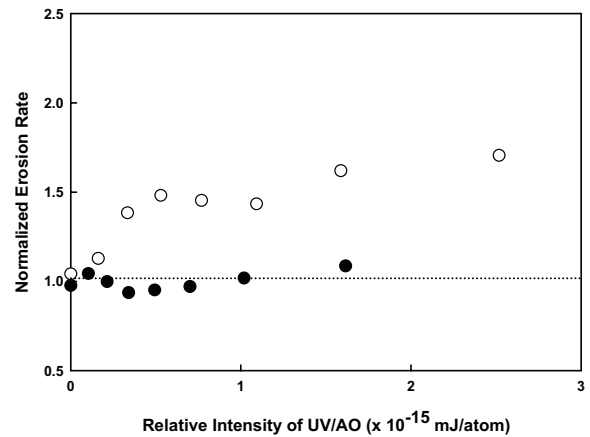


Fig. 9. A quantitative analysis of synergistic effects of atomic oxygen and 172 nm VUV on polyimide (black circle) and polyethylene (white circle). [7]. It is obvious that polyimide is not affected by VUV exposure, but the erosion rate of polyethylene is sensitive to simultaneous VUV exposure.

phenomenon [11, 12]. This is true for the other environmental factors as well. Fundamental understanding of material response in each factor is the first step to mitigate the material erosion problems in space.

#### 4.3. Ground-based research on space environmental effect for photovoltaic solar array

A photovoltaic solar array system is a complicated system compared with thermal control film. It may be affected by space environment in various ways. Thus, a ground-simulation study of space environmental effect on photovoltaic solar array system becomes important. Material exposure test would be performed in order to clarify the response of each material used in photovoltaic solar array system. Not only the material test, but also a system test has to be carried out with a solar cell coupon. A system test is a realistic test, thus it is strongly affected by the test environment. For example, atomic oxygen ground test, which is carried out by the laser detonation facility, uses intense atomic oxygen beam pulses on behalf of the continuous atomic oxygen flow. Figure 10(a) shows a relative intensity of argon beam formed by the laser detonation source. (Similar spectrum is observed when atomic oxygen beam is formed.) It was operated by the repetition rate of 1 Hz. A strong beam pulse is observed at the flight time of 0 and 1000 ms. Figure 10(b) shows the close-up view near flight time 0. EUV from the laser plasma (See section 4.1d) is obvious at the flight time of 0  $\mu$ s. A beam signal is observed at the flight time near 500  $\mu$ s. As shown in Figure 10(b), FWHM of beam pulse is only 200  $\mu$ s. This type of source can simulate the atomic oxygen flux (number of atomic oxygen per unit area arrived within 1 second) in LEO at a sample position, but all of atomic oxygen reaches within 200  $\mu$ s. At this moment, a pressure near the sample surface reaches over  $10^{-3}$  Torr. The instantaneous pressure near the sample surface in the ground-based test is much higher than that in space. The pressure difference is usually ignored in the material test, but

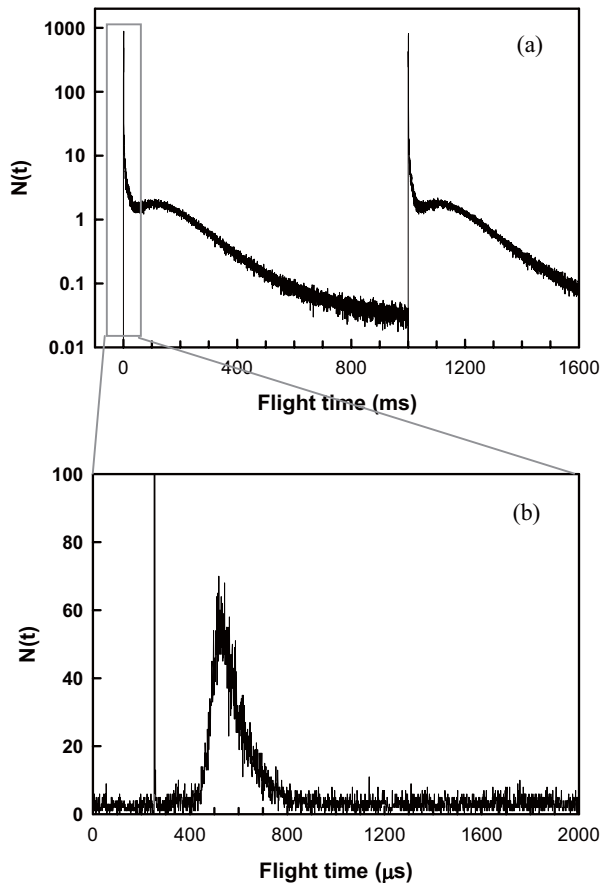


Fig. 9. An example of time of flight spectra of a hyperthermal Ar beam formed by a laser detonation source. (a): overall spectrum, and (b): high-resolution close-up spectrum at flight time near 0. EUV and atomic beam signals are observed at the flight time 0 and 500  $\mu$ s, respectively.

it sometimes affects the environmental simulation results [13]. Since the instantaneous pressure increase affects the discharging characteristics, the accuracy of such system tests would not be high enough to simulate the real environment. The difference of test conditions between real space and simulated environment should be recognized when ground-based simulation test is conducted.

## 5. Conclusions

The importance, current problems and trends in space environmental effect studies on material are addressed. In order to endorse the material properties requested in a whole mission life, ground-based studies are quite important. However, present ground-based simulation technology cannot perform the accurate assessment of the material degradation in space. The evaluation of the space environmental effect on photovoltaic solar array system, which is a complicated system, has to be evaluated with understanding the differences in real- and simulated-space environments. Development of accurate ground-based simulation techniques is highly desired for achieving low-risk missions in various space environments.

## Acknowledgments

A part of the contents in this paper was based on the discussion in Advanced Material Exposure Test Working Group, which has been established by the Committee on Space Utilization. The EUV-related section of this paper was supported under the Joint Research of Institute of Laser Engineering, Osaka University. Dr. Kim K. de Groh of NASA-GRC is appreciated for providing the color images in Figures 2, 3 and 4.

## References

- [1] B. J. Anderson Ed., Natural orbital Environment Guidelines for Use in Aerospace Vehicle Development, NASA-TM 4527 (1994).
- [2] B. A. Banks, A. Snyder, S. K. Miller, R. Demko, Issues and Consequences of Atomic Oxygen Undercutting of Protected Polymers in Low Earth Orbit, NASA-TM 211577, 2002.
- [3] J. A. Townsend, P.A. Hansen, J. A. Dever, K. K. de Groh, B. A. Banks, L. Wang, C. He, Hubble Space Telescope Metallized Teflon FEP thermal control materials: on-orbit degradation and post-retrieval analysis, *High Performance Polymers*, 11 (1999) pp.81-99.
- [4] K. K. de Groh, D. C. Smith, Investigation of Teflon FEP embitterment on spacecraft in low earth orbit, NASA-TM 113153, 1997.
- [5] A. Milintchouk, M. van Eesbeek, F. Levadou, T. Harper, Influence of X-ray solar flare radiation on degradation of Teflon in space, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 34, 4 (1997) pp.542-548.
- [6] M. Tagawa, K. Yokota, Atomic oxygen-induced polymer degradation phenomena in simulated LEO space environments: How do polymers react in a complicated space environment?, *Acta Astronautica*, 62 (2008) pp.203-211.
- [7] M. Tagawa, K. Yokota, N. Ohnae, Synergistic study on atomic oxygen-induced erosion of polyethylene with 172 nm vacuum ultraviolet, *J. Spacecraft and Rockets*, Vol.41, No.3, (2004) pp.345-349.
- [8] J. Zhang, N. F. Lindholm, A. L. Brunsvold, H. P. Upadhyaya, T. K. Minton, M. Tagawa, Erosion of FEP Teflon and PMMA by VUV radiation and hyperthermal O or Ar atoms, *ACS-AMI* (2009) in press.
- [9] B. Weihs, M. van Eesbeek, Secondary VUV erosion effect on polymers in the ATOX atomic oxygen exposure facility, *Proceedings of 6<sup>th</sup> International Symposium on Materials in a Space Environment*, ESA SP-368, 1994, pp.277-283.
- [10] M. Tagawa, K. Yokota, Application of Extreme Ultraviolet in Aerospace Applications, *Japanese Society of Applied Physics 55<sup>th</sup> Spring Meeting*, 2008
- [11] K. Yokota, M. Tagawa, N. Ohnae, Temperature dependence in erosion rates of polyimide under hyperthermal atomic oxygen exposures, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.40, No1, 2003 pp.143-144
- [12] K. Yokota, M. Tagawa, N. Ohnae, Impingement angle dependence of erosion rate of polyimide in atomic oxygen exposures, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.39, No.1 (2002) pp.155-156.
- [13] M. Tagawa, H. Doi, K. Yokota, Atomic oxygen concentrators for material exposure acceleration tests in LEO, *J. Spacecraft and Rockets*, in press.

## Fully Kinetic Simulations of Ion Beam Neutralization

Joseph Wang (University of Southern California) Hideyuki Usui (Kyoto University)

E-mail: josephjw@usc.edu; usui@rishi.kyoto-u.ac.jp

### 1. Introduction

Ion beam emission/neutralization is one of the most fundamental problems in spacecraft plasma interactions and electric propulsion. It is well known that, in order to transmit a current exceeding the space charge limit from spacecraft to the ambient, the beam must be adequately neutralized or the transmission would be blocked by virtual anode formation in the beam<sup>1</sup> and spacecraft charging. Hence, the operation of an electric thruster or any other large current ion emitting source from spacecraft requires a neutralizer to neutralize the ion beam. In such systems, the ions are typically emitted as a cold beam while the electrons are typically emitted as stationary thermal electrons from the neutralizer. The emission is such that  $v_{te} \gg v_{beam} \gg v_{ti}$ , where  $v_{te}$ ,  $v_{beam}$ ,  $v_{ti}$  are the electron thermal velocity, beam drifting velocity, and ion thermal velocity, respectively, and the electron current emitted equals the ion current emitted. One notes that the plasma emitted is strongly non-neutral near the source regardless of the neutralizer location or the emitting surface area. Even for a hypothetical situation where the electrons and ions were emitted from exactly the same location and same surface area, the initial beam would still be strongly non-neutral due to the difference in electron and ion emitting velocity.

The ion beam neutralization process not only is an interesting physics problem but also has important practical implications. For instance, such knowledge is important in the neutralization design for electric thruster clusters. It is obviously also of critical importance in any

modeling studies involving plasma emission.

Ion beam neutralization is one of the first problems studied during electric propulsion development. Although ion beam neutralization is readily achieved in experiments, the understanding of the underlying physical process remains at a rather primitive level. No theoretical or simulation models have convincingly explained the detailed neutralization mechanism. Earlier theoretical and simulation models have considered the neutralization of infinitively large uniform ion beam<sup>2-6</sup>. More recent models have considered a more realistic setting for finite size ion beam emission<sup>7-9</sup>. These previous studies suggest that wave-particle interaction and plasma instability may be the driving neutralization mechanism. However, no conclusions have been reached. Part of the reason for the lack of a good understanding of the neutralization process is because particle simulation of beam neutralization is an extremely challenge problem due to computational constraints. This is because, in order to simulate the physics correctly, such simulations must be carried out using the realistic ion to electron mass ratio so the correct mesothermal velocity order for ions and electrons,  $v_{te} \gg v_{beam} \gg v_{ti}$  can be maintained. Additionally one must also use a very large simulation domain in order to minimize the effects of the simulation domain boundary.

This paper presents a fully kinetic simulation of ion beam neutralization and plasma beam propagation. The focus is on the physics of electron-ion coupling and the resulting propagation of the mesothermal plasma. Section

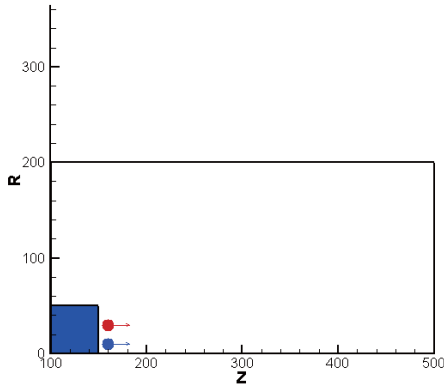


Figure 1: Simulation setup

2 presents the simulation model. Section 3 discusses the simulation result. Section 4 contains a summary and conclusions.

## 2. Simulation Model

The ion beam neutralization process involves the following aspects: initial mixing of electrons and ions, electron-ion coupling, and beam propagation. The initial electron-ion mixing, to a large extent, is determined by device design and hence, the mixing process varies for different systems. In this paper, we will focus on the electron-ion coupling and beam propagation aspects.

The problem is studied using full particle PIC simulation. In this model, both the electrons and ions are modeled as macro-particles. The particle dynamics, space charge, and electric field are solved self-consistently. In order to reduce the computation, the 3-D PIC code is applied to a 2-D configuration. The simulation setup is shown in Figure 1.

We consider that the electrons and ions are emitted from the same surface area but with different velocity distribution functions. At every time step, Macro-particles representing the ions are emitted into the simulation domain as a drifting Maxwellian distribution and those

representing the electrons as a stationary Maxwellian distribution. In order to maintain the realistic relative velocity ratio between the beam velocity, and electron and ion thermal velocities in the simulation, the simulations are performed using a realistic mass ratio of  $m_i/m_e=1836$ . Comparing to  $v_{te}$ ,  $v_{beam}$  and  $v_{ti}$  are  $v_{beam}=0.1 v_{te}$  and  $v_{ti}=0.0023 v_{te}$ , respectively. These relative values are similar to typical ion thruster parameters.

The emitted electron and ion currents are kept the same. For a cold beam ions and thermal electrons, the electron and ion current density at the emitting surface are  $J_{e0}=n_{e0}\langle v_{te} \rangle$  and  $J_{i0}=n_{i0}v_{beam}$ , respectively, where  $n_{e0}$  and  $n_{i0}$  denote the electron and ion density outside the emitting surface, respectively. For the  $v_{te}$  and  $v_{beam}$  considered here,  $n_{e0} \sim 0.2n_{i0}$ . Hence, if the electrons and ions were uncoupled, such an emission would lead to a very non-neutral beam, as illustrated in Figure 2.

In the simulation, the cell size equals the Debye length calculated using  $n_{i0}$  and the electron temperature  $T_e$  at the emitting surface. We consider a spacecraft with size  $50 \times 50$ . The beam emission width is  $R_T=20$ . The simulation domain is taken to be  $600 \times 400$ , or  $30R_T \times 20R_T$ . The potential at spacecraft body is fixed and while the potential at domain boundary is floating. The number of macro-particles near the emitting source is  $\sim 850/\text{cell}$  for each population and the total number of macro-particles used at end of run is typically around 7 million. Simulations were run using a time step resolution of  $dt\omega_{pe} \sim 0.1$ , where  $dt$  and  $\omega_{pe}$  denote the time step and the electron plasma frequency, respectively.

## 3. Results and Discussions

Typical simulation results are presented in Figs. 3 through 8. Fig.3 shows potential contour at  $t\omega_{pe}=1600$  ( $t\omega_{pi}=37.3$  where  $\omega_{pi}$  denotes the ion plasma frequency). Fig.4 shows electron and ion positions, electron density contour, ion density contour, and total charge density contour at  $t\omega_{pe}=1600$  ( $t\omega_{pi}=37.3$ ). These results show that, while the beam is strongly non-neutral near the emitting source, the electron-ion coupling occurs immediately at the downstream of the emitting source and a quasi-neutral plasma beam quickly forms. The thermal electrons follow the motion of the cold beam ions, and the electron density closely matches the ion density inside the beam. For this particular case, the potential inside the

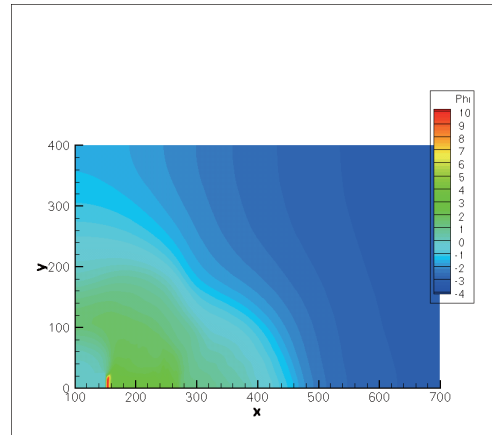


Figure 3: Simulation results: potential contour at  $t\omega_{pe}=1600$  ( $t\omega_{pi}=37.3$ )

beam at the downstream of the beam exit surface is only a few Te.

To investigate the process of electron and ion coupling, Figs. 5 through 7 show the time evolution of the phase plots, potential profiles, and electron and ion density profiles along the beam direction. In these plots, we compare the snapshots taken at  $t\omega_{pe}=40$  ( $t\omega_{pi}=0.93$ ) with that at  $t\omega_{pe}=1600$  ( $t\omega_{pi}=37.3$ ). The initial electron expansion along the beam direction follows the same physical process studied in 1-D expansion of a mesothermal plasma into vacuum. It is well understood that such expansion establishes an ion-acoustic like beam front propagation. As the electron thermal velocity is much larger than the ion beam velocity, the region behind the beam front will have a slightly positive potential with respect to the ambient. Hence, the region between the beam source and the beam front gradually traps the electrons. It is the interaction between the trapped electrons and the potential well that leads to electron-ion coupling and beam neutralization. Further frequency and wave number spectrum analysis (not shown here) also show that no beam plasma instabilities were present. We also performed the linear dispersion analysis using the plasma parameters such as the electron and ion velocities and densities observed in the potential well. However, the obtained

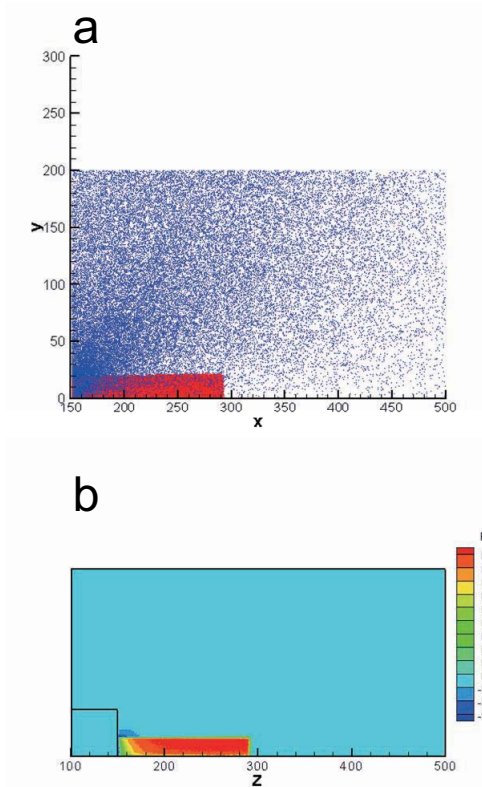


Figure 2: Illustration of a hypothetical non-neutral beam generated by the emission of cold beam ions and thermal electrons. a) electron (blue) and ion (red) positions; b) total charge density contour.

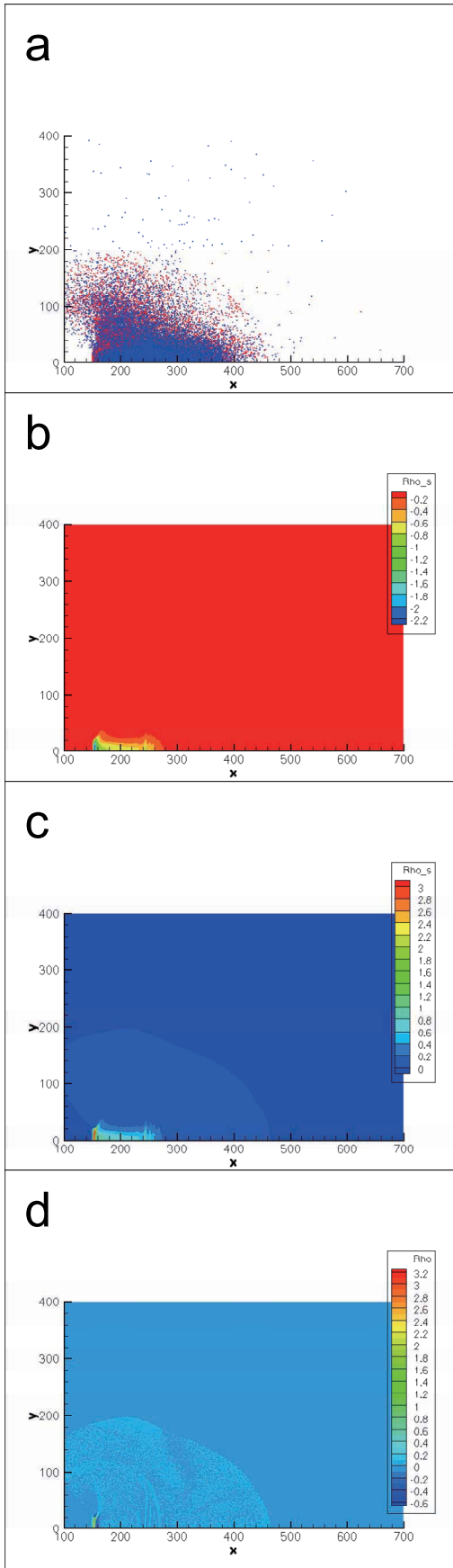


Figure 4: Simulation results: a) electron (blue) and ion (red) positions. b) electron density contour; c) ion density contour; d) total charge density contour at  $t\omega_{pe}=1600$  ( $t\omega_{pi}=37.3$ ). growth rate of the beam instability is too small to

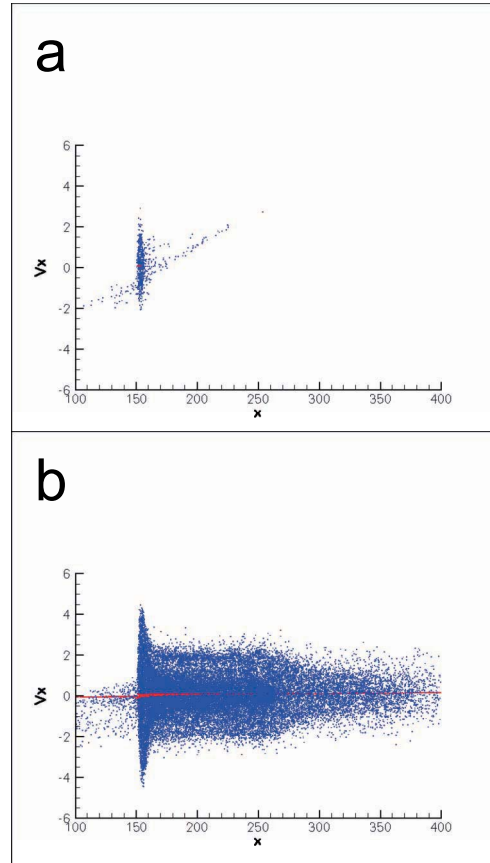


Figure 5: Phase plots for electrons (blue) and ions (red). a)  $t\omega_{pe}=40$  ( $t\omega_{pi}=0.93$ ) b)  $t\omega_{pe}=1600$  ( $t\omega_{pi}=37.3$ )

grow. Therefore, in the current case, we find that ion beam neutralization is not through plasma micro-instability, as previous studies suggested. As the beam front propagates forward, the electrons and ions develop a similar density profile along the beam direction, as shown in Fig. 8.

Once the quasi-neutral beam is established, an expansion wave is generated outside the beam (Fig. 4c and 4d). The expansion in the transverse direction is similar to that associated with the self-similar expansion of a mesothermal plasma into vacuum.

#### 4. Summary and Conclusions

In summary, we have developed a full particle PIC simulation model to simulate the ion beam neutralization process. We find that beam neutralization and propagation are two closely



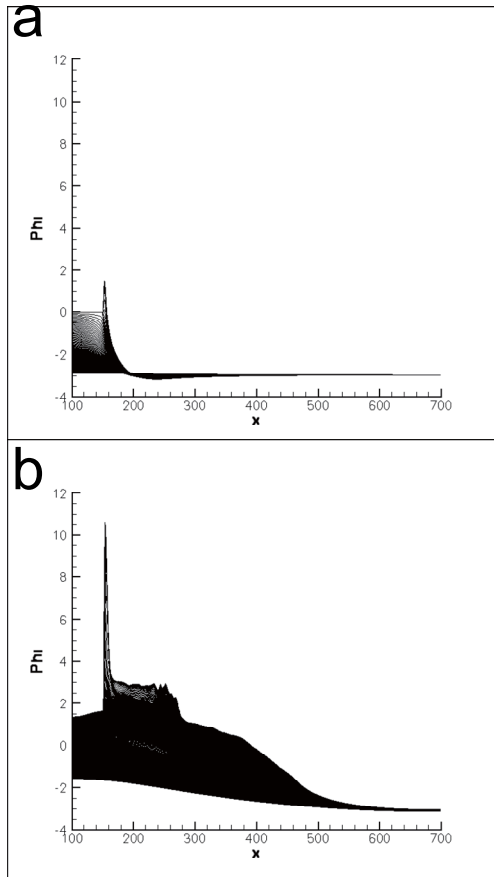


Figure 6: Potential profiles along the beam direction a)  $t\omega_{pe}=40$  ( $t\omega_{pi}=0.93$ ) b)  $t\omega_{pe}=1600$  ( $t\omega_{pi}=37.3$ )

coupled processes. The initial expansion of thermal electrons over cold beam ions establishes ion-acoustic-like beam front propagation. Subsequently, the emitted electrons are trapped in the region between the forward propagating beam front and the emitting source. Electron-ion coupling is achieved through the interactions between the trapped electrons and the potential well along the beam direction. Beam neutralization is not through plasma instabilities as previous studies suggested. Self-similar expansion of ion acoustic waves similar to that associated with plasma expansion into vacuum also occurs in the transverse direction outside the beam. Because of electron trapping in the beam direction and the interactions between the trapped electrons and the electric field, the electron

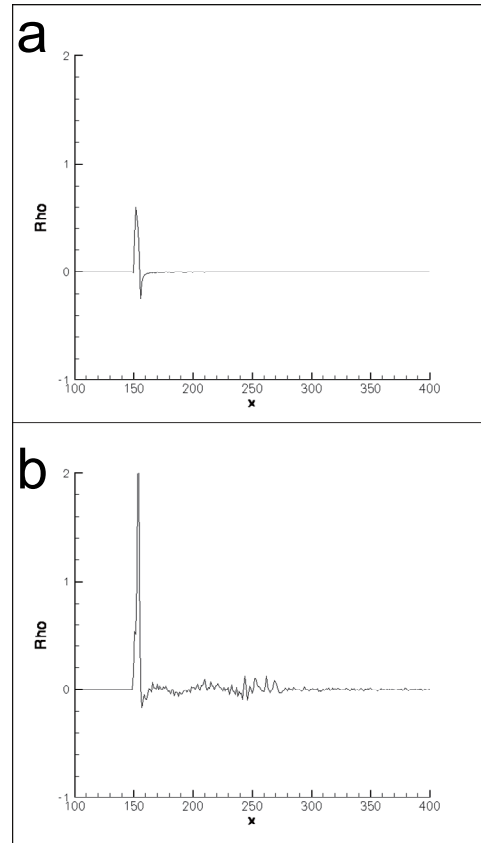


Figure 7: Total charge density profile along the center axis a)  $t\omega_{pe}=40$  ( $t\omega_{pi}=0.93$ ) b)  $t\omega_{pe}=1600$  ( $t\omega_{pi}=37.3$ )

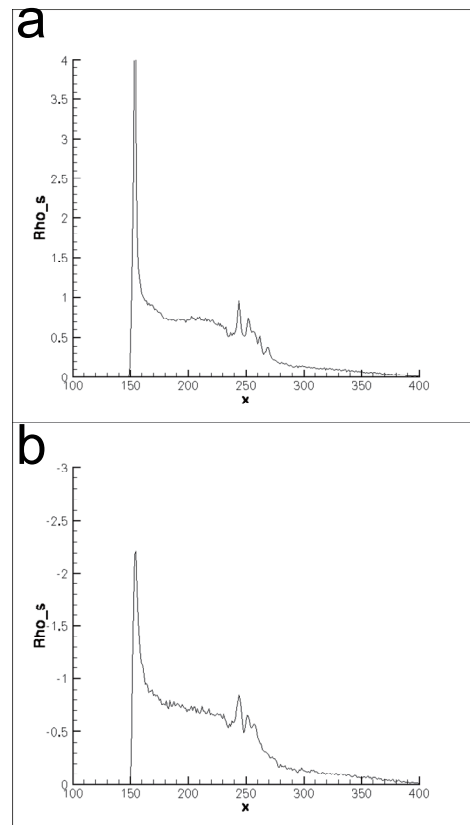


Figure 8: Ion density profile (a) and electron density profile (b) along the center axis at  $t\omega_{pe}=1600$  ( $t\omega_{pi}=37.3$ )

distribution is highly non-Maxwellian along the beam direction. Hence, the commonly used Boltzmann assumption for electron density in spacecraft plasma interaction models in general is not valid for interactions concerning plasma beam emission.

### Reference

- [1] Wang, J. and Lai, S., Virtual Anode in Ion Beam Emissions in Space: Numerical Simulations, *J. Spacecraft Rockets*, 34(6), 1997, p829-836.
- [2] Buneman, O. and Kooyers, G., Computer Simulation of the Electron Mixing Mechanism in Ion Propulsion, *AIAA J.* 1(11), 1963, p2525-2528.
- [3] Wadhwa, R., Buneman, O., Brauch, D., Two-Dimensional Computer Experiments on Ion Beam Neutralization, *AIAA J.*, 3(6), 1965, p1076-1081.
- [4] Dunn, D. and Ho, T., Longitudinal Instabilities in an Electrostatic Propulsion Beam with Injected Current Neutrality, *AIAA Preprint* 63041, 1963.
- [5] Derfler, H., Nonexistence of Quiescent Plasma States in Ion Propulsion, *Physics of Fluids* 7(10), 1964, p1625-1637.
- [6] Buneman, O., Maintenance of Equilibrium by Instabilities, *J. Nucl. Energy C*, V2, 1961, p119-134.
- [7] Wheelock, A., Cooke, D., and Gatsonis, N., Ion Beam Neutralization Processes for Electric Micropropulsion Applications, *AIAA* 2003-5148, 2003.
- [8] Brieda, L., and Wang, J., Modeling Ion Thruster Beam Neutralization Using a Fully Kinetic ES-PIC Code, *AIAA* 2005-4045, 2005.
- [9] Cao, Y. and Wang, J., Modeling Ion Beam Neutralization, *IEPC* 2007-241, 2007.

# Experimental Results of International ESD test in Kyushu Institute of Technology

Hirokazu Masui, Kazuhiro Toyoda, Mengu Cho (KIT),  
Suresh Puthanveetil (ISRO) and Xu Yanlin (CAST)

Kyushu Institute of Technology  
Sensui 1-1, Tobata, Kitakyushu, 804-8550, Japan  
India Space Research Organization and  
China Academy of Space Technology

*ABSTRACT : This paper describes the results of international ESD tests conducted in Kyushu Institute of Technology (KIT). The solar array coupons of ISRO (India Space Research Organization) and CAST (China Academy of Space Technology) were tested in the test facilities of KIT. These test were conducted with the procedure proposed by KIT. In the test procedure, threshold test, cell degradation test and sustained arc test were included. This paper explains experimental results of international ESD test.*

## 1. Introduction

The discharge occurring in solar array panel has been a serious problem plaguing the space photovoltaic community [1]. This discharge is termed ESD (electrostatic discharge) and causes the reduction of spacecraft power. Figure.1 shows the cross sectional view of solar cell.

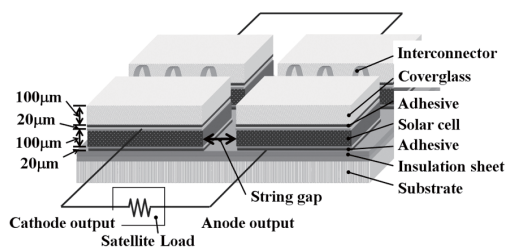


Fig. 1 Cross section view of solar cell string

When a spacecraft encounters a geomagnetic substorm (and the associated flow of high energy electrons), the coverglass attached to the solar cell assumes a higher potential than the spacecraft chassis due to the difference in the coefficients of secondary

electron emission between the two. An electric field is created at the triple junction, which is the boundary of conductor, dielectric and plasma. The triple junction exists at the edge of an interconnector and a cell. This charging situation is named as beam inverted gradient. In this charging situation, electrons are emitted from the triple junction. The electric field is enhanced by collisions of the emitted electrons with the side of the coverglass. At the same time, outgassing from the coverglass is accelerated. ESD occurs when the electric field exceeds a threshold value and the electrons ionize the outgassed neutrals. This type discharge is called as a primary arc (PA). PA creates an arc spot and causes the cell degradation [2]. Of late, the power reduction by PA has been found to be significant and its estimation has been recommended for improving the solar array design. When PA occurs between string gaps, a secondary arc or sustained arc (SA) is induced. The arc plasma of PA can electrically connect solar cell strings. The

current generated by solar cells flows into the plasma. The arc plasma is heated and causes the thermal damage to the insulator layer of a polyimide sheet. Secondary arc causes permanent power loss. The definition of SA is shown in Fig. 2. The category of SA is defined from the comparison with the end of PA pulse width. The end of PA is defined as the time at which the waveform falls to less than 10% of the maximum current peak ( $I_{peak}$ ). For temporal difference between the end of SA and that of PA shorter than  $2 \mu s$ , SA is termed as non sustained arc (NSA). When the duration of SA is longer by  $2 \mu s$  than the duration of PA, SA is categorized as temporary sustained arc (TSA). If the duration of TSA is sufficiently long, the underlying polyimide sheet loses insulation resistance and TSA shifts to PSA. This stage is a complete short circuit and the power generated by the solar array is not supplied to satellite loads. In the worst case, the satellite loses a function or stops working altogether.[3][4].

Recently, these ESD accidents have been recognized as problems to be avoided by taking precautionary measures. A ground test for ESD is therefore, of prime importance before a satellite launch. Japan, France and US independently established standards for ESD ground test [5][6][7]. From the viewpoint of an international space development, these standards are being integrated into ISO standard [8]. However, it is difficult to carry out the ESD test because it needs the facilities such as, high vacuum chamber, electron beam gun and plasma source etc. Kyushu Institute of Technology (KIT) is offering the ESD test in KIT for other research institutes because KIT has specialized facilities for the ESD test and has know-how through a lot of charging and arcing experiments for Japanese satellites so

far. We accepted requests made by ISRO (India Space Research Organization) and CAST (China Academy Space Technology) and conducted ESD tests for their solar array panels. This paper describes experimental results of ISRO and CAST in KIT. These tests were conducted with test circuits and procedures which are suggested by KIT in the establishment of the ISO standard. In

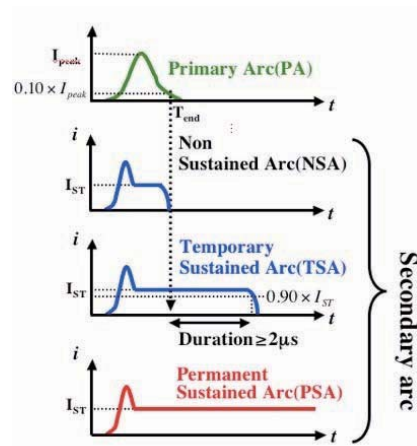


Fig. 2 Definition of SA

addition to experimental results, we explain the detail of test procedures.

**2. Test procedures and circuits**

ESD tests in this paper consist of three parts. For all tests, an electron beam environment, simulating geosynchronous earth orbit (GEO), was assumed.

1) Threshold test

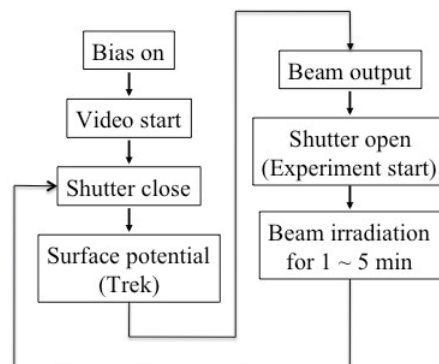


Fig. 3 Test procedure of threshold

Figure 3 and 4 show the procedure of threshold test and test circuit, respectively. The surface potential is measured by a noncontact potential probe. The surface potential value immediately before PA is used as the threshold. The obtained threshold is used in the estimation of the total discharge number by MUSCAT simulation [9][10].

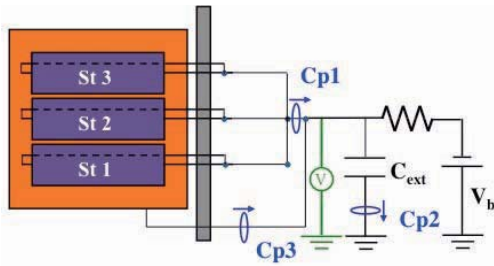


Fig. 4 Test circuit of threshold

2) Cell degradation test

Cell degradation test evaluates the resistance of solar cell for PA. Figure 4 and 5 show the procedure of cell degradation test and circuit,

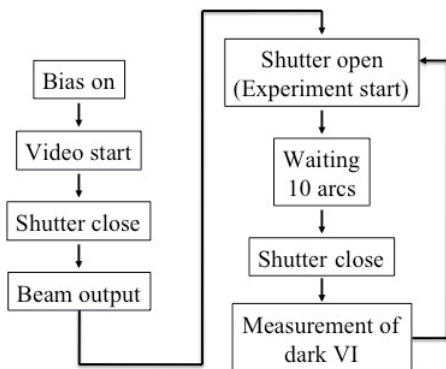


Fig. 5 Test procedure of cell degradation

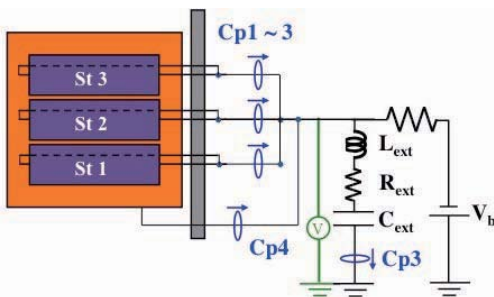


Fig. 6 Test circuit of cell degradation

respectively. PA in this test is the flashover current in which a total amount of charge stored on all the coverglasses in the actual solar array of larger size is released. Lext and Rext in Fig. 5 control the waveform to match with the expected flashover current. Cell degradation is checked by a measurement of dark VI. A total discharge number is approximately 100.

3) Sustained arc test

Sustained arc test verifies occurrences of TSA and PSA. The circuit of sustained arc test is shown in Fig. 7. The top-side circuit and power supplies simulate the power generation of satellite. We developed the power supply using current regulated diodes (CRD) because V1 of constant current power source needs to have rapid response and low internal capacitance. The condition of string voltage (Vst) and string current (Ist) adopted is nominal. After the nominal condition, Vst and Ist are increased.

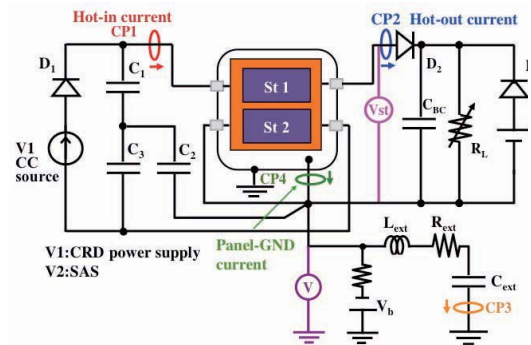


Fig. 7 Test circuit of sustained arc

3. Experimental results

3.1 ISRO results

The threshold test and sustained arc test were conducted for ISRO coupons. Figure 8 shows tested coupons. 2 types solar cell, Triple junction cell (TJ) A and TJ B, are used. Three coupons, TJ A, TJ B and TJ with RTV, were tested. In two coupons, string gap was exposed.

Gaps of TJ with RTV were filled with room temperature Vulcanizer Adhesive. Thickness of coverglass is 100 μm for all cases. Gap lengths were 0.8, 2.0 and 4.0 mm in TJ A. Gap lengths of TJ B were 3.0 and 5.0 mm. Threshold tests were conducted for TJ A and TJ with RTV. Electron beam energy and current were 8 – 9 keV and 100 μA, respectively.

Figure 8 shows the differential potential distributions of TJ A and TJ with RTV immediately before PA. Threshold values were 1.7 kV and 3.0 kV, respectively.

Table 1 shows threshold values of SA for TJ A and TJ B. Cext = 5 nF was used. TSA

Table 1 Threshold value of SA for TJ A and TJ with RTV

Gap length, mm	TSA threshold		PSA threshold	
	String voltage, V	String current, A	String voltage, V	String current, A
	0.8	50	0.5	50
2.0	90	0.5	90	1.5
3.0	90	0.5	90	2.0
4.0	90	1.0	90	2.0
5.0	90	0.5	90	2.5

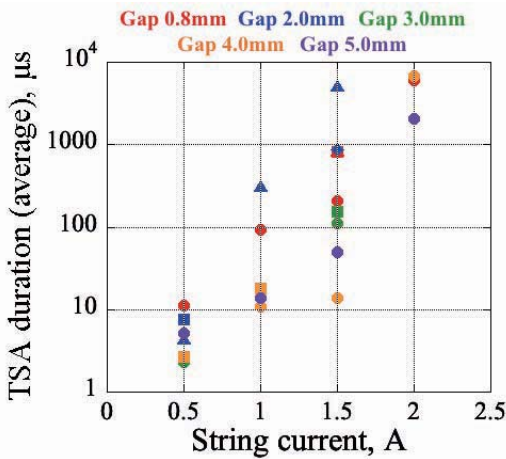


Fig. 9 TSA duration of TJ A and TJ B

Table 2 Threshold value of SA for TJ with RTV

String current, A	String voltage, V	70	100	150	200
	0.5		PA	PA	-
1		-	PA	-	-
1.5		-	-	PA	-
2		-	-	-	PSA

occurred for a long gap length over 2.0 mm and occurrence of TSA depends on the string voltage. TSA threshold can be defined as  $V_{st} = 50 \text{ V}$  for 0.5 mm and  $V_{st} = 90 \text{ V}$  for over 2.0 mm. As a result, increasing of a gap length is not an easy option to prevent the occurrence of SA. Occurrence of PSA strongly depends on  $I_{st}$  rather than  $V_{st}$ . PSA can occur for over  $I_{st} = 1.5 \text{ A}$ . Figure 9 shows TSA durations of TJ A (0.5, 2.0 and 4.0 mm) and TJ B (3.0 and 5.0 mm). TSA duration increased rapidly with increasing of  $I_{st}$ . For gap length 4.0 and 5.0 mm, increasing of TSA duration below  $I_{st} = 1.5 \text{ A}$  was slower than other short gap length. However, the TSA duration in  $I_{st} = 2.0 \text{ A}$  was the same as that of gap length 0.8 mm. These results show that the extension of gap length is not an effective method to prevent from TSA and PSA in the solar array panel exposed gaps.

Table 2 shows a threshold value of TJ with RTV. The threshold value increased compared with TJ A and TJ B. We confirmed that occurrence of SA was not observed in a nominal condition. However, PSA occurred for the high string voltage as  $V_{st} = 200 \text{ V}$ . PSA image is shown in Fig. 10. The position of PSA was in a gap between strings. PSA can occur when a part of gap was not covered.

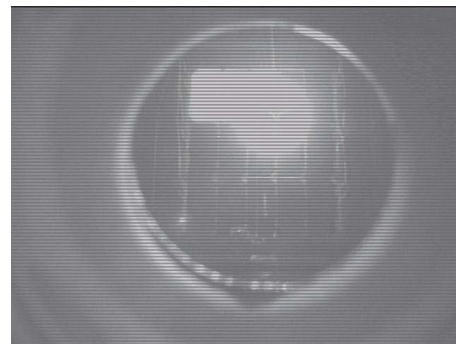


Fig. 10 PSA image of TJ with RTV

### 3.2 CAST results

For CAST coupons, the threshold test, cell degradation test and sustained arc test was conducted. Figure 9 shows the test coupon of CAST. This coupon has 3 strings and 5 silicon solar cells are connected with the series. One coupon was used for the threshold test and cell degradation test and two coupons were used for the sustained arc test. Gap length is 0.8 mm and gaps were not filled with RVT.

Figure 11 shows a differential potential distribution before PA. Electron beam condition, energy and current, were 5 keV and 50  $\mu$ A. The distribution was uniform and the value on the surface of coverglass was 1.7 kV. However, the potential of arc position was low because arcs occurred at bus bars. As a result, the threshold value was estimated as about 1 kV.

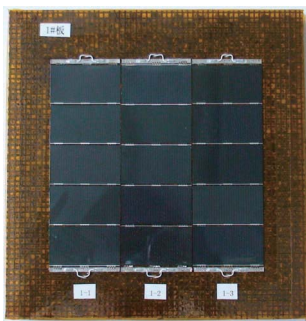


Fig. 11 CAST coupon

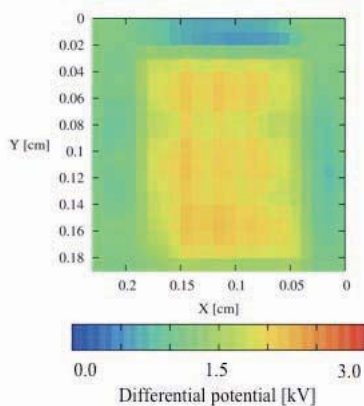


Fig. 12 Differential potential distribution

A flashover current was calculated from the

result of the threshold test. In this calculation, we assumed that the solar array panel of 4 m in length and 2 m in width. For characteristics of the waveform, the pulse width is 360  $\mu$ s and the peak current is 12 A. A total amount of charge is 2.4 mC. We chose  $C_{ext}$ ,  $L_{ext}$  and  $R_{ext}$  to match calculation waveform with experimental one in particular the pulse width and peak current. A typical experimental waveform is shown in Fig. 13. Cell degradation test was conducted by using this waveform. For a total discharge

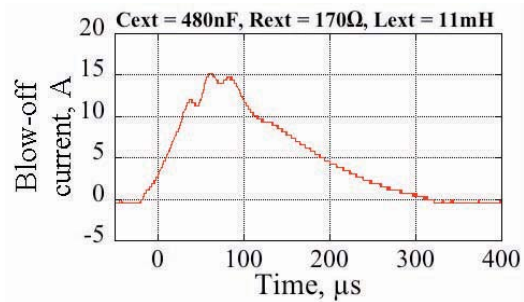


Fig. 13 Typical waveform for cell degradation test in nominal condition

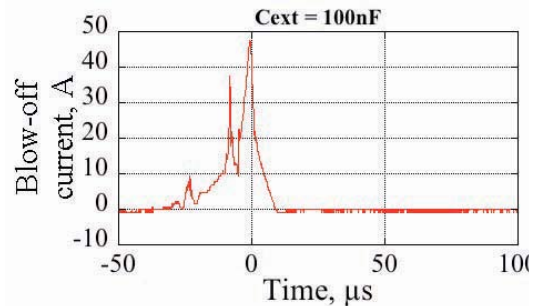


Fig. 14 Typical waveform for cell degradation test in severe condition

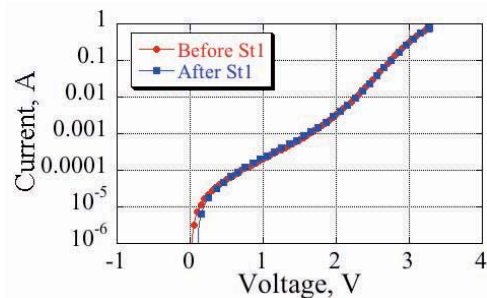


Fig. 15 VI characteristic before and after test

number of 100 PAs, cell degradation was not observed in all strings. We additionally performed a severe condition test to verify the resistance of solar cell. Figure 14 shows a waveform in the severe condition. We did not use Rext and Lext for increasing of peak current. Cext was 100 nF. A peak current reached about 50 A. A VI characteristic shown in Fig. 15 did not change for 20 arcs.

Sustained arc test was performed in two steps. In the first step, occurrence of SA was verified for a flashover current. TSA duration was measured in the second step. Table 3 shows the threshold value of SA for flashover current. Parameter of Cext and Rext and Lext is also shown. For Vst = 100 V and Ist = 0.7 A, TSA not was observed though NSA was observed. TSA was not observed for Vst = 50V and Ist = 1.4 A, however, PSA occurred for Vst = 50 V and Ist = 2.1 A. Table 4 shows the threshold value of SA under Cext = 5nF. Vst was fixed at 100 V, and Ist was only increased. This test was performed for 2 gaps, St 1-2 and St 2-3. For gap St 1-2, PSA did not occur for Ist = 2.1 A. PSA occurred for Ist = 2.1 A in gap St 2-3. We considered that microscopic condition of gap St 1-2 affected occurrence of PSA. However, in observation of microscope pictures, a remarkable difference was not identified. TSA duration of Table 4 is shown in Fig. 16. TSA duration of St 2-3 in Ist = 2.1 A reaches about 1 ms. From the viewpoint of a safety design, the condition of Ist = 2.1 A is regarded as dangerous though PSA did not occur.

**4. Conclusions**

KIT conducted international ESD ground tests as a part of ISO standardization campaign. The coupons of ISRO and CAST were tested in KIT facilities. We obtained results as follows,

- 1) ISRO results

Threshold values of PA inception were 1.7 kV for TJ A and 3.0 kV for TJ with RTV. For SA thresholds, TSA occurred in Vst = 50V, Ist = 0.5 A for normal TJ, and PSA occurred in Vst = 50 V, Ist = 2.0 A.

Table 3 Threshold value of SA

Condition		Parameter			Arc	PSA
Vst, V	Ist, A	Cext, nF	Rext, Ω	Lext, mH		
50	0.7	5	0	0	101	No
50	0.7	480	170	11.5	67	No
50	0.7	480	170	11.5	96	No
100	0.7	480	170	11.5	34	No
50	1.4	480	170	11.5	31	No
50	2.1	480	170	11.5	6	Yes

Table 4 Threshold value of SA

		Condition		Arc	TSA	PSA
		Vst, V	Ist, A			
Gap 1 (St1-2)		100	0.7	44	25	No
		100	1.4	42	34	No
		100	1.9	30	30	No
		100	2.1	42	31	No
Gap 2 (St2-3)		100	1.4	38	34	No
		100	2.1	4	1	Yes

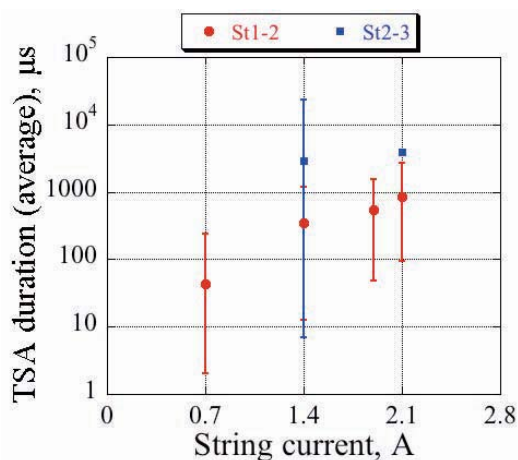


Fig. 16 TSA duration of gap St 1-2 and St 2-3

**Acknowledgment**

We thank ISRO and CAST for giving the opportunity of these international ESD tests. Also, the first author personally expresses his pleasure in meeting with Suresh Puthanveetil and Xu Yanlin.



### References

- [1] Frost & Sullivan Corporation.: Commercial Communications Satellite Bus Reliability Analysis, August 2004, 2004.
- [2] T, Okumura., H, Masui., K, Toyoda., M, Imaizumi., M, Cho.: Degradation of electric performance due to electrostatic discharge on silicon solar cell for space, J. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol.55, No.647, pp.590-596, 2007.
- [3] I, Katz., V.A.Davis., D.B.Snyder.: Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO, AIAA Paper 98-1002, 36th Aerospace Sci. Meeting, 1998.
- [4] Hosoda, S., Kim, J., Cho, M., Toyoda, K., Kawakita, S., Kusawake, M., Takahashi., M. and Maejima, H.: Ground Investigation of Sustained Arc Phenomena in Power Cables on ADEOS-II Satellite, Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 54, pp.427-433, 2006.
- [5] Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Guidelines, Ferguson, D.C., and Hillard, G.B., NASA/TP-2003-212287.
- [6] ECSS-E20-06, Space Engineering – Spacecraft Charging.
- [7] WG1-18-1-3, Design standard relative to charging and arcing.
- [8] "Space Systems – Space Solar Panels – Spacecraft Charging Induced Electrostatic Discharge Test Methods", ISO/CD 11221, ISO TC20/SC14/WG1, 2008
- [9] Muranaka, T., Hosoda, S., Kim, J., Hatta, S., Ikeda, K., Hamanaga, T., Cho, M., Usui, H., Ueda, H., Koga, K. and Goka, T.: Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tools (MUSCAT), Journal of IEEE Transaction on Plasma Science, Vol. 36, pp. 2336-2349, 2009.
- [10] Hosoda, S., Muranaka, T., Kuninaka, H., Kim, J., Hatta, S., Kurahara, N., Cho, M., Ueda, H., Koga, K. and Goka, T.: Laboratory Experiments for Code Validation of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT), Journal of IEEE Transaction on Plasma Science, Vol. 36, pp. 2350-2359, 2009.

帯電・放電

# 衛星搭載プリント基板材料の帯電特性

藤井 治久 (奈良工業高等専門学校)

Electrostatic Charging of PC Board Materials Used for Spacecrafts

Haruhisa Fujii (Nara National College of Technology)

fujii@elec.nara-k.ac.jp

## 1. はじめに

宇宙開発の進展により多くの宇宙機が打ち上げられ、通信・放送、気象・地球観測など、我々の社会生活に多くの恩恵をもたらしている。昨今、これらの宇宙機は大型化・大電力化の動向にあり、実用性および経済性の観点から、必然的に長寿命化、高信頼度化が要求される。宇宙空間は高真空、熱サイクル、放射線（高エネルギー荷電粒子）、プラズマ、紫外線などが存在する特異で過酷な環境である。この宇宙環境において、荷電粒子による宇宙機の帯電放電現象は、宇宙機の信頼性にとって十分留意すべき問題であるため、これまで多くの研究開発がなされてきた[1]。この宇宙機の帯電放電現象は、大別して、比較的低エネルギーのプラズマ荷電粒子による宇宙機表面材料の表面帯電現象と、高エネルギー荷電粒子が宇宙機構体表皮を貫通し宇宙機内部の搭載機器に帯電し放電する可能性のある内部帯電現象[2]の2つがある。特に、宇宙機が大型・大電力化することにより多種多様な電子機器が組み込まれ、そこでは多くのプリント基板が使用されるため、内部帯電について配慮する必要がある。

本研究では、このプリント基板材料の内部帯電現象を把握する目的で、高エネルギー電子線が宇宙機表皮を貫通し低エネルギー化した電子線を模擬して、代表的なプリント基板材料であるガラスエポキシ樹脂板に電子ビームを照射し、帯電特性を取得して評価を行った。

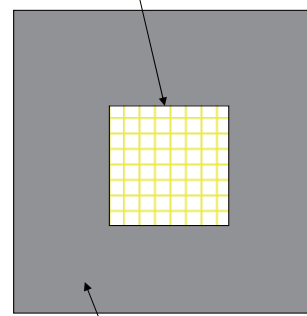
## 2. 実験方法

### 2-1 実験試料

今回用いた試料は、図1に示すように、アルミ基板(1mm<sup>1</sup>×100mm×100mm)上にガラスエポキシ樹脂板(GFRP)(1mm<sup>1</sup>×40mm×40mm)を貼り付けたものである。実用上プリント基板は部品搭載後保護の目的でウレタンエラストマーで被覆されるため、GFRP側試料全面をウレタンコートしたのもも試験に供した。

なお、いずれの試料も、電子ビーム照射時の試料を流れる電流の計測および試料への電圧印加のため、裏面アルミ面にリード線を取り付けた。

GFRP (t1-40×40)



Al基板 (t1-100×100)

図1 試料形状

### 2-2 実験方法

試料を真空チャンバ内に取り付け、そのリード線を真空チャンバの高電圧導入端子から引き出した。その後、真空ポンプ（ロータリーポンプ、ターボ分子ポンプ）により、真空チャンバ内圧力を $1 \times 10^{-6}$ Torr以下にした。その状態で、電子ビームをエネルギーE、電流密度 $J_b$ の各種条件で照射し、照射中の帯電電位と、照射停止後の帯電電位の減衰を測定した。

図2に実験系の概略を示す。帯電電位測定には、直線運動導入機により、非接触表面電位計（TREK 341HV）のプローブ（TREK 3450E）を、試料表面から3~5mmの距離を保って挿引した。なお、本実験で用いた電子銃の性能の関係で、低エネルギー電子ビーム（ $E \leq 3\text{keV}$ ）照射の場合や、高エネルギー電子ビーム（ $E > 10\text{keV}$ ）照射の場合は、電子を減速・加速するため、試料全体を直流高電圧電源によりバイアスした。

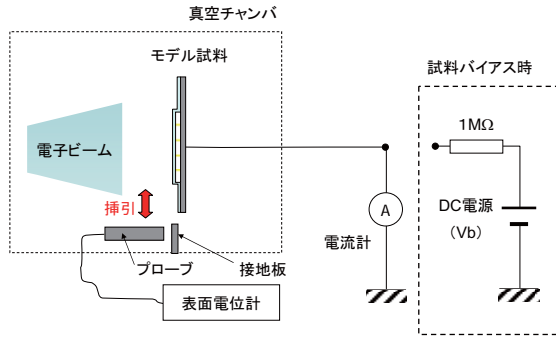


図2 実験系の概略

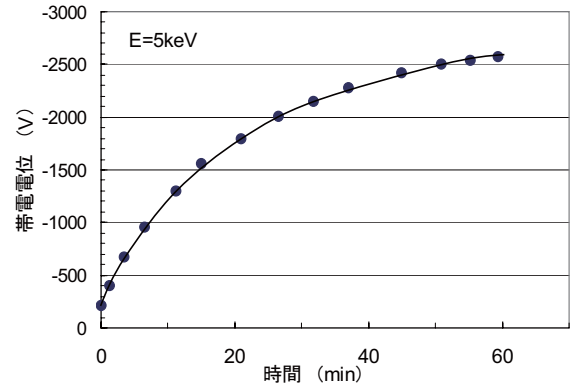
### 3. 実験結果と検討

#### 3-1 帯電特性

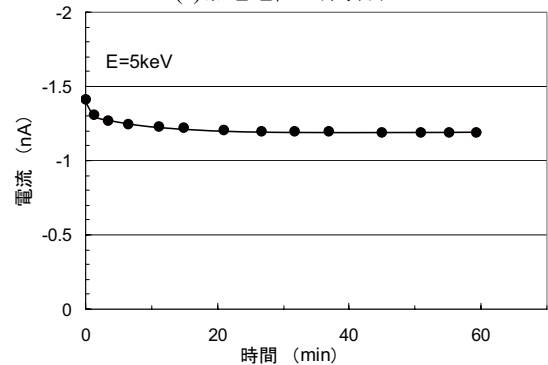
まず、 $E=5\text{keV}$ 、 $J_b=14\text{pA/cm}^2$ での電子ビーム照射時、ウレタンコーティングのない試料のGFRP中央部の帯電電位と、試料を流れる電流の時間特性を図3に示す。電位は時間と共に負に高くなっていき、次第に飽和する傾向になる。一方、図4に示すように、 $E=1\text{keV}$ で照射した場合、ビーム電流密度 $J_b$ の大きい方が電位は早く立ち上がり高くなるが、 $E=5\text{keV}$ (図3)の場合と逆に電位は正に帯電した。これは低エネルギー電子照射による二次電子放出が大きく効いているためと考えられる。

また、図5に、 $E=5\text{keV}$ で電子ビーム照射したときのウレタンコーティングを施した試料のGFRP中央部と、アルミ板上ウレタンコート膜の帯電電位特性を示す。図3の特性と比較すると、GFRP上の電位は、コーティングをすることにより若干低くなっている。また、ウレタンコート膜自体の帯電電位は、GFRPに比べかなり低いことがわかる。

このような種々のエネルギーで60分間電子ビームを照射したときの帯電電位の60min値を電子エネルギーの関数として示すと、図6のようになる。いずれの場合も $J_b$ はほぼ $15\text{pA/cm}^2$ である。図6(a)はコートなしGFRP、図6(b)はコートGFRPとウレタンコート膜の特性である。いずれも照射電子エネルギー $E$ が $2\text{keV}$ 以上では、 $E$ が大きくなると帯電電位は負に高くなっていくが、 $E < 2\text{keV}$ の場合正に帯電することがわかる。この $E \approx 2\text{keV}$ が、GFRPおよびウレタン膜の二次電子放出係数が1になるエネルギーであると考えられる。また、GFRPならびにコートGFRPは、電子エネルギーに対してほぼ直線的に負帯電電位が大きくなるが、ウレタン膜はGFRPに比べると帯電電位はかなり低く、 $E \geq 15\text{keV}$ で飽和あるいはピークを持つ特性になっている。さらに、GFRPをウレタンコートすると若干帯電電位は低くなる傾向である。



(a)帯電電位-時間特性



(b)電流-時間特性

図3  $E=5\text{keV}$ 電子ビーム照射時のコートなしGFRPの帯電特性

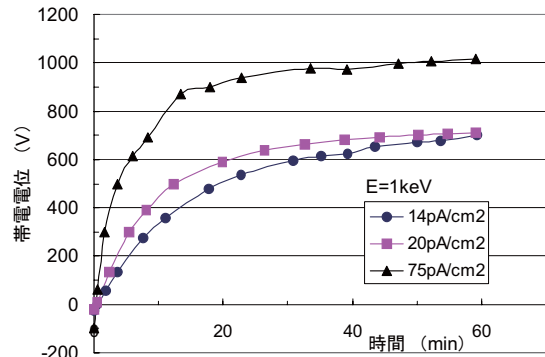


図4  $E=1\text{keV}$ 電子ビーム照射時のコートなしGFRPの帯電電位の時間特性

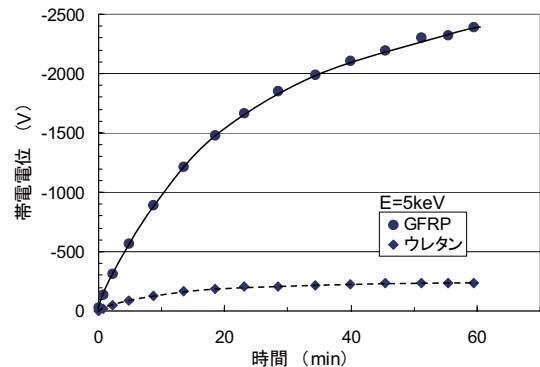
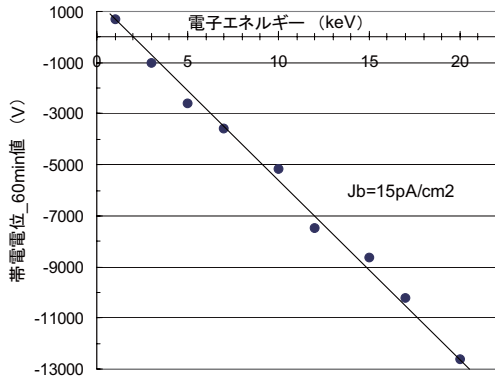
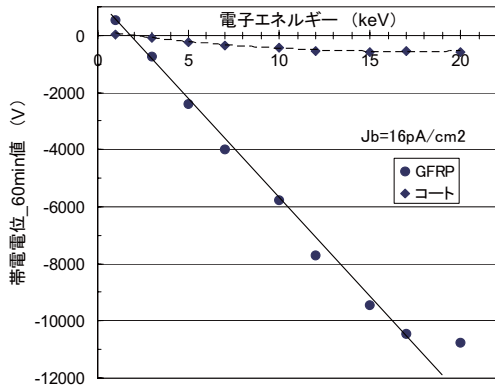


図5  $E=5\text{keV}$ 電子ビーム照射時のコートGFRPの帯電電位の時間特性



(a)コートなし GFRP



(b)コート GFRP とウレタンコート

図6 帯電電位の電子エネルギー依存性

### 3-2 電位減衰特性

前節で述べた各種条件で照射中の帯電計測を行った後、全ての場合について、ビーム照射停止後の帯電電位の減衰特性を長時間にわたって取得した。その一例として、E=5keVで照射後の電位の減衰特性を図7に示す。同図(a)は、コートなし試料 GFRP 中央部の電位減衰特性である。また同図(b)はコート GFRP とウレタン膜単体の電位減衰特性を示している。ウレタンコートを施すと GFRP は若干早く電位減衰すること、また、ウレタン膜自体の帯電電位は極めて早く減衰することがわかる。

一般に、電位  $V_s$  の減衰は、

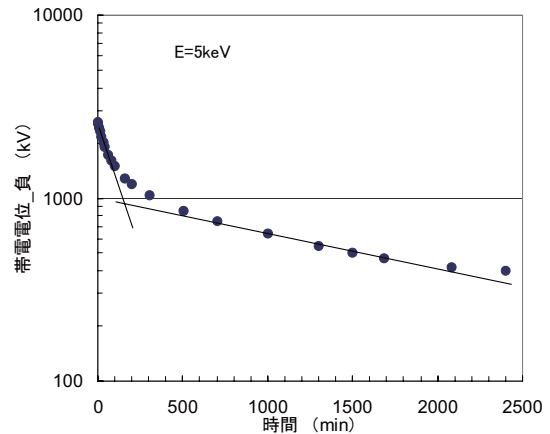
$$V_s = V_{s0} \cdot \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right) \quad \dots(1)$$

で表される。ここで、 $V_{s0}$ : 電位初期値、 $t$ : 時間、 $\tau$ : 時定数、である。図7中に示したように、ウレタン膜は1本の直線で近似できるが、GFRP は短時間領域 (<100min) と長時間領域 (>500min) の2つの傾きを持った直線で $\tau$ が示されると考えられる。時定数 $\tau$ は、誘電率 $\epsilon$ 、体積抵抗率 $\rho$ の積として、

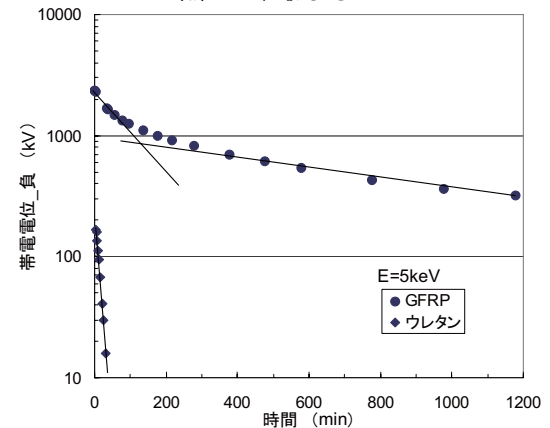
$$\tau = \epsilon\rho \quad \dots(2)$$

で表される。図7に示したような電位減衰特性から求めた体積抵抗率 $\rho$ を電子エネルギー依存性として

示すと、図8のようになる。なお、GFRP およびウレタンの比誘電率 $\epsilon_r$ は、それぞれ4.5、6とした。ウレタン膜の体積抵抗率は照射エネルギーに拘らずほぼ $2 \times 10^{13} \Omega m$ であることがわかる。また、GFRPの体積抵抗率は照射エネルギーが高くなると若干高くなる傾向であるが、短時間領域から求めた体積抵抗率はコート有り無しに拘らずほぼ $2 \times 10^{14} \Omega m$ と考えられる。一方、長時間領域から求めた体積抵抗率は、コートなし GFRP の場合は $4 \times 10^{15} \Omega m$ 、コート GFRP の場合は $3 \times 10^{15} \Omega m$ となり、コーティングすると若干体積抵抗率の低下が認められる。



(a)コートなし GFRP

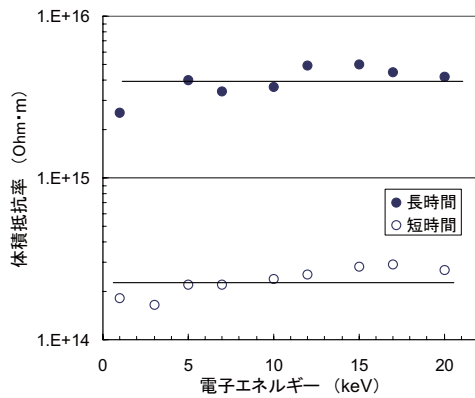


(b)コート GFRP とウレタンコート

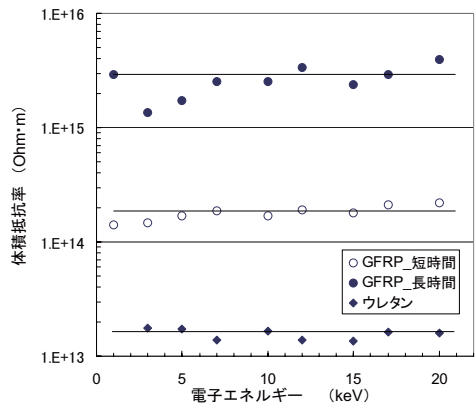
図7 E=5keV 電子照射後の電位減衰特性

### 3-3 コーティングの効果について

実用上基板の保護の目的でウレタンコーティングがなされるが、今回そのコーティングの有無に関して帯電計測を行った。その結果、コーティングの有無により帯電電位に大きな変化は無かったが、コーティングを施すことにより帯電電位は若干低下した。これは、コーティング膜の体積抵抗率が GFRP に比べかなり小さいため、表面に蓄積した電荷が膜沿面方向にリークするためと考えられる。



(a)コートなし GFRP



(b)コート GFRP とウレタンコート

図 8 体積抵抗率の電子エネルギー依存性

- (3) ウレタンコーティング膜の体積抵抗率は、GFRP の体積抵抗率に比べて 1 桁以上小さく、 $2 \times 10^{13} \Omega m$  程度である。

参考文献

- [1] 趙・藤井：宇宙環境での帯電・放電現象についての研究動向と将来課題 第 1 回 宇宙環境と宇宙機の帯電電位、日本航空宇宙学会誌、第 51 巻、第 591 号、pp.109-117、2003。  
 [2] "Avoiding Problems Caused by Spacecraft On-orbit Internal Charging Effects", NASA Technical Handbook, NASA-HDBK-4002, 1999。  
 [3] 藤井・長谷川・大須賀・松井：衛星用電源基板の絶縁性評価、第 51 回宇宙科学技術連合講演会、2H07、2007。

3-4 放電について

今回、内部帯電現象を把握するため 20keV 以下の各種の電子ビーム条件で帯電電位特性を計測した。これらの条件では最大-18kV にまで帯電したが、放電の発生は認められなかった。これは、表面が一様で電界の集中部分が無いためと考えられる。しかし、これまで筆者等が行ってきたように、電子ビーム照射下で基板の電極パターン間に高電圧が印加されると沿面放電が起こりやすいので注意が必要である [3]。

4. おわりに

今回宇宙機内部の電子機器に組み込まれるプリント基板材料の内部帯電特性を把握する目的で、代表的な基板材料であるガラスエポキシ樹脂 (GFRP) 板に種々の条件で電子ビームを照射して帯電電位を測定した。その結果、次のような結果が得られた。

- (1) GFRP はウレタンコーティングの有りに拘らず、電子ビームのエネルギー E が  $E < 2keV$  では正に帯電し、 $E \geq 2keV$  では負に帯電する。  
 (2) GFRP にウレタンコーティングを施すと若干帯電電位が低くなる。

# 低温及び室温における 太陽電池クーポンパネルの放電頻度の比較

○ 上田敦史、二ノ宮隼一郎、増井博一、岩田稔、豊田和弘、  
趙孟佑、(九州工業大学)、仁田工美(JAXA)

Atsushi Ueda, Shunichiro Ninomiya, Hirokazu Masui, Minoru Iwata,  
Kazuhiro Toyoda and Mengu Cho (Kyushu Institute of Technology) and Kumi Nitta

## 概要

近年、静止軌道衛星に搭載される太陽電池パドルは大電力化・高電圧化が進んでいるが、これに伴い、軌道上における放電発生の危険性が高まり、放電による短絡事故などの不具合が相次いでいる。これらの事故を未然に防ぐため、打ち上げ前に十分に太陽電池パドルの帯電放電試験を実施する必要があるが、これらの試験は現在、室温下で行われており、実宇宙環境の日照日陰による温度環境を模擬している例は数少ない。特に低温環境では、太陽電池パネルからの脱離ガスの減少、カバーガラスの抵抗率増加などにより放電頻度や放電閾値が変化することが考えられ、帯電放電現象に大きな影響が出る可能性がある。

本論では、低温および室温で太陽電池クーポンパネルの帯電放電試験を実施し、放電頻度を比較した。試験の結果、放電頻度は低温の方が室温よりも高い傾向が認められたが、放電頻度は太陽電池クーポンパネルの水分吸着量にも依存するため、純粋に温度変化による放電頻度の変化を調べるためには水分吸着量の影響を除去する必要があることがわかった。

## 1. 目的および背景

近年、静止軌道衛星に搭載される太陽電池パドルは大電力化・高電圧化が進んでいるが、これに伴い、軌道上における放電発生の危険性が高まり、放電による短絡事故などの不具合が相次いでいる。<sup>[1]</sup>これらの事故を未然に防ぐため、打ち上げ前に十分に太陽電池パドルの帯電放電試験を実施する必要があるが、これらの試験は現在、室温下で行われており、実宇宙環境の日照日陰による温度環境、すなわち-100～100℃に渡る太陽電池パドルの温度環境を模擬している例は数少ない。特に低温環境では、太陽電池パネルからの脱離ガス量の変化<sup>[2]</sup>、太陽電池のカバーガラスの抵抗率の増加が考えられ、(蝕明け後の太陽電池パネルの発電電圧の増加)等も考え合わせると、放電頻度や放電閾値が変化するなど、帯電放電現象に大きな影響が出ると考えられる。

通常静止軌道では、光電子電流密度が支配的となり宇宙機構造体電位は光電子の平均エネルギー(1～2eV)程度の正となる。太陽活動の変動に伴って、サブストームが発生すると、高エネルギー電子が宇宙機構造体に流入し宇宙機構造体電位は大きく負に沈む。そして、カバーガラスと宇宙機構造体電位との二次電子放出係数の違いから電位差が生じる(図1)。この時導体・絶縁体・真空が接するトリプルジャン

クション(図2)で局所的に電界が集中し、周囲環境との相互作用により放電が発生する。図2に示した太陽電池パネルのカバーガラスのような絶縁体電位が宇宙機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。

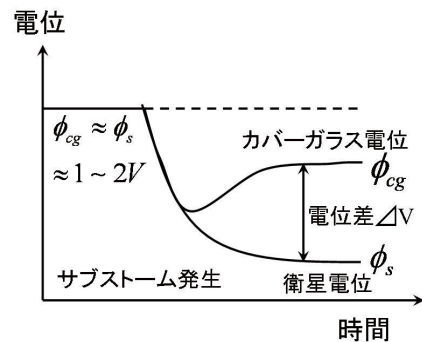


図1 サブストーム発生時の宇宙機電位の時間変化

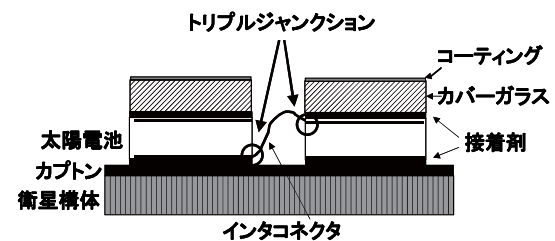


図2 太陽電池パネルの構造

本研究は、低温で太陽電池パドルの帯電放電試験を実施し、放電頻度・放電閾値を室温環境下と比較することによって、低温の帯電放電現象の特異性を理解し、太陽電池パドルの帯電放電試験技術の確立に寄与することを目的としている。本論では、低温環境下の帯電放電試験を実施し、室温環境下の放電頻度との比較を試みた。

## 2. 実験

### 2-1 試験クーポン

試験に用いた太陽電池クーポンを図3に示す。太陽電池クーポンは70mm×35mmのSiセルを、絶縁用ポリイミドテープを張り付けたアルミニウムプレートにシリコン接着剤RTV-S691で固定したものを使用した。太陽電池のP電極およびN電極にはケーブルを取り付けられており、これらのケーブルを外部回路に接続して実験を行うためである。本研究では上記構造の太陽電池クーポンを2枚使用(それぞれクーポンAおよびクーポンBとする)して室温および低温における帯電放電試験を同条件で実施した。

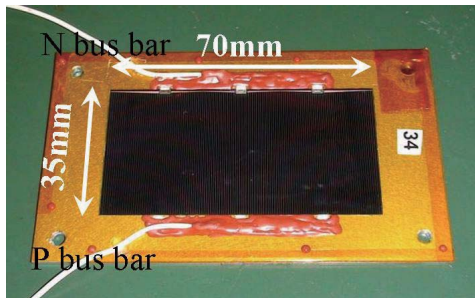


図3 試験に用いた太陽電池クーポン

### 2-2 試験装置

帯電放電試験は真空チャンバー内に太陽電池クーポンを設置して実施した。真空チャンバーは直径600mm、奥行き900mmであり、ロータリーポンプおよびターボ分子ポンプを備え、到達圧力は、 $2.7 \times 10^{-4}$ Paである。帯電放電試験中のチャンバー内圧力は $1.02 \times 10^{-3}$ Pa~ $4.00 \times 10^{-4}$ Paである。真空チャンバーには電子銃、IRカメラ、冷凍機、および四重極質量分析計が備え付けられている。真空チャンバー上部に設置された電子銃(オメガトロン社製)は、サブストーム時の帯電状態を模擬するために使用し、太陽電池クーポン全体に電子ビームが照射されるように太陽電池クーポンを設置している。太陽電池クーポンの放電発生箇所を特定するため、試験中の放電発光画像はIRカメラで記録されている。図7に示すように太陽電池クーポンは冷凍機の冷却ヘッドが接続され

た試料台に固定されており、試料台から大きく張り出したアルミニウム板を低温に保つことで、低温放電試験中の太陽電池クーポンへのコンタミネーションを軽減している。図4に太陽電池クーポンの試料台への設置状況を示す。

太陽電池クーポンと銅製試料台との間には熱伝導性ゲルを挟み、接触熱抵抗の軽減を図った。低温放電試験では冷凍機の動作により、 $-25^{\circ}\text{C}$ まで冷却が可能である。太陽電池クーポンの放電頻度は表面に吸着した水分量の影響を受けることが知られている<sup>[2]</sup>。このため本研究では太陽電池クーポンの水分吸着量を考慮に入れて放電頻度を評価するために、四重極質量分析計(ULVAC社製)を用いて吸着水分量の測定を実施した<sup>[3]</sup>。

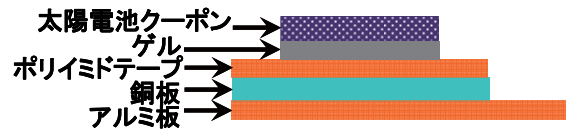


図4 太陽電池クーポンの試料台への設置状況

### 2-3 試験回路および測定システム

図5に本論で用いた試験回路および測定システムを示す。図5において $C_{\text{ext}}$ は宇宙機太陽電池パドルのカバーガラスの静電容量を、 $V_{\text{bias}}$ は宇宙機構造体電位を、それぞれ模擬している。放電発生時に太陽電池を通じて流れる電流をCP1で、太陽電池クーポングラウンドを通じて流れる電流をCP2で、チャンバーから太陽電池クーポンへ流れるブローオフ電流をCP3で、電流プローブ(HIOKI社製)を用いて測定している。放電発生時の電圧・電流波形を、高電圧プローブ(Agilent社製)を用いて測定した太陽電池クーポンの電位変化をトリガとして、WAVESURFER(Lecroy社製)で測定し、これと同時にIRカメラを用いて撮影した放電発光画像を記録することによって、放電波形と放電発生箇所のマッチングを実現している。

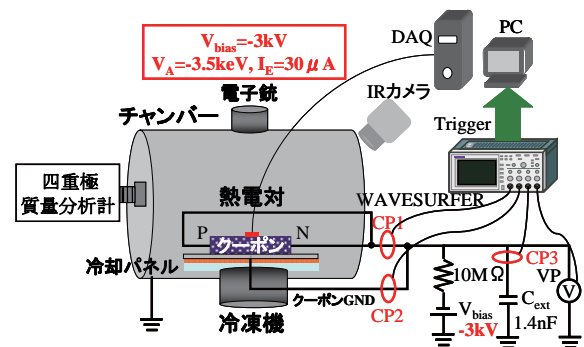


図5 試験回路および測定システム



## 2-4 試験方法

試験手順のフローチャートを図6に示す。試験チャンパーに入れる前の太陽電池クーポンの水分吸着状況を同等にするために、熱電対を貼り付けた太陽電池クーポンを容器に入れ、冷凍庫に90分間保管する。その後、太陽電池クーポンを取り出し、図7に示すように試験チャンパー内に設置する。ターボ分子ポンプでの排気開始から、17時間後に大気にさらしていた太陽電池クーポンのイレギュラーな放電を取り除くために、コンディショニングとして20発放電を発生させる太陽電池クーポンに電流を流して45分間ベーキングを行う。ベーキング時の四重極質量分析計による水の信号強度変化を用いて、吸着水分量を測定する。この際のベーキング時間と温度変化を図8に示す。ベーキング終了後、冷凍機を動作させ、太陽電池クーポンを冷却する。冷却時間と温度変化を図9に示す。その後、低温試験を60分間行う。低温試験終了後、冷凍機を停止し、太陽電池クーポンを室温まで自然昇温させ、再度ベーキングを行い、室温試験を60分間行う。上記の低温から室温の放電試験を1サイクルとし、本試験では、合計3サイクルの低温・室温放電試験を実施した。

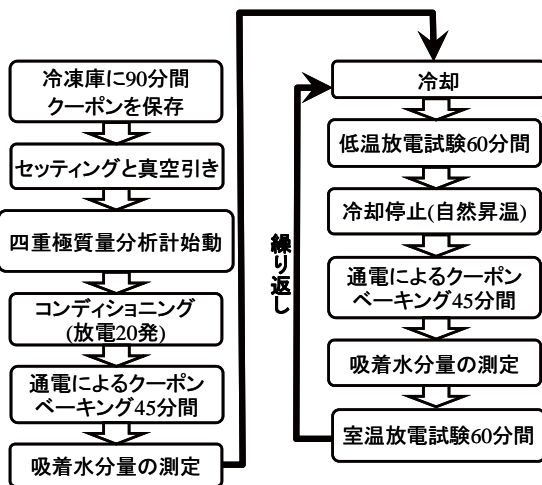


図6 試験手順のフローチャート

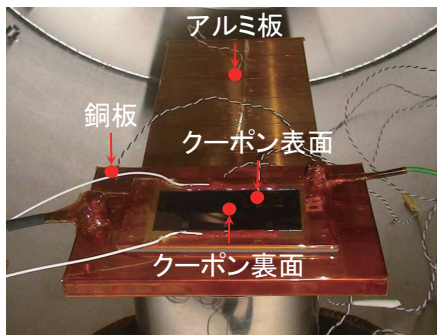


図7 クーポン設置状況と熱電対取り付け箇所

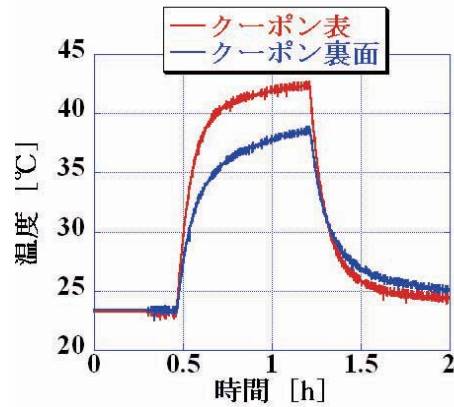


図8 ベーキング時間と温度変化

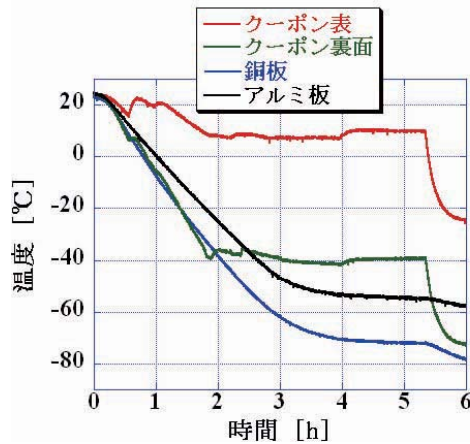


図9 冷却時間と温度変化

## 2-5 試験条件

放電試験では、60分間電子ビームを照射し、その間に発生した放電回数を取得し、室温時・低温時との一次放電発生頻度の比較を行った。室温試験では太陽電池クーポン温度を約24°C、低温試験では太陽電池クーポン温度を約-25°Cにして試験を行っている。試験は室温・低温共に同一条件とし、バイアス電圧-3.0kV、電子ビームの加速電圧-3.5keV、エミッション電流30μA、太陽電池クーポンのカバーガラスの静電容量を1.4nFとした。

## 3. 実験結果と考察

図10にクーポンAおよびクーポンBの室温および低温における放電頻度測定結果を示す。また試験中の吸着水分量測定結果も合わせて示す。図10の横軸は、1サイクル目の低温放電試験前に行うベーキング終了後以降の試験経過時間を示している。3サイクルに及ぶ低温および室温放電試験の間、太陽電池クーポンは大気開放されることなく真空チャンパー内に保管されているため、経過時間と共に太陽電池クーポンの水分吸着量は減少している。図10の結果よ

り、放電の発生頻度は、太陽電池クーポンの吸着水分量と共に減少する傾向が認められ、また低温の方が室温より放電の発生頻度が高い傾向が認められた。図 11 に示す、室温および低温の放電発生頻度と吸着水分量の関係からこの傾向を確認することができる。しかし、太陽電池クーポンの冷却時に水分が吸着するため、本論で述べた試験手順シーケンスでは低温における太陽電池クーポンの吸着水分量を正しく評価できていない。事実、低温放電試験終了後の太陽電池クーポンの昇温時に、吸着水分の脱離とみられる信号が測定されており、冷却することによって、吸着水分量が増えることが低温での放電頻度増加につながっていると考えられる。したがって純粋に室温および低温の放電頻度を比較するためには、水分吸着量による放電発生頻度変化の影響を除去する必要がある。

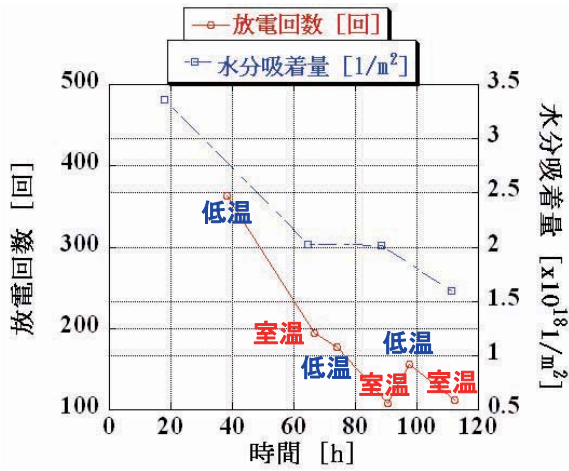
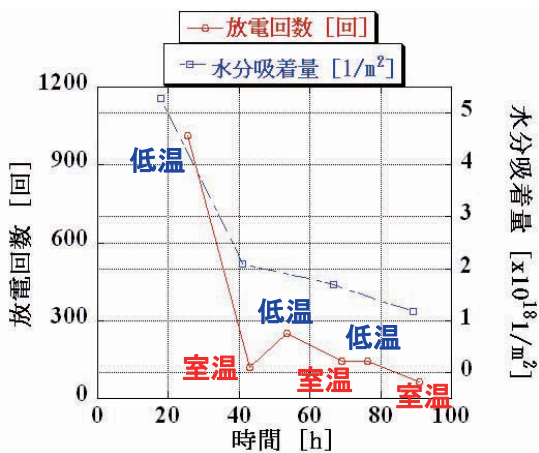


図 10 放電頻度測定と水分吸着量  
(a)クーポン A



(b)クーポン B

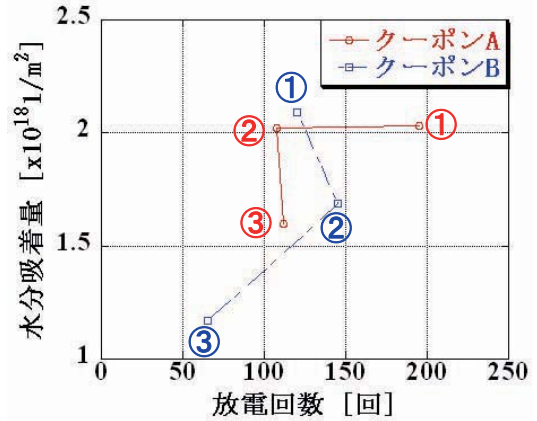
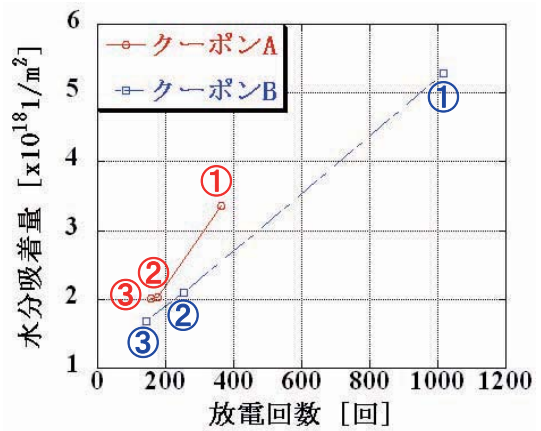


図 11 放電発生頻度と水分吸着量  
(a)室温



(b)低温

次に、低温および室温の放電箇所を図 12 に示す。また、放電箇所および放電発生確率を特定するために、放電箇所を 20 箇所に分けた図を図 13 に示し、放電発生確率のグラフを図 14 に示す。低温では太陽電池クーポン全体で放電が発生する傾向があるのに対し、室温では特定箇所での放電が発生する傾向が認められる。これは冷却によって太陽電池クーポン全体に水分が吸着したため、放電箇所が太陽電池クーポン全体に渡ったと考えられる。

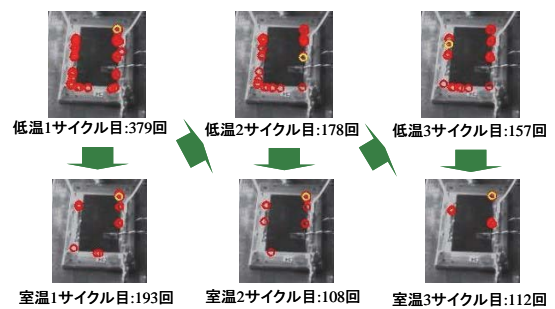


図 12 低温および室温の放電箇所  
(a)クーポン A

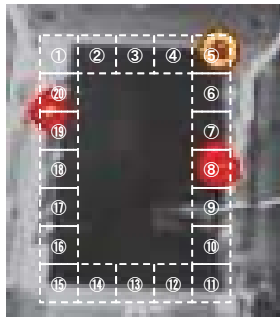
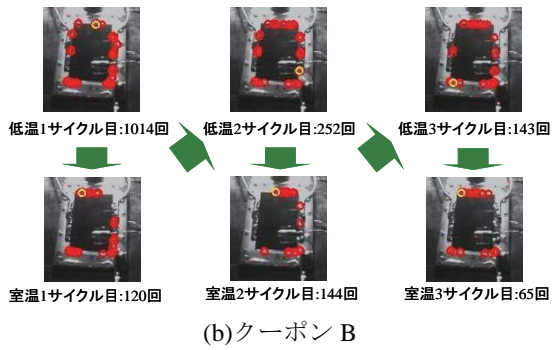


図 13 クーポン A の放電箇所

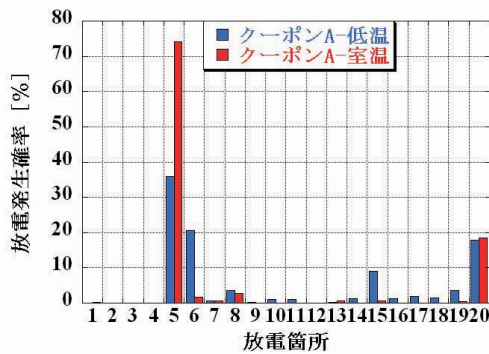


図 14 クーポン A の放電発生箇所と放電発生確率

#### 4. まとめ

室温と低温の放電頻度の比較を目的として、静止軌道環境を模擬した低温・室温サイクル放電実験を行った。その結果、各サイクルおきに比較すると低温時の方が室温時より放電回数が増加することがわかった。そして、水分吸着量の減少と共に放電頻度が減少していることがわかった。また、低温時と室温時の放電箇所を比較すると、低温時には太陽電池クーポン全体で放電が発生するのに対し、室温時には特定の箇所放電が発生することがわかった。これは、太陽電池クーポン冷却による水分吸着やその他のコンタミネーションが放電頻度と放電箇所に影響していると考えられる。

今後は低温時の太陽電池クーポンの水分吸着量を測定し、放電頻度との関係を明らかにすることで、室温における放電頻度との差をより明確にする。ま

た、低温および室温の放電閾値明らかにしていく。

#### 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：宇宙環境と宇宙機の帯電電位 Vol.51、No.591 pp.109～117, April 2003
- [2];Boris Vayner Ohio Aerospace Institute, Cleveland, Ohio 44142 and Joel Galofaro and Dale Ferguson NASA John H. Glenn Research Center at Lewis Field, Cleveland, Ohio 44135; “Interactions of High-Voltage Solar Arrays with Their Plasma Environment:Ground Tests”,JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS Vol. 41, No. 6, November-December 2004
- [3]二ノ宮隼一郎、豊田和弘、趙孟佑；宇宙用太陽電池アレイ上での表面水分吸着量と放電発生との関係 第 52 回宇宙科学技術連合講演会,pp681-pp682

# プロトン照射絶縁材料における電荷蓄積特性

沼田誠也\*, 丸田真吾, 三宅弘晃, 田中康寛, 高田達雄 (武蔵工業大学)

Charge Accumulation Characteristics in Proton Beam Irradiated Polymers

Seiya Numata, Shingo Maruta, Hiroaki Miyake, Yasuhiro Tanaka, Tatsuo Takada (Musashi Institute of Technology)

## ABSTRACT

The purpose of our research work is to develop a compact bulk charge measurement system and to measure the charge distribution under proton-beam irradiated dielectric materials used for spacecraft. Spacecrafts sometimes have a serious damage due to the electrostatic discharge accident. It is said that the charge accumulation in dielectric materials irradiated by high energy particles in space environment causes the discharge accident. However, there remain many unknown factor about a charge accumulation in dielectric materials by irradiation of charged particle. Therefore, we need to measure the charge distribution in the bulk of dielectric materials. We have had many experiences to measure the charge distribution in dielectric materials under electron-beam irradiation. However, there are few measurement results of the proton-beam irradiated samples and we have to carry out a proton-beam irradiation in specially arranged equipment for proton beam irradiation. Therefore, we have been developing a compact bulk charge measurement apparatus for applying to several measurement environments in various irradiation chamber.

**Key words:** Spacecraft, Dielectric material, Proton-beam, Charge distribution, PEA method, PI

## 1. はじめに

人工衛星などの宇宙機は宇宙空間の激しい温度変動から搭載機器を守るために、熱制御材である積層された絶縁材料 (MLI: Multi Layer Insulator) で覆われているが、電子や陽子などの高エネルギー荷電粒子線に曝され、絶縁材料内部に荷電粒子が侵入し、帯電する。すると、絶縁材料内の電荷蓄積によって、絶縁材料と宇宙機とに電位差が生じ、絶縁材料表面に静電放電を引き起こす。放電は絶縁材料の劣化や、放電による電磁波ノイズの影響により宇宙機内部の電子機器の故障・誤作動を引き起こし、最悪の場合宇宙機の事故につながるという報告がなされている<sup>(1)</sup>。そのため、宇宙機の設計には絶縁フィルム等の電気的特性が重要な要因となるが、現在検討されている宇宙機設計のガイドラインでは高エネルギー荷電粒子が照射された絶縁フィルムの電気的特性はあまり考慮されていない。

そこで本研究では、宇宙機の絶縁材料で生じる内部帯電の蓄積メカニズムを解明するために、パルス静電応力法 (Pulsed Electro-acoustic Method: PEA) 法を用いた内部帯電計測装置を開発した。

現在、電子線照射下における内部帯電計測は国内外で行われているが<sup>(2,3)</sup>、プロトンが照射された絶縁材料中の電荷分布計測はほとんど行われていない。そこで本研究では、電子線以外の荷電粒子 (プロトン) 照射下における内部帯電計測を目的としている。また、実際の宇宙機に内部帯電計測装置を搭載し、実宇宙環境において絶縁フィルム中の電荷蓄積挙動を観測することを最終的な目標とし、宇宙機用絶縁材料の電気的特性評価方法を提案する予定である。

## 2. パルス静電応力法 (PEA 法) の原理

図 1 にパルス静電応力法の原理図を示す。電極で挟んだ試料にパルス電界を印加することにより、空間電荷の存在する各位置で電荷密度に比例した静電応力が瞬間的に発生し、試料に蓄積している電荷が微小変位する。これにより、圧力波が発生する。圧力波は下部電極を伝搬してセンサー (圧電素子) に到達し、電気信号に変換される。この際、圧電素子に届く圧力波は試料内の位置 (深さ方向) によって到達する時間が異なるために、空間電荷の分布は出力信号の時間変化として測定されることになり、空間電荷の蓄積している位置が分かる。また、発生する圧力波の振幅は電荷密度に比例するため、圧電素子から発生する電気信号は試料内の電荷密度に比例している。圧電素子から出力される電圧信号はアンプで増幅され、オシロスコープにより AD 変換された後コンピュータに取り込み、信号処理を施すことによって空間電荷分布を得ることができる。

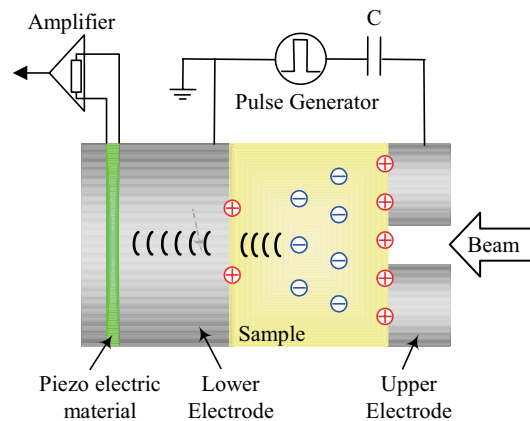


図 1 PEA 法測定原理

### 3. 計測システム

#### < 小型 PEA 装置 >

あらゆる測定環境に対応できる小型 PEA 装置製作した。図 2,3 に PEA 装置の概略図および写真をそれぞれ示す。本装置は荷電粒子を試料に照射するために照射窓を設けており、それによって照射下での空間電荷分布計測を可能としている。また、小型化を目指して市販の増幅器の基盤のみを取り出して使用することで、装置のサイズは縦 68mm、横 48mm、高さ 24mm まで小型化することに成功し、比較的小さなチャンバーにも対応できるようになっている。圧力波を電気信号に変換するための圧電素子は厚さ 9 $\mu\text{m}$  のポリフッ化ビニリデン (Poly Vinylidene Fluoride: PVDF) を使用しており、装置の位置分解能は試料によって若干異なるがおおむね 10 $\mu\text{m}$  を得ている。つまり、100 $\mu\text{m}$  程度の試料は位置分解能約 10% で測定が可能である。

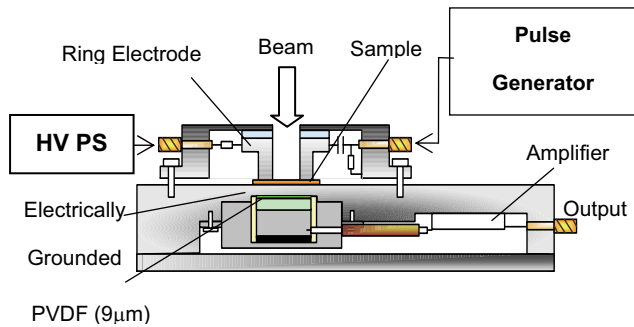


図 2 PEA 装置概略図

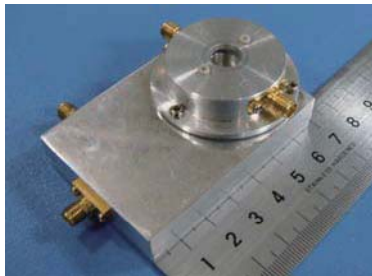


図 3 小型 PEA 装置写真

### 4. 測定試料および実験条件

測定試料として厚さ 125 $\mu\text{m}$  のポリイミドフィルム (宇部興産社製: Upilex®) および PMMA (Goodfellow 社製) を用いた。ポリイミドフィルムは実際の宇宙機の MLI として用いられており、PMMA においては比較的電荷がたまりやすいことから、電荷の挙動を確認するために用いた。プロトン照射実験はチャンバー内の真空度を約  $10^{-3}\text{Pa}$  とし、測定試料に照射エネルギー 1.5MeV、電流 27-270nA (電流密度: 3-30nA/cm<sup>2</sup>) のプロトンビームを照射し、照射中における絶縁材料内の空間電荷分布を測定した。各測定における実験条件を表 1 に示す。測定時間は照射中 30 (60) 分、照射後 10 分であり、測定は 30 秒間隔で行った。なお、プ

ロトンビーム照射実験は日本原子力研究開発機構の高崎量子応用研究所のタンデム加速器 'TIARA' を用いて行った。

表 1 実験条件

	測定試料	電流[nA] (電流密度[nA/cm <sup>2</sup> ])
実験1	PI (Upilex®)	270 (30)
実験2		27 (3)
実験3	PMMA	270 (30)
実験4		27 (3)

### 5. 実験結果および考察

#### < PI におけるリアルタイム帯電計測 >

図 4,5 にポリイミドにおける照射中の電荷分布 (照射開始直後・終了直前および最大蓄積量)、蓄積総電荷量の経時変化を示す。なお、蓄積総電荷量は電荷分布の測定結果より、蓄積した正電荷部分の分布を積分することによって算出した。

実験 1 より、プロトンビームの照射によって試料内部のある位置まで正電荷が蓄積していることがわかる。分布の様子に関しては、照射開始直後にピークを持った波形となっているが、照射終了直前では比較的一様に分布している。また、これら正電荷の蓄積は照射電極側にのみ見られ、対向電極側に正電荷を確認することはできない。これはプロトンが試料内のある位置まで侵入し、それ以上は深く侵入していないことを示している。そこで、プロトンビームが試料内をどの程度侵入したかを表す '侵入深さ' について検討する。まず、荷電粒子の侵入深さを 'SRIM' と呼ばれる数値シミュレーションにより算出した<sup>(4)</sup>。その結果、プロトンビームの加速エネルギー 1.5MeV における PI での侵入深さは 37 $\mu\text{m}$  となる。測定結果から得られる正電荷の侵入深さは、正電荷蓄積分布の先端部分で読みとると試料界面からおおよそ 48 $\mu\text{m}$  であるが、分布のピーク値から読みとると 34 $\mu\text{m}$  であり、シミュレーションにより得られた 37 $\mu\text{m}$  と近い値となっている。次に、正電荷の蓄積挙動について注目すると、プロトンビーム照射開始直後に蓄積量は最大となるが、その後はプロトンビームを照射しているにもかかわらず、蓄積量は減少に転じている。この原因の一つとして考えられるのは、プロトンビームによって試料の温度が上昇することである。プロトンビームを照射した物質の温度は、条件によっては 100 $^{\circ}\text{C}$  を超える場合があるといわれている。つまり、プロトン照射による温度上昇のために試料の導電率が増加し、一旦蓄積した電荷が試料外へ放出されているのではないかと考えられる。また、電子線を照射した場合のポリイミドフィルムの蓄積挙動においても、電子

は一旦試料内に蓄積するが、その後減少する傾向が確認されている。これより、この挙動の理由はポリイミド自体の特性ということも考えられる。これに関しては今後更に検討する。なお、照射後においては照射終了直後に素早く電荷が放出し、それ以降は電荷がほとんど存在しない。

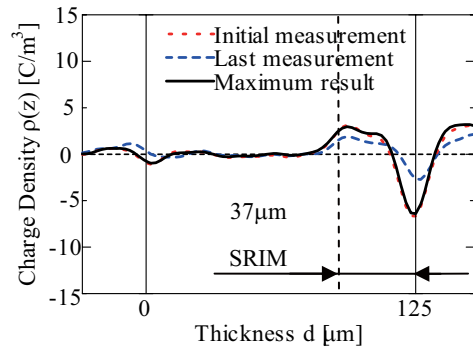
次に電流を低くした実験 2 では実験 1 と同様に照射開始直後から正電荷が蓄積するが、試料界面付近と試料内部のある位置とにピークが確認でき、2ヶ所に正電荷が蓄積している。照射開始直後では、2ヶ所のピークを持った波形となっているが、照射終了直前では試料内部側のピークが減衰していることがわかる。蓄積量において電流が高い場合と比較すると、ほぼ同量の電荷が内部に蓄積している。これより、ポリイミドフィルムにおいて低電流照射と高電流照射では電荷の蓄積量は同様になると考えられる。次に、侵入深さにおいては、試料内部側のピーク値付近から読みとると 37 $\mu\text{m}$  であり、シミュレーション値と一致している。また、蓄積挙動に関しては高電流の場合と同様に照射開始直後に蓄積量が最大となり、その後は照射中にもかかわらず減少に転じ、照射終了直前では実験 1 とほぼ同じ蓄積量となる。この原因としては上述したことが考えられる。これらの原因については今後検討する予定である。

<PMMA におけるリアルタイム帯電計測>

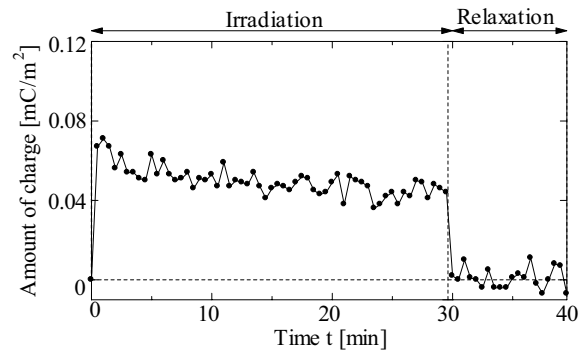
図 6,7 に PMMA における照射中の電荷分布（照射開始直後・終了直前および最大蓄積量）、蓄積総電荷量の経時変化を示す。

実験 3 より、プロトン照射直後から PMMA 内に正電荷が蓄積し、実験 4,5 に示すポリイミド内の蓄積量よりも大きいことがわかる。また、SRIM から得られるシミュレーション値において、加速エネルギー 1.5MeV における PMMA での侵入深さは 43 $\mu\text{m}$  となり、蓄積のピーク位置付近がシミュレーション値と一致している。なお、対向電極側には正電荷の蓄積はみられない。次に、正電荷の蓄積挙動について注目すると、蓄積は照射時間にもなっている時間まで増加するが、およそ 2 分で飽和に達し飽和状態は継続する。しかし、その後蓄積量は大きく減少し、その挙動は照射終了まで持続した。この実験が終了した際、プロトンを照射した試料を確認すると、照射された範囲のみアルミニウム蒸着がとけていた。このことがプロトンを照射しているのにも関わらず、蓄積が減衰する原因であると考えられる。なお、蒸着がとけたことによって蓄積量が減少した理由は以下の 2 点が挙げられる。まず一つはパルス電圧が均一に印加していないことが考えられる。もう一つはプロトン照射によって試料が絶縁破壊したことが考えられる。これについては今後更に検討する。

実験 4 では低電流のプロトンを PMMA に照射した。これより、実験 3 と同様に照射開始直後から正電荷が蓄積する

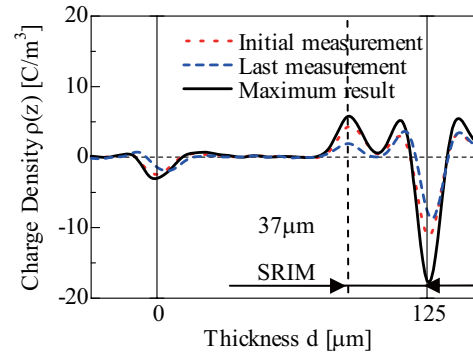


(a) 空間電荷分布

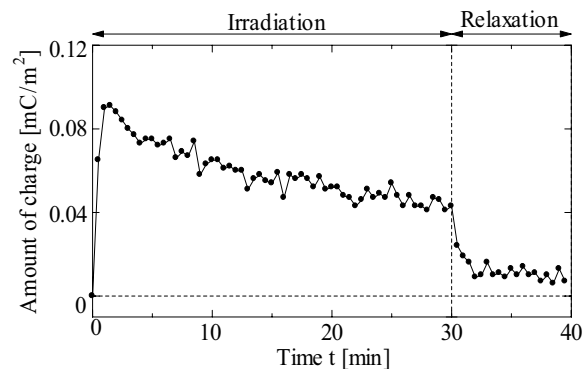


(b) 蓄積総電荷量の経時変化

図 4 実験結果 (実験 1)



(a) 空間電荷分布



(b) 蓄積総電荷量の経時変化

図 5 実験結果 (実験 2)

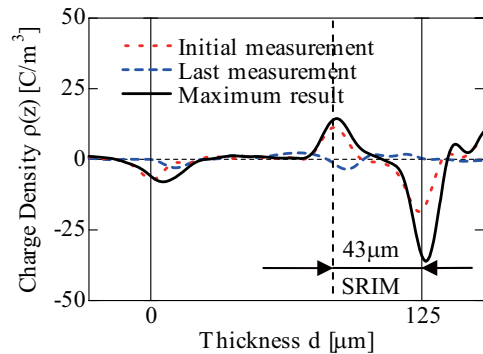
ことがわかる。また、蓄積位置に関してはピーク付近がシミュレーション値と一致する。しかし、電流が高い場合と比較すると、明らかに多くの電荷が内部に蓄積している。また、蓄積挙動は高電流とは異なりある程度徐々に蓄積し、その後高電流の場合と同様にそれ以上は増加せず、いったん減少するがある一定値で飽和する。この実験終了時においては実験3のように試料の蒸着がとけるとい現象は起きなかった。しかし、蓄積電荷が減少するという現象が起きているため、ポリイミドフィルムの場合と同様に、目では確認できないダメージがプロトンの照射によって与えられていると考えられる。

### 6. まとめ

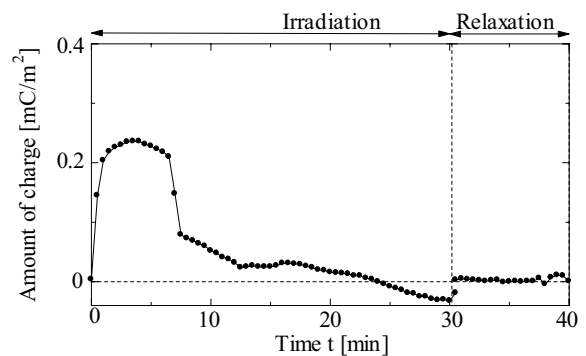
2種類の絶縁フィルムを用いてプロトン照射実験を行い、各試料に電流値の異なるプロトンを照射した際の電荷分布および蓄積挙動について検討を行った。その結果、ポリイミドにおいては低電流照射では高電流の場合にはみられなかった2ヶ所の蓄積が確認できた。また、蓄積挙動に関しては両測定条件において、照射中でも正電荷の蓄積量は減少傾向となることがわかった。PMMAにおいては高電流の場合では照射された範囲のみアルミニウム蒸着がとけてしまったが、試料内のある位置に正電荷が蓄積されることがわかった。また、蓄積挙動に関しては低電流照射下では比較的緩やかに蓄積し、いったん減少するがある一定値で飽和することがわかった。これらより、今回測定に使用した2種類の試料において、侵入深さはSRIMから得られるシミュレーション値とほぼ一致し、プロトンを照射しているにもかかわらず蓄積電荷は減少するということが共通して言えることがわかった。また、低電流照射では高電流照射の場合と比べて、蓄積量が大きくなることを確認できた。よって、プロトンの照射によって試料にダメージが与えられ、電流値が大きいほど与えるダメージも大きいと考えられる。

#### 文献

- (1) C. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder and P. C. Anderson, "The Impact of the Space Environment on Space Systems", Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, Air Force Research Laboratory, pp.7-11, 1998.
- (2) V. Griseri, C. Perrin, K. Fukunaga, T. Maeno, D. Payan, L. Levy and C. Laurent, "Analysis of Electron Behavior in Polymeric Films During Electronic Irradiation", 2005 Annual Report CEIDP, pp 645-648, 2005
- (3) M. Honjoh, S. Maruta, Y. Tanaka, T. Takada and R. Watanabe, "Measurement of Charge Accumulation in Electron Beam irradiation Dielectric Materials for Spacecraft," Proceedings of the 10th Space Craft Charging Technology Conference, Biarritz-France, pp.18-21, 2007.
- (4) J. F. Ziegler, J. P. Biersack and U. Littmark, "The Stopping and Range of Ions in Solids", Pergamon Press, New York, 1985.

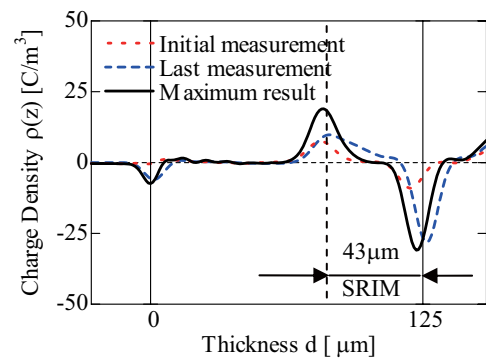


(a) 空間電荷分布

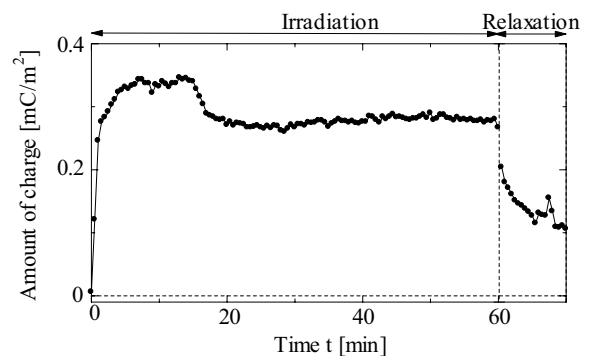


(b) 蓄積総電荷量の経時変化

図6 実験結果 (実験3)



(a) 空間電荷分布



(b) 蓄積総電荷量の経時変化

図7 実験結果 (実験4)

# 紫外線または電子線が照射された衛星用絶縁材料の表面および体積抵抗率の測定

小宮山 丈行, 山納 康, 小林 信一(埼玉大学)

馬場 勸(AES), 宮崎 英治, 仁田 工美(JAXA)

Measurement of surface and volume resistivity of UV-irradiated or EB-irradiated insulator materials for satellites

Takeyuki Komiyama, asushi amano, Shinichi Kobayashi (Saitama University),  
Susumu Baba(AES), Ei i Miyazaki, Kumi Nitta (JAXA)

This paper investigates surface and volume resistivity of UV-irradiated or EB-irradiated insulator materials used for the artificial satellites. Measurements were carried out under vacuum conditions. The measured materials are a glass which is used for the cover glass of solar panel and a polyimide film which is used for the thermal control material on the satellite. It was confirmed that the surface resistivity and volume resistivity had no difference regardless of UV or EB irradiation. But the chemical surface state of UV-irradiated polyimide film was changed according to irradiance level. The change in surface state of UV-irradiated polyimide film was bigger than EB-irradiated one.

キーワード：絶縁材料, 表面抵抗率, 体積抵抗率  
e s : Insulator material, Surface resistivity, Volume resistivity

## はじめに

熱制御材料のポリイミドフィルムや太陽電池パネルのカバーガラスなど、宇宙機の設計に必要な絶縁材料の選定には、機械的特性、熱光学特性、そして電気的特性などの物性値が必要である。また、宇宙環境下では真空であると共に、厳しい放射線環境にあり、電子線などの放射線によって絶縁材料の分子鎖が架橋、切断などを起こし、電気的特性が変化することが考えられる。そこで宇宙機の運用期間の長期化を図るためにも、衛星用絶縁材料の電気的な劣化に関するデータが必要になってくるが、まだ十分にデータがあるとはいえない。

本研究では、太陽電池パネルのカバーガラスやポリイミドフィルムの紫外線照射試料、電子線照射試料の表面および体積抵抗率を真空中で測定し、紫外線照射、電子線照射が与える影響を調査した。

## 測定試料

測定試料は、ポリイミドフィルム、反射防止膜付ガラスの2種類の衛星用絶縁材料を用い、それぞれ未照射試料、紫外線照射(UV照射)試料、電子線照射(EB照射)試料を用意した。ポリイミドフィルム(PI)、反射防止膜付ガラス(Glass A)の特徴を表1に示す。紫外線の照射条件は、波長閾が200nm~400nm、照射率が10ESD day(ESD: Equivalent Solar Day, 1ESD=8.7×10<sup>2</sup>mJ/cm<sup>2</sup>)で、照射量は80ESD, 240ESD, 400ESDの3種類である。なお、照射源はキセノンランプを用いている。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、照射量は300kGy, 900kGy, 1500kGyの3種類である。なお、照射量はCTAフィルム線量計で計測した値を基準としている。試料は大気中で保管され、UV照射、EB照射後か

表1 各絶縁体の厚さおよび用途

名称	用途	厚さ[μm]
PI	熱制御材料	25
Glass A	太陽電池パネルのカバーガラス	111

ら測定が行われるまで1年以上経過している。

## 3. 実験方法・装置

実験で使用した大気圧から10<sup>-3</sup>Pa程度の真空環境下で表面抵抗・体積抵抗測定試験を行える抵抗率測定容器の概略図を図1に示す。

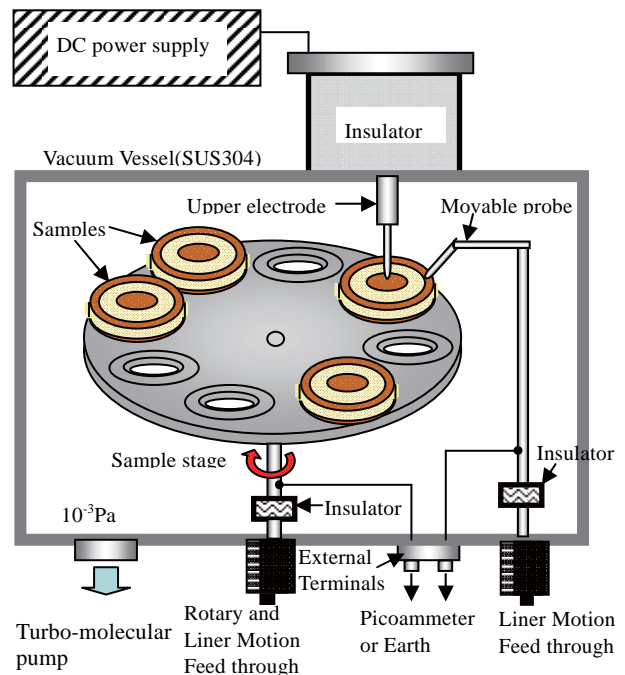


図1 抵抗率測定容器の概略図



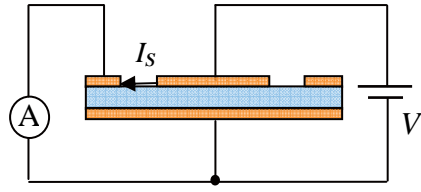


図2 表面抵抗測定用回路

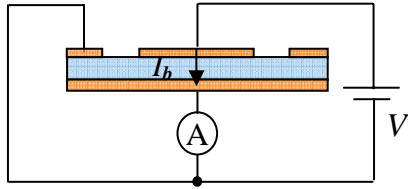


図3 体積抵抗測定用回路

また、抵抗率測定容器内に作成した表面抵抗・体積抵抗の測定回路を図2、図3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  $I_b$  を測定し、表面抵抗率・体積抵抗率を算出した。

表面抵抗率  $\sigma$  [ $\Omega$ ] 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<sup>(1)</sup>。

$$\text{表面抵抗率 } \sigma = \frac{P V}{g I_s} \text{ [}\Omega\text{]} \cdots (1)$$

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  $\rho$  [ $\Omega \text{m}$ ] 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<sup>(1)</sup>。

$$\text{体積抵抗率 } \rho = \frac{A V}{t I_b} \text{ [}\Omega \text{m]} \cdots (4)$$

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(5)式で表される。

$$\text{有効面積 } A = \pi \times \left( \frac{R_1 + R_2}{2} \right)^2 = 1.54 \times 10^{-4} \text{ m}^2 \cdots (5)$$

本実験では各試料に対して、抵抗率測定用に金蒸着または銀ペーストを用いて電極を形成した。

### 結果および考察

図4にPIのUV照射試料、図5にPIのEB照射試料の真空中における体積抵抗率測定時の電流電圧特性を示す。印加電圧の増加とともに、内部電流が増加する傾向が見られた。表2にPIのUV照射試料、表3にPIのEB

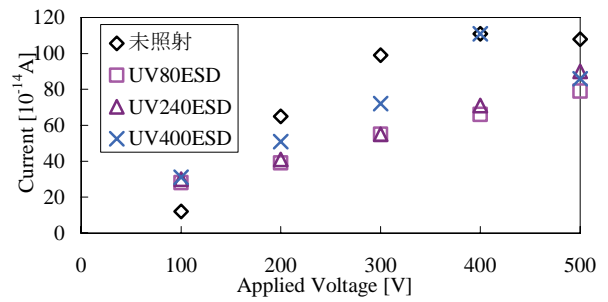


図4 UV照射されたPIの内部電流と印加電圧の関係

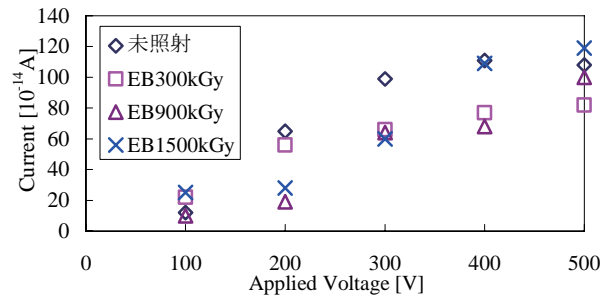


図5 EB照射されたPIの内部電流と印加電圧の関係

表2 UV照射されたPIの表面および体積抵抗率

測定試料	表面抵抗率 [ $\Omega$ ]	体積抵抗率 [ $\Omega \text{m}$ ]
PI (未照射)	$7 \times 10^{17}$	$2 \times 10^{15}$
PI (80ESD)	$4 \times 10^{17}$	$3 \times 10^{15}$
PI (240ESD)	$3 \times 10^{17}$	$3 \times 10^{15}$
PI (400ESD)	$4 \times 10^{17}$	$3 \times 10^{15}$

表3 EB照射されたPIの表面および体積抵抗率

測定試料	表面抵抗率 [ $\Omega$ ]	体積抵抗率 [ $\Omega \text{m}$ ]
PI (未照射)	$7 \times 10^{17}$	$2 \times 10^{15}$
PI (300kGy)	$4 \times 10^{17}$	$3 \times 10^{15}$
PI (900kGy)	$5 \times 10^{17}$	$2 \times 10^{15}$
PI (1500kGy)	$4 \times 10^{17}$	$2 \times 10^{15}$

照射試料の真空中における500V値の表面および体積抵抗率を示す。PIは表面抵抗率、体積抵抗率ともに、今回の照射条件ではUV照射、EB照射されたことによる大きな変化は見られなかった。

図6にGlass AのUV照射試料、図7にGlass AのEB照射試料の真空中における体積抵抗率測定時の電流電圧特性を示す。印加電圧の増加とともに、内部電流が増加し、オーミックな導電性を示した。表4にGlass AのUV照射試料、表5にGlass AのEB照射試料の真空中における300V値の表面および体積抵抗率を示す。Glass Aも表面抵抗率、体積抵抗率ともに、今回の照射条件ではUV照射、EB照射されたことによる変化はほとんど見られなかった。

試料の中には放射線照射によって化学反応を起こし、恒久的変化が起こるものがある。特に有機絶縁材料においては、分子鎖が切断、架橋などを起こし、電気的特性

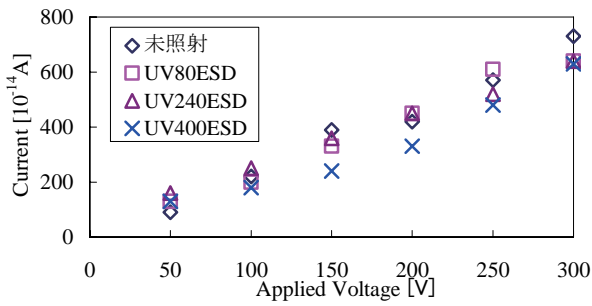


図 6 UV 照射された Glass A の内部電流と印加電圧の関係

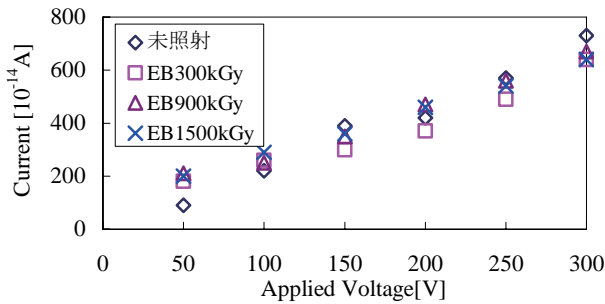


図 7 EB 照射された Glass A の内部電流と印加電圧の関係

表 4 UV 照射された Glass A の表面および体積抵抗率

測定試料	表面抵抗率[Ω]	体積抵抗率[Ωm]
Glass A (未照射)	$2 \times 10^{17}$	$4 \times 10^{13}$
Glass A (80ESD)	$2 \times 10^{17}$	$5 \times 10^{13}$
Glass A (240ESD)	$2 \times 10^{17}$	$5 \times 10^{13}$
Glass A (400ESD)	$2 \times 10^{17}$	$5 \times 10^{13}$

表 5 EB 照射された Glass A の表面および体積抵抗率

測定試料	表面抵抗率[Ω]	体積抵抗率[Ωm]
Glass A (未照射)	$2 \times 10^{17}$	$4 \times 10^{13}$
Glass A (300kGy)	$2 \times 10^{17}$	$5 \times 10^{13}$
Glass A (900kGy)	$3 \times 10^{17}$	$5 \times 10^{13}$
Glass A (1500kGy)	$4 \times 10^{17}$	$5 \times 10^{13}$

が変化することがある。今回の測定では、表面及び体積抵抗率に対し、紫外線照射や電子線照射による影響はみられなかった。ポリイミドは耐放射線性が高いことを考慮すれば、照射による影響は少なかったと考えられる。しかし、試料が電子線照射後に大気曝露されると、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したりする場合もあることが報告されている<sup>(2)</sup>。そこで、抵抗率測定に用いた試料と同じ条件で照射、保管されたポリイミド試料について XPS 分析を行い、表面状態を調べた。

図 8 にポリイミドの化学構造を示す。ここで各部分の元素にふられている番号は、以下で述べるピークフィットの結果に用いられている番号である。図 9 に UV 照射された PI の元素組成比を示す。未照射試料と比較すると、C の比率が上昇、O の比率が低下、N の比率は変わらない結果となった。N の比率が変わっていないことから、C

の比率が上昇したのは表面汚染による影響ではなく、表面の化学構造の変化が原因であると考えられる。図 10 に同試料の  $C_{1s}$  のピークフィットの結果を示す。未照射試料に比べ、ベンゼン環の存在を示す C(Shake Up) ピークの比率が低下し、C(1, CHx) の比率が上昇する結果となった。ベンゼン環が減少したことから、CHx もしくは C-C 結合が増加している可能性が考えられる。図 11 に同試料の  $N_{1s}$  のピークフィットの結果を示す。未照射試料に比べ、N(C-N, C=N) の比率が上昇した。ポリイミドの構造中の N は、一つの化学状態しか存在しないため、UV 照射によって PI 中の N の結合が変化したと考えられる。以上から PI に UV 照射を施すと、表面の化学状態に変化が起きる可能性が高いことが判明した。しかし、今回の UV 照射による化学状態の変化は表面及び体積抵抗率に影響を与えるほどのものではなかったということがいえる。

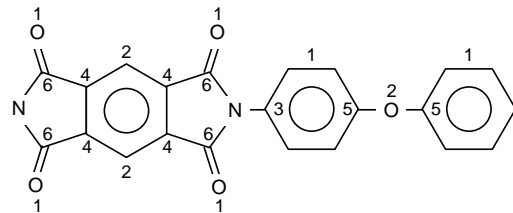


図 8 ポリイミドの化学構造

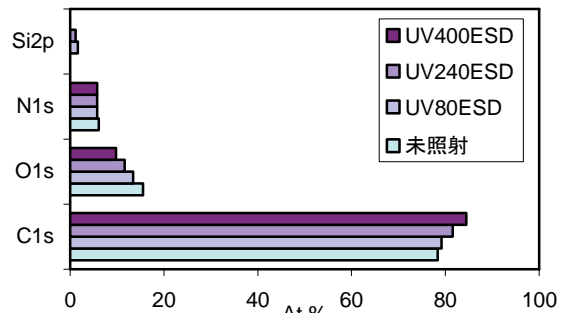


図 9 UV 照射された PI の元素組成比

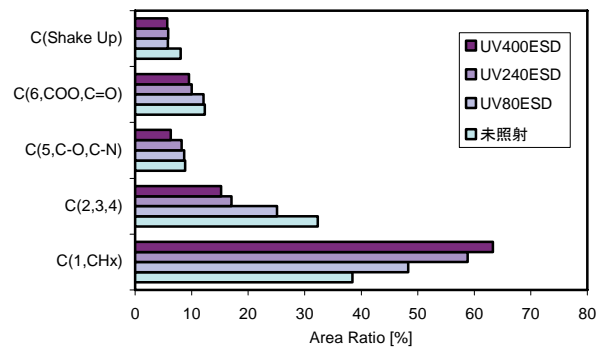


図 10 UV 照射された PI の  $C_{1s}$  のピークフィット結果

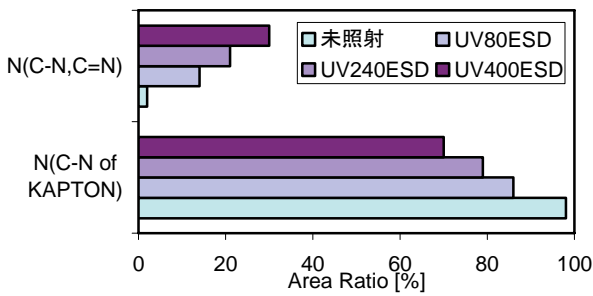


図 11 UV 照射された PI の N<sub>1s</sub> のピークフィット結果

図 12 に EB 照射された PI の元素組成比を示す。照射前後で特に大きな変化はみられなかった。図 13 に同試料の C<sub>1s</sub> のピークフィットの結果を示す。未照射試料と比べると、300kGy 試料はほぼ同じ比率となり、900kGy 試料と 1500kGy 試料は C(1, CHx) の比率が上昇し、C(Shake Up) の比率が低下した。以上から、300kGy 試料は変化が起きておらず、900kGy、1500kGy 試料は化学状態が変化した可能性があるが、表面に汚染物質が堆積し、変化が起きたように見える可能性も考えられる。いずれにせよ、今回の EB 照射による化学状態の変化は、表面及び体積抵抗率に影響を与える程ではなかったと言える。また、今回の照射条件では、紫外線照射の方が電子線照射よりも PI に対して影響を与えたということがわかった。

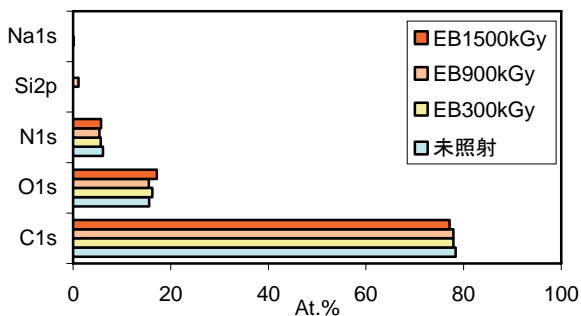


図 12 EB 照射された PI の元素組成比

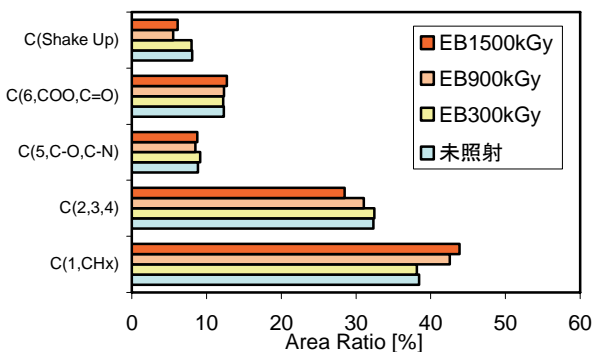


図 13 EB 照射された PI の C<sub>1s</sub> のピークフィット結果

また、比較的短時間に起こる照射後効果として、高分子材料の照射直後の電気的特性の変化がある。特に絶縁特性や導電率は、照射中に生成した電子やイオンなどのキャリアが電界や分子運動により、移動したり、消滅したりすることによって変化する<sup>(3)</sup>。そのため、電子線照射中と照射停止後しばらくの間は、試料の体積抵抗率が一時的に変化することが予想される。今回の測定は、試料の恒久的変化が及ぼす抵抗率への影響を調べたことになるが、今後は一時的変化による抵抗率への影響も調べる必要がある。

## 5. まとめ

本実験においては、ポリイミドフィルム、反射防止膜付ガラスとも、紫外線または電子線照射前後で表面及び体積抵抗率に変化は見られなかった。ポリイミドフィルムは、紫外線照射により表面の化学構造が変化する可能性が高いことがわかった。今回の照射条件では、電子線照射よりも紫外線照射の方がポリイミドフィルムに対して影響を与えたことがわかった。

## 文 献

- (1) 電気学会編：「電気絶縁材料の絶縁抵抗試験方法通則」 pp.1-35, 電気書院(1998)
- (2) 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)
- (3) 電気学会電気規格調査会：「電気絶縁材料の耐放射線性試験方法通則」, pp.53 (1996)

# ポッケルス効果を用いた光学計測法による 表面帯電分布測定

日月 應裕\*, 西巻 竜太, 田中 康寛, 三宅 弘晃, 高田 達雄 (武蔵工業大学)

Measurement of surface discharge by Optical method using Pockels effect

Masahiro Tachimori, Ryuta Nishimaki, Yasuhiro Tanaka, Hiroaki Miyake, Tatsuo Takada  
(Musashi institute of technology)

## 1. はじめに

宇宙機表面に用いられる絶縁材料はプラズマや電子線、プロトンなどの過酷な宇宙環境に曝されると、帯電し、沿面放電が発生する。この沿面放電が発生することによって機器の誤動作や劣化・破壊を引き起こす恐れがある。これを抑制するための帯電防止策を考案には絶縁材料上における沿面放電の解析が必要となる。そこで、本研究では、ポッケルス効果を有するBSO結晶（酸化ケイ素ビスマス）を用いた光学的手法により、沿面放電を観測する手法を開発してきた<sup>(1)</sup>。この手法は、表面電荷によるストリーマ進展の2次元分布を経時的に非破壊・非接触で測定できる利点を有する。そこで、我々は、この手法を利用して、誘電率の違う4種類の絶縁材料上における沿面放電現象の測定を行い、絶縁材料による沿面放電現象の違いを調査したので、以下に報告する。

## 2. ポッケルス効果を用いた表面電位分布測定原理

ポッケルス効果とは、電気光学効果の一種で、誘電体内部の電界に比例して誘電体の誘電率に異方性が生じる現象である。本測定では、ポッケルス効果を示す誘電体として、BSO結晶を使用している。図1はポッケルス素子に電界が生じている際に、誘電率異方性が発生し、偏光位相差が生じる様子を示している。BSO結晶表面に電荷が帯電すると表面電荷によってBSO結晶内部に電界Eが発生し、結晶内部においてx方向とy方向の比誘電率 $\epsilon_{rx}$ ,  $\epsilon_{ry}$ に差が生じる。このとき、結晶に直線偏光を入射すると、結晶内部における入射電界波のx方向およびy方向成分の速度は、それぞれ $c/\sqrt{\epsilon_{rx}}$ ,  $c/\sqrt{\epsilon_{ry}}$ となり、両電界波の間に速度差が生じるため、透過電界波には偏光位相差 $\Delta\theta$ が発生する。この偏光位相差 $\Delta\theta$ と内部電界の結晶の厚さ方向成分Eの関係は次式で表される。

$$\Delta\theta = \frac{2\pi}{\lambda} n_0^3 \gamma_{41} \int_0^d E \, d \quad (1)$$

$n_0$ : 常光線複屈折率,  $\gamma_{41}$ : ポッケルス定数

ここで、表面電荷による電界Eが結晶の厚さ方向に一定であるとみなせる場合、(1)式は(2)式のように表せる。

$$\Delta\theta = \frac{2\pi}{\lambda} n_0^3 \gamma_{41} \int_0^d E \, d = \frac{2\pi}{\lambda} n_0^3 \gamma_{41} V \quad (2)$$

V: 表面電位

一方、図1のような複屈折を示す素子を、透過光軸を互いに直交に配置した偏光子、検光子（直交ニコル系）間に挿入すると、偏光位相差 $\Delta\theta$ に応じて検光子を透過する光強度が変化する。一般に最大光強度 $I_0$ 、透過光強度Iおよび偏光位相差 $\Delta\theta$ の間には次のような関係がある<sup>(3)</sup>。

$$I = I_0 \sin^2 \frac{\Delta\theta}{2} \quad (3)$$

したがって、最大光強度分布 $I_0(x,y)$ 、透過光強度分布 $I(x,y)$ を測定することにより、BSO結晶の表面電位分布 $V(x,y)$ を求めることができる。ただし、本光学系は反射型であり、透過型に比べ、2倍の位相差が発生するため、本質的に発生した位相差 $\Delta\theta'$ は一般に(4)式のようになる。

$$I = I_0 \sin^2 \Delta\theta' \quad (4)$$

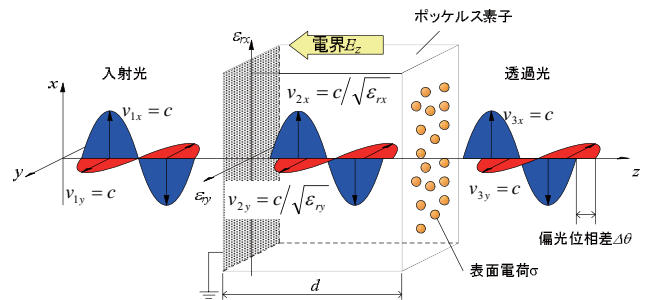


図1 ポッケルス効果により生じる偏光位相差

## 4. 測定条件

沿面放電は印加する電圧の極性によって、その放電形状が大きく異なる特徴を有するため、針電極に図2に示す振幅5kV、周波数20Hzの交流電圧を印加することによって、絶縁材料上における正負両方の沿面放電の測定を行う。測定に用いた絶縁材料は、表1に記す、市販の4種類の絶縁材料フィルムである。

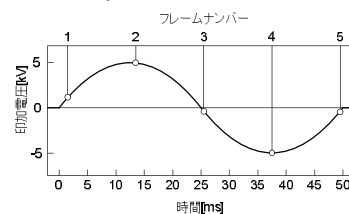


図2 印加電圧波形

表 1 実験供試絶縁体材料フィルム

試料フィルム	比誘電率 $\epsilon_r$	厚さ d
ポリイミド：PI (東レデュボン社製, Kapton®-H)	3.6	25 $\mu\text{m}$
ポリプロピレン：PP (信越フィルム社製, R タイプ)	2.2	22 $\mu\text{m}$
ポリエチレンテレフタレート：PET (帝人デュボンフィルム社製, テトロン®)	3.2	25 $\mu\text{m}$
ポリエチレンナフタレート：PEN (帝人デュボンフィルム社製, テオネックス®)	2.9	25 $\mu\text{m}$

### 5. 測定結果

図3~6に各試料での測定結果を記す。測定結果より、負極性放電ではどの試料においても針電極を中心として同心円状に放電が進展していることがわかる。負極性放電は針電極より電子が放出されることによって進展すると考えられるため、絶縁材料によらず一定の電子が供給されるため、絶縁材料による違いがないと考えられる。一方、正極性放電では各試料において、放射状にストリーマを形成している様子が見られるが、そのストリーマ形状が試料によって違うことが確認できる。ストリーマが形成される過程で、その先端部では電子と正イオンの再結合による発光が起こる。この光エネルギーは絶縁材料表面より光電子を放出させるのに十分なエネルギーとなる<sup>(2)</sup>。そのため、絶縁材料の沿面放電ではストリーマ進展時には、材料からの光電子放出と、それに伴う材料のイオン化が起こっていると考えられる。絶縁材料によるストリーマ形状の違いはこれらによって起こると考えられる。光電子の放出は、電子雪崩の初期電子になりうるため、ストリーマ進展状態に影響を与えると考えられ、正イオンはそれ自身で電界を作るため、正イオンの密度がストリーマの進展方向を左右し、ストリーマが樹枝状に分岐する要因となることがわかっている<sup>(3)</sup>。そのため、絶縁材料表面のイオン化の状態によってストリーマの形状が大きく変わってくると考えられる。

### 5. おわりに

誘電率の異なる4種類の絶縁材料上における交流沿面放電測定を行い、絶縁材料によってストリーマ形状に違いがあることがわかった。その結果より、ストリーマ形状の違いと材料のイオン化の関係を考察した。今後、この関係の調査のためにも、より多くの絶縁材料の沿面放電測定を行っていく必要があると考えられる。

#### 文 献

- (1) Y. Zhu, T. Takada, Y. Inoue and D. Tu: IEEE Trans. Dielectrics and Electrical Insulation, Vol.3, pp.460 (1996)
- (2) 湯本, 堺: 「絶縁材料からの光電子放出と放電進展」, 電学誌, 109 巻, 第 1 号, pp1~8(平成元年)
- (3) 室岡, 小山: 「ナノ秒コンダ沿面放電の研究(I)」, 防衛大学校理工学研究報告, 第 34 巻, 第 1 号, pp85~98(平 8 年 9 月)

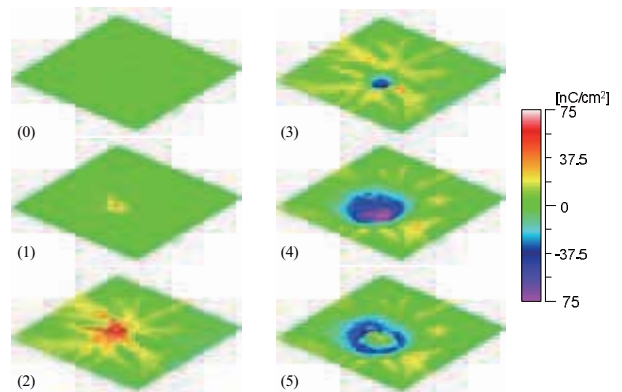


図 3 PI フィルムにおける交流沿面放電

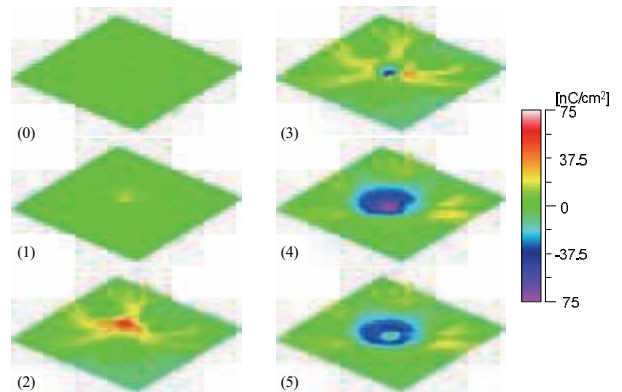


図 4 PP フィルムにおける交流沿面放電

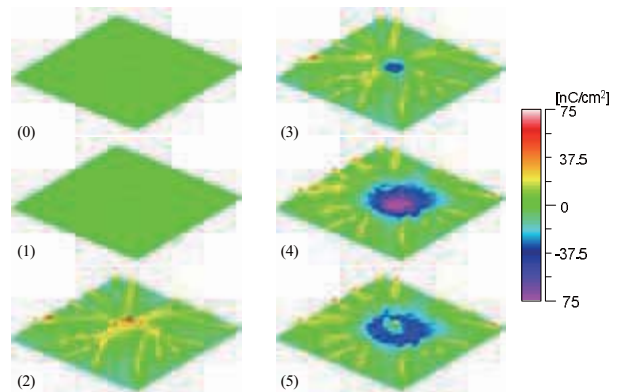


図 5 PET フィルムにおける交流沿面放電

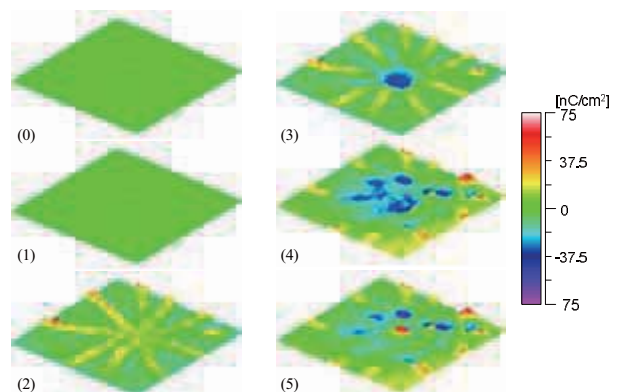


図 6 PEN フィルムにおける交流沿面放電

# 各種絶縁材料の光電子放出電流分布の測定

伊藤 広和 , 生井 諭司 , 山納 康 , 小林 信一 (埼玉大学)  
仁田 工美 (JAXA)

Measurement of distribution of photoemission current for some kinds of Insulators

Hirokazu Ito , Satoshi Namai , Yasushi Yamano , Shinichi Kobayashi (Saitama University) , Kumi Nitta (JAXA)

Various materials such as the thermal control film ,Paint-type coating materials, some kinds of insulators are used for artificial satellites. This report describes results of distributions of the photoemission current for them excited by ultraviolet-light.

The used film samples were two kinds of germanium coating materials. The painting samples were two kinds of white paint materials (inorganic conductive) which are used for the surface of antenna part in artificial satellite. Insulator samples are four materials (PTFE, Alumina, laminate board and soda glass). In addition, two composite samples which are composed of the metal and the insulator are prepared for the measurement of photoemission. The one is an insulator chip pasted on the metal board and the other is a metal chip pasted on an insulator board. The following measurement results were obtained. The photoemission current value of the Au sample around the insulator become smaller than that of metal samples. The distribution of photoemission current of the insulator on the metal influence around the insulator as well as other insulator samples. The photoemission current value of the metal chip on the insulator board is remarkably small as well as that of insulator material.

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

人工衛星は太陽からの電磁波や高エネルギー粒子が入射することによりその表面にある絶縁体で帯電・放電が生じ、材料が劣化したり機器の故障を引き起こしたりしていることが報告されている。帯電・放電の抑制には、宇宙環境下での衛星の電位解析を行って、放電の発生を予測したり、その対策を取る事がとられる。このような電位解析においては様々な材料における光電子放出特性を調べる必要がある。本報告では以前から測定してきた衛星用表面の熱制御材料として用いられる導電性・非導電性フィルム、白色系塗料に加え、様々な絶縁体試料について、紫外線照射時の光電子放出電流値の分布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 台に維持されている。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。

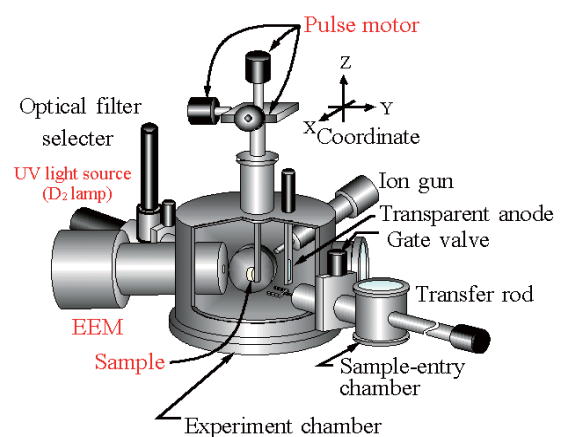


図1 実験装置概略図

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<sup>[1],[2]</sup>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 115 - 400nm の UV 域に連続スペクトルを有している。図3に光源のスペクトル強度を示す。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、MgF<sub>2</sub>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。これらの試料はそれぞれ図4に示すように金が試料表面 6mm 角の部分を除き蒸着されている。金を蒸着したのは、金を参照電極として用いることにより、試料と対物レンズの平行度を調節したり、金の光電子放出量の相対値を利用するためである。これらの試料は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5のように試料中央の 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 150 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直径 0.2mm の円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、金の平均電流値を 1 としたときの相対的な比の値を実験結果として用いる。

さらに、図6に示されるような金属・絶縁体の複合体についても調査した。一つのサンプルは金属上に絶縁体が付着したものとして Al に 3mm 四方をマスキングし、金蒸着を行い、さらにその中心約 0.5mm 四方にカプトンテープに貼り付けたものと、絶縁体上に金属が付着したものとして Cu を基板とし、カプトンを 20mm 四方に貼り付け、さらに、中心に穴を開けた 3mm 角のカプトンテープをマスキングし、金蒸着を行ったものの 2 種類について同様に分布の測定を行った。

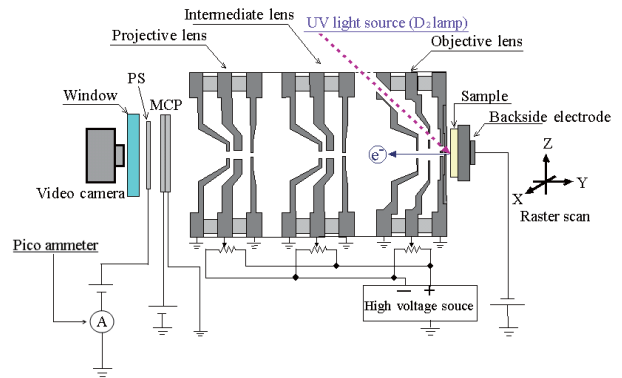


図2 放出型電子顕微鏡概略図

L1835: 真空紫外領域

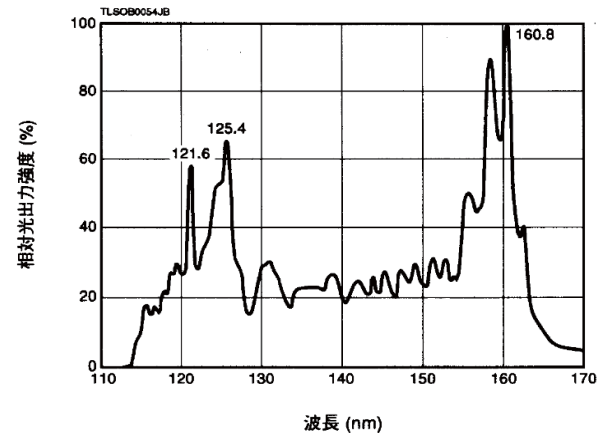


図3 放射スペクトル分布

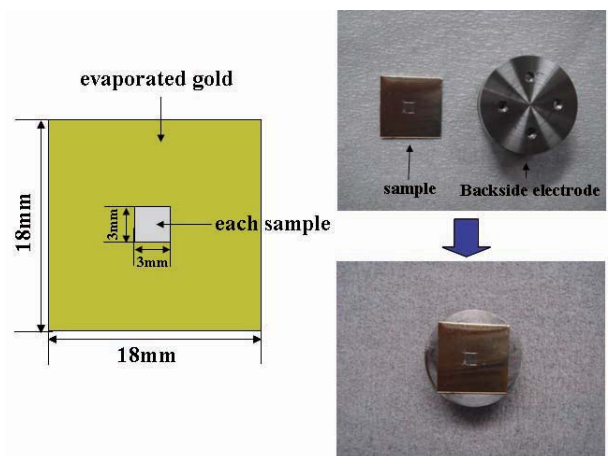


図4 試料の概略図

表 1 実験で使用した試料

名称		導電性	体積抵抗率[Ωm]	特徴
熱制御材 (白色塗料)	White Paint A	導電	$\approx 2 \times 10^6^*$	無機系
	White Paint B		$\approx 10^6^*$	
熱制御フィルム	Film A	導電	0.46(Ge)*	ポリイミドフィルム上にコーティング材を塗布
	Film B			
金属・半導体	シリコン(A)	導電	$2.0 \times 10^{-4}^*$	n型半導体
	シリコン(B)		10	n型半導体
	Al		$2.5 \times 10^{-8}^*$	-
	Cu		$1.6 \times 10^{-8}^*$	
	Fe		$8.7 \times 10^{-8}^*$	
	Ti		$4.2 \times 10^{-8}^*$	
	Ni		$6.6 \times 10^{-8}^*$	
	Ag		$1.5 \times 10^{-8}^*$	
	Au		$2.0 \times 10^{-8}^*$	
絶縁体	Sodaglass	非導電	$\approx 10^{11}$	-
	基盤材料 A		$\approx 5 \times 10^{14}$	フルオロポリマー複合体
	PTFE		$> 4 \times 10^{15}$	フッ素樹脂
	Almina		$\approx 10^{14}$	純度 99.8%

金属便覧および製品カタログ値参照、  
それ以外の材料の抵抗率は実測値<sup>[3],[4]</sup>

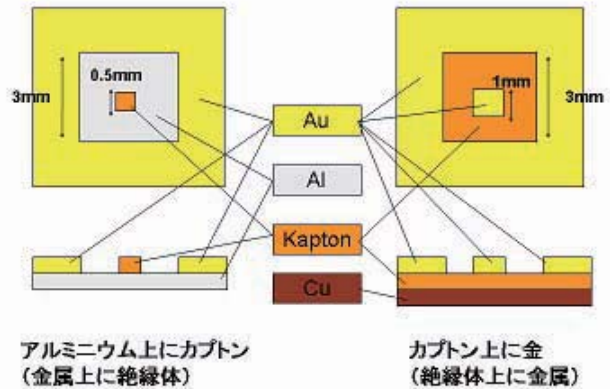


図 6 複合体試料の形状

### 3. 光電子電流分布特性

各試料の光電子電流の分布を表したものが図7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。それぞれの試料は、中央の 3mm 角の部分を除き、表面に金が蒸着されているため、中央の 1.5mm の部分が、それぞれの試料からの光電子放出電流を測定した部分であり、周りの部分は、金からの光電子放出電流を測定した部分となる。また、測定した電流値を金を 1 としての相対的な比の値、標準偏差を試料ごとにまとめたものを表 2 に示す。

図 7 を見ると、どの試料においても、共に同一の材料を測定しているにもかかわらず光電子放出電流値は場所により違いがあるということが確認される。熱制御フィルムにおいては、ポリイミド上にゲルマニウムがコーティングされているため、ほぼ同様の結果が見られた。また、白色塗料においては、金属・半導体や絶縁体試料と比べ、金との相対的な電流値が 0.3 程度と中間的な値を取った。

絶縁体においてはどの試料も電流値が金に比べ著しく低く実際の領域よりも試料の範囲が大きいように測定されているが、これは紫外線照射により絶縁体が帯電し、それにより周囲の電子が偏向を受け図 2 の測定系に電子が入らなかったためと考えられる。

また、絶縁体試料について、当研究室の実験結果<sup>[5]</sup>から紫外線照射時に絶縁体表面での帯電とその緩和が光電子の放出に影響を及ぼすことが報告されているため、光電子電流値も帯電による影響があるのではないかと考えられる。

図 8 に体積抵抗率と各種試料の光電子電流値を両対数グラフにプロットしたものを示す。体積抵抗率と光電子電流値の大小にはある関係が見られる。さらに様々な試料の測定を行うことによって未知の試料の光電子電流値の大小関係を評価する事が可能ではないかと考えられる。

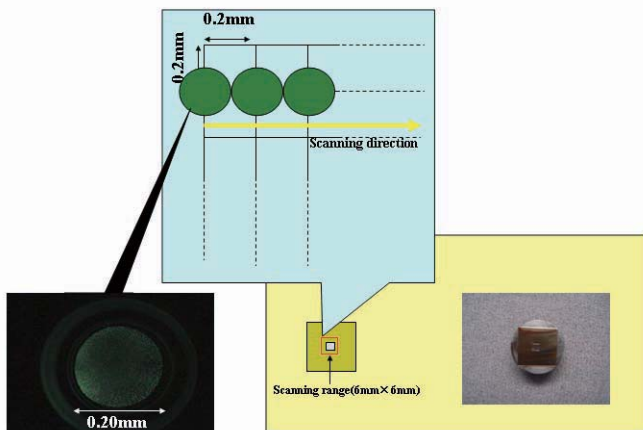


図 5 測定範囲



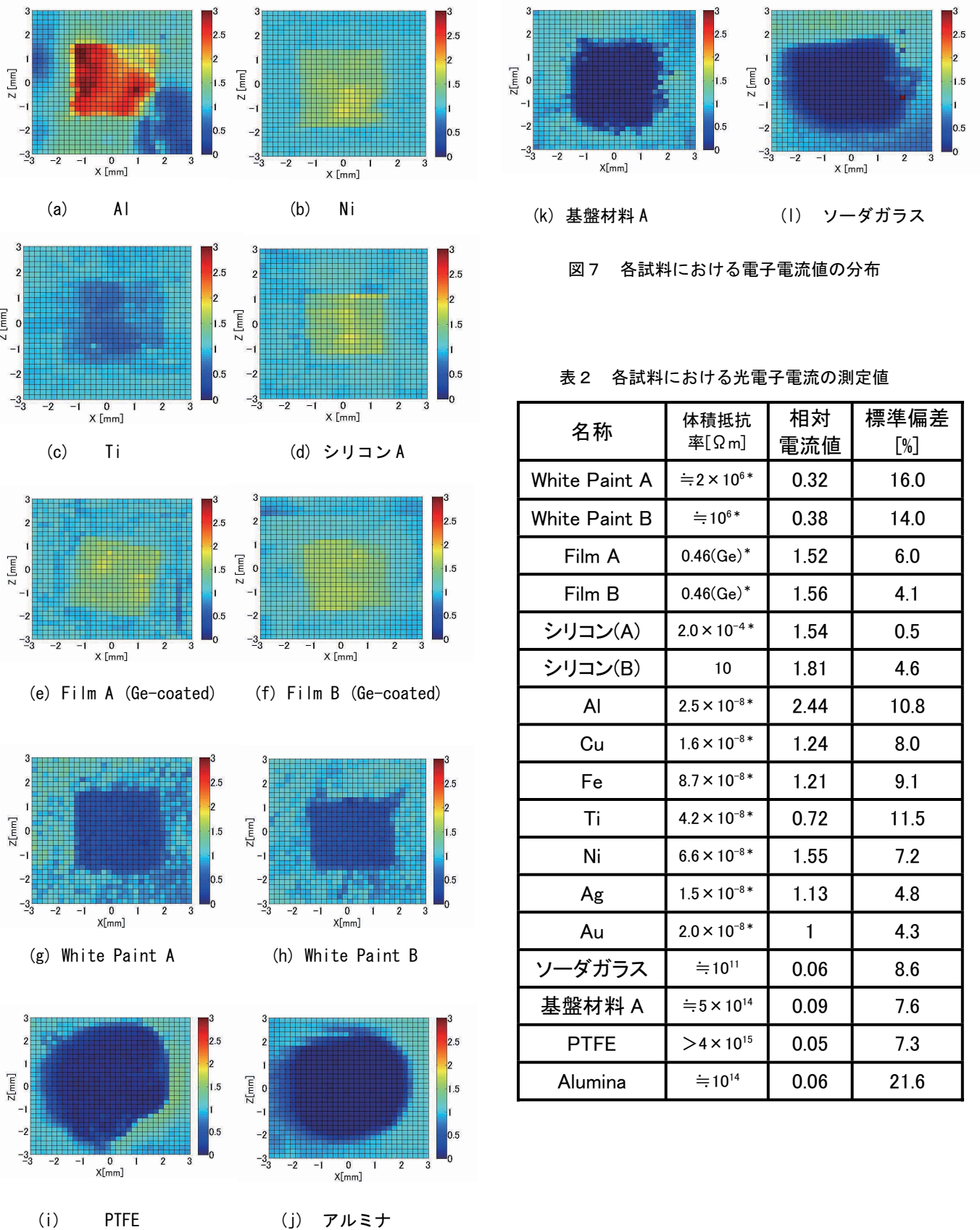
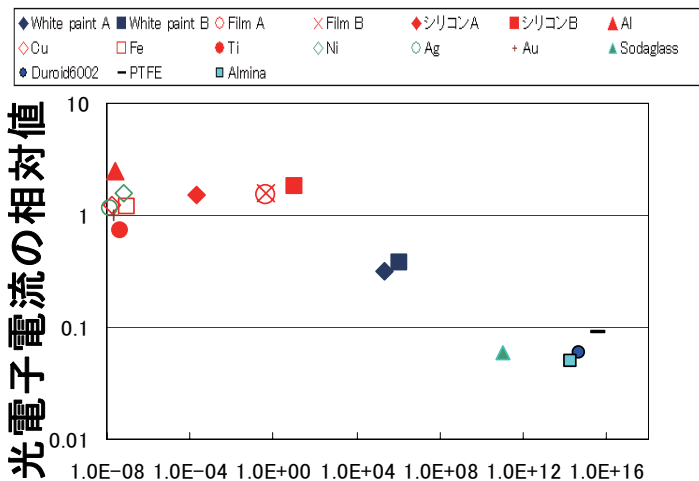


図7 各試料における電子電流値の分布

表2 各試料における光電子電流の測定値

名称	体積抵抗率[Ωm]	相対電流値	標準偏差[%]
White Paint A	$\approx 2 \times 10^6$ *	0.32	16.0
White Paint B	$\approx 10^6$ *	0.38	14.0
Film A	0.46(Ge)*	1.52	6.0
Film B	0.46(Ge)*	1.56	4.1
シリコン(A)	$2.0 \times 10^{-4}$ *	1.54	0.5
シリコン(B)	10	1.81	4.6
Al	$2.5 \times 10^{-8}$ *	2.44	10.8
Cu	$1.6 \times 10^{-8}$ *	1.24	8.0
Fe	$8.7 \times 10^{-8}$ *	1.21	9.1
Ti	$4.2 \times 10^{-8}$ *	0.72	11.5
Ni	$6.6 \times 10^{-8}$ *	1.55	7.2
Ag	$1.5 \times 10^{-8}$ *	1.13	4.8
Au	$2.0 \times 10^{-8}$ *	1	4.3
ソーダガラス	$\approx 10^{11}$	0.06	8.6
基盤材料 A	$\approx 5 \times 10^{14}$	0.09	7.6
PTFE	$> 4 \times 10^{15}$	0.05	7.3
Alumina	$\approx 10^{14}$	0.06	21.6



### 体積抵抗率[Ωm]

図8 体積抵抗率と光電子電流値との関係

#### 4. 金属、絶縁体の複合体における分布測定

図9に金属上に絶縁体としてカプトンテープを貼り付けたものの実験結果を示す。比較しやすいように、カプトンを貼り付けていない結果も同時に示してある。図9を見ると、中心のカプトンのように光電子電流値が著しく低い範囲が約1.5mm程の円形に見えるが、実際のカプトンは約0.5mm程度であり、1.0mmほど大きく見えるという結果を得た。これは、先ほどの各種絶縁体の結果と同様に、絶縁体の帯電によって測定系に電子が入り込まず、周囲に影響を及ぼしたということが考えられる。

図10に絶縁体上に金属を付けたものの実験結果を示す。こちらも同様に中央に金蒸着をさせていない試料の結果を並列に示す。図10からわかるように金蒸着させていない試料と金蒸着を施した試料の測定結果に変化がない。これは、絶縁体上に金蒸着を施したため、電気的に絶縁され、結果として表面の金においても帯電が生じたためと考えられる。

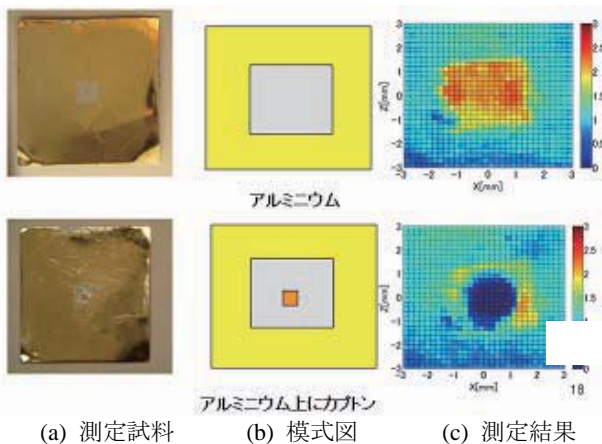


図9.金属試料上に絶縁体を付着させた試料の測定結果

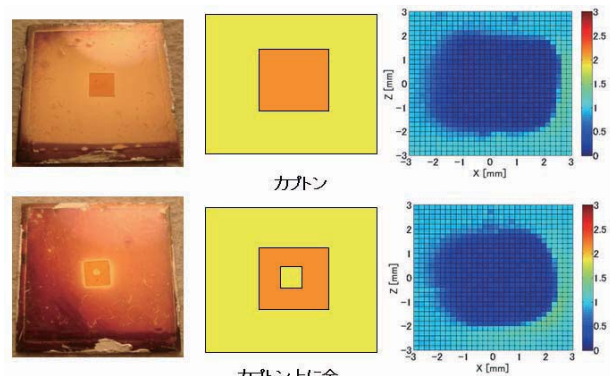


図10.絶縁体に金属を付着させた試料の測定結果

#### 5. まとめ

- 体積抵抗率と光電子電流値の間にはある相関関係があると考えられ、今後更に様々な試料について測定を行う必要がある。
- 金属上に絶縁体が付着した試料では、絶縁体からの光電子電流は周囲の金属よりも、はるかに小さい電流しか観測されなかった。さらに絶縁体の帯電の影響により周辺の金属から励起された電子が偏向を受け、測定系に電子が入らず、結果的に絶縁体の範囲でない周辺部の光電子電流値が減少したと考えられる。
- 絶縁体に金属が付着した試料では、金属が電気的に絶縁されているため、金属片でも帯電が生じたため、結果として金属からの光電子電流値が周囲の絶縁体と同様の値を示した。

#### 謝辞

本研究を進めるにあたりまして、独立行政法人情報通信研究機構から白色塗料の提供を受けましたことを、深く感謝いたします。

#### 文献

[1]A. D. Archer, “Spectroscopic Studies of Field-Induce 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  
 [3] 日本金属学会: 「金属便覧」,丸善,pp.2-5 (1960)  
 [4] 高橋, 山納, 仁田, 小林: 「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」,第3回宇宙環境シンポジウム講演論文集,pp.147-150 (2006)  
 [5] 小林, Suharyanto, 山納, 笠羽, 仁田: 「光電子放出顕微鏡による電子放出様相の観測」,第2回宇宙環境シンポジウム講演論文集,pp.129-133 (2005)



# 静電気計測と高圧オペアンプの 宇宙開発への応用

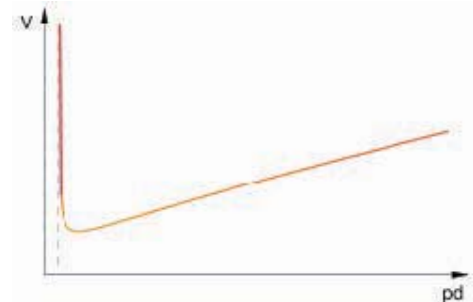
上原利夫  
Trek, Inc.  
Trek Japan KK

第5回宇宙環境シンポジウム 2009/3/30

## 宇宙空間や他の天体での静電気問題の認識



- ▶ 最新の電子回路は静電気放電(ESD: ElectroStatic Discharge)の影響での不具合が発生する確率が極めて高い
- ▶ 宇宙空間や他の天体は静電気が極めて発生しやすい環境
  - 荷電粒子線
  - 湿度が極端に低いか、或いは存在しない
- ▶ 低圧力の環境では静電気放電が起きやすい  
Paschenの法則  $V=f(\rho d)$   
 $\rho$  = 圧力  $d$  = 電極間距離



第5回宇宙環境シンポジウム 2009/3/30

# 静電気測定的重要性



- ▶ 電子回路をESDから保護するため静電気計測は不可欠
- ▶ ESDから電子部品や回路を保護する対策の構築
  - 帯電しにくい材料を用いることは可能か？
  - 帯電した静電気を除電する技術
  - ESDに強い電子部品の選定
    - 古いところでは磁気バブルメモリ
    - HDDよりシリコンドライブ

第5回宇宙環境シンポジウム 2009/3/30

# Electrostatic Voltmeter



- ▶ 電子写真技術(デジタルコピー、レーザーカラープリンタ)
- ▶ ESD障害防止対策
- ▶ 研究開発, etc.

## Specifications (Model 370)

Input Range: 0 to +/-3,000V

Accuracy: +/-0.05%FS

Speed of Response: Less than 50  $\mu$  sec for 1kV Step Input

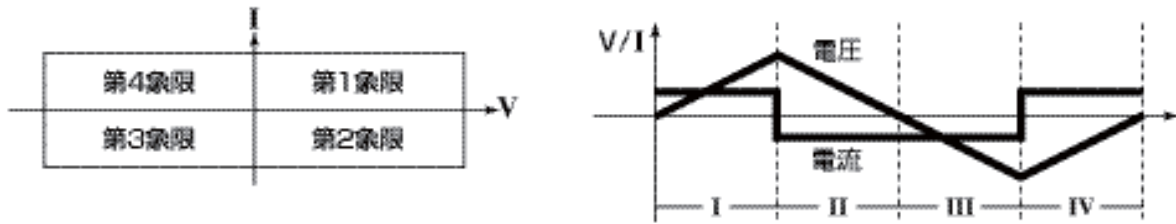


第5回宇宙環境シンポジウム 2009/3/30



# 高圧オペアンプ

- ▶ 理想的な大規模演算増幅器(4象限増幅)
- ▶ 低電圧の任意波形を高電圧に増幅 (DC-AC)
- ▶ 定電圧制御及び定電流制御
- ▶ 電圧モニタ及び電流モニタ機能



第5回宇宙環境シンポジウム 2009/3/30

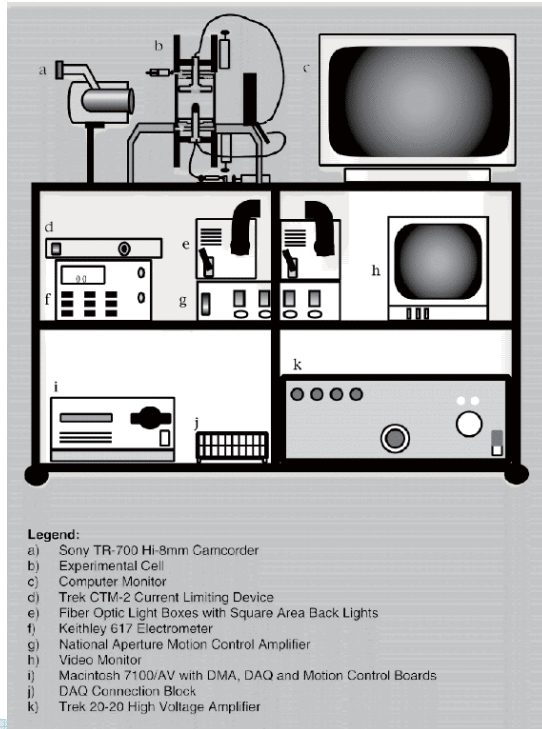
# 高圧オペアンプの応用



- ▶ Ion Beam Scanning
- ▶ Piezo Actuator
- ▶ Artificial Muscle
- ▶ Plasma Chemistry
- ▶ Electrohydrodynamics
- ▶ Electrostatic Wafer Clamping
- ▶ Electrorheology
- ▶ Periodically Poled Ferroelectric
- ▶ Electrostatic Levitation, etc.

第5回宇宙環境シンポジウム 2009/3/30

# Electrohydrodynamics



第5回宇宙環境シンポジウム 2009/3/30

# Electrohydrodynamics (Cont')



第5回宇宙環境シンポジウム 2009/3/30

# 低温太陽電池パネルを用いた ESD 地上試験

宇宙航空研究開発機構 真志取秀人, 仁田工美, 高橋真人

## 1. はじめに

近年の宇宙機の大型化・大電力化に伴い、太陽電池パドルの高電圧化が進んでいる。送電時における電力損失を抑えることがその目的であるが、同時に軌道上における放電発生の危険性も高まり、放電に起因する宇宙機の不具合も生じている<sup>[1-2]</sup>。そのため、宇宙機の帯電・放電現象の解明、並びに対策法の確立が求められている。宇宙航空研究開発機構では、平成 17 年度より筑波宇宙センターにおいて帯電・放電試験設備の整備を行い、太陽電池パネルを用いた ESD(Electrostatic discharge)地上試験を実施している。

筑波宇宙センターにおける帯電・放電試験設備の特徴のひとつとして、低温環境中での帯電・放電試験が実施可能であることがあげられる。これまでに各研究機関において実施された帯電・放電試験は室温環境下で行われたものが多く、温度依存性について調べた報告は数少ない。特に放電に起因する衛星の不具合は蝕明け前後に多いことから、低温環境下での帯電・放電試験の実施が求められている。

ESD 放電の温度依存性について明らかにすることを目的に、筑波宇宙センター内において低温および室温の太陽電池クーポンパネルを用いた ESD 地上試験を実施している。これまで

に模擬低軌道環境ならびに模擬静止軌道環境の下で試験を行い、模擬低軌道環境下では ESD 放電の放電閾値ならびに放電頻度の温度依存性、模擬静止軌道環境下では放電頻度の温度依存性について調べた。本報では、これらの試験により得られた知見について報告する。

## 2. 試験装置および試験条件

本試験はJAXA筑波宇宙センター内の試験検証用チャンバ<sup>[3]</sup>を用いて行った。図 1 に試験検証用チャンバの外観を示す。同チャンバの直径は 1.3 m、長さは 3.2 m であり、チャンバ内部には直径 1.0 m、長さ 1.4 m の冷却用シュラウドを取り付けることができる。シュラウドの概観図を図 2 に示す。シュラウドは配管を通して液体窒素タンクに接続される。低温試験時には常時シュラウドに液体窒素を供給し、チャンバ内の試料を放射により冷却する。シュラウド内面には、試験試料が速やかに冷却されるよう導電性黒色塗料が塗布されている。

図 3 に試験装置概略図を示す。チャンバ内に太陽電池クーポンパネルを設置し、Cp1-3 の 3 つの電流プローブにより放電電流を計測し、オシロスコープによって放電電流波形の取得を行った。クーポンパネルの温度調整はチャンバ内に設置したシュラウドとクーポンパネル下

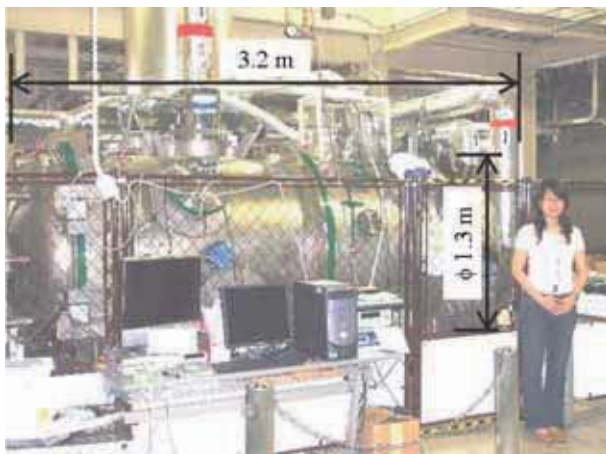


図 1 試験検証用チャンバー

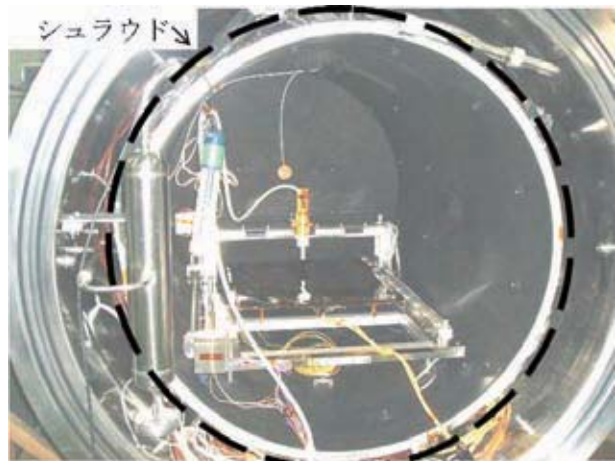


図 2 シュラウド概観図

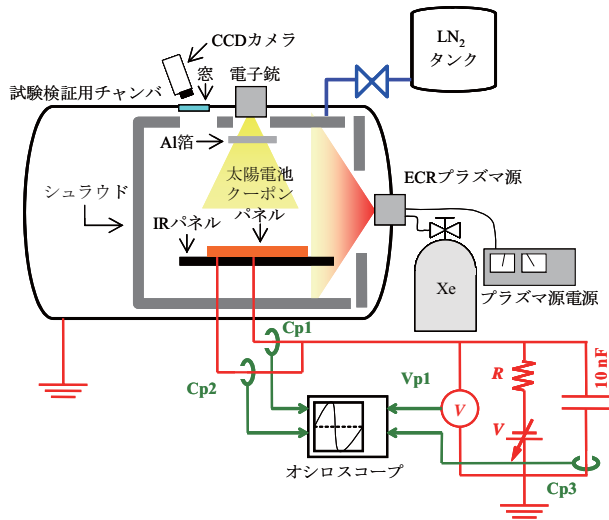


図3 試験装置概略図

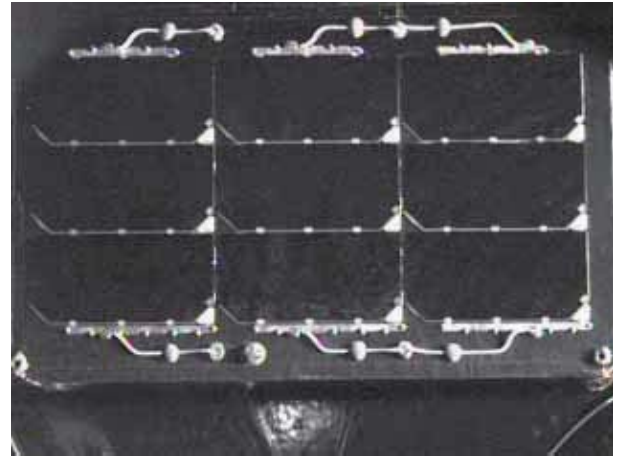


図4 太陽電池クーポンパネル

表1 模擬低軌道環境下における試験条件

クーポンパネル温度	300, 230, 160 K
雰囲気圧力	$1.5 \times 10^{-3}$ Pa以下
プラズマガス種	キセノン
プラズマ密度	約 $10^{11} \text{ m}^{-3}$
パネルバイアス電圧	-120 ~ -200 V
測定時間	1000 秒
測定回数	4 回

表2 模擬静止軌道環境下における試験条件

クーポンパネル温度	280, 160 K
雰囲気圧力	$1.0 \times 10^{-4}$ Pa以下
パネルバイアス電圧	-5 kV
電子ビーム加速電圧	7.5 ~ 9.0 kV
エミッション電流	200 $\mu\text{A}$
電子ビーム拡散 Al 箔	有 (厚さ: 100 nm)
測定回数	3 回

面に設置した IR ヒータパネルを用いて行った。チャンバには ECR プラズマ源と電子銃を取り付け、模擬低軌道環境試験ではプラズマ源、模擬静止軌道環境試験では電子銃を用いて軌道環境の模擬を行った。電子銃の銃口付近には、電子ビーム拡散のために厚さ 100nm のアルミ箔を取り付けている。

図4に本試験で用いた太陽電池クーポンパネルを示す。クーポンパネルの横幅は 255 mm、縦幅は 160 mm であり、パネル表面上には9枚の三接合太陽電池セルを貼り付けている。回路としては3つの太陽電池セルを直列につないだアレイを3並列に配列した構成となっている。またクーポン側面はカプトンフィルム、クーポン裏面は OHP フィルムにより保護している。

模擬低軌道環境下における試験条件を表1に示す。太陽電池クーポンパネルの温度条件は 300K, 230K, 160K である。試験時におけるチャ

ンバ内の雰囲気圧力は  $1.5 \times 10^{-3}$  Pa 以下に保った。プラズマガス種としてキセノンガスを用い、チャンバ内のプラズマ密度は低軌道環境に相当する約  $10^{11} \text{ m}^{-3}$  とした。パネルバイアス電圧は -120V から -200V の間に設定した。各条件における ESD 放電の放電閾値ならびに放電頻度の測定を行った。各測定条件における測定時間は 1000 秒である。また、同一各測定条件において4回測定を行い、その再現性を確認している。

模擬静止軌道環境下における試験条件を表2に示す。太陽電池クーポンパネルの温度条件は 280K, 160K とし、試験時におけるチャンバ内雰囲気圧力は  $1.0 \times 10^{-4}$  Pa 以下に保った。パネルバイアス電圧は -5kV である。また電子銃の設定は、電子ビーム加速電圧を 7.5 - 9.0 kV とし、エミッション電流は 200  $\mu\text{A}$  一定とした。同一条件化における測定回数は3回である。



### 3. 試験結果

#### [ 模擬低軌道環境 ]

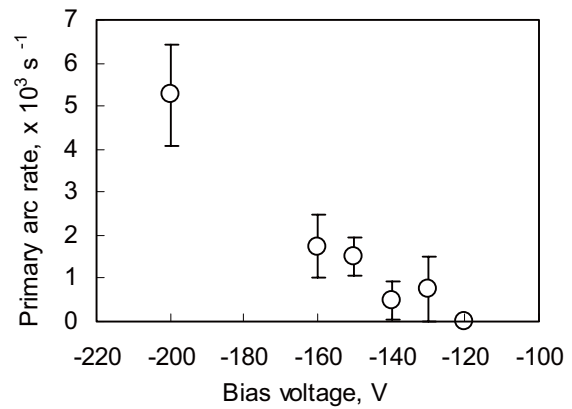
各温度条件におけるパネルバイアス電圧に対する 1000 秒間での放電頻度の測定を行った。試験結果を図 5 に示す。横軸はバイアス電圧、縦軸は 1000 秒間での放電頻度を示している。放電頻度は同一条件において 4 回測定し、その平均値を図中に記している。また誤差評価には標準偏差を用いている。図 5 の(a)はクーポンパネル温度が 300 K の場合の放電頻度を示し、同様に(b)が 230 K, (c)が 160 K における放電頻度を示している。測定の結果、放電頻度はクーポンパネル温度条件に大きく影響を受け、クーポン温度が下がるほど放電頻度が大きくなる傾向があることがわかった。特にパネルバイアス電圧-200V における放電頻度は、300K 時に比べて 230K では約 5 倍、160K では約 10 倍となった。

表 1 は、図 5 に示した測定結果から放電閾値のみを抜粋し記載したものである。試験の結果、どの温度条件においてもパネルバイアス電圧が-120V の時には放電は生じず、バイアス電圧が-130 V 以上となると放電が生じ始めた。すなわち、放電閾値は放電頻度とは異なり温度条件に影響を受けないことがわかった。

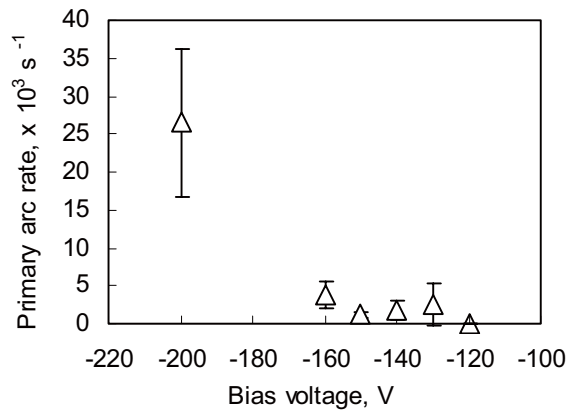
#### [ 模擬低軌道環境試験 ]

図 6 に各電子銃設定時における太陽電池カバーガラスの乖離電圧の時間変化を示す。加速電圧を 9.0 kV に設定した場合、乖離電圧は 10 分弱で飽和し、その値は約 550V であった。加速電圧が 8.8 kV の場合、乖離電圧は約 700 V で飽和した。更に加速電圧を減少させた条件ではより乖離電圧が高まり、飽和値を示す前に放電が生じた。なお、これらの傾向はクーポンパネル温度に影響を受けることはなかった。

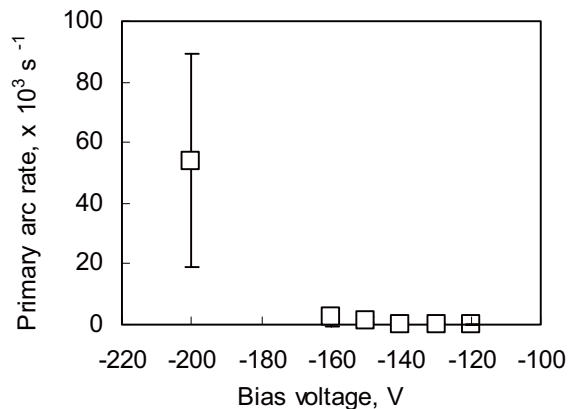
図 7 は、クーポンパネル温度が 280 K と 160 K の場合における、各電子銃設定時の放電間隔を示している。電子銃加速電圧が高い条件、すなわち乖離電圧が低くなる条件では、クーポンパネル温度が 280 K の時の放電間隔は 160 K の場合に比べて高い値となった。放電頻度はその逆の傾向となるので、乖離電圧が低くなる条件ではパネル温度が低いと放電頻度が高まる傾向



(a) パネル温度 300 K



(b) パネル温度 230 K



(c) パネル温度 160 K

図 5 模擬低軌道環境下における各温度条件下の放電頻度(測定時間:1000 秒)

表 3 各温度条件下の放電閾値(模擬低軌道環境)

クーポンパネル温度	ESD 放電閾値
300 K	-130 V
230 K	-130 V
160 K	-130 V

\* 測定時間 : 1000 秒

が見られることがわかった。

4. まとめ

低軌道・静止軌道環境を模擬した環境下において、低温および室温のクーボンパネルを用いてESD放電試験を実施し、ESD放電の温度依存性について調べた。

[模擬低軌道環境]

- ・ 放電頻度はクーボン温度の低下と共に増加した
- ・ 本試験環境下では、放電閾値は温度条件によらず、その値は-130Vであった

[模擬静止軌道環境]

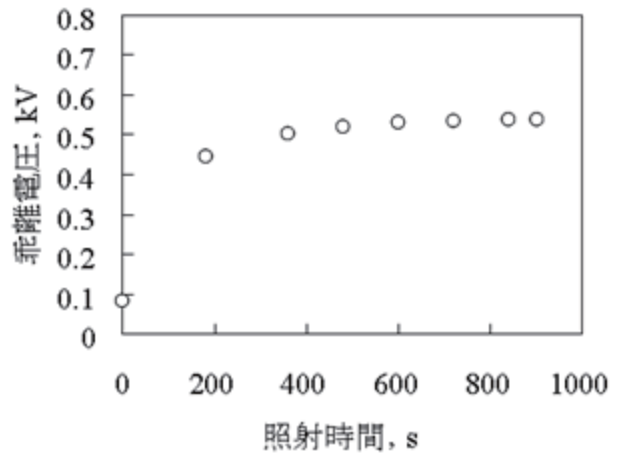
- ・ 帯電電圧が低くなる条件では、パネル温度が低いと放電間隔が短くなる傾向が見られた

参考文献

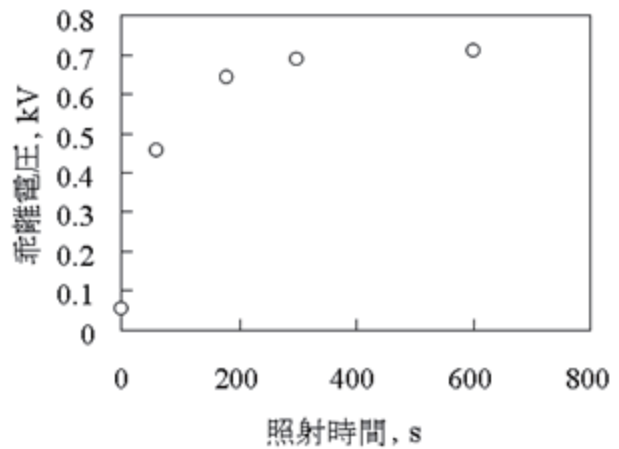
[1] I. Katz, V. A. Davis, and D. B. Snyder, "Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO", AIAA paper, 98-1002, 36th Aerospace Sciences Meeting, Reno, 1998.

[2] M. Cho, R. Ramasamy, M. Hikita, K. Tanaka and S. Sasaki, "Plasma Response to Arcing in Ionospheric Plasma Environment: Laboratory Experiment", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.39, No.3, pp.392-399, 2002.

[3] M. Miyamoto et al., "Development of a plasma chamber for solar panel testing", 24th Space Simulation Conference, Annapolis, Maryland, 2006.



(a)  $V_a=9.0$  kV,  $I_c=200$   $\mu$ A



(b)  $V_a=8.8$  kV,  $I_c=200$   $\mu$ A

図 6 各電子銃設定時における太陽電池カバーガラスの乖離電圧の時間変化

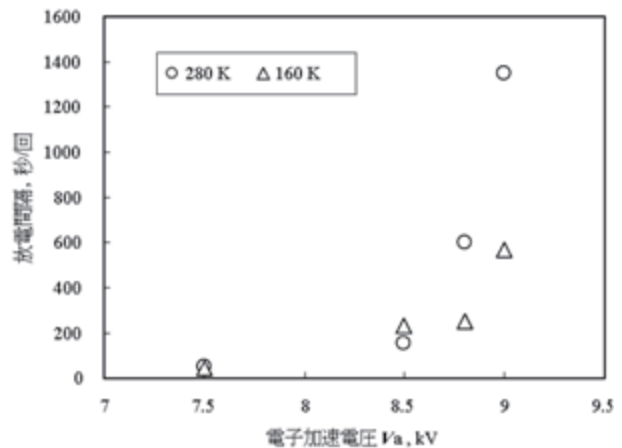


図 7 各温度条件時における放電間隔

# 誘電体体積抵抗率計測と帯電評価への適用

渡邊力夫, 三宅弘晃 (武蔵工業大学)  
仁田工美 (JAXA)

## 1. 研究背景および目的

現在の我々の生活に, 人工衛星等の宇宙機から得られる気象, GPS 等の様々なデータは欠かすことが出来ない. しかし, 宇宙機はプラズマ環境及び放射線環境下で帯電・放電し, それが原因で搭載機器の故障や全損事故を引き起こすことが知られている[1].

よって, 宇宙機は設計段階から綿密に帯電解析を行う必要がある. 宇宙機の帯電解析を行う際に重要となるパラメータに, 誘電体の体積抵抗率が挙げられる. 誘電体は宇宙機表面に絶縁や熱制御の目的で用いられる材料であり, 体積抵抗率は物質内部の電荷移動の起こりにくさを表す値である. この体積抵抗率の高い誘電体ほど高い絶縁性を持つが, その反面, 物質内部や表面での電荷の移動度が低く, 一度帯電した際の電界緩和時間が長くなる. よって, 体積抵抗率の値によって蓄積電荷量が大きく左右される. このように, 誘電体の体積抵抗率は, 人工衛星設計時の帯電解析や材料選定に際し重要なパラメータといえる.

従来, 宇宙機設計時の帯電解析には, JIS[2]や ASTM[3]に規定されたコンデンサ法と呼ばれる計測法で求めた体積抵抗率を利用してきた. コンデンサ法は大気中で試料に直流高電圧を印加し, 数分後に流れる微小電流を測定しオームの法則により体積抵抗率を求める. しかし, 実際に宇宙空間で宇宙機が曝される高電界下での帯電状況では, オームの法則が成立しないと考えられる.

そこで Frederickson, Denison らは真空チャンバと電子銃を用いて模擬的に宇宙空間での帯電状況を作り, 電荷の蓄積により誘起される試料表面電位の減衰時定数から体積抵抗率を計測する手法を考案した[4]-[6]. この手法を電荷蓄積法(Charge storage method)と呼ぶ. Denison らの報告によると, 電荷蓄積法によって計測したポリイミドフィルムの体積抵抗率は, コンデンサ法のそれと比較して  $10^2 \sim 10^4$  程度大きくなるとある. 体積抵抗率の増加は, 蓄積電荷の移動度を低下させるので, 蓄積電荷によって誘起される電界の緩和時間が長期化する. 仮に, 電荷蓄積法で得られた値が宇宙機用誘電体の宇宙環境下での体積抵抗率として適しているのであれば, 従来のコンデンサ法に依っていたこれまでの宇宙機の設計におい

て, 電荷の蓄積に起因するリスクを過小評価していたことになる. 従って, もし電荷蓄積法による体積抵抗率を採用するのであれば, 現状の帯電解析・誘電体材料選定を根本から見直す必要がある.

本研究では電荷蓄積法を用いて誘電体の体積抵抗率を測定し, 彼らの報告にある  $10^2 \sim 10^4$  倍の値が得られるかを調べる. また, 得られた体積抵抗率値の宇宙機帯電設計への適用について考察を行う.

## 2. 電荷蓄積法による体積抵抗率の測定

電荷蓄積法では, まず真空チャンバ内で測定対象となる試料の表面に電子線を照射して帯電させる. 帯電した試料には, その表面に電位が誘起されるので, 電子線照射終了とともに表面電位計によって, 表面電位を計測する. そして, 表面電位の減衰時定数から体積抵抗率を求める. Fig.1 に電荷蓄積法による体積抵抗率測定システムの概略図を示す. 体積抵

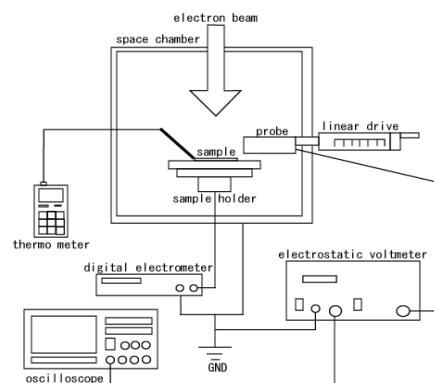


Fig.1 System configuration for charge storage method

抗率計測システムは, 表面電位計, 微小電流計, 真空チャンバ, 電子銃, 試料固定テーブル, 真空チャンバ内で表面電位計の測定プローブを移動させるためのリニアドライブ, 熱電対で構成されている.

Fig.2 に表面電位の減衰モデルとして採用した指数減衰モデルを示す. これは, 指数減衰していく表面電位に対し減衰時定数  $\tau_d, s$  を求め, 求めた時定数と試料の誘電率の関係から体積抵抗率を算出するものである.

指数減衰していく表面電位を  $V(t)$ ,  $V$  とすると表面電位の時間変化は

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

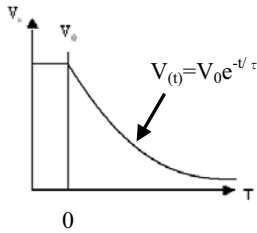


Fig.2 Exponential decay model of surface potential

で表される。  $V_0(t)$  は初期電位である。この(1)式中の  $\tau_d$  が減衰時定数であり、

$$\tau_d = \epsilon / \kappa \quad (2)$$

で表される。ここで、 $\epsilon$  と  $\kappa$  はそれぞれ試料の誘電率 F/m と導電率  $1/\Omega\text{m}$  を表している。この導電率  $\kappa$   $1/\Omega\text{m}$  と体積抵抗率  $\rho$   $\Omega\text{m}$  の

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

の関係から体積抵抗率を算出する。

表面電位の減衰は式(1)に表すように指数減衰モデルを利用していることから、表面電位の時間履歴を片対数グラフにプロットすると、指数減衰モデルの適用可能区間が直線になる。実験は、表面電位の計測値を片対数グラフでモニターしながら、1週間以上実験を続ける。そして、片対数グラフで直線となっている領域に対し、指数減衰モデルにより減衰時定数を算出し、体積抵抗率を計算する。

### 2.1 試料固定テーブル

真空チャンバ内で試料を保持するために Fig.3 に示すような試料固定テーブルを作成した。材質はアルミニウムとし、電極周りの絶縁材料にはテフロン®を使用した。全体の寸法は 80×80×30 である。試料は 40×40 とし、蒸着面を  $\phi 20$  残すので電極の寸法は  $\phi 17$  とした。そして、絶縁材料と電極はそれぞれはめ合いで固定した。その完成図を Fig.4 に示す。



Fig.3 Sample holder Fig.4 Sample holder (photo)

### 2.2 表面電位計・微少電流計

表面電位計は、Fig.5 に示すトレック製・高圧高速表面電位計 Model 341B を用いる。そして微少電流計には、Fig.6 示す株式会社アドバンテスト製 TR8652 デジタル・エレクトロメータを用いている。



Fig.5 Electrostatic voltmeter Fig.6 Digital electrometer

### 2.3 真空チャンバ

Table.1 に真空チャンバの仕様を示す。この真空チャンバの最高到達圧力(真空度)は  $10^{-6}$  Pa 台であり、これにより宇宙空間を模擬している。真空チャンバの中にはセンサ等を設置することが出来るステージがあり、このステージ上に試料固定テーブルを設置している。このステージには最高温度  $300^{\circ}\text{C}$  のヒータが設置されている。また、この真空チャンバの側面には多数のフランジが設置してあり、それらを用いて電子銃や表面電位計の測定プローブ等が取り付けられている。

Table 1 Specifications of vacuum chamber

真空チャンバ	
内径 mm	400
深さ mm	480
到達圧力 Pa	$10^{-6}$
試料加熱ステージ	
最高温度 $^{\circ}\text{C}$	300
常用温度 $^{\circ}\text{C}$	150
ステージ直径 mm	150
昇降距離 mm	200

### 2.4 電子銃

Table 2 に株式会社日本ビーテック製電子銃仕様を示す。

Table 2 Specifications of electron gun

絶縁耐圧, kV	DC50
耐真空度, Pa	$10^{-8}$
耐ベーキング温度, $^{\circ}\text{C}$	230
照射エネルギー, keV, Max	50

この電子銃は  $10^{-4}$  Pa より高い真空度で照射可能で、照射エネルギーは最大で 50 keV である。真空チャンバの中のステージに試料を固定した Fig. 4 をのせ真空排気し、電子銃から電子線を試料に照射し、試料を帯電させ、計測を行う。

### 2.5 試料及び形状

対象となる試料はポリイミド系フィルムであり、その高い耐熱、耐寒性や電気絶縁性を持つ性質から、宇宙機などにも幅広く利用されている。

試料形状は縦 40mm×横 40mm×厚さ 25 $\mu$ m で片面をアルミ蒸着し，その面を試料固定テーブルの電極に接触させている．比誘電率は 3.4 F/m で，従来までの体積抵抗率測定法であるコンデンサ法により求められた体積抵抗率は  $1 \times 10^{15} \Omega\text{m}$  (JIS)，もしくは  $1.5 \times 10^{15} \Omega\text{m}$  (ASTM) である．

### 3. 体積抵抗率測定試験

#### 3.1 試験条件

試験条件を Table 3 に示す．

試料	ポリイミド系フィルム
厚さ $\mu\text{m}$	25
電子線照射エネルギー keV	10 or 20
照射時間 min	1
真空度 Pa	$10^{-4}$
測定期間 s	604800(1week) or 12009600(2weeks)

#### 3.2 試験結果及び考察

Figure 7 および Fig. 8 に電子線の照射エネルギーを変化させた際の試料の表面電位の時間履歴を示す．Fig. 7 は両軸共に線形で表記し，Fig. 8 は片対数グラフで表記している．横軸は電子線照射終了後の時間で，表面電位計プローブを試料上面に移動し終わった時点をも 0 秒としている．縦軸は試料表面上の負電位である．電子線終了直後に負電位は最大となり，その後減衰（電位値としては増加）している．電子線照射直後の試料表面電位は照射エネルギーが 10 keV の場合は -3950 V で，照射エネルギーが 20 keV の場合は -4954 V である．どちらも電子線照射終了後に負の表

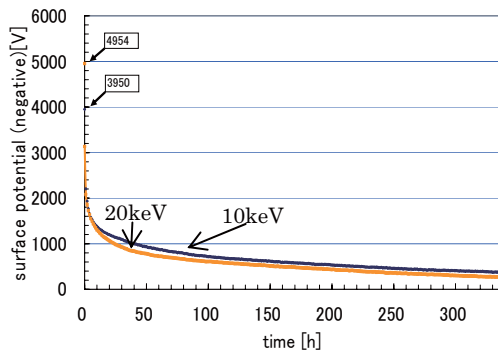


Fig. 7 Time histories of surface potential (linear

面電位が急速に減衰し，10keV 照射の場合で約 200s，20keV の場合で約 60s で 1000V 減衰している．どちらの場合も急速な減衰がおよそ 1 日継続し，その後は緩やかな減衰へと変化していることが見てとれる．また，初期電位は 20keV 照射時の方が高く誘起されているが，減衰も大きいことが見てとれる．

ここで，片対数でプロットされた Fig.8 を見ると，照射終了後約 100 時間以降からは減衰曲線が直線となり，この領域内において指数減衰モデルが適用

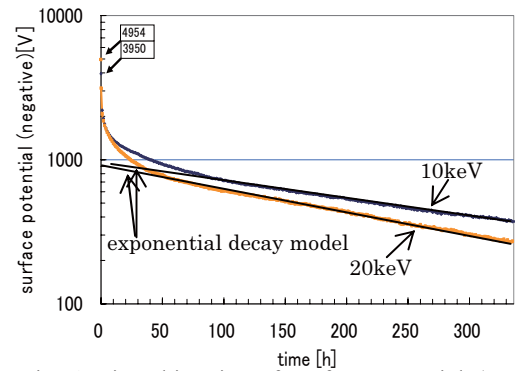


Fig. 8 Time histories of surface potential (semi logarithmic plot)

可能であるといえる．別の言い方をすれば，照射終了直後から 336 時間後までの間で，唯一の体積抵抗率を持っているわけではなく，照射終了から 100 時間後までは分極電流が流れる過渡的な状態にあり，電位の減衰は急激である．

体積抵抗率の値を計算するうえで，算定期間の影響を見るために，100 時間以降 168 時間（一週間）までと 100 時間以降 336 時間（二週間）までの二区間にそれぞれ指数減衰モデルを近似し，体積抵抗率を算出した．Table 4 にその結果を示す．

Table 4 Volume resistivity

照射エネルギー [keV]	体積抵抗率 [ $\Omega\text{m}$ ]	
	100h以降168hまで	100以降336hまで
10	$4.3 \times 10^{16}$	$4.5 \times 10^{16}$
20	$3.4 \times 10^{16}$	$3.3 \times 10^{16}$

この値は従来の JIS や ASTM に規定されたコンデンサ法により求められた値 ( $1.0 \times 10^{15} \Omega\text{m}$ ) と比較すると数十倍大きくなっているが，Dennison らの報告にあるような  $10^2 \sim 10^4$  倍にはなっていない．彼らの論文には詳細な計測結果の開示も少なく，比較考察はできない．

では，この値を宇宙機の帯電設計に用いる場合は，どのような扱いにしたらよいか．一つの考えとして，今回の結果における 100 時間以降の領域（暗電流領域）の体積抵抗率を適用することが挙げられる．暗電流領域の値は電子線被照射物質の値であり，これまでのところ，計測期間や照射エネルギーによって大きな変動はない．しかし，コンデンサ法によって得られた値の数十倍という大きさから，一度蓄積した電荷は計算上，これまでより長い時間試料内に停滞することとなる．安全側の設計にはなるであろうが，帯電の影響を過度に見積もることにもなりかねない．

もう一つの考え方として，より短時間の表面電位減衰に着目する方法がある．これは，地球周回衛星

(LEO, PEO) が周期的に帯電領域を通過することを考えると、より現実的であるといえる。すなわち、例えば極軌道衛星に関していえば、その周期は 90 分から数時間であり、電子線被曝の可能性が高い極域を通過するのも、その周期である。であるならば、上述の減衰曲線において、照射終了後数時間までの電荷減衰特性に着目して体積抵抗率を定めることも可能であるといえる。ただ、この期間は過渡的な反応状態であり、試料の違いや照射エネルギーの違いの影響もあると考えられる。また、周期的な照射・電荷蓄積とその減衰といった状態で、短時間の減衰が常に同じである保証はない。従って、短時間領域の減衰特性に基づいて減衰時定数および体積抵抗率を算出するのは、このような変動要因を加味した上で行うべきである。

Figure 9 に 20 keV 照射の場合の結果を再掲し、短時間領域における指数近似区間の例を示した。

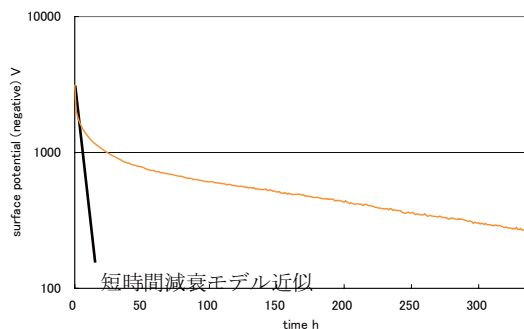


Fig.9 Short term potential decay model

また、Table 5 に短時間領域における体積抵抗率と長時間領域（暗電流領域）の体積抵抗率の比較を示した。

Table 5 Comparison of volume resistivity

Irradiation, keV	Short term, $\Omega\text{m}$	Long term, $\Omega\text{m}$
10	$3.6 \times 10^{14}$	$4.3 \times 10^{16}$
20	$3.4 \times 10^{14}$	$3.4 \times 10^{16}$

Table 5 よりわかることは、短時間領域における体積抵抗率は長期間領域に対して 2 桁小さくなり、 $10^{14} \Omega\text{m}$  のオーダーとなることである。この値はコンデンサ法による値よりも 1 桁小さい。これが意味するところは、電子線照射終了直後から表面電位の減衰は急激であり、数時間までの時定数としては短くなることである。長時間領域においては、前述の通り暗電流のみが流れる領域であり電位の減衰は緩慢で時定数も大きい（体積抵抗率も大きい）。よって、短時間領域に限っていえば、コンデンサ法によって得られた体積抵抗率の値は適用可能であるといえる。しかし、この傾向が他の誘電体材料に当てはまるかど

うかや、試料厚さと照射エネルギーとの関係に依存しないかということは未だに明らかにされてはおらず、今後慎重に実験および解析を行っていく必要がある。

#### 4. まとめ

電荷蓄積法を用いた体積抵抗率測定システムを構築し、体積抵抗率を測定した。その結果、従来のコンデンサ法により測定された値に比較して数十倍大きい値を得た。これは既報の結果ほど大きくはなく、今後の比較検討を要するといえる。また、宇宙機の帯電解析およびシミュレーションに対する体積抵抗率の適用を考えると、長時間領域の値よりはむしろ、短時間の減衰特性から算出した体積抵抗率を採用した方が実現象に即しているとも考えられる。事実、短時間領域の体積抵抗率はコンデンサ法による値より小さく、短時間領域に限っていえば、コンデンサ法による値を使用しても良いといってもよいが、実験データの蓄積により詳細に減衰特性が明らかにされない限りは、安易に短時間領域の値を使用すべきではないと考える。

現在の実験装置では、一回の実験に 1 週間以上という期間を要することから、実験の効率が大きな課題といえる。現在の測定システムに用いている試料固定テーブルは、一度に 1 枚の試料しか保持することが出来ないため一回の実験で得られるデータは 1 つである。この問題を解決するため、現在は一度に 3 枚の試料を保持し、同時に計測することの出来る装置を製作中である。この新しい装置は、ペルチェ素子を備えることで試料の温度をコントロールすることが出来る。これにより、一回の実験の効率を上げるのみならず、試料に  $-40^{\circ}\text{C} \sim 80^{\circ}\text{C}$  にわたる温度のバリエーションを与えることで、より宇宙環境に即したデータを得られると考えられる。

#### 5. 参考文献

- [1] 五家建夫, 宇宙環境リスク辞典, 2006.
- [2] JIS C2139.
- [3] ASTM D257-99, 2005.
- [4] A.R.Frederickson and J.R.Dennison, IEEE Trans. on Nucl. Sci., Vol. 50, No. 6, 2003.
- [5] J.R.Dennison, et. al., IEEE Trans. on Plasma Sci., Vol. 34, No. 5, 2006.
- [6] P. Swaminathan, et. al., "Comparison of classical and charge storage method for determining conductivity of thin film insulators", Proc. of 8<sup>th</sup> Spacecraft Charging Technology Conference, October, 2003.

# 宇宙天気予報

# 太陽定数と地球気候

上出 洋介

京都大学生存圏研究所

Judith L. Lean

*Space Science Division, Naval Research Laboratory*

## 1. はじめに

地球システムにおいて、もっとも基本的なエネルギー入力とは太陽からの広い範囲にわたる波長の放射エネルギーである。これらのエネルギーが、時間特性をもちながら、様々な形で地球をコントロールしている。本論文では、太陽定数の要因、測定法、最近の値のレビューを行い、長期 (> 100 年) にわたる地球平均気温に太陽定数、その他の自然要因、人為的要因がどれくらい影響しているかの最新の論文を紹介する。

## 2. 太陽定数は定数ではない

図1は今期(第23期)の終末期の黒点数である(SIDC)。今回の静穏期(極小期)が例外的に静穏である報告があるが、ついに次期活動度24期が始まっているかのように見える。地球全体の平均気温が太陽定数と関係づけるのは簡単であるが、太陽全体のエネルギーを正確に算出することはほとんど不可能に近い。太陽定数、あるいはTSI(Total Solar Irradiance)をステファン・ボルツマンの法則にあてはめ、太陽の実効温度を定義することは可能である。最新(2008年11月発行)の『理科年表』によれば、その値は5770Kであり、それに対応する太陽定数は $1.36 \text{ kW/m}^2$ となっている。

図2は、この30年、いろいろな人工衛星、いろいろな計測器を使って測定したTSI(Total Solar Irradiance)である。たしかに、それぞれの変動は黒点数(図の一番下の曲線)を反映しているが、絶対値が大きく異なっていることが見てとれる。 $1360 \text{ W/m}^2$ から $1375 \text{ W/m}^2$ にまで分布している。ここで問題なのは、この程度の差、すなわち $10 - 15 \text{ W/m}^2$ レベルは「とるに足らない」ものなのか、それとも地球の長期気温を議論する際無視できない量なのかということである。そこで、簡単な感度計算を行ってみた。

太陽定数、あるいはTSI(Total Solar Irradiance)、をCをすれば、ステファン・ボルツマンの法則により、太陽の実効温度と太陽半径、太陽-地球間距離を使って、図3のように表すことが出来る。そこで問題は、 $\Delta T$ と $\Delta C$ の関係であるが、これは図3の式を微分し、



諸パラメーターに現実的な値を導入して試みることである。その結果、図4に示したように、実効温度1Kの変化に対し、太陽定数、あるいはTSI (Total Solar Irradiance)、は  $1 \text{ W/m}^2$  であるという、非常に「わかりやすい」数値関係になっていることがわかる。

TSI (Total Solar Irradiance)  $1 \text{ W/m}^2$  の1太陽周期での変動に対して地球の平均気温は約0.1K変動することが経験的に知られているから、この1:1:0.1という関係は、非常に憶えやすい数値である。

では、相対値はともかく、図2に戻り、絶対値としてもっとも確からしいTSI (Total Solar Irradiance)の値はいくらなのであろうか。ごく最近、この問題について、「統一」見解が出版された(Butler et al., 2008)。これは、NASAが主導して、各衛星機器の技術者がNIST (National Institute of Standards and Technology, Gaithersburg, Maryland) に集まり、それぞれの測定法に始まり、各測定器の設計、測定方程式、測定/計算誤差などについて徹底的に議論をしたまとめである。これによると、現在もっとも信頼出来るTSIは  $1362 \text{ W/m}^2$  に ( $=1.95 \text{ cal/cm}^2 \text{ min}$  太陽定数) であるという。

### 3. 地球気候を決めるのは

以下、最近の研究結果(Lean and Rind, 2008)を簡単にまとめる。使ったデータセットは、1889-2006年にわたる11太陽周期をカバーする月平均データで、the University of East Anglia Climate Research Unit (CRU)で構築されたものである。図5に黒色で示している。

同図にグリーンで表したカーブは、Lean and Rindが、次の4つの変数を使い、図6の式を用いて線形解析で再現した地球の平均気温である。

*E*: ENSO

*V*: volcanic aerosols

*S*: solar irradiance

*A*: anthropogenic forcing

なお、それぞれの変数と地球温度の間には独特の時定数があり、最適値として図6の一番下に示した値(単位は日)を使っている。WWI, WWIIはそれぞれ第1次、第2次世界大戦の期間を示しているが、この2期間以外は、全体としてこの線形解析が観測値(データセット)をよく再現していることがわかる。2つの大戦期間中は、観測地点の数が少なく、データには誤差が多いためであろう。

さらに著者らは、2つの試みを行っている。まず、189-2006年全体についての「平均」だけではなく、最近の25年(1979-2005)、50年、100年について別々に同様の分析を行い、図7を得ている。それぞれの「貢献度」が時代とともに大きく変わっていることがわかる。また、地球を1つの点としてではなく、地域性を考慮に入れた解析も行い、結果は図8に示している。当然、データ数が減り、結果が粗くなるが、図の右端に示している

のは、緯度変化である。各変数で、独特の緯度効果があることが明らかで、地球全体の平均温度で「温暖化」、「寒冷化」を議論することの危険さを示唆している。

#### 4. まとめ

- (1) 「 $\Delta$ (太陽の有効温度) 1 K  $\rightarrow$   $\Delta$ (太陽定数) 1 W/m<sup>2</sup>  $\rightarrow$   $\Delta$ (平均気温) 0.1 度」  
という簡単なルールがある。
- (2) Empirical models capture 76% of the variance in the CRU surface temperature: as much as 0.2K from ENSO, 0.3K from Volcanic eruptions, and 0.1K from solar cycle.
- (3) The rate of these influences does change in terms of space and time.

**謝辞：** 本稿を準備中、電子メールにより、多くのことを教えてくださった Jack Eddy に感謝いたします。

e e e es

Solar Influences Data Analysis Center (SIDC)

[http://sidc.oma.be/sunspot-index-graphics/sidc\\_graphics.php](http://sidc.oma.be/sunspot-index-graphics/sidc_graphics.php)

J. J. Butler, B. C. Johnson, J. P. Rice, E. L. Shirley, and R. A. Barnes, Sources of differences in on-orbit total solar irradiance measurements and description of a proposed laboratory intercomparison, *J. Res. Natl. Inst. Stand. Technol.*, 113, 187-203, 2008.

Lean, J. L., and D. H. Rind, How natural and anthropogenic influences alter global and regional surface temperatures: 1889 to 2006, *Geophys. Res. Lett.*, 35, L18701, doi:10.1029/2008GL034864, 2008.

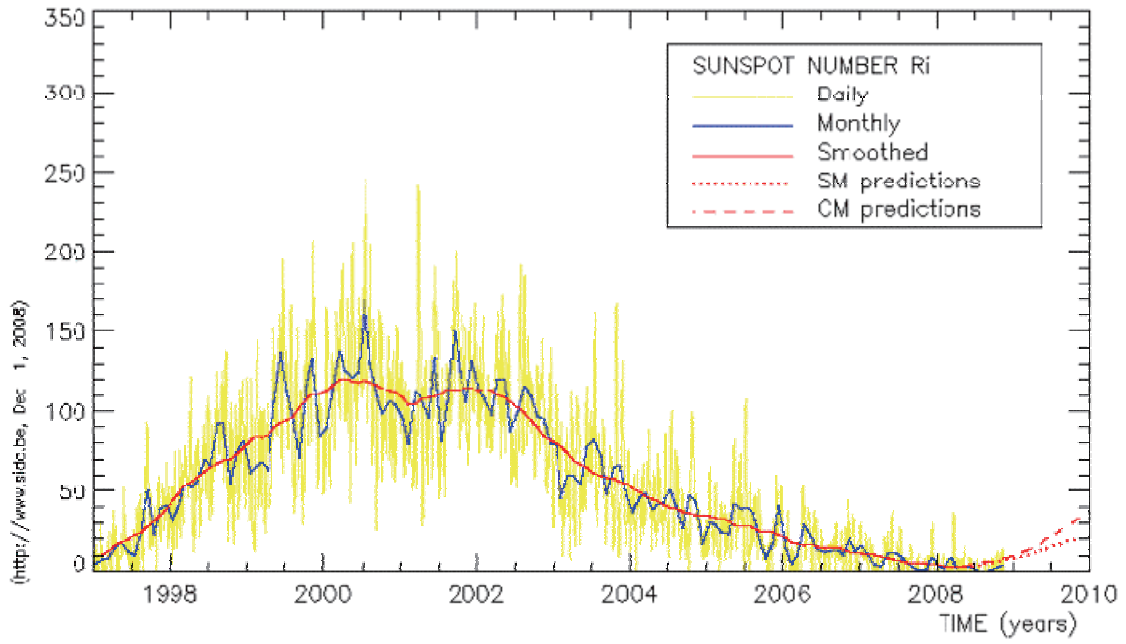


図 1

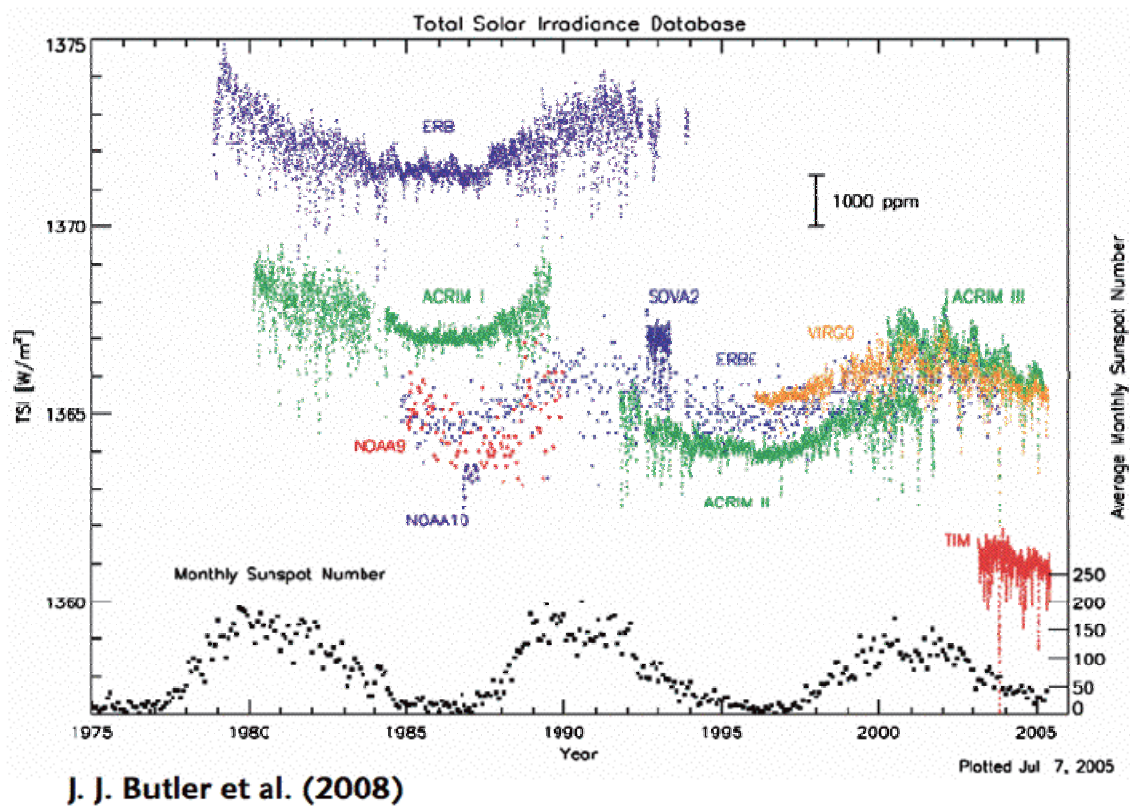


図 2

$$C = \sigma T^4 (4\pi R_S^2 / 4\pi R^2) = \sigma T^4 (R_S / R)^2$$

where

$\sigma$ : Stefan-Boltzmann constant =  $5.67 \times 10^{-8}$  (J/m<sup>2</sup> sec K<sup>4</sup>)

$T$ : Effective temperature of the Sun (~5770 K)

$R_S$ : Sun's radius (~ $6.96 \times 10^8$  m)

$R$ : Sun-Earth distance (~ $1.495 \times 10^{11}$  m)

図 3

$$\begin{aligned} \Delta C \text{ (W/m}^2\text{)} &= 4 \sigma T^3 \Delta T (R_S / R)^2 \\ &= 9.42 \times 10^{-1} \Delta T \text{ (K)} \end{aligned}$$

すなわち、 $T$ を1度上げると、約1ワット/m<sup>2</sup>  
太陽定数上がる

図 4

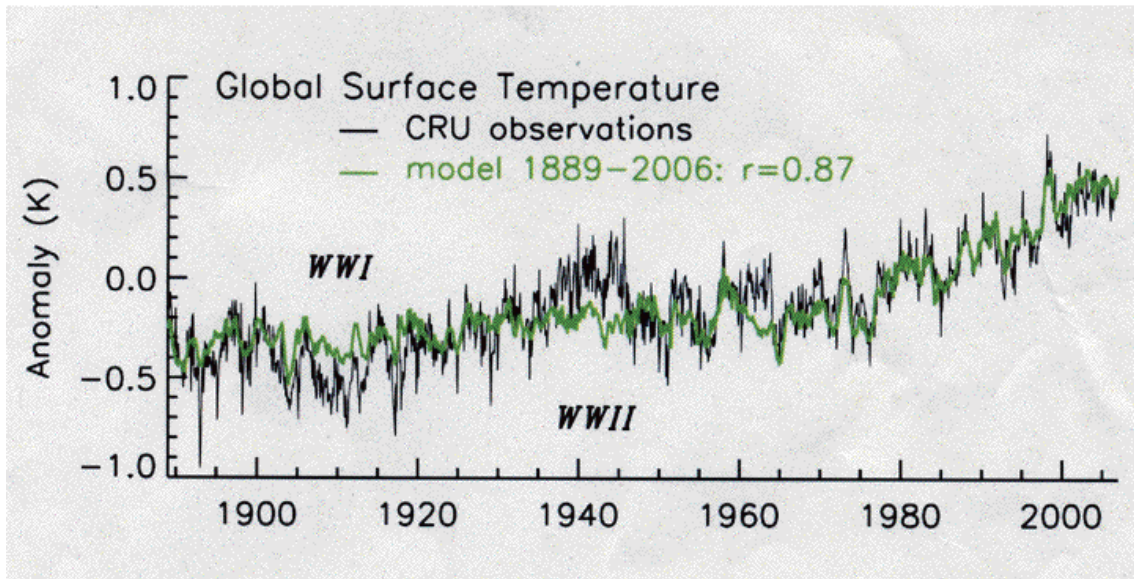


図 5

$$T_R(t) = c_0 + c_E E(t - \Delta t_E) + c_V V(t - \Delta t_V) + c_S S(t - \Delta t_S) + c_A A(t - \Delta t_A)$$

where

$T_R$ : monthly mean temperature anomalies

$E$ : ENSO

$V$ : volcanic aerosols

$S$ : solar irradiance

$A$ : anthropogenic forcing

$$\Delta t_E = 4, \Delta t_V = 6, \Delta t_S = 1, \Delta t_A = 120$$

図 6

Period	ENSO	V	S	Anthr.
1889-2006	0.0015	-0.0009	0.007	0.050
1905-2005	0.0028	-0.0029	0.007	0.059
1955-2005	0.0150	0.001	0.002	0.136
1979-2005	-0.007	0.018	-0.004	0.199

図7

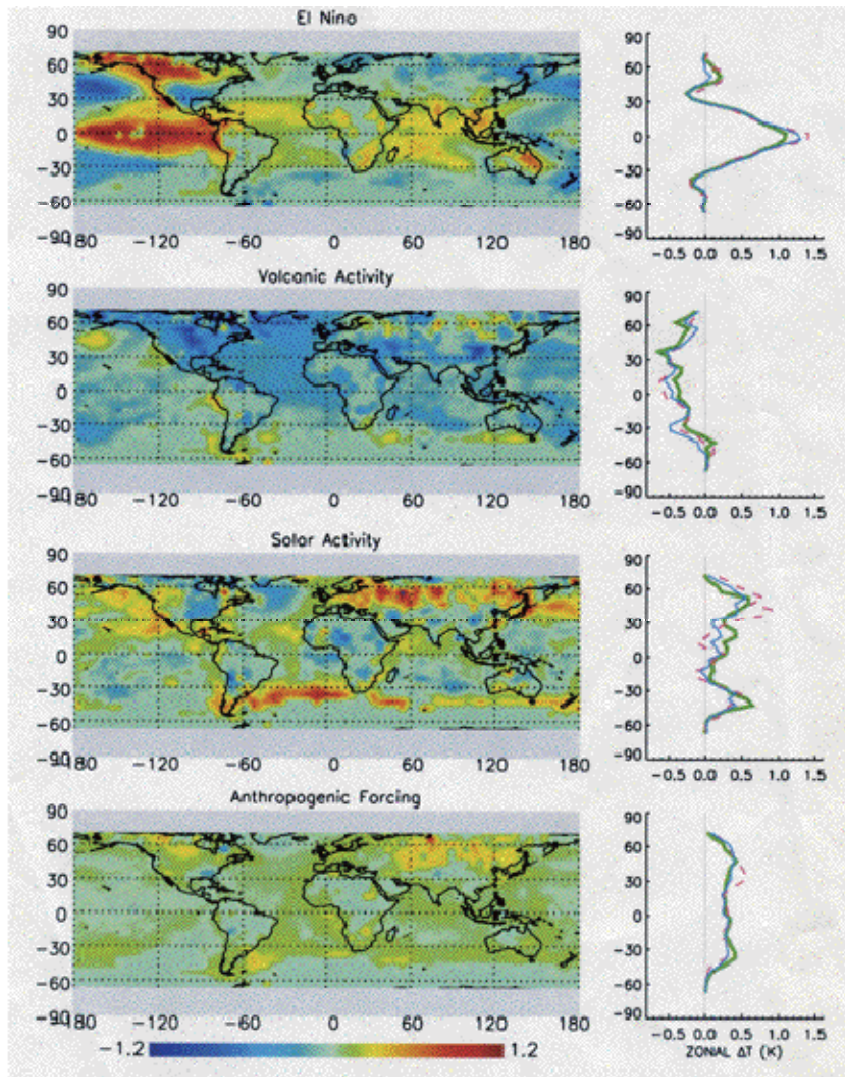


図8

サイクル 23 の極小とサイクル 24 の極大について  
On the minimum of solar cycle 23 and the maximum of solar cycle 24

亘 慎一 (情報通信研究機構)

Shinichi Watari (National Institute of Info. and Com. Tech.)

Abstract

Forecast of amplitude of a new cycle is important for space weather. Because many intense space storms tend to occur in the cycle with a large maximum sunspot number. These intense storms cause failure of manmade technical systems. We report the result of statistical analysis of occurrence of no-sunspot days around solar minimum and forecast of maximum sunspot number of Cycle 24 using the occurrence of no-sunspot days.

1. はじめに

人工衛星など人間が作ったシステムに障害を与えるような宇宙環境の変動を「宇宙天気予報」と呼んでいる。図 1 は、M 及び X クラスの太陽フレアの年間発生数と年平均太陽黒点数 (図 1 上)、太陽高エネルギー粒子現象の年間発生数と年平均黒点数 (図 1 中)、地磁気擾乱の年間発生数と年平均黒点数 (図 1 下) をプロットしたものである。図 1 に示したように、太陽活動が高いほど、太陽フレア、高エネルギー粒子現象、地磁気擾乱など「宇宙嵐」が発生する頻度が高くなる傾向があり、それらによる障害の発生も増加する。このため、太陽活動サイクルの大きさを予測することは、宇宙天気における研究課題の一つとなっている。

黒点数は太陽活動を表すひとつのインデックスであり、極大における黒点数はそのサイクルの太陽活動の大きさの目安となることから、様々な手法によりサイクル 24 の予測がなされている [1]。しかしながら、予測値は 10 くらいから 200 近くまで大きく分かれており、サイクルの太陽活動予測に関しては、今後、さらに研究を進めていく必要があることが分かる。

2. データについて

ベルギー王立天文台 (SIDC-team, World Data Center for the Sunspot Index, Royal Observatory of Belgium) より提供されている黒点数の日値 (Jan. 1849–Nov. 2008)、年平均値、月平均値、13 ヶ月移動平均値を用いて、極小期において黒点の観測されない日数とサイクルの立ち上がりや極大の黒点数との相関などについて統計解析を行った。

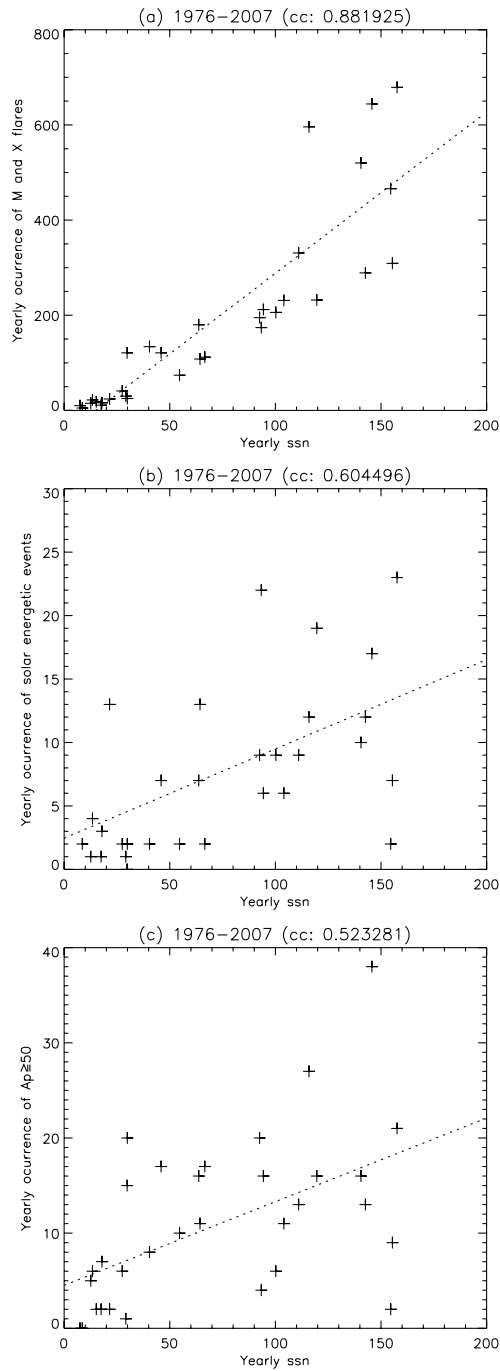


図1. M及びXクラスの太陽フレアの年間発生数と年平均黒点数(図1上)、太陽高エネルギー粒子現象の年間発生数と年平均黒点数(図1中)、地磁気擾乱の年間発生数と太陽黒点数の年平均黒点数(図1下)



### 3. サイクル 23 の極小について

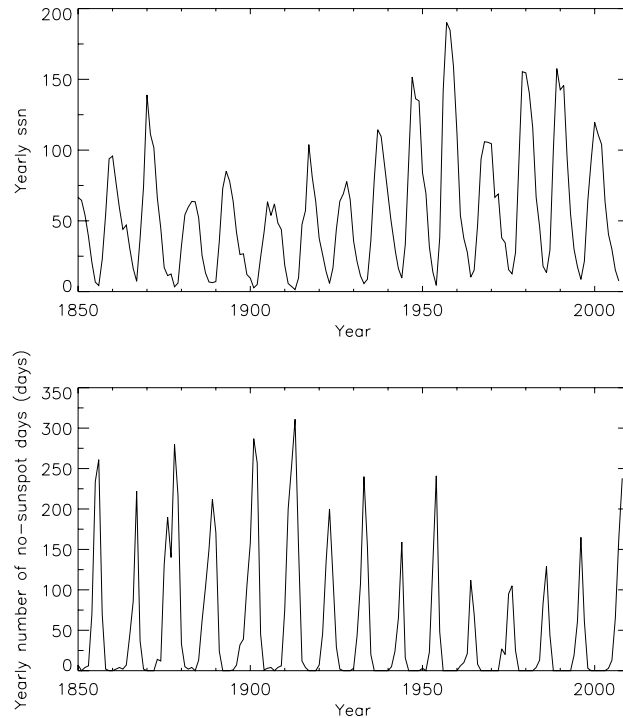


図2. 年平均黒点数（上図）と各年毎の黒点の観測されなかった年間日数（下図）

図2は年平均黒点数（上図）と黒点の観測されなかったに年間の日数（下図）をプロットしたものである。図2に示したように、太陽活動サイクルの極小期付近では、黒点の観測されなかった年間の日数が増加し、その日数はサイクル毎に変動していることがわかる。図からここ数サイクルは過去のサイクルと比較して極小期付近における黒点の観測されない年間の日数が少なかったことがわかる。

サイクル 23 とは逆の磁場極性をもつ黒点群が高緯度に現れ始めているが、2008 年 7 月から 8 月にかけて黒点の観測されない日が約一ヶ月続くなど太陽活動の低調な状態が続いている。表 1 は 1849 年以降の 1 年間のうち黒点が観測されなかった日数の大きい年の順番で 10 番目までを示したものである。サイクル 23 の極小にあたる 2008 年は黒点の観測されなかった日が多く、かなり活動が小さいことがわかる。また、表 2 は 1849 年以降、連続して黒点が観測されなかった日数の大きい順位に 10 番目までを示したものである。この表によれば、過去には黒点が 10 ヶ月くらい連続して観測されなかったこともあったことがわかる。また、最近ではサイクル 22 の極小期に黒点が連続して 42 日間観測されない時期があったことがわかる。

表1. 黒点が観測されなかった年間日数  
(1849年以降のデータによる)

no.	年	黒点が観測されなかった 年間日数 (日/年)	サイクル
1	1913	311	14
2	1901	287	13
3	1878	280	11
4	1856	261	10
5	1902	257	13
6	1912	254	14
7	1954	241	18
8	1933	240	16
9	2008	238 (1-11月のデータ)	23
10	1855	234	9

表2. 連続して黒点が観測されなかった日数  
(1849年以降のデータによる)

no.	発生日	連続して黒点が観測されなかった日数 (日)	サイクル
1	1913/04/08	92	14
2	1901/03/11	69	13
3	1879/02/16	54	12
4	1855/08/14	49	9
5	1902/03/17	49	13
6	1878/04/04	47	11
7	1878/09/14	45	11
8	1902/01/16	45	13
9	1912/01/21	43	14
10	1996/09/13	42	22

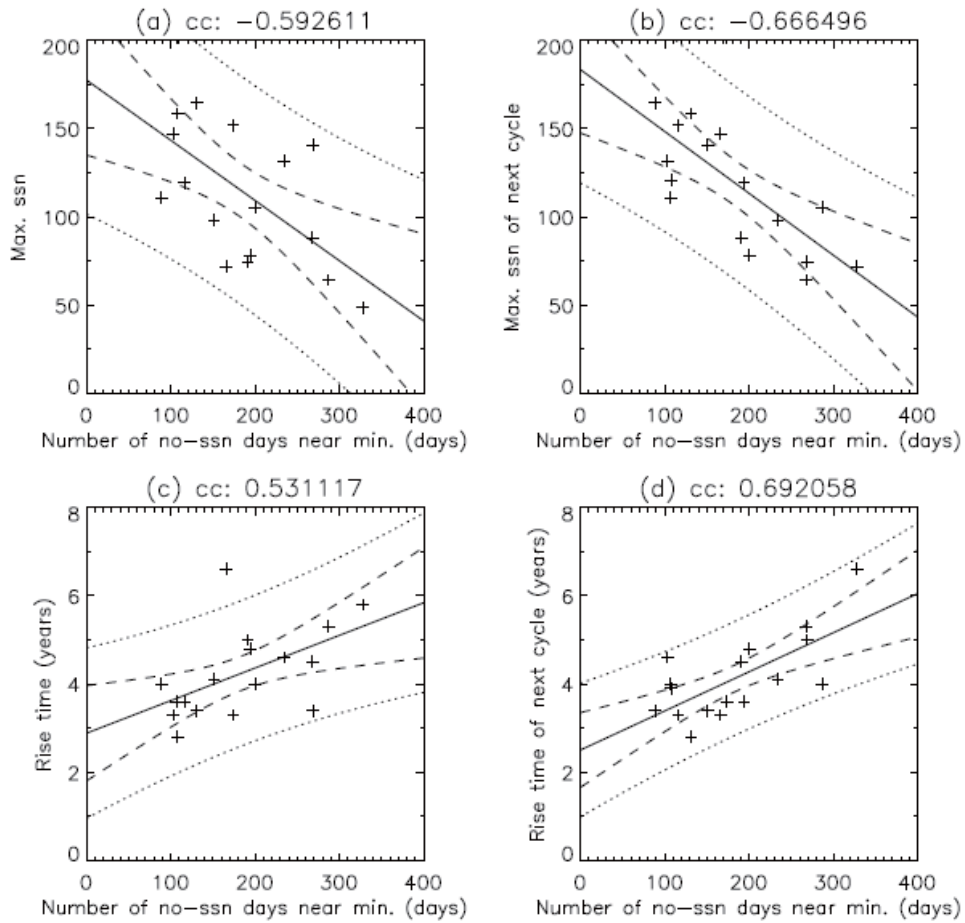


図 3. 極小期の黒点が観測されなかった日数と現サイクルの極大の黒点数 (左上)、次サイクルの極大の黒点数 (右上)、現サイクルの立ち上がり時間 (左下)、および次サイクルの立ち上がり時間 (右下)

#### 4. サイクル24の極大について

図3に極小の前の1年間に黒点が観測されなかった日数と現サイクル(図3左上)および次サイクルの極大の黒点数(図3右上)、極小の前後1年間の黒点が観測されなかった日数と現サイクルの立ち上がり時間(図3左下)および次サイクルの立ち上がり時間(図3右下)をプロットしたものである。

図から極小付近で黒点が観測されなかった日数と次サイクルの極大の黒点数の間に負の相関、黒点が観測されなかった日数と次のサイクルの立ち上がりに正の相関があることがわかる。図3右上および図3右下のデータに最小二乗法によりフィッティングを行って求めた回帰式を以下に示す。

$$\begin{aligned} (\text{次のサイクルの極大の黒点数}) = 183.38 - 0.35 \times \\ (\text{極小における黒点の観測されなかった日数}) \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} (\text{次サイクルの立ち上がり時間}) = 2.505 + 0.00886 \times \\ (\text{極小における黒点の観測されなかった日数}) \end{aligned} \quad (2)$$

サイクル23の極小の時期は、現在の時点では決められないが、2007年12月から2008年11月までの間で黒点の観測されなかった日数251日を式(1)へ代入すると、サイクル24の極大の黒点数の予測値として96が得られる。この値は、サイクル23の極大の黒点数120.8より小さめになる。また、式(2)よりサイクル24の立ち上がりは4.7年(2013年のなかば頃)と予測される。

#### 5. まとめ

10月くらいから徐々に黒点数は増加しつつあるが、依然としてその増加はゆっくりとしたものである。サイクル23の極小期にあたる2008年は過去のデータと比較すると黒点の観測されなかった日が多く、かなり活動の低い年となっている。

極小期付近で黒点の観測されなかった日数と次の極大の黒点数の間に負の相関があること、極小期付近で黒点の観測されなかった日数と次のサイクルの立ち上がりの間に正の相関があることを見出し、サイクル24の予測を行った。その結果、サイクル24の極大は2013年のなかばころと予想され、極大における黒点数はサイクル23より小さめになるとの結果が得られた。

#### 参考文献

- 1 S. Watari, Forecasting solar cycle 24 using the relationship between cycle length and maximum sunspot number, Space Weather, doi:10.1029/2008SW000397, 2008.

## STEREO と ACE の太陽風変動の相関—宇宙天気予報への応用— Correlation between Solar Wind Variations Observed at STEREO and at ACE

長妻 努<sup>1</sup>、秋岡 眞樹<sup>1</sup>、三宅 亙<sup>1,2</sup>、大高 一弘<sup>1</sup>

<sup>1</sup>情報通信研究機構

<sup>2</sup>東海大学

T. Nagatsuma<sup>1</sup>, M. Akioka<sup>1</sup>, W. Miyake<sup>1,2</sup>, K. Ohtaka<sup>1</sup>

<sup>1</sup>National Institute of Information and Communications Technology

<sup>2</sup>Tokai University

### はじめに

地球磁気圏内に生じる様々な宇宙環境擾乱の主な発生要因は、太陽活動や太陽風変動にある（**図1**参照）。そのため、宇宙天気予報では地球磁気圏を閉鎖系と近似して予報モデルを構築することができない。これが地球の天気予報と大きく異なる点である。定量的、そして中・長期の宇宙天気予報のためには、太陽及び太陽風変動の情報が不可欠となる。

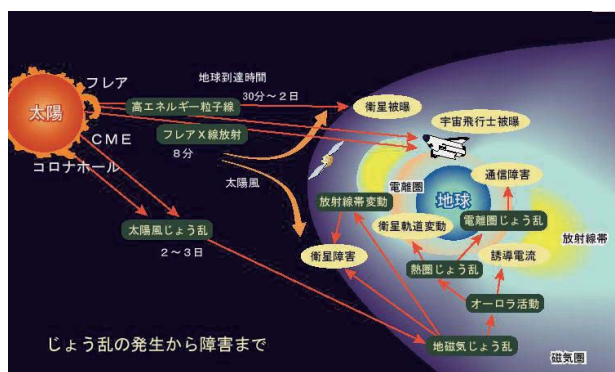


図1 宇宙環境擾乱の発生から障害まで

現在、L1 点に位置する ACE 探査機が operational に太陽風変動の観測データを提供しているが、L1 点は地球に対して約 150 万 km (0.01 天文単位) しか上流になく、ほぼ 1 時間先の予報しか行うことができない。そのため、予報のリードタイムを長くするためには、より上流側の太陽風変動の情報が重要となる。このことから、内部太陽圏の監視の必要性・重要性が高まっている。しかし、これまでの観測手段としては、惑星間空間シンチレーション (IPS) による太陽風のリモートセンシング観測、地上観測や人工衛星等による太陽及び太陽近傍のコロナのリモートセンシング観測のみで、内部太陽圏と呼ばれる太陽と地球の間の空間のカバレッジが観測的には不十分な状況にあった。

近年、太陽及び内部太陽圏を観測するミッションとして NASA の STEREO 探査機が登場した。この探査機の

主目的はサイエンスではあるが、宇宙天気予報及びその研究にとっても有効な情報を提供する。実際、NASA は STEREO 探査機にリアルタイム宇宙天気ビーコンを導入し、STEREO で取得される太陽及び太陽風のデータを低い分解能ではあるがリアルタイムに送信している。

情報通信研究機構 (NICT) は、米国 NOAA の宇宙天気予報センター (SWPC) と協力して L1 点の太陽風データのリアルタイム受信を実施し<sup>(1)</sup>、また、そのデータを日々の予報業務や宇宙環境情報サービス、及びリアルタイム MHD シミュレーションなどに活用してきた。

STEREO のリアルタイム宇宙天気ビーコンに関して、NICT 内のアンテナ設備を活用して、データ受信を実施し、日々の予報業務等に活用している他、新たな予報への応用についての概念検討を進めている<sup>(2)</sup>。現在のところ観測のカバレッジは 100% ではないが、各局でのリアルタイムデータ受信は概ね順調に運用されている。STEREO 探査機は時間とともに地球からの距離が増大していくため、年々ビーコンの信号強度が低下していくが、あと数年は NICT の地上局でも受信が可能な状況であると思われる。そこで、NICT では現在リアルタイムビーコンデータを用いた宇宙天気予報への利用実験を検討している。

本稿では、太陽風の先行監視の応用に向けて、STEREO 探査機と ACE 探査機の太陽風変動の相関について調べた結果について述べる。

### STEREO-B を用いた太陽風の先行監視

太陽は約 27 日で自転しており、これに伴って太陽風の速度や密度、磁場強度やセクター構造が回帰性的変化を示すことが知られている（**図2**）。そのため、「太陽風の空間構造が定常的である（時間変化しない）」と仮定した場合、太陽の自転に対して上流側に位置する STEREO-B で観測される太陽風パラメータは、タイムラグ  $t_{lag}$  後に地球 (ACE) に到来することが推定できる。Lag time の推定式は次の通りである。

$$t_{lag} = \theta / (\omega_{sun} - \Omega_{earth}) - (\omega_{sun} / (\omega_{sun} - \Omega_{earth})) \cdot ((l_1 - l_0) / V_{sw})$$

ここで、 $\omega_{sun}$  は太陽の自転角速度、 $\Omega_{earth}$  は地球の公転角速度、 $l_1$  は太陽から STEREO-B までの距離、 $l_0$  は太陽から地球までの距離、 $V_{sw}$  は太陽風速度である。

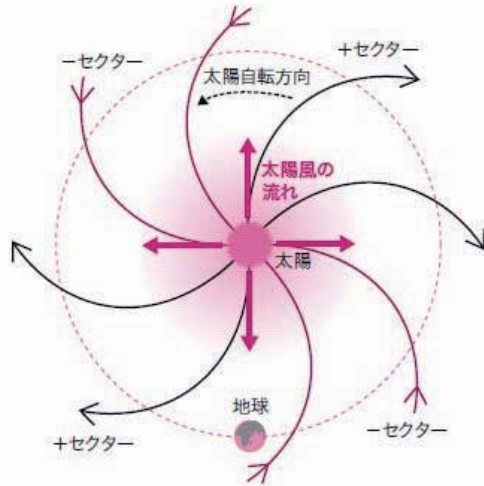


図2 太陽風のセクター構造

図3に2007年から2008年のACEとSTEREOの日面緯度、動径方向の距離差、離隔、推定される太陽風のLag timeを示す。日面緯度の変化をそれぞれ赤線(STEREO-A)、黒線(ACE)、青線(STEREO-B)で示している。太陽の自転軸と地球の公転軸の間には7.15度の傾きがあるため、ACEの観測する太陽風の根元となる日面緯度は±7.15度の振幅で変動する。

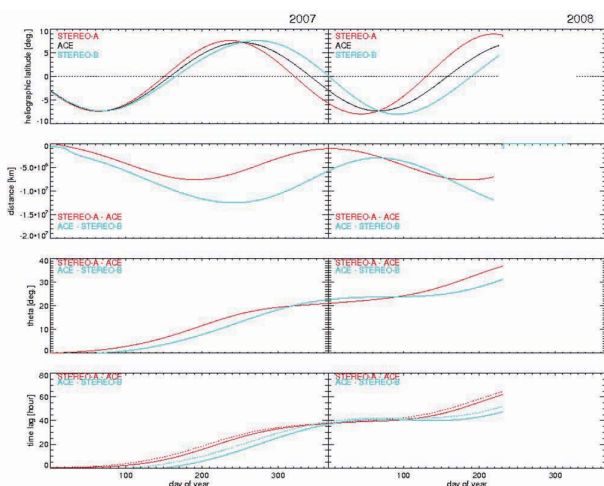


図3 ACEとSTEREOの日面緯度、動径方向の距離差、離隔、推定されるlag timeの変化

STEREOについてもほぼ同様である。そのため、ACEとSTEREOで観測される太陽風に違いが生じていた場合、日面緯度の差の影響である可能性にも留意する必要がある。

ある。動径方向の距離差、離隔、Lag timeはそれぞれSTEREO-AとACEの関係を赤線、STEREO-BとACEの関係を青線で示している。また、Lag timeの実線は太陽風速度が400 km/sの場合、点線は800 km/sの場合を示している。

図3によると2007年の終わり頃から2008年の中頃にかけて、STEREO-BのLag timeは2日弱に達しており、太陽風の空間構造が定常的であれば、STEREO-Bのデータを用いて約2日先の太陽風変動の予測(先行監視)が行える状態であることがわかる。

### ACEとSTEREOの太陽風変動の比較

次に、ACEとSTEREOの太陽風変動を比較する。図4は2007年12月のACE、STEREOの太陽風変動(速度、密度、温度)を時刻補正せずに直接表示したものである。この1か月間に600-700 km/s程度の高速太陽風が2回観測されており、STEREO-B、ACE、STEREO-Aの順番で高速太陽風を観測している様子が見て取れる。

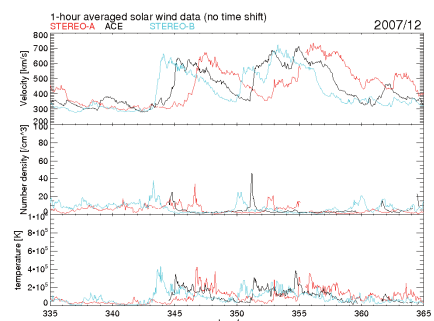


図4 2007年12月のACE、STEREOの太陽風変動 (lag timeの補正無し)

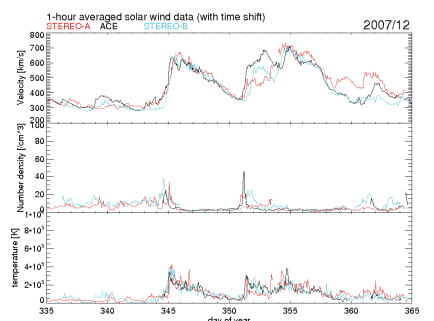


図5 2007年12月のACE、STEREOの太陽風変動 (lag timeの補正有り)

図5は同じ2007年12月のプロットだが、STEREO-B及びSTEREO-Aの太陽風変動を前述した式を用いてLag timeを補正し、ACEの観測と比較したものである。Lag timeの補正により、3機で観測された太陽風変動が非常に良く対応していることがわかる。

同様にLag timeの補正を行い、惑星間空間磁場の比較を行った結果を図6に示す。太陽風速度変動と比べると、各探査機で観測される磁場変動の対応関係は相対的に低い傾向が見られる。これは、磁場変動にAlfven波動的なフラクチュエーションが重畳していることによるものと考えられる。また、total dayの353日付近でSTEREO-Aの磁場強度が増大しているが、これはICME等の突発的な磁場変動の影響によるものであろう。一方で、セクター構造の対応関係は比較的良いことがわかる。

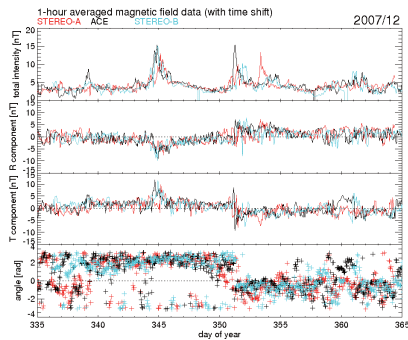


図6 2007年12月のACE, STEREOの惑星間空間磁場変動 (lag timeの補正有り)

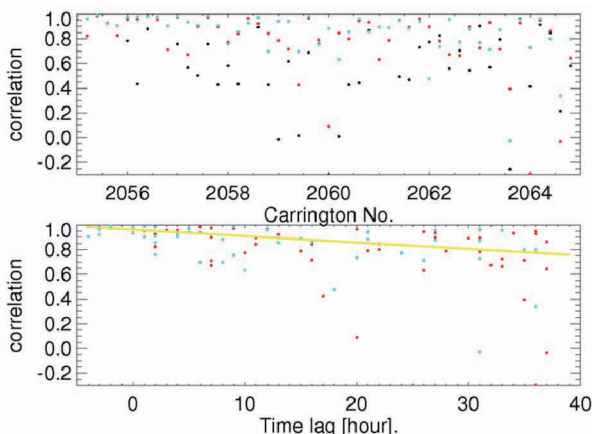


図7 2機の太陽風速度変動の相関係数の変化

図7に2機の太陽風速度変動を比較して得られた相関係数の変化を示す。図7の上はCarrington周期の

関数で表示してあり、図7の下はLag timeの関数として表示している。上の図で黒い点はACEとACEの1 Carrington周期前の太陽風変動の相関係数、赤い点はACEとSTEREO-Aの相関係数、青い点はACEとSTEREO-Bの相関係数である。

全般的な傾向としては、Lag timeが長くなるにつれて、相関係数の低下が見られるものの、ACEの1 Carrington周期前の太陽風変動とACEの太陽風変動の関係よりも、STEREO-A及びSTEREO-Bの太陽風変動の相関関係の方が良いことがわかる。

まとめ

ACEとSTEREO探査機の太陽風データを用いて、各探査機で観測されている太陽風変動の相関について調べた。その結果、全体的な傾向として、探査機の離隔が大きくなるにつれて相関が徐々に下がる傾向が見られ、ICMEや太陽風構造の時間変動の影響の評価方法等の課題も残されているが、数日先の磁気圏の状態や地磁気じょう乱を予測することに、STEREO探査機の太陽風データは有効に活用できると考えられる。

今後は、リアルタイムビーコンデータのノイズ除去、物理量の補正手法や欠測時の取扱についての検討を行った後に、タイムラグの補正や座標変換等具体的なデータ処理を行い、作成した太陽風予測データを用いて磁気圏グローバルMHDシミュレーションや地磁気活動度予測モデルを駆動することで、数日先の磁気圏や地磁気活動の定量的な予測へと展開していく予定である。

参考文献

[1]丸山隆、渡辺成昭、大高一弘、島津浩哲、ACE衛星による太陽風モニター計画、通信総合研究所季報、43、285-290、1997。  
 [2]長妻 努、秋岡真樹、大高一弘、STEREO探査機データの宇宙天気予報への応用、第4回宇宙環境シンポジウム講演論文集、p71-74

## NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ：現状と展望

久保勇樹、品川裕之、島津浩哲（情報通信研究機構）、田中高史（九州大学）

### 要旨

本稿では情報通信研究機構（NICT）で開発中の「NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ」の現状および今後の展望について解説する。最初に「NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ」を構成する3つのモデル（太陽・太陽風モデル、磁気圏モデル、電離圏・熱圏モデル）の概要および計算結果のいくつかを紹介し、今後の展望等について述べる。

### はじめに

近年、人類は宇宙空間へと活動の場を広げつつある。宇宙空間を宇宙ステーションやスペースシャトル、多数の人工衛星が飛び回るようになった現在、宇宙環境の擾乱が有人宇宙活動や通信・放送衛星等の社会インフラの安心・安全への脅威になりつつある。それに伴い、社会インフラへの宇宙環境擾乱の影響の低減を目的として、宇宙環境の現況を正しく把握しそれらの擾乱を予測する技術である宇宙天気予報の必要性が、近年非常に高まってきている。しかしながら、宇宙天気予報技術は未だに経験則に頼った定性的な予報でしかなく、地球の天気予報で行われているような定量的な予報、いわゆる数値予報にはなっていないのが現状である。数値宇宙天気予報を行うためには計算機シミュレーションを用いてリアルタイムに宇宙環境擾乱を予測することが必要不可欠である。また宇宙環境擾乱は地球周辺の現象だけで閉じたものではなく、太陽表面で発生した擾乱が起源となり地球周辺での擾乱が駆動されるいわゆる太陽-地球複合系であるため、電離圏や磁気圏等の領域別のシミュレーションを行うだけでは十分であるとは言えない。このように数値宇宙天気予報を行うためには、統合的かつリアルタイムに太陽から地球までのシミュレーションを行うことが必要不可欠である。現在、NICTでは太陽-太陽風-磁気圏-電離圏-

熱圏のすべてのシミュレーションを統合した「NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ」の開発を行っており、本稿では現在の進捗状況および今後の展望について解説する。

### NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ

「NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ」は太陽・太陽風モデル、磁気圏モデル、電離圏・熱圏モデルの3つのモデルから構成されている。

### NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ

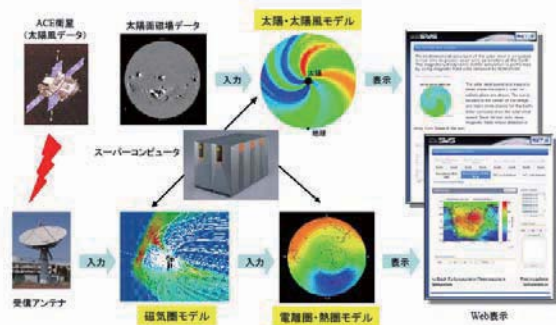


図1：NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ

図1は「NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ」の概略図である。全てのモデルはNICTで稼動している高速計算機(SX-8R)を用いて計算され、計算結果は自動的に可視化されウェブページで表示されるシステムとなっている。以下でシミュレータを構成する



3つのモデルについて簡単に紹介する。

### 1) 太陽・太陽風モデル

太陽・太陽風モデルは、太陽コロナから地球近傍までの太陽風の3次元構造を再現する電磁流体力学(MHD)モデルである。特徴は太陽から地球軌道までを繋ぎ目の全く無い一つのモデルとして計算できる点、および太陽地球間のL1点で太陽を定常的に観測しているSOHO衛星に搭載されているMDI観測機による最新の太陽表面磁場観測データを境界条件として用いて太陽コロナ・太陽風の構造を計算できるという点である。現実の観測データを基に太陽風の3次元構造を計算で再現することにより、地球から見ておおよそ27日の周期で変動を繰り返す定常太陽風の構造をいち早く予測することが可能になりつつある。

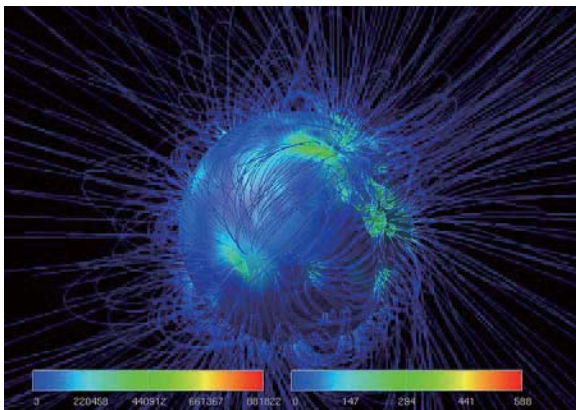


図2：太陽コロナの構造

図2は太陽・太陽風モデルによって計算された太陽コロナの構造を表している。コロナループと呼ばれる閉じた磁力線の構造や、高速太陽風が噴出していると考えられている開いた磁力線が伸びているコロナホールが再現されていることがわかる。この太陽近傍の構造をズームアウトしていくと太陽風の構造が見えてくる。図3は黄道面内の太陽風速度の分布を表しており、中心が太陽で、地球は黒丸で表している。高速(赤)・低速(青)太陽風のパターンが再現されている。宇宙天気予報という観点からは地球近傍での太陽風の構造を予測することが

重要であり、そのためには太陽近傍の磁場構造の高精度なモデル化が重要となってくる。

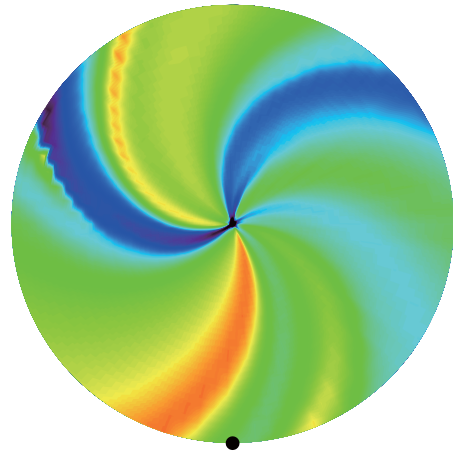


図3：黄道面内の太陽風の速度分布

なお、このモデルでは定常太陽風の構造の再現のみを試みており、太陽フレアやプロミネンス噴出に伴うコロナ質量放出(CME)等の突発的に発生する太陽風の擾乱の再現はモデルの対象外である。

### 2) 磁気圏モデル

磁気圏モデルは統合シミュレータの3つのモデルの中で最初に稼動し始めたモデルであり、L1点で観測を続けるACE衛星からリアルタイムに受信した太陽風の観測データを入力として地球磁気圏の大規模変動を計算する3次元MHDモデルである(Den et al., 2006)。ただし地球の自転軸、磁軸の傾きは考慮されていない。ACE衛星を通過した太陽風が地球に到達するまでに約1時間かかるため、常時リアルタイムに計算されているこのモデルを用いることにより、1時間程度先の地球磁気圏の大規模構造の変動を予測することが可能になっている。図4は磁気圏モデルの計算結果を表している。左上が磁力線、右上がプラズマ圧力、左下が電離圏電位と電気伝導度、右下がACE衛星から取得された入力データを表している。入力データから、南向きの磁場を持った太陽風が到来していることがわかり、それによって磁気圏擾乱が発生していることがわかる。地磁気の

擾乱は放射線帯の高エネルギー電子の変動などを引き起こし人工衛星の故障等の原因になるため、地磁気擾乱の予測は宇宙天気予報という観点からも非常に重要である。

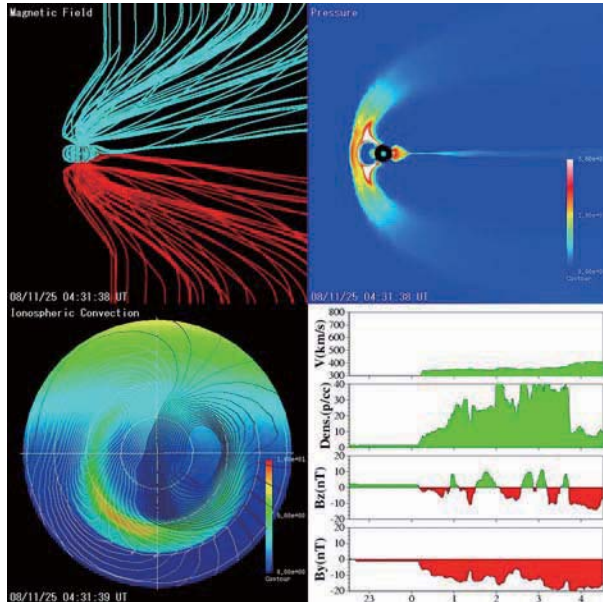


図4：磁気圏モデルの計算結果

### 3) 電離圏・熱圏モデル

電離圏・熱圏モデルは磁気圏モデルの出力結果を入力として電離圏・熱圏の構造を計算する3次元モデルである。磁気圏モデルの出力結果に地球自転軸・磁軸の傾き等の補正を行い、より現実に近い入力値としてモデル計算を行っている。また、ダイナモモデルを介して熱圏風起源の電場を計算することにより、中・低緯度の電離圏構造も現実的に再現できる。磁気圏モデルと同じく電離圏・熱圏モデルも常時稼動しており、リアルタイムに1時間程度先の電離圏・熱圏擾乱の予測が常時可能になっている。図5は全球での電離圏全電子数(TEC)分布を表している。昼側の赤道付近でのTECの増加が再現されている。このモデルは全球モデルであるので、地球上の如何なる場所においても電離圏や熱圏の物理量を知ることが出来る。図6は「NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ」で得られたNICT上空でのTEC(上図)とNICT上空での観測から求められ

たTEC(下図)の比較である。TECの静穏時の日変化および擾乱時の変動が良く再現されていることがわかる。

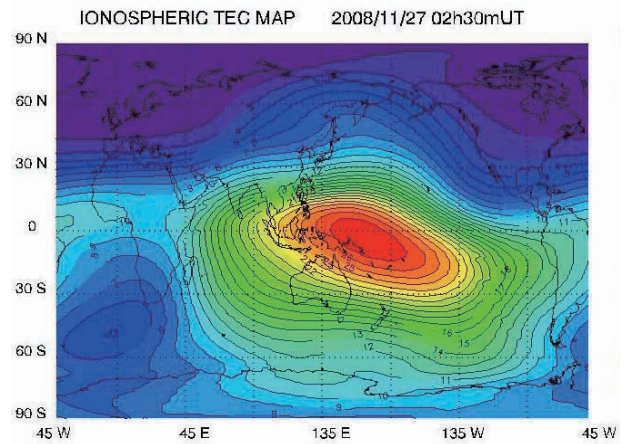


図5：全球での電離圏全電子数(TEC)分布

このようなTECの変動はGPSの測定誤差などの原因となるため、TEC変動の予測は宇宙天気予報という観点から見ても非常に重要である。

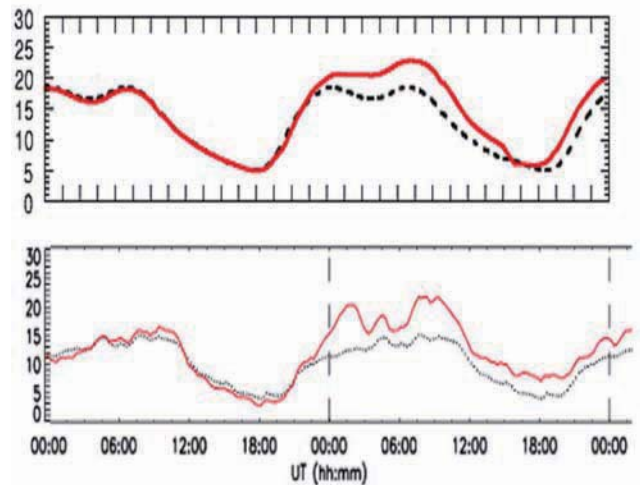


図6：電離圏全電子数(TEC)のシミュレーション(上)と観測(下)の比較

### まとめ

前節では、太陽・太陽風、磁気圏、電離圏・熱圏のそれぞれのモデルについて現状および計算結果の例を簡単に紹介してきた。原理的には太陽・太陽風モデルの出力結果の一つである地球近傍での太陽風パラメータを磁気圏モデルの入力とすることにより、太陽面から電離圏・

熱圏まで全てのモデルを結合することが可能であるが、現時点では磁気圏モデルと電離圏・熱圏モデルのみ結合されたモデルとなっている。理由は太陽・太陽風モデルによって計算された太陽風構造がACE衛星の観測データを十分な精度で再現できるまでには至っていないためであり、将来太陽・太陽風モデルの高精度化が進めば太陽－太陽風－磁気圏－電離圏－熱圏全てのモデルの結合が可能になると考えられる。ただし、太陽フレアやプロミネンス噴出に伴うCMEなどの突発的な擾乱の発生予測は、その発生機構の理解が不十分であるため現状ではきわめて困難であることを付け加えておく。今後の展望としては、太陽表面磁場データのより高精度な取り扱いによる太陽風予測精度の向上、地球自転軸・磁軸の傾きの導入、電離圏から磁気圏へのフィードバック等の各モデルの精密化だけでなく、データ同化手法等の導入などを含め更なる予測精度の向上を検討していく予定である。

も例えば地球近傍における太陽風速度や磁場セクター構造、オーロラ活動度指数(AE指数)、静止軌道上でのプラズマ環境、foF2の分布、熱圏風の分布等の様々な計算結果がウェブページによって公開されている。

<http://www2.nict.go.jp/y/y223/simulation/realtime/enter.html>

#### 参考文献

Den, M et.al., Space Weather, S06004, 2006

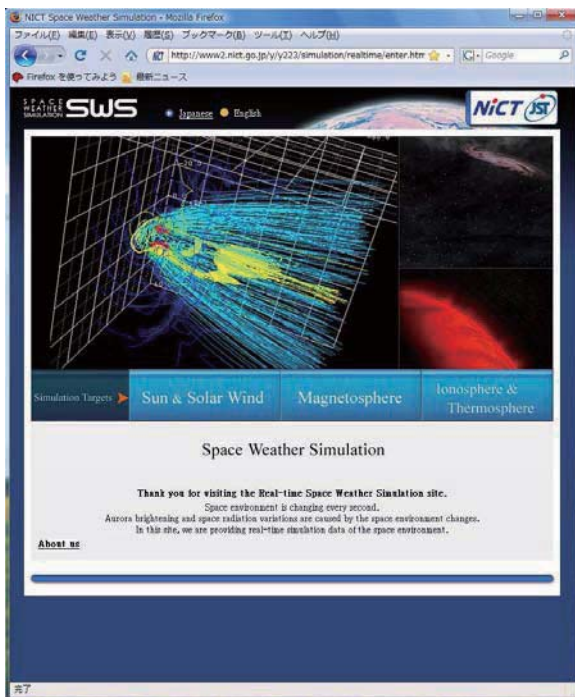


図7：「NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ」ウェブページ

「NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ」では、前節で紹介した計算結果以外に

## 宇宙環境計測の現状と今後の展開

研究開発本部 宇宙環境グループ  
小原 隆博

## 1. はじめに

一瞬にして数十を超える人工衛星が、太陽の発する放射線によって機能停止あるいは機能喪失にあいました。2003年10月に発生した史上最大規模の太陽フレアの影響です。その後の復旧措置で、多くの衛星は正常に戻りましたが、米国の気象衛星の観測機器をはじめ、いくつかの計測装置や実験機器は壊れました。

太陽フレアに伴って発生する太陽放射線の影響は、1990年代の中ごろから、人工衛星に現れ始めています。極度に集積され高性能になった宇宙部品が、宇宙放射線の影響で壊れました。永久故障した人工衛星も多くあります。

太陽フレアは、発達した黒点群を中心に、太陽表面の彩層からコロナ領域にかけて発生する、大規模なエネルギー解放現象（爆発現象）です。光や電波で太陽フレアの発生はいち早く察知出来ますが、その後わずかな時間を経て、太陽放射線が地球近傍の人工衛星に押し寄せてきます。太陽放射線は、宇宙飛行士たちにも影響を及ぼすことが懸念されています。放射線被曝に遭わないようにすることが重要です。

太陽からは、フレアに伴って大量のガスの塊が放出されます。コロナ質量放出(CME)と呼ばれる現象ですが、このガスの塊は非常に大きく重いもので、飛び出す速度も秒速2000kmに達することもあり、とても大きなエネルギーを運んでいきます。2日程度で、地球に向かったコロナのガスは、地球磁気圏に衝突し、磁気嵐と呼ばれる地球の嵐が発生します。

この磁気嵐の回復過程で、バンアレン帯は非常に活性化することがわかりました。太陽風の変動、特に太陽風磁場の赤道面に対する成分の向きが重要で、これが南向きになった状態が続くと、バンアレン帯の放射線粒子(特に電子)が増大することがわかりました。

電子のエネルギーは、MeV(百万電子ボルト)にまで達して、相対論的なエネルギーも持つようになります。ほとんど、光の速さで衛星にぶつかってくる電子は、衛星内部に深く侵入して、デバイスやエレクトロニクスを帯電させ、時には破壊まで引き起こしてしまいます。MeV 電子の影響で、いくつかの衛星は永久故障を起こしています。

## 2. 宇宙環境を計測する

JAXA(宇宙航空研究開発機構)では、衛星周辺の宇宙環境を、独自の装置で計測して来ました。以下に環境計測装置の搭載された衛星一覧を示します。

第1表 宇宙環境計測装置の搭載実績・予定  
(\* : 運用中)

衛星など	打ち上げ日 (高度)
きく5号	1987年8月 (36000km)
きく6号	1994年8月 (8000~38000km)
みどり	1996年8月 (800km)
きく7号	1997年11月 (500km)
スペースシャトル (STS-89)	1998年1月 (300km)
ISS	2001年 (400km)
つばさ	2002年2月 (250~36000km)
こだま	2002年9月 (36000km) *
みどり II	2002年12月 (800km)
だいち	2006年1月 (700km) *
きく8号	2006年12月 (36000km) *
Jason-2	2008年6月 (1336km) *
JEM (予定)	2009年5月 (400km)
GOSAT (予定)	2009年1月 (700km)
QZS (予定)	2010年度 (準天頂軌道)

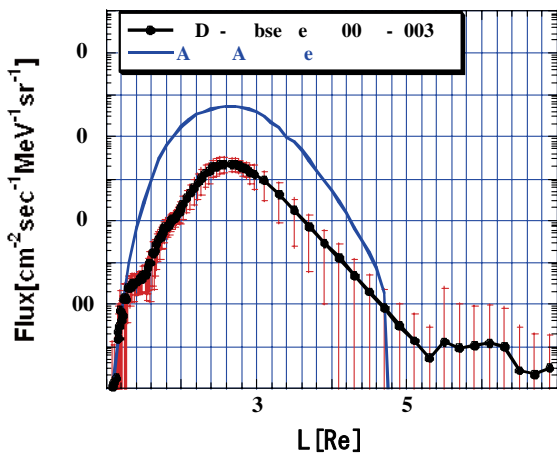
衛星や宇宙飛行士に影響を与える、宇宙放射線や中性子の計測機器をはじめ、磁力計、メモリ誤動作モニタ、帯電放電モニタ、太陽

電池セルモニタ、集積回路モニタ、汚染モニタ、原子状酸素モニタ、帯電電位モニタなど、各種の装置で、技術データをこれまでに取得しています。

今後は、ISS（国際宇宙ステーション）日本宇宙実験棟（JEM）暴露部に、宇宙環境計測装置（SEDA-AP）を、来年5月に装着して、ISS近傍の宇宙環境を詳細に計測します。また、準天頂軌道という新しい軌道における宇宙環境を計測するべく準備を進めています。

### 3. 衛星設計に資する宇宙環境モデルの開発

観測の目的のひとつは、継続して計測してきた衛星観測データから、宇宙環境の最悪な状態、平均的な状態、太陽活動により長周期で変動する部分などを統計的に評価した宇宙環境モデルを開発することにあります。



第1図 NASAのプロトンモデルとJAXAの計測の比較。  
NASAモデルがJAXAの計測より1桁大きい。

一例を図1に示していますが、これまで衛星の耐放射線設計には、NASAの宇宙環境モデルが用いられてきました。このモデルは60年代から70年代のNASAの衛星観測をベースに作成されていましたが、JAXAの2002～2003年の観測は、モデルを1桁下回っています。衛星搭載部品は放射線を防ぐ目的でシールドをしますが、シールドの厚みは周囲の放射線量で決まります。従って、この1桁のずれはとて大きく、私たちは慎重に評価をしています。

JAXAでは、目下、衛星設計基準の改訂プロジェクトを進めています。我々はこのに参加して、宇宙環境ワーキンググループを主宰しています。衛星設計基準の改訂作業は、緊急かつ重要な事項として、全技術分野で進められていて、多くのワーキンググループがあります。我々は、帯電や部品のワーキンググループにも参加しながら、宇宙工学の専門家と共同で改訂作業を行っています。

### 4. 危険を予測する（衛星危険情報の提供）

はじめに述べたように、宇宙環境は、突発的に大きく変動します。丈夫な衛星を作る努力を行うとともに、太陽と宇宙環境の危険を事前に察知して、衛星や宇宙飛行士を危険から護ることが、安全な宇宙活動のために必要です。

太陽からのX線を連続してモニターしていると、太陽フレアの発生とともにX線強度が増加します。それから30分～1時間たって、強烈な太陽放射線が地球に到来します。地球周辺の磁力線に入った太陽放射線は、磁力線が開いている極域に侵入しやすい傾向があります。太陽放射線が、地球に到達する条件に、太陽フレアの発生位置が重要です。目下、JAXAの「ひので」衛星が、連続して太陽を観測しています。我々は、衛星による観測データを総合的に分析して、危険かどうかを判断しています。

静止軌道の場所における放射線のリアルタイム計測は、太陽放射線の到来を確認するとともに、磁気嵐で増加する放射線帯MeV電子についても、重要な情報を与えてくれます。MeV電子の増加には、太陽からのプラズマ流の速度が重要で、我々は、太陽風の速度を用いて、これからの増加・減少をAI技法で予想しています。

JAXAでは、これまでの計測データに基づいた宇宙環境の状況判断に加え、今後は、世界の宇宙環境変動に関する研究機関および、宇宙天気予報センター（日本では、NICTが担当）との連携を進めて、より数量的な危険状況の予測を進めて、JAXAの衛星や有人プロジェクトに提供していく計画です。

# 宇宙環境モデリングと計測実験

# 惑星間航行システム開発に向けたマルチスケール粒子シミュレーション

白井 英之<sup>1),4)</sup>、梶村 好宏<sup>1),4)</sup>、沼波 政倫<sup>1),4)</sup>、山川 宏<sup>1),4)</sup>、  
篠原 育<sup>2),4)</sup>、船木 一幸<sup>2),4)</sup>、秋田 大輔<sup>2),4)</sup>、上田 裕子<sup>2),4)</sup>、中村 雅夫<sup>3),4)</sup>

1) 京都大学 生存圏研究所, 2) JAXA/ISAS, 3) 大阪府立大学, 4) JST/CREST

E-mail: usui@rish.kyoto-u.ac.jp

## 1. 背景

現在、地球に比較的近い月、火星、金星の探査が進められているが、今後、木星等の外惑星を含む太陽系全域の探査が本格化ようになる。この探査を実現する惑星間宇宙航行の推進システムとしては、これまでの化学燃料を利用するシステムだけでは限界があり、電気推進、太陽風エネルギー等を利用する新しい原理の高効率な推進システムの利用が計画されている。新しい惑星間航行用推進システムの代表例として「磁気プラズマセイル(MPS)」[1]が宇宙航空研究開発機構・宇宙科学本部(JAXA/ISAS)によって提案され、2007年度には小型衛星ワーキンググループの設立が認められた。MPSは、図1に示すように、宇宙機の周辺に人工的なダイポール磁場を発生させて小規模な磁気圏を作り、それをプラズマ噴射にて広範囲に展開させて太陽

から高速に吹き出ているプラズマ流（太陽風）を受け止めて推力を得る推進システムである。この MPS 開発では、数十キロオーダーの小規模磁気圏と太陽風の電磁力的相互作用により発生する推力や、衛星からの局所的なプラズマ噴射による人工磁気圏のマクロ展開プロセスなど、プラズマの粒子性を考慮したマルチスケールな現象の定量理解が不可欠となる。

## 2. 研究概要

本研究では、MPS における人工磁気圏と太陽風の相互作用というマクロ的な現象が衛星という局在するミクロな物体に与える推力を定量的に評価する目的で、イオンを粒子、電子を流体として扱うハイブリッドモデルのプラズマ粒子シミュレーション<sup>2)</sup>解析を行うとともに、マルチスケール対応のプラズマ粒子シミュレーション手法の基盤構築を行う。

具体的な解析課題としては、(1) 太陽風－人工磁気圏の電磁力的相互作用、(2) 衛星からのプラズマ噴射によるダイポール磁場展開プロセス、(3) これらの結果として生じる MPS システムの推力、が挙げられるが、それぞれ相互に関連しており、特に(3)では MPS 全システムを含むマルチスケールシミュレーションの実行が不可欠であり、現在、マルチスケール粒子シミュレーションコードの開発を行っている。以下にそれぞれの項目について述べる。

(1)太陽風－人工磁気圏の電磁力的相互作用  
現在 JAXA において小型 MPS システムとイオン流との電磁力的相互作用<sup>1),2),3)</sup>に関する真空チャンバー実験が行われており<sup>4)</sup>、それに対応したハイブリッドシミュレーションにより、プラズマ流－磁気圏

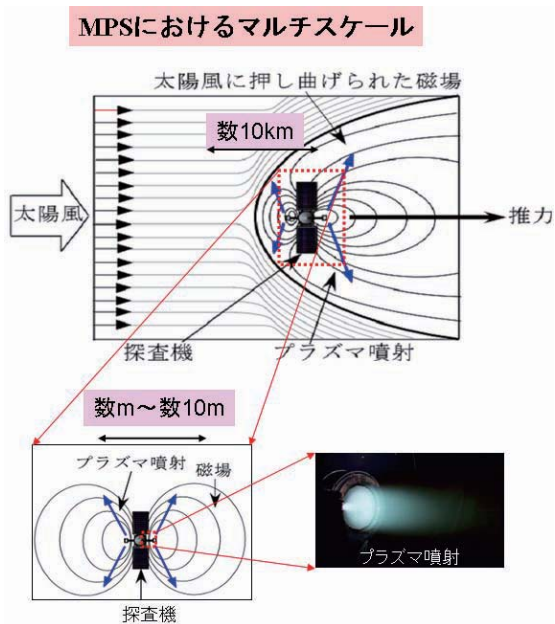


図1 シミュレーションモデル

相互作用の解析や小型 MPS 推力の評価を行っている。図 2 にチャンバー実験およびシミュレーションで得られた密度図を示す。Z=0 の位置に置かれた電流コイルによって形成されたダイポール磁場構造が左からのプラズマ流により圧縮され磁気圏境界層を形成することが確認できる。図中では白の点線曲線でその大まかな位置を示す。また、極域には、カスプと呼ばれる、プラズマ流が比較的容易に入り込める領域が形成され密度がやや高い。小型磁気圏とプラズマ流との相互作用、および推定される MPS 推力の評価において、中性粒子とイオン流の衝突などチャンバー実験固有の要素がどのように影響しているか定量的に把握し、その知見をチャンバー実験結果の較正に用いるとともに、宇宙環境での MPS 推進性能の評価に役立つ。

(2) 衛星からのプラズマ噴射によるダイポール磁場構造展開プロセス

プラズマ噴射による磁場構造の展開については、これまで MHD や Hybrid シミュレーションにより、そ

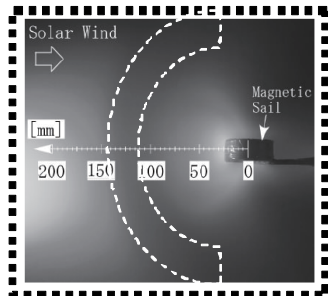
の実現性が検討されてきた。しかし、それらの解析方法では有効性の定量的な評価が手法上困難であることがわかってきている。そこで、まずイオンダイナミクスのみに着目し、変位電流項と電場の縦成分を無視することでイオン電磁波モードを効率よくロバストに解き進めることが出来る改良型ハイブリッド粒子シミュレーション手法の開発を開始した。現在テストシミュレーションにより性能評価を行っている。これを用いて、MPS からのプラズマ噴射とイオン電磁波動擾乱、および磁場構造展開を再現し、相互の関連を定量的に理解する予定である。

(3) マルチスケール粒子法モジュール開発:

・イントロダクション

MPS モデルにおいて、宇宙機近傍でのプラズマ噴射スケールは  $10^{-1}$ m オーダー、磁気インフレーションによる拡大磁気圏スケールは  $10^4$ m オーダーであり、実に 4~5 桁もの幅広いダイナミックレンジを取り扱う必要がある。また、磁気圏展開や太陽風-磁気圏相互作用などの各過程において、プラズマ運動論的効果は重要であり、そのため粒子シミュレーションは必須である。しかし、通常の粒子シミュレーション(PIC: Particle-In-Cell 法)では特徴的スケールがデバイ長程度に制限されるため、考え得る最小幅の格子を一律に用いる必要があり、扱える空間領域には限界があった。そこで我々は、数値流体で近年用いられている適合格子細分化法(AMR: Adapted Mesh Refinement 法)をオイラー場である電磁場に適用し、そこにラグランジュ的プラズマ粒子を従来の PIC 法を用いて導入する試みを行っている。AMR 法ではシミュレーション内に生起する現象の空間的特性長を各格子点においてモ

チャンバー実験写真  
(暗い箇所がプラズマ密度高)  
After Kazuma Ueno, ISTS, 2008-b-05.



シミュレーション密度結果

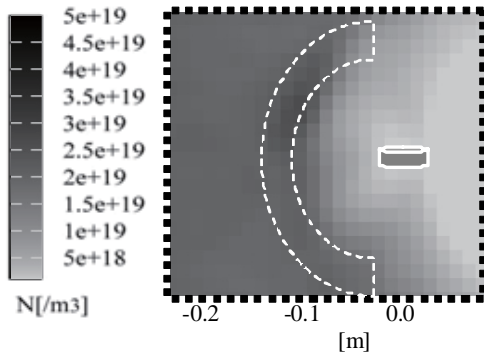


図 2: 小型ダイポール磁場(z=0 にコイル)とプラズマ流(左が上流)との相互作用。側面から見た密度図。上はチャンバー実験、下はシミュレーション。

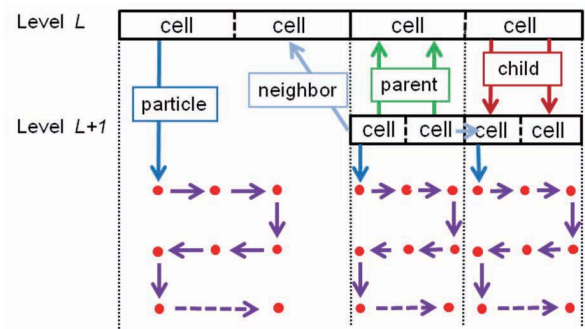


図 3: 階層格子構造と粒子のポインタ関係。矢印はポインタを表す。



ニターし、最適な空間分解能をもつ格子システムを局所階層的かつ動的に導入することにより、全体としてマルチスケールシミュレーションを実現する。ここでは、将来のペタフロップス級スパコンも見据えて、超並列環境に適用可能な AMR 法によるマルチスケール粒子コードを開発し、大規模プラズマ粒子シミュレーションを行うことにより、マルチスケール相互作用を包含した中で、MPS での様々なプラズマ現象のシミュレーション解析を試みている。

#### ・アルゴリズム

AMR 法を PIC 法に実装するため、FTT(Fully Threaded Tree)構造と呼ばれる階層格子構造を用意する。これは各格子に対して、細分化された際に生成される子セル、自身の元となっていた親セル、隣り合う隣接セル、階層レベル等の情報を持たせることで階層構造を実現する(図3)。また、各々をポインタで指示することにより、従来の座標グリッドに基づく配列格子に比べて、動的な格子細分化・粗視化に対して非常に柔軟に対応することができる。同時に各格子にはその格子領域に存在する粒子情報(位置や速度)も持たせる。従って、粒子運動計算では各格子階層で閉じた形での実行が可能になる。

粒子シミュレーションの並列計算で一般的に用いられる均一的な空間領域分割法では、各ノード領域に存在する粒子数の時間変動のために負荷バランスが崩れる。そこで我々は、負荷バランス維持のため、数値流体分野で近年よく利用されてい

る Morton 順序法を採用する。しかし、粒子シミュレーションでは粒子運動計算に大半の計算時間を割かれるため、格子数の均等化のみでは負荷分散性能の低下を抑えるには不十分である。そこで、粒子数や細分化階層レベルに依る計算量の増大分を、一種の重みとして加味した「修正 Morton 順序法」を新たに考案し、新しい動的並列領域分割法を試みている。新たに考案した修正 Morton 順序法により、格子数・粒子数ともに各ノード間で計算負荷の均等化を図ることができることを確認した。

#### ・計算例

開発したコードのベンチマークをとるため、各開発モジュールに対してテストシミュレーションによりコードの評価を行っている。図4は、人工磁気圏と太陽風プラズマとの相互作用に関するハイブリッド粒子シミュレーション結果に AMR 法による適合格子細分化モジュールを適用した例である。ある一定のプラズマ密度を閾値として細分化条件を与え、格子を動的に細分化した。磁気圏形成に伴うプラズマの密度変化に応じて、格子の細分化が動的に進められることを確認した。また、球状プラズマの膨張現象に対する AMR 法による粒子計算を行い、プラズマ膨張に伴い粒子密度が変化中、ある一定の粒子密度を条件として各格子には適時、細分化格子が生成・消滅され、境界値以上の密度領域では非常に高い解像度を維持しながら粒子計算が実行されることを確認した。

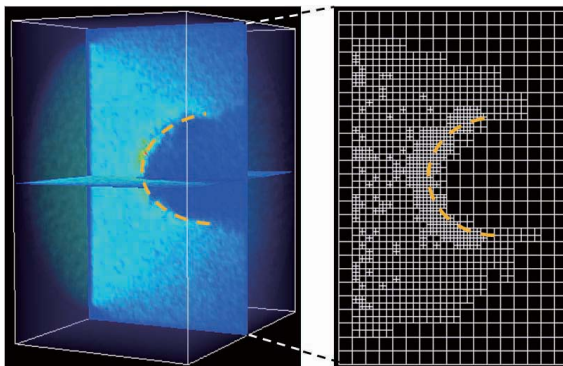


図4：人工磁気圏と太陽風プラズマとの相互作用における適合格子細分化の例。磁気圏形成に伴って、動的に格子細分化が進められていく。

### 3. 将来展望

上述した3つの解析項目について、従来ハイブリッド粒子モデルや改良型ハイブリッドモデルを用いた MPS 解析を引き続き進めるとともに、マルチスケールプラズマ粒子シミュレーション手法開発を精力的に進めその完成を目指す。マルチスケール粒子法が完成すれば、様々な革新的宇宙航行システムの検証に役立つだけでなく、プラズマプロセスや核融合分野における粒子シミュレーション研究に対してもブレイクスルーをもたらす。また、ペタスケール級コンピュータとマルチスケール粒子法の利用により、

**MPS** 全系と太陽風との相互作用に関する大規模シミュレーションを是非試みたいが、そのためには超多数ノードシステムにおける並列高速化手法の開発が必要である。この問題点を解決し、将来的には、マルチスケール粒子シミュレーション解析により、設計に必要な基礎データの取得を行い、**MPS** 開発コストの削減、開発期間の短縮に貢献したい。

### 参考文献

- [1] D. Sasaki, I. Funaki, H. Yamakawa, H. Usui, and H. Kojima, Numerical Analysis of Magnetic Sail Spacecraft, 26th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, AIP Conference Proceedings, Vol. 1084, 2009, pp.784-792.
- [2] Y. Minami, I. Funaki, H. Yamakawa, T. Nakamura, H. Nishida, D. Sasaki, H. Yonekura, H. Kojima, and Y. Ueda, Thrust Characteristics of Magnetic Sail Spacecraft Using Superconducting Coils, 26th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, AIP Conference Proceedings, Vol. 1084, 2009, pp.721-727.
- [3] 梶村 好宏, 篠原 大介, 野田 賢治, 中島 秀紀, 計算機実験による磁気プラズマセイルの性能評価, 九州大学総理工報告第 29 巻 4 号, 369-373 頁, 2008 年.
- [4] I. Funaki, K. Ueno, Y. Oshio, T. Ayabe, H. Horisawa, and H. Yamakawa, Laboratory Facility for Simulating Solar Wind Sails, 26th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, AIP Conference Proceedings, Vol. 1084, 2009, pp.754-759.

# 磁気圏環境における光電子電流計測に関する シミュレーション研究

○村中崇信 (JEDI/JAXA), 上田裕子 (ISAS/JAXA, JST/CREST), 白井英之 (京大生存圏), 篠原育 (ISAS/JAXA)

Numerical Analysis for measurement of photoelectron current in the magnetospheric plasma  
Takanobu Muranaka (JEDI/JAXA), Hiroko O. Ueda (ISAS/JAXA, JST/CREST), Hideyuki Usui (RISH/Kyoto Univ.),  
and Iku Shinohara (ISAS/JAXA)

Key Words : Photoelectron current, spacecraft potential, magnetospheric plasma, 3D full Particle-In-Cell Code

## Abstract

A three-dimensional electrostatic full Particle-In-Cell code has been developed to analyze spacecraft-plasma interactions quantitatively. We adopted the code to evaluate the correlation between the floating potential of a spacecraft and the photoelectron current in the magnetospheric plasma environment by comparing the computation results and the observation ones by the GEOTAIL spacecraft. The numerical model of the velocity distribution function of the photoelectron was proposed to consider the correlation and the space charge effect of the photoelectron around a spacecraft was also discussed.

## 1. はじめに

宇宙機搭載電位プローブによる宇宙空間電位計測を精度よく行うためには、プローブ電位の基準電位となる宇宙機電位を正しく評価する事が必要不可欠である。宇宙機周辺には、宇宙環境由来の背景プラズマや宇宙機自身が放出する荷電粒子が存在することが知られているが、宇宙機はこれらの荷電粒子と相互作用し、宇宙機に流入する正味の電荷量によって宇宙機電位が決定される。ところで、地球磁気圏においては、背景プラズマ密度が0.1/cc程度と非常に希薄であり、宇宙機日照面より放出される光電子が最も支配的な電流成分となる。宇宙機に流入する背景イオンはほぼ無視出来るオーダーであり、宇宙機電位は、光電子と宇宙機に流入する背景電子のバランスによって決定される<sup>1,2</sup>。従って、このような希薄な背景プラズマ環境においては、放出光電子のフラックス値に加えて、そのエネルギー分布、あるいは、速度分布を知る事が、宇宙機電位の飽和値を評価する上で必要不可欠である。一方、観測衛星による電子電流計測では、背景電子と光電子を区別して計測する事は不可能である。また、計測する電子は宇宙機に流入するものに限られ、宇宙機から放出する光電子そのものを計測する事も不可能である。

本研究では、我々がこれまでに開発してきた3次元完全粒子静電コードを適用して、速度分布に関する放出光電子のモデル化を行い、シミュレーションによってGEOTAIL観測データより解析的に得られた、宇宙機電位と光電子電流の相関について検証を行う。また、宇宙機周辺に拡散する光電子の静電的影響に

についても解析を行った。

## 2. コードの概要

開発した計算コードは3次元full-Particle-In-Cell (PIC)<sup>3</sup> 静電モデルに基づいている。プラズマはイオンと電子それぞれを粒子として扱い、運動方程式(1)を陽に解くことで軌道を求める。ここで、 $x, v, q, m, t$  はそれぞれ、粒子の位置、速度、電荷量、質量、時間であり、 $E, B$  はそれぞれ、静電場および静磁場である。 $j$  は粒子の種類を表す。

$$\begin{aligned} \frac{d^2 \vec{x}_j}{dt^2} &= \frac{q_j}{m_j} (\vec{E} + \vec{v}_j \times \vec{B}) \\ \frac{d \vec{x}_j}{dt} &= \vec{v}_j \end{aligned} \quad (1)$$

静電場は、ポアソン方程式(2)を解く事で、格子点上の空間電荷によって決定される。

$$-\epsilon_0 \nabla^2 \phi = \rho \quad (2)$$

ここで、 $\epsilon_0, \phi, \rho$  はそれぞれ、真空の誘電率、電位、電荷密度を示す。

計算空間は3次元等幅直交格子であり、電位の境界条件は外部境界で電位を0としている。また、宇宙機表面の電位はCapacity Matrix法<sup>4</sup>により求めている。プラズマの運動と静電場はセルフコンシステントになるようにそれぞれを更新する。

コードは高速計算を達成するために、空間領域に対してMPI並列化が施されている。

### 3. 磁気圏環境における宇宙機電位と光電子電流の相関

#### 3-1 GEOTAIL観測データによる解析結果

図1にNakagawa等による、GEOTAILによるプラズマ密度、温度の観測データから求めた、宇宙機電位に対する光電子電流値のグラフを示す<sup>1</sup>。前述した様に、実際の計測では光電子のみを選択的に計測することは不可能であるため、宇宙機電位が定常であるとき、(3)式から求められる、宇宙機に流入する正味の背景電子電流と、宇宙機から放出される正味の光電子電流が等しいとして、正味の光電子電流を決定している<sup>1</sup>。

$$I_e(V_s) = en_e A \sqrt{\frac{8kT_e}{\pi m_e}} \exp\left(\frac{eV_s}{kT_e}\right) \quad (3)$$

ただし、 $I_e$ ,  $V_s$ ,  $e$ ,  $n_e$ ,  $m_e$ ,  $k$ ,  $T_e$  はそれぞれ、背景電子電流、宇宙機電位、電気素量、電子密度、電子質量、ボルツマン定数、電子温度であり、 $A$ は宇宙機の表面積で、GEOTAILの場合は $18.7\text{m}^2$ である。宇宙機への正味電流を考慮する際、背景イオン電流は微量のためその影響を無視している。また、プラズマの温度は等方的であると仮定している。図1のグラフ中の3本の回帰曲線は、光電子エネルギー分布関数が3つのMaxwell型分布関数の線形結合で良く記述される事を示している。この場合の3つの温度は1.6, 3.0, 8.9 eVと求められる<sup>1</sup>。

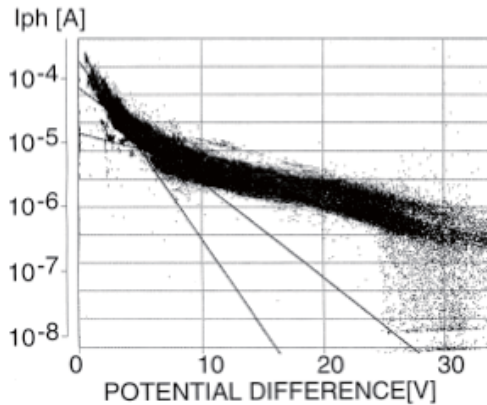


図1 GEOTAILによるプラズマ密度、温度計測から解析的に求められた正味光電子電流と宇宙機電位<sup>1</sup>(横軸POTENTIAL DIFFERENCEに相当)。

#### 3-2 磁気圏プラズマ環境における光電子放出シミュレーション

この解析結果に基づいて、本研究では光電子の速度分布関数を2つのMaxwell分布でモデル化し(複数のMaxwell分布の線形結合で表現した)、宇宙機電位と光電子電流の相関を観測データに基づく解析結果

と比較検討した。プラズマパラメータは次の通りである。背景プラズマは、磁気圏ローブ領域を仮定し、密度 $0.1/\text{cc}$ 、温度 $100\text{eV}$ の電子とプロトンから成る。光電子電流は総フラックス $50\mu\text{A}/\text{m}^2$ とし、温度 $1.5\text{eV}$ の光電子 $45\mu\text{A}/\text{m}^2$ と、温度 $5.0\text{eV}$ の光電子 $5\mu\text{A}/\text{m}^2$ の和で定義した。計算空間は、格子幅 $dx=0.5\text{m}$ の等幅矩形格子で構成される直交座標系で、GEOTAIL衛星モデルは $X*Y*Z=4*4*3$ 格子で定義した。日照面は+X面とし、この面から光電子を放出させた。また、ポアソン式を解く際の境界条件は、外部境界で電位0とした。構築した光電子放出モデルは、日照面から設定したフラックス量を満たす様に放出面からコサイン分布で電子を放出する。

図2に1.6ms経過後の光電子温度 $1.5\text{eV}$ と $5.0\text{eV}$ の光電子それぞれについての空間分布を示す。これらの図から分かる様に、十分時間が経過した後、光電子は宇宙機周辺にほぼ等方的に広がっている。また、放出面に相当する+X面近傍では、光電子密度が高く

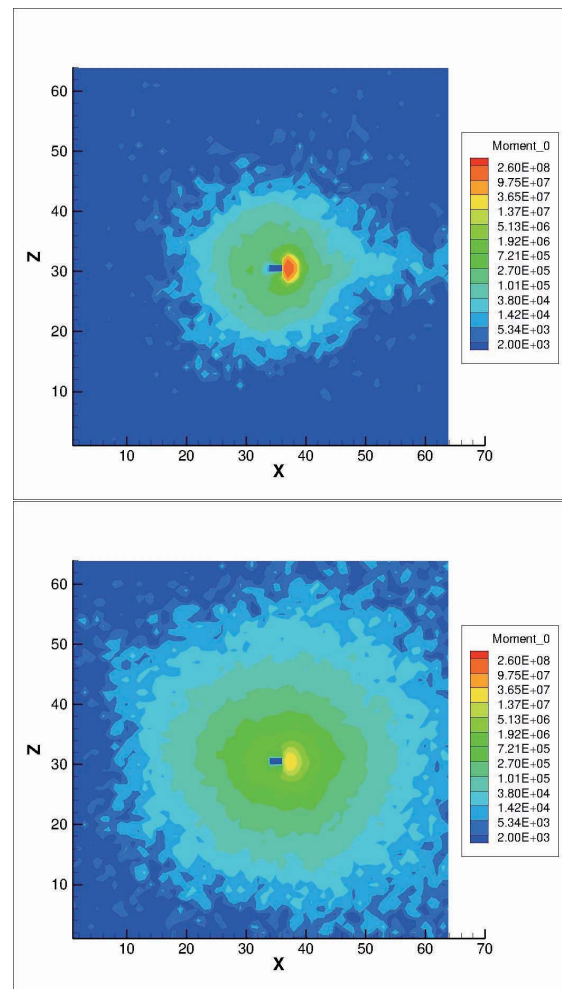


図2 光電子温度 $1.5\text{eV}$ (上)と $5.0\text{eV}$ (下)各成分それぞれの空間分布。中央宇宙機モデルから右方向に光電子が放出されている。

なっている事が分かる。

図3にt=0からt=1.6msまでに得られた宇宙機電位に対する、正味の光電子電流値を示す。シミュレーションで得られた宇宙機電位に対する正味光電子電流は、物体周辺に厚いシーブが形成されているときの電流収集理論である、Orbital Motion Limited (OML)理論から得られる解析解と比較的良好一致を示している。OML理論から計算される、宇宙機電位に対する正味電流密度は以下の様に表される<sup>5</sup>。

$$j_{net}(V_s) = j_{0e}(1 + eV_s / kT_e) - j_{0i} \exp(-eV_s / kT_i) - j_{ph0} \exp(-eV_s / kT_{ph})(1 + eV_s / kT_{ph}) \quad (4)$$

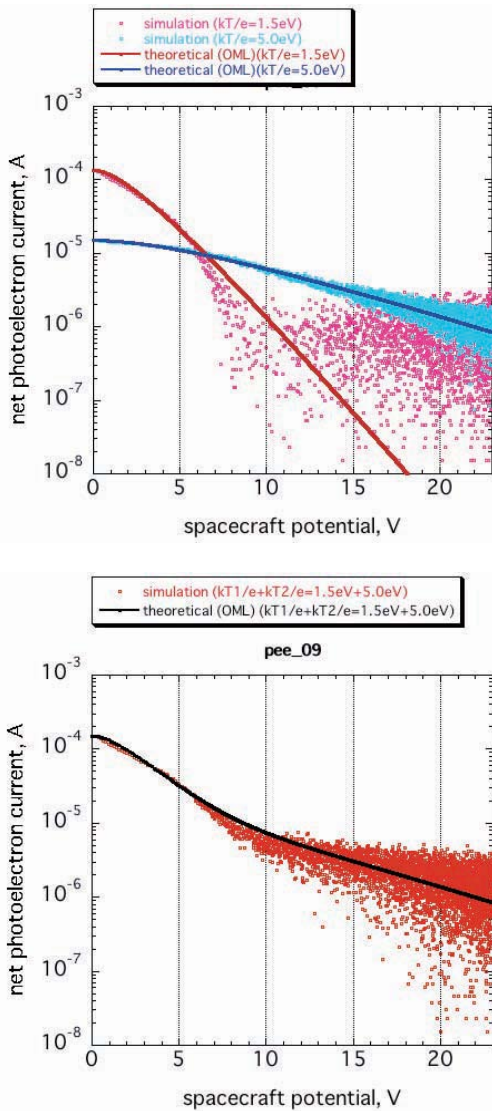


図3 宇宙機電位と正味光電子電流。2つの温度成分それぞれについて（上）と、これらの和による総量（下）。実線はOML理論から得られる解析解を示し、点はシミュレーション結果を示す。

ただし、

$$j_{0e,i} = en_{e,i} \sqrt{kT_{e,i} / 2\pi m_{e,i}} \quad (5)$$

ここで、 $j_{net}$ ,  $T_i$ ,  $T_{ph}$ ,  $j_{ph0}$  はそれぞれ、正味電流密度、イオン温度、光電子温度、宇宙機電位0Vの時に放出される光電子電流密度である。また、(5)式の添字、 $e, i$  はそれぞれ、電子、イオンを示す。また、OML理論を適用する際に衛星は導体球とした。正味の光電子電流密度は(4)式の右辺第三項に相当する。光電子の速度分布モデルに複数のMaxwell分布関数の線形結合を使用する際は、(4)式の右辺第三項は各光電子速度分布に対してそれぞれ同様に記述されたものの総和となる。

ところで、OML理論には光電子の空間電荷効果の影響は考慮されていないが、理論値とシミュレーション結果が良い一致を示した事から、電流収集に対して、図2に見られる宇宙機周辺に拡散した光電子の空間電荷効果の影響はほとんどないと考えられる。

次に、シミュレーション結果を観測データと比較検討するために、定常状態における宇宙機電位に対する正味光電子電流値を求めた。前述した様に、宇宙機電位は背景電子電流と正味光電子電流のバランスで決定されるので、ここでは背景電子密度をパラメータとして宇宙機電位を変化させた。図4に、この結果を示す。参考のために、光電子温度1.5eVの1Maxwell光電子モデルによる結果を合わせて示している。1Maxwell光電子モデルの計算結果から逆算される光電子温度は、設定値1.5eVとほぼ一致した。光電子2Maxwellモデルでは、観測データに見られる様に複数（ここでは2本）の回帰曲線により温度が求められる。回帰曲線から求められる光電子温度は設定

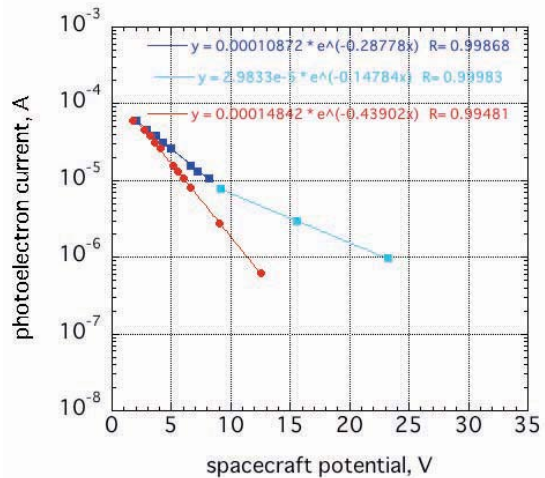


図4 定常状態の宇宙機電位に対する、正味の光電子電流。赤は1Maxwell、青は2Maxwellモデル。この結果は速度空間3成分を含んだものであるため、グラフから得られる値は $3/2kT_{ph}$ である。

値1.5eV, 5.0eVに対して, それぞれ2.3eV, 4.5eVとなっているが, 設定値との差については, 現在解析を進めている.

#### 4. まとめ

本グループでは, 宇宙機と宇宙機周辺に存在するプラズマとの相互作用を詳細かつ定量的に評価するために, 3次元full-PIC静電コードを開発している. 現在までに開発が完了したコードの機能<sup>6</sup>を適用して, GEOTAILのプラズマ観測データから求められた, 宇宙機電位と光電子電流の相関について検証した. 実機では直接選択的に計測不可能な光電子について, 2Maxwell型速度分布により速度分布関数のモデル化を行った. 光電子電流と宇宙機電位の相関をシミュレーションと理論値と比較した結果, 電流収集は理論値と良く一致しており, 収集電流に対して, 宇宙機周辺に拡散する光電子の静電的影響は無視出来る事が分かった. 次に, これについてのシミュレーション結果を, 実機観測データから得られた解析解と比較した. その結果, 宇宙機電位と光電子電流の相関が定性的には一致した. 本研究で示した, 光電子放出モデルによって, 磁気圏日照面における宇宙機電位をある程度予測する事が可能であると考えられが, 複数のMaxwell分布で光電子速度分布をモデル化する場合, それぞれのフラックス値や温度の定量的検討を引き続き行っている.

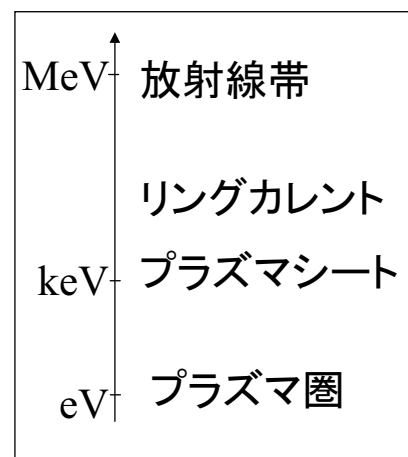
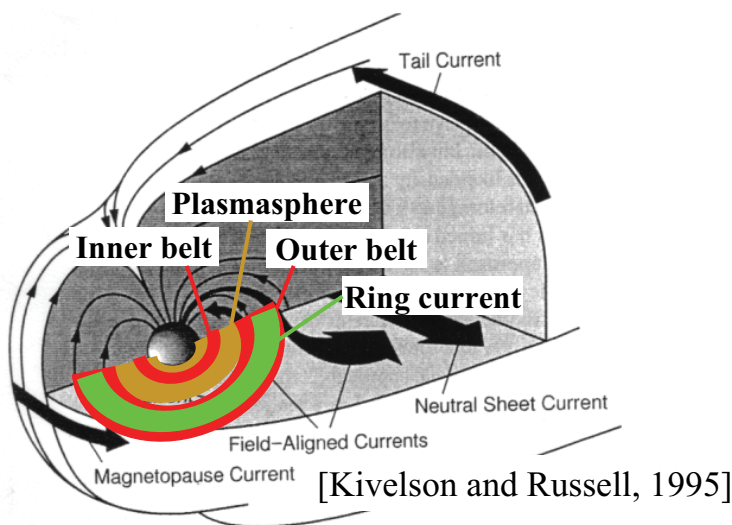
#### 参考文献

- [1] Nakagawa, T., Ishii, T., Tsuruda, K., Hayakawa, H., and Mukai, T., "Net Current Density of Photoelectrons Emitted from the Surface of the GEOTAIL spacecraft," Earth, Planets and Space, vol. 52, pp283-292, 2000.
- [2] Ishisaka, K., "Analysis of GEOTAIL Spacecraft Potentials and Its Application to the Magnetospheric Plasma Diagnostic," Ph. D thesis, Mar. 2000.
- [3] Birdsall, C. K., and Langdon, A. B., Plasma Physics via Computer Simulation, McGraw-Hill, New York, 1985.
- [4] Hockney, R. W., and Eastwood, J. W., Computer Simulation Using Particles, Institute of Physics Publishing, Bristol and Philadelphia, 1988.
- [5] Hastings, D., and Garrett, H., Spacecraft-Environment Interactions, Cambridge Atmospheric and Space Science Series, Cambridge University Press, UK, 1996.
- [6] Muranaka, T., Ueda, H. O., Usui, H., and Shinohara, I., "Evaluation of Electric Field Probe On-board Spacecraft Using a 3D Full PIC Simulation, " Proc. 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, 1-8 June, 2008.

# 円筒形電極を用いた 斜め入射型中エネルギー(10-200keV) 粒子静電分析器の開発

青山 聡[1]; 町田 忍[1]; 小原 隆博[2]; 平原 聖文[3]; 齋藤 義文[4]; 齊藤 昭則[1]; 横田 勝一郎[4]  
[1]京大・理・地球惑星; [2]JAXA・宇宙環境グループ; [3]東大・理・地球惑星; [4]JAXA/ISAS

## 1.1 導入 内部磁気圏



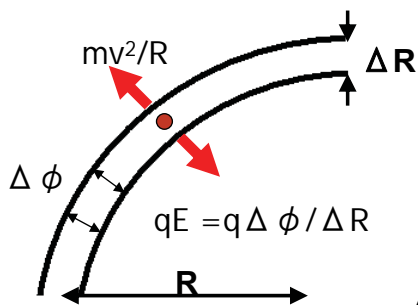
粒子のエネルギー帯

- ・プラズマ圏, リングカレント, 放射線帯  
6桁以上にわたる広いエネルギー範囲のプラズマが共存  
⇒電場、磁場を介した粒子間のエネルギーのやり取り。

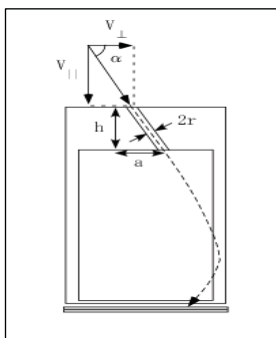
## 1.2 新たな検出器の設計目標

- 対象: 内部磁気圏、リングカレント領域
- Energy range: 10-200keV
- Energy分解能: ~20%
- 視野: 1spinで  $4\pi$  sr
- G-factor:  $\sim 10^{-3}$  [cm<sup>2</sup> sr keV/keV/1chあたり]
  - ・  $\varepsilon/q=200$ keV
  - ・ J(微分Flux)  $\sim 10^5$  [(cm<sup>2</sup> sr keV s)<sup>-1</sup>]
  - ・ 1spin ~ 3-4秒
  - ・ 各ch(角度の分割数を16程度とする)に100countsを取得

## 2.1 装置の原理



一般的な静電分析器



装置の原理

$$\begin{aligned} \varepsilon/q &= mv^2/2q \\ &= (\Delta\phi/2) \cdot (R/\Delta R) \end{aligned}$$

$\Delta\phi, R, \Delta R$  を変えることで  $\varepsilon/q$  の分析が可能

⇒しかし、中エネルギーを計測するためには  $\Delta\phi$  の高電圧化、機器の巨大化が避けられない。

◎本装置の原理

円筒電極に粒子を斜め入射させることで、粒子の速度を2成分に分解し、その一方を計測する。

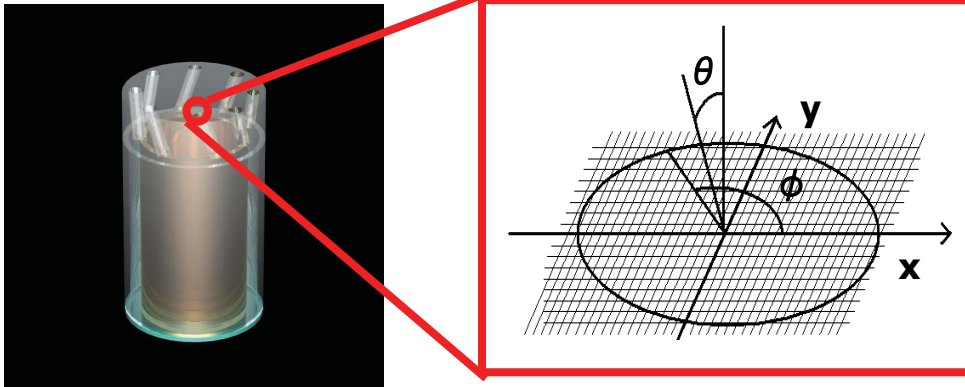
・実際の粒子の速度  $=V$

・計測する速度  $=V_{\perp} = V\cos\alpha$

→  $1/\cos^2\alpha$  倍の  $\varepsilon/q$  の粒子を計測できる

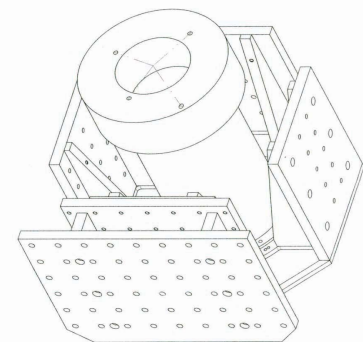


## 2.2 シミュレーション

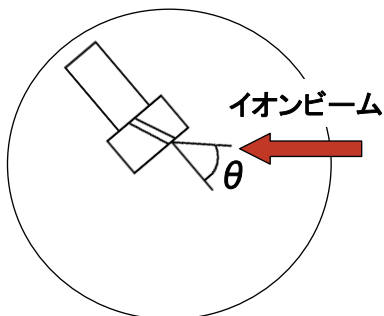


- コリメータ部では $x, y$ (粒子の入射位置),  $\theta, \phi$ (入射角度),  $\varepsilon$ (エネルギー)を変数として採用。
- 円筒電極内に入ってからからは円筒座標を用い、中心方向に電場からの力が働くとして計算。

## 2.3 実験のセッティング



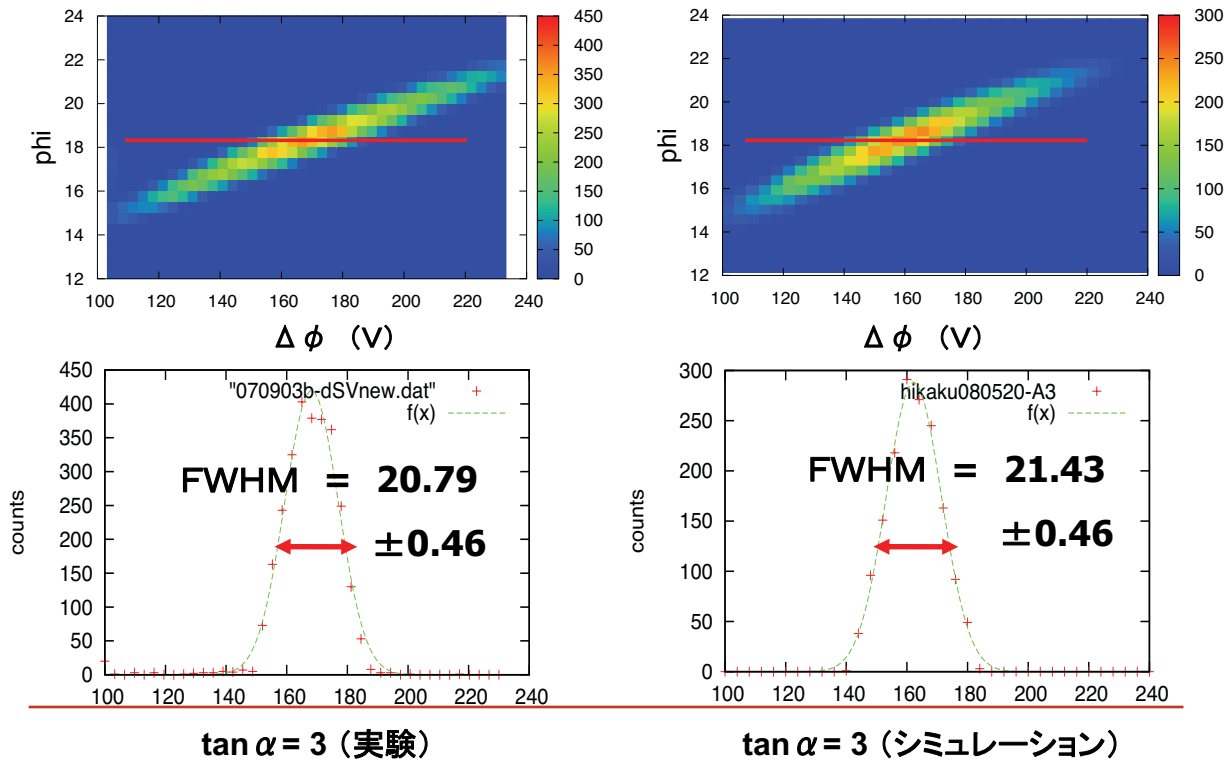
$\tan \alpha = 1, 2, 3, 4$   
 $R = 40(\text{mm})$   
 $\Delta R = 4(\text{mm})$   
 $r(\text{コリメータの半径}) = \Delta R/2(\text{mm})$   
 $H(\text{電極の高さ}) = 180(\text{mm})$   
 $h(\text{コリメータの高さ}) = 50(\text{mm})$



・入射方向  $\theta$  , 極板間電圧  $\Delta \phi$   
 を変化させ、各値でのイオンの検出カウントを記録した。

イオンビーム ( $\text{N}^+$ , 8keV) を入射させた。

### 3.1 シミュレーションと実験の相互比較

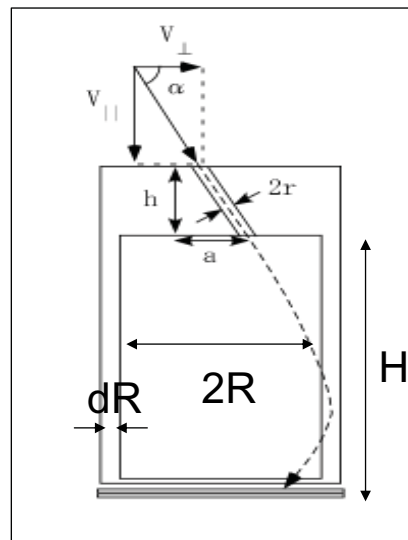


### 3.2 シミュレーションによる性能特性の一般化

- 寸法のパラメータ
  - R : 電極の平均半径
  - $\Delta R$  : 電極間距離
  - H : 電極の高さ
  - h : コリメータの高さ
  - r : コリメータ半径
  - (※  $r = \Delta R / 2$  で固定する)

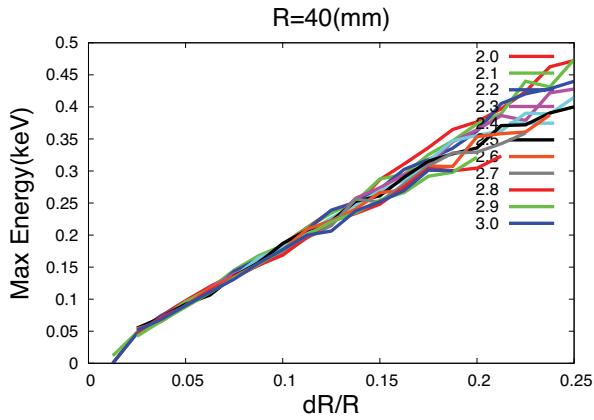
- 性能評価の指標
  - 計測可能な粒子エネルギー
  - エネルギー分解能
  - 角度分解能
  - g-factor

⇒ 各パラメータを変化させ、これらによる指標の変化を見る。  
 パラメータを固定する際は、試作機の寸法に準じた値を定数として用いた。

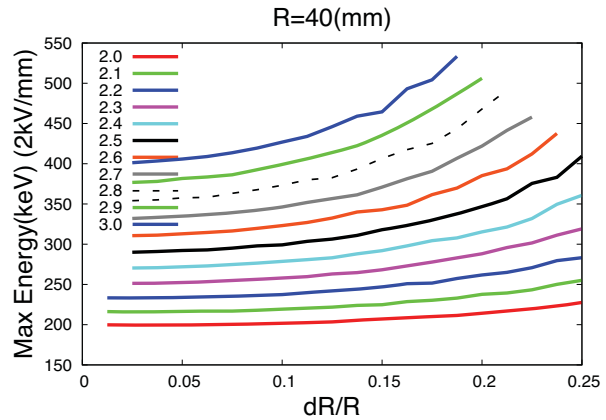


# ΔRに対する計測エネルギー範囲の変化

$$\varepsilon / q = (\Delta \phi / 2) \cdot (R / \Delta R) = (R / 2) \cdot (\Delta \phi / \Delta R)$$



電極間電圧 = 300V

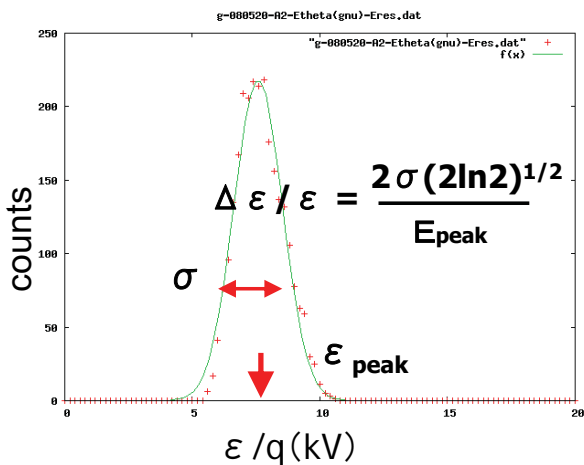


電極間電圧 = 2kV/mm

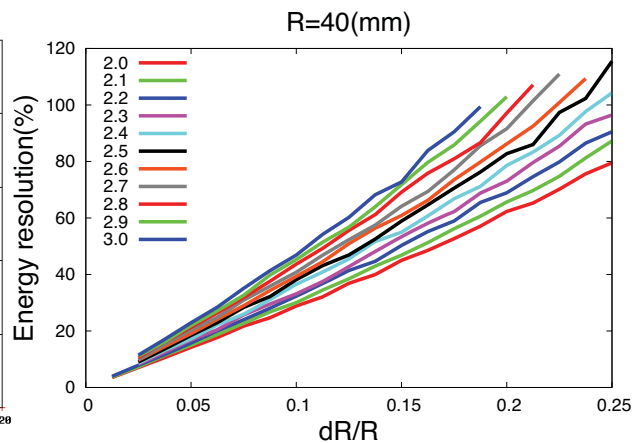
# ΔRに対するエネルギー分解能の変化

- 検出部に到着した粒子に関する ε-counts図を、ガウス関数でFittingして、エネルギー分解能を評価した。

$$\varepsilon / q = (\Delta \phi / 2) \cdot (R / \Delta R \pm 1/2)$$



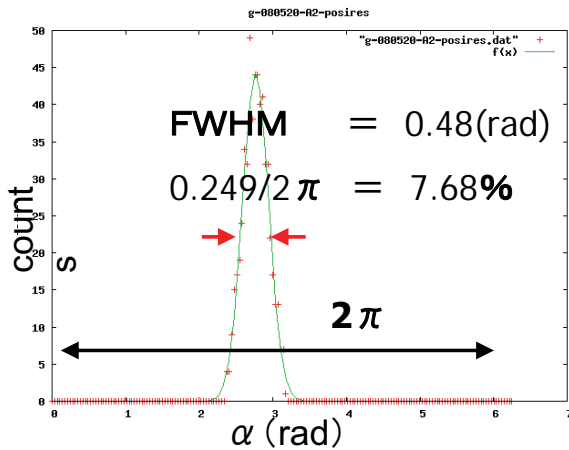
ε/q-counts図(tan α=2)



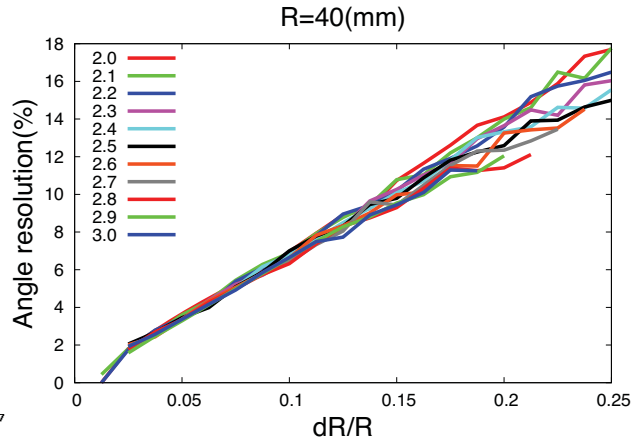
ΔR/R-エネルギー分解能(%)図

# ΔRに対する角度分解能の変化

- 底面(検出器のある位置)における粒子の到達位置から入射粒子の広がりを調べた。



α-counts図(tan α=2)

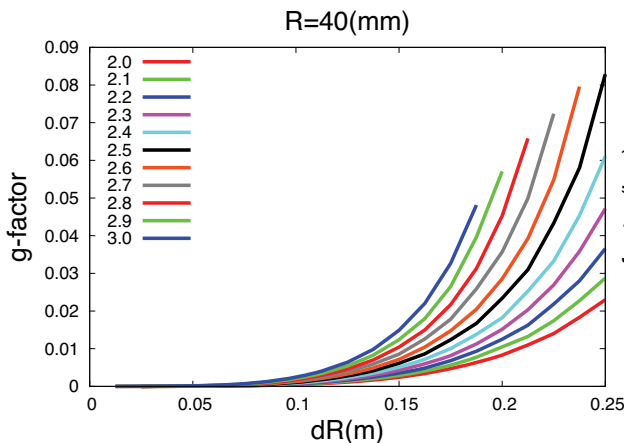


ΔR/R-角度分解能図

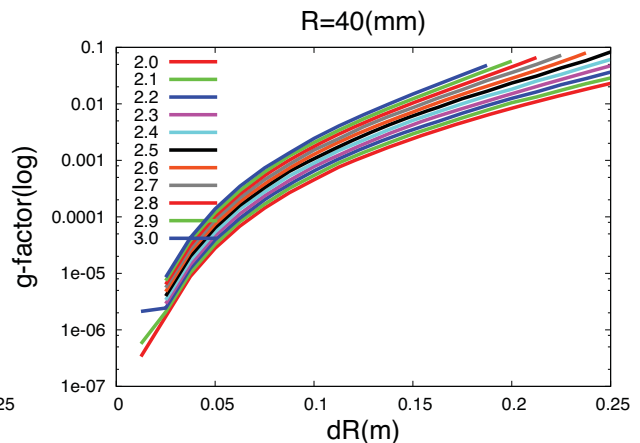
# ΔRに対する感度(g-factor)の変化

- g-factorはシミュレーション結果を用いて下記のように求められる。

$$G = g_e / \varepsilon \doteq \Delta \theta \cdot \Delta \phi \cdot \Delta x \cdot \Delta y$$



ΔR/R - g-factor図

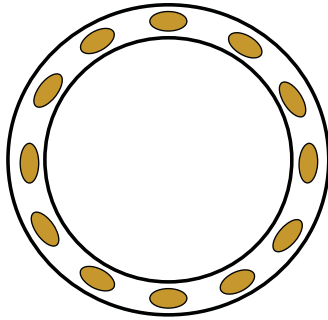


ΔR/R - g-factor(log)図

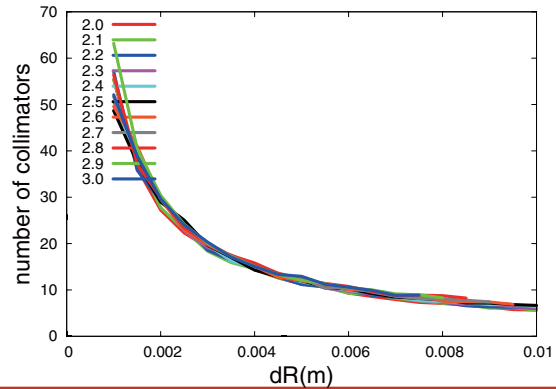
# △Rに対する感度(1chあたりg-factor)の変化

- コリメータを円周上に複数個並べ、検出器全体でのについて言及する。
- 一周に配置出来るコリメータの数は、 $r, R, \alpha$  および角度分解能からが決まる。
- 例)  $\tan \alpha = 2.0, R = 180$  のとき 角度分解能 = 4.19 より ~ 20個
- 1chあたりg-factor

$$= (\text{g-factor}) \times (\text{一周に配置できるコリメータの個数}) / \text{ch数}$$

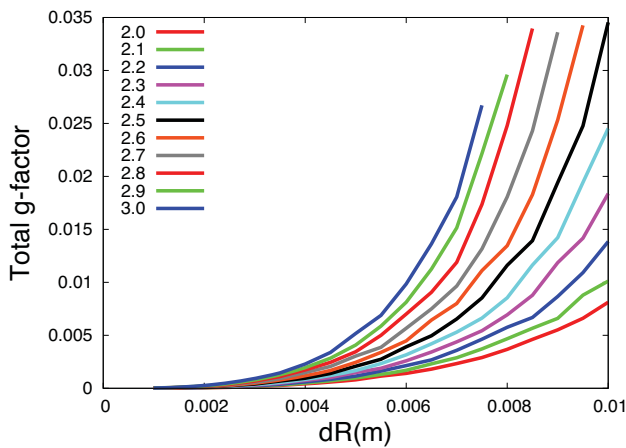


検出器のコリメータ部分

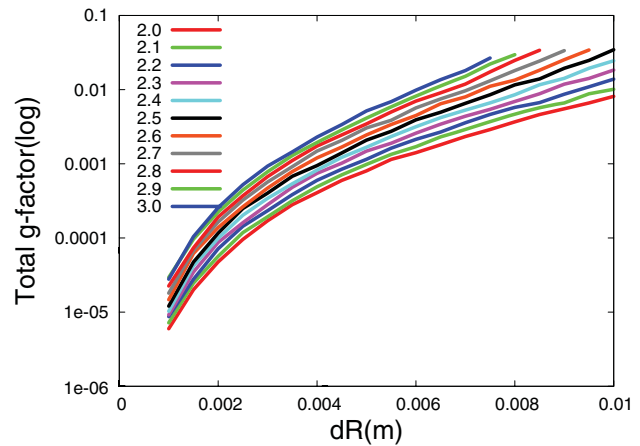


一周に配置できるコリメータの個数

# Total g-factor (パラメータ: $H, \alpha$ )



1chあたりのg-factor



1chあたりのg-factor(log)

## 4. 考察

- 寸法をパラメータにしたシミュレーションより、各指標と寸法の関係がわかった。

⇒ リングカレント領域を計測するのに適した寸法を求めた。

□ $\tan \alpha = 2.0$	➔	計測エネルギー	~202[keV]
□ $R = 40(\text{mm})$		エネルギー分解能	~20.88[%]
□ $\Delta R = 3.5$		位置分解能	~4.21[%]
□ $H = 120$		g-factor	
□ $h = 80$ ( $\Delta \Phi = 2\text{kV}/\text{mm}$ )		~ $5.1 \times 10^{-4}$ [ $\text{cm}^2 \cdot \text{sr} \cdot \text{keV}/\text{keV}/\text{コリメータ}$ ] 1chあたりg-factor (コリメータ数:24、全ch数:12) ~ $1.2 \times 10^{-3}$ [ $\text{cm}^2 \cdot \text{sr} \cdot \text{keV}/\text{keV}/\text{ch}$ ]	

## 5. まとめ

- 円筒形電極を用いた中エネルギー(10-200keV)粒子静電分析器の性能評価および最適化をおこなった。
- $\Delta R$ をパラメータとしてシミュレーションを行った。またその結果をエネルギー分解能、角度分解能、g-factorを指標として性能を評価した。
- この結果をもとに、観測対象に適合させたパラメータを求めた。
- 今後は、視野拡大・感度向上に向けて、一周に複数個のコリメータを並べたものを二重、三重に配置する形式についても考察する

## 第5回宇宙環境シンポジウム

平成20年12月18日(木)～19日(金) つくば国際会議場

The 5th Space Environment Symposium 18 (Thu) - 19 (Fri) December 2008 Tsukuba International Congress Center, Conference Room 101

## 小型衛星／観測ロケット実験による宇宙テザー実験

藤井裕矩(神奈川工科大学/日本大学)、水野敏弘(神奈川工科大学)、渡部武夫、佐原宏典(首都大学東京)、田中孝治(JAXA)

## Experimental Study on Space Tether by a Sounding Rocket/Small Satellite

Hironori A. Fujii<sup>1),2)</sup>, Toshihiro Mizuno<sup>1)</sup>, Takeo Watanabe<sup>3)</sup>, Hironori Sahara<sup>3)</sup> and Kohji Tanaka<sup>4)</sup>

1) Kanagawa Institute of Technology, Atsugi, Kanagawa, 2) Nihon University, 3) Tokyo Metropolitan University, 4) ISAS/JAXA

Abstract: This talk introduces some projects for space tether technology including a sounding rocket experiment deploying electro-dynamic tether with 300m length, YES II (Young Engineer Satellite II) with 31.7km tether, and a small satellite equipped with 30km tether. These space tether experiments will provide new methods to study space environment. Future of space tether technology is also introduced as “free-lunch” Jovian tour, electro-dynamic re-boost, electro-dynamic tether de-orbit of satellite.

*Key words:* Space Tether, Electro-dynamic Tether, Sounding Rocket, Small Satellite, YES II

### はじめに

宇宙テザー技術は宇宙新技術の一つであって、人工衛星同士をひもでつなぎ構造物を形成するシステムであり巻き取った状態で打ち上げ、軌道上で展開することにより大型宇宙構造物の要素となる。

このため、宇宙テザー技術は次のような特長を持つ、すなわち、1) 宇宙構造物に加わる重力は小さいため軽量で長大な構造物を構築できる；2) 打ち上げ時にコンパクトに巻き込むことが出来る；3) 圧縮には耐えられないが、引張りには強い構造物を構築することが出来る；4) スプールから巻き戻すことによって展開することが出来、自律的な構築が可能であり宇宙の人的資源の省力化につなげることが出来て、軌道上では、重力傾度により受動安定

が得られる、さらに、5) 我々のプロジェクトで用いているベア導電テザーでは、宇宙空間において電磁的な環境を人工的に生成し宇宙環境の受動的な観測のみならず、能動的に電離層やアルフヴェン波に働きかけることができる。



Fig. 1 Brief History of Tether Technology

多くのテザー技術による応用が NASA による宇宙ハンドブックで、空気力学研究、ミッションコンセプト、重力制御、導電技術、惑星ミッション、科学、宇宙ステーション、そして輸送といった多様な分野で見ることが出来る [1]。本稿では、このような宇宙テザー技術について実験的な検証の手法の紹介と、いくつかの応用例ならびに将来構想について述べる。

### 1. 宇宙テザー技術実証1：観測ロケット実験 [2]

導電テザーの初の実験として期待された ProSEDS はコロンビア事故のあおりを受けキャンセルされ、テザー技術の将来計画におけるミッシングリンクとなった (Fig. 1)。エレクトロダイナミックテザー (EDT) の作動には、テザーの一端から電子を放出し (今回はホロー・カソードを用いる)、他の一端から電子を収集してテザー中に電流を流す必要がある。ベア導電テザーによる電子収集には、テザーが周辺プラズマに対し正電位になることが必要であるが、観測ロケットの速度は小さいため、これによって引き起こされる誘電起電力は小さく、自然に電位が生じることは期待できない。したがって、ベア・テザーで電流を収集するためには搭載電源によりアクティブに 0.5kV 程度のバイアス電圧を加える必要がある。本理学実験では、このベア導電テザーによる宇宙での電子収集に加え、宇宙機の帯電など宇宙機設計に重要となる



Fig.3 International Tether Meeting (2007 August)

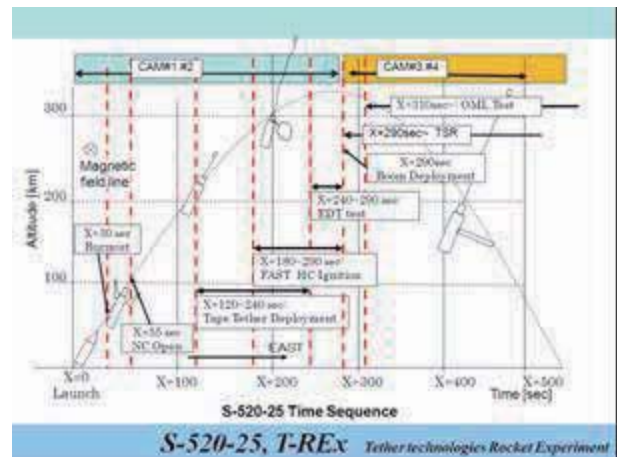


Fig.2 Time sequence of SR520-25

Orbital-Motion-Limit (OML) 理論などの荷電粒子収集理論の軌道上検証を行うものである。このような宇宙実験は米国を中心とした国際協力チームによって ProSEDS 計画のミッションにおいて行われる予定であったが、この計画がキャンセルされたことによって中止となった。このような実験は、短時間の観測ロケット実験によって行うことにより、宇宙ステーションなどの他の衛星との衝突の危険性を回避できる。そのため、今回行われる実験は世界初の実験となり非常に意義深いものであり、日本・米国・欧州・豪州の国際協力によって進められている (Fig. 3)。

本実験では両方とも導電性を持つブームとテープテザー、さらにホロー・カソードによるプラズマ・コンタクターを使い、それぞれフェーズ A と B としてテープに負と正のバイアス電位を与えるような 2 種類



の設定を行う (Fig. 4)。

観測ロケット実験は低価格、シンプルなミッション、短期間での実現性といった特長を持つテザー実験の理想的なデモンストレーションとなる。観測ロケット実験においては全体の飛行時間が20数分と極めて短いため高度300kmの弾道飛行における初期フェーズから、1. 迅速かつ高信頼性のテープテザーの展開、ならびに、2. ホロー・カソードの短時間での点火の技術が必要となり、十分な検討がなされている。

### 観測ロケットにおける理学実験

理学実験はフェーズAとフェーズBの2種類が予定されており、各々以下のである (Fig. 4) :

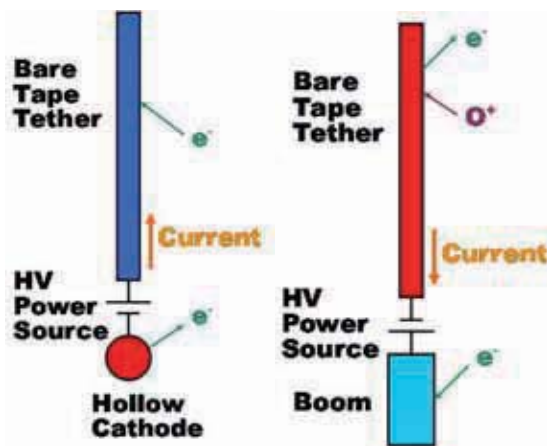


Fig.4 Science experiment on SR520-25

### 理学実験1. ホロー・カソード (HC) による電子放出+ベア・テザーによる電流収集 (Phase B) : 導電テザー (EDT) 作動検証

ホロー・カソードから電子を放出し、ベアテープテザーにより電子を収集することで、テザーシステム周辺プラズマ間に電気回路を形成し、テザー中に電流が流れることを検証し、また、テザーに与える電圧に対する電子収集能力を評価するものであり、導電テザーの作動検証を行うことができる。

### 理学実験2. ブームによる電子収集+テザーによるイオン収集 (Phase A) : OML (Orbital Motion Limit) 理論検証

決まった形状のテープテザーとブームを使用し、異なるプラズマ密度の高度 (異なるデバイ長) において、一方に正、一方に負の異なる電圧を与えることで、プローブ代表長とデバイ長の異なる状況で、電子電流収集、イオン電流収集に関して広範囲にデータ収集することによって、電子収集理論の広範囲の検証を行うものである。



Fig.5 YES2 (Young Engineers' Satellite 2)

### 2. 宇宙テザー技術検証 2: YES 2 (Young Engineers' Satellite 2) による 31.7km テザー展開

Young Engineers' Satellite (YES2) が2007年9月25日にFoton-M3の微小重力プラットフォームのピギーバックとして打ち上げられた (Fig. 5)。これは32kmのテザーを制御しながら展開するものであり、人類が宇宙に打ち上げた宇宙構造物として最長のものとなり世界記録を樹立した。YES2の目的はFotinoと呼ぶ球状の再突入カプセルを再突入軌道に正確に投入することであった。

これは宇宙メール (SpaceMail)、国際宇宙ステーション (ISS) からのサンプルを回収する構想、のデモンストレーションである。飛行実験データからこのテザーの展開はほとんど成功したことがわかり、カプセルは気象条件のためまだ発見するこ

とは出来ないでいるが、Fotinoの着陸点は決定することができている (Fig6)。

YES2 は欧州主導型の日・米・欧・豪の国際協力による宇宙実験であり、欧州にとっては初の宇宙テザーの展開実験として重要な意義を持っており、テザー実験としての項目はすべて達成することができた。この展開のおもな新しい特長は鉛直に展開し、制御して展開を止め、その後切り離して再突入軌道に投入する点である。いくつもの安全設計を実装することによって宇宙環境で運用における非常に高い信頼性を確認することが出来た。さらに、データ解析によって適切な展開性能を実証できて、シミュレーションと地上実験の信頼性を証明することもできた。また、宇宙環境の下でのテザーの特性と共振などの振動特性について新しい知見が得られた。このようなミッションの結果によって多くの種類の将来テザー技術の応用に道を開くことができたし、また、ESA の教育部門の活動の一部として欧州・ロシア・日本・豪州・カナダ・米国からの若い技術者や学生が参加し、この衛星とこれに応用された新しい技術を十分に展開し実証することができた。

### 3. 宇宙テザー技術の検証 3: 小型衛星実験

小型衛星実験は MV の後継機を用いて全体重量 400kg の衛星を高度 600km の傾斜角  $31^\circ$  の軌道に挙げ全長 22km の非導電部と全長 3km の導電部からなるテザーを展開させるもので 2011 年打ち上げとして現在提案中である。

この検証のミッション内容は、1) テザー展開・収納技術の実証、2) 導電テザーによる非線形 Alfvén 波の発生・観測実験 (Fig.7)、3) 導電テザーを起源とする高エネルギー電子ビームによる人工オーロラ生成実験、4) モーメントム・テザーによる軌道上昇実験 (Fig.8)、5) エレクト

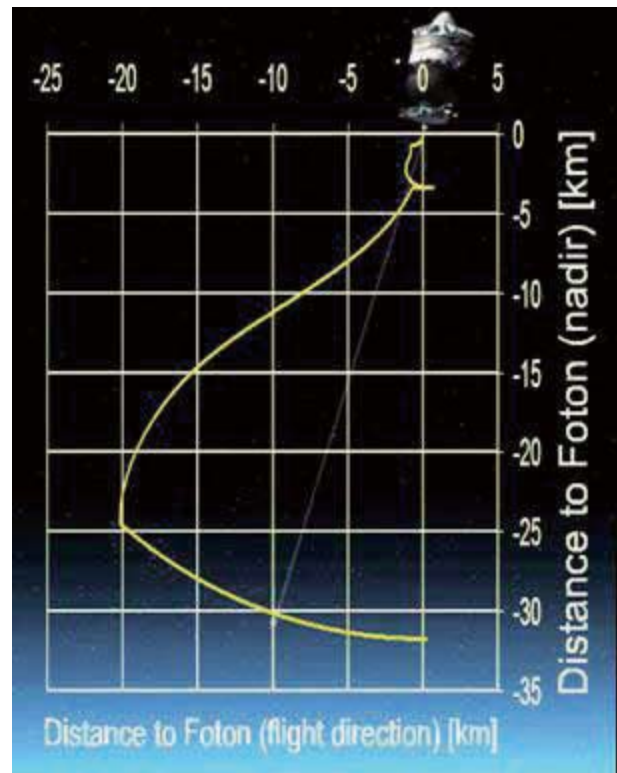


Fig.6 Flight result of YES2

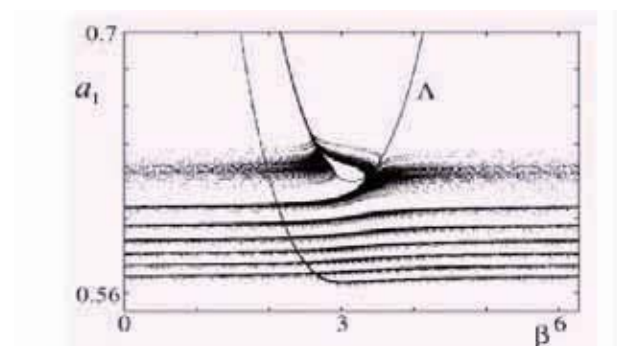


Fig.7 Nonlinear Alfvén Wave

ロ・ダイナミック・テザーによる軌道変換実験であり実験項目は 10 種類である。

このうちミッション 2) 理学実験では宇宙で導電テザーを用いると非線形アルフヴェン波を生成させ制御できる (Fig.7)。このため非線形波動の振る舞いを直接観測する極めて有効な研究手段を与えることが出来る。

また、ミッション 4) は工学的な実証であって、実用的な利点からも大いに有用

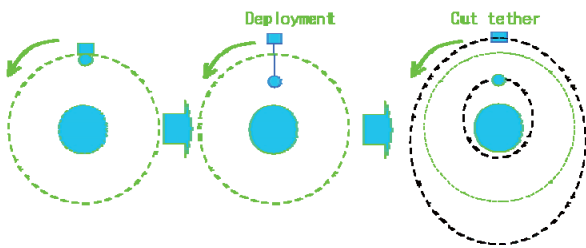


Fig. 8 Engineering Mission

性が期待されているテザー技術を用いて推進燃料を使わない軌道上昇を図る手法である (Fig. 8)。

#### 4. いろいろな宇宙テザーの将来計画

##### テザー技術の応用 1:小惑星サンプルリターン計画

小惑星探査において、テザーを使うことによって、小惑星からサンプルを引き抜く "はやぶさ Mk2" に向けてのテザードサンプラーのアイデア探査機本体の安全を確保できるサンプリング手法である (Fig. 9)。3次元解析・実験のために航空機を用いた弾道飛行による微小重力実験を2007年に実施してその有効性を検証しており、特性の詳細が不明な小惑星表面から30cmの深さで層状を保った資料を採取するため日本刀など伝統技術を応用した技術を研究中である。

##### テザー技術の応用 2:テザー型太陽発電衛星

太陽発電衛星は宇宙空間で太陽光発電を行い、二酸化炭素を発生しないクリーンな発電システムで更に地上とは違って天候や時間帯によって左右されることなく発電しほぼ無尽蔵なエネルギー供給可能という特徴がある (Fig. 10)

##### テザー技術の応用 3: 導電テザー推進

テザー上に流れる電流と地球磁場との干渉によるローレンツ力を推進に利用



Fig. 9 Tethered sampler

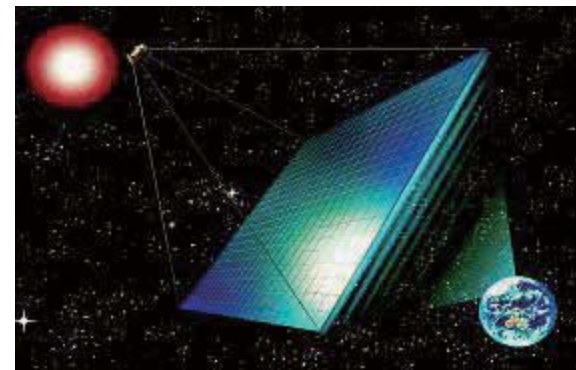


Fig.10 Tethered Space Solar Power Satellite (USEF)



Fig.11 Tethered International Space Station

すると推進剤消費が極めて少ない高比推力な推進システムを構成することが出来、

20km 導電テザーを用いた宇宙ステーションの軌道維持 (Fig. 11) や、デブリ除去 (Fig. 12) などに大いに有効となることが期待されている。



Fig.12 ED Tether Deorbit of Satellites  
テザー技術の応用将来 4: 木星ツアー

木星大気への突入に際して導電テザーを回転させ、木星の衛星 Callisto, Ganymede, Europa, そして Io の連続探査を燃料を使わないで、“Free - Lunch”、行うことが出来る (Fig. 13)。

#### まとめ

宇宙テザー技術の検証実験、また、宇宙テザー技術の応用例、さらに、将来計画として導電テザーによる軌道制御などを紹介した。これら宇宙テザー技術は、低価格で実現でき、そのミッションはシンプルであり、かつ、短期間で実現できる。さらに、理学の面では新発見につながる学術成果が期待され、工学の面では技術的なブレイクスルーが期待される、ProSEDS が残したミッシングリンクを補完する理工学両面で重要な技術検証になる。

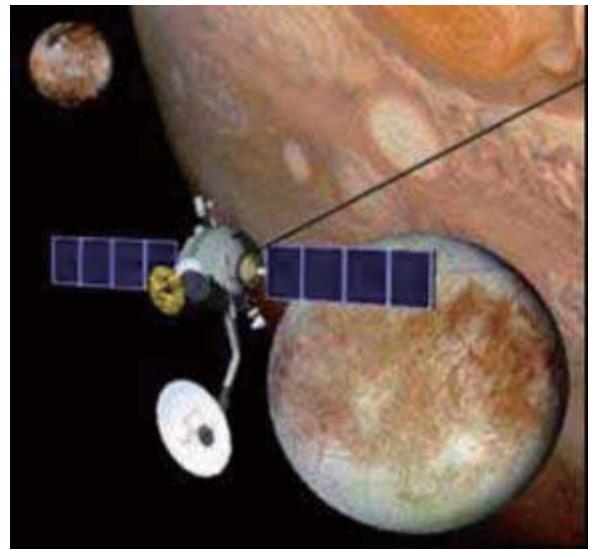


Fig.13 ED Tethers for Jupiter Tour

この宇宙テザー技術は我が国が国際的なリーダーシップをとりうる極めて重要な宇宙技術であり、トップサイエンス、そして、トップテクノロジーを標榜することの出来るものである。

これらの宇宙実証により、宇宙環境における新しい発見が予見されており、今後の進展が大いに期待されるものであり、関係学者の積極的な参加が望まれる。

#### 参考文献:

- 1) H.A.Fujii, “New Space Technology: 1km Tether to 100,000km Space Elevator,” The International IPSI-2004 Conference, Opening Keynote Speech, Montenegro, October 2- 9, 2004.
- 2) H. A. Fujiia, T. Watanabe, H. Kojima, K-I. Oyama, T. Kusagaya, Y. Yamagiwa, H. Ohtsu, M. Cho, S. Sasaki, K. Tanaka, J. Williams, B. Rubin, C. L. Johnson, G. Khazanov, J. R. Sanmartin, J-P. Lebreton, E. J. van der Heide, M. Kruijff, F. De Pascale, P. M. Trivailo, “Sounding rocket experiment of bare electrodynamic tether system,” Acta Astronautica 64 (2009) 313–324. //

## Measurement of temperature after collision of microparticles with a solid state material

<sup>1</sup>T.Miyachi, <sup>1</sup>M.Fujii, <sup>1</sup>O.Okudaira, <sup>2</sup>S.Takechi, <sup>2</sup>A.Kurozumi, <sup>2</sup>S.Morinaga, <sup>2</sup>Y.Kawachi,  
<sup>2</sup>Y.Shinohara, <sup>3</sup>H.Shibata, <sup>4</sup>M.Kobayashi, <sup>5</sup>H.Ohashi, <sup>6</sup>H.Matsumoto, <sup>7</sup>T.Iwai, <sup>8</sup>K.Nogami

<sup>1</sup>Waseda Univ., <sup>2</sup>Osaka City Univ., <sup>3</sup>Kyoto Univ., <sup>4</sup>Nihon Medical School, <sup>5</sup>Tokyo Univ. Marine  
 Sci.& Tech., <sup>6</sup>JAXA, <sup>7</sup>Univ. Tokyo, <sup>8</sup>Dokkyo Med. Univ.

When a solid state dust/debri detector is used in the future, reliable procedures for analyzing its behavior must be established. The temperature during collision is considered as one of the primary parameters for calibration purpose. However, there have been few studies that have dealt with the temperature during collision.

It is a current interest in establishing a calibration method for a dust detector, one of which is a piezoelectric PZT dust detector onboard the MMO craft. Nevertheless, no reliable theories exist that can explain the PZT signal as a function of velocity.

This note serves to promote calibration technique based on the Planck radiation, by adding some supplements to a report [1].

The amount of energy  $U$  per unit volume radiated at equilibrium with frequency  $\nu$  per unit frequency interval by assuming a blackbody at temperature  $T$  is known.

$$U = 8 \pi h \nu^3 / c^3 [1 / (e^x - 1)], \quad (1)$$

with  $x = h \nu / kT$ , where  $c$ ,  $h$  and  $k$  are the light velocity, Planck constant, and Boltzmann constant, respectively.

Then the number of photons of  $h \nu$  emitted from the blackbody is proportional to a factor  $f$

$$f = (kT/hc)^2 [x^2 / (e^x - 1)], \quad (2)$$

The temperature during collision was exceedingly studied by measuring the absolute number of photons. But there remained a lot of factors that influence on the experimental result; solid angle calculation, reflection of light, fluctuation of the gain control system, emissivity of the radiator and other sources of errors and ambiguities

In order to overcome these difficulties/uncertainties, this report is discussed a method that the temperature can be determined as a function of velocity  $v$ . It is proposed that the relationship between  $T$  and  $v$  can be determined using a photomultiplier as an intermediate standard. This method

needs at least one point where the temperature and velocity values are simultaneously determined. Hereafter this point is called the standard point, at which the temperature and velocity are designated as  $T_0$  and  $v_0$ , respectively. Once the standard point is found, the relation between  $T$  and  $v$  is established with a relative manner.

The amplitude of the photomultiplier output signal  $\tau(T)$  at  $T$  is estimated

$$\tau(T) \propto \int f \cdot g \, dx, \tag{3}$$

where  $f(x)$  is represented in eq.(2), and  $g$  is the spectral response characteristic function of the photomultiplier.

On the other hand, the amplitude of the photomultiplier output  $\alpha(v)$  at a velocity  $v$  is experimentally measured. As a result the relation is valid;

$$\tau(T) / \tau(T_0) = \alpha(v) / \alpha(v_0). \tag{4}$$

name	symbol	code
R1081	u	100M
R821	b	200S
R647	v	400K
R1463	w	500U

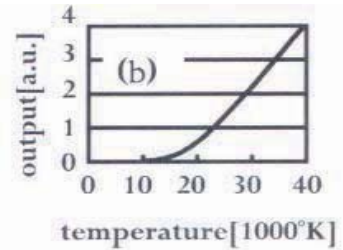
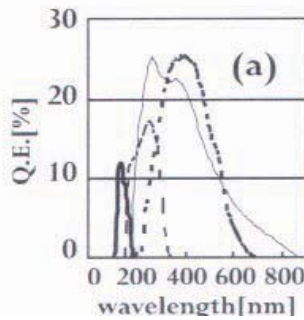


Table I. Four types of photomultipliers. Product name (left), symbolic name (middle) and curve code (right) are listed.

Fig.1(a). Spectral response characteristic functions are plotted: u, b, v, and w are solid-thick dot-thin, solid-thin, and dot-thick lines, respectively.

Fig.1(b). Relative amplitudes using the solid-thick line.  $T_0$  is estimated  $\sim 18,000$  K by extrapolation.

Four types of photomultipliers (products of Hamamatsu Photonics) were used as listed in Table I. They are designated as u, b, v, and w for convenience. The function  $g$  was measured for each photomultiplier as shown in Fig.1(a).

The u-photomultiplier acts as a threshold detector, because of its narrow window for the wavelength. It works linear over the wide range of temperature. The calculated values are plotted as a function of  $T$  in Fig.1(b). By extrapolating these points, it is estimated to be  $\sim 18,000$  K at zero amplitude. Accordingly, the temperature at the standard point is  $T_0 \sim 18,000$  K.

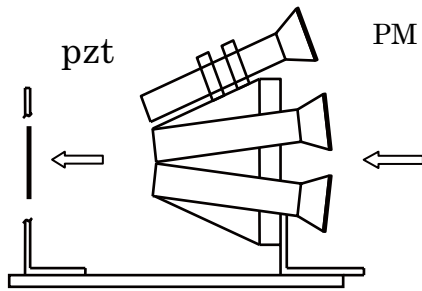


Fig.2. Concept of arrangement.

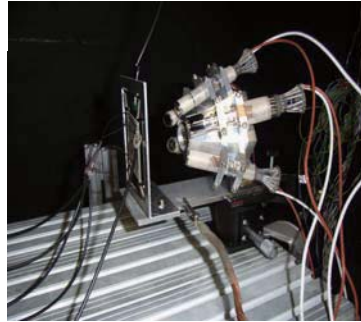


Fig.3. Assembly of photomultipliers.

The five photomultipliers were arranged as conceptually shown in Fig.2. They were assembled as in Fig.3. They were directed toward a PZT element placed at a distance of 60 mm. Two v-type photomultipliers were used; one ( $v_1$ ) was used to measure the flashes and the other ( $v_2$ ) was used as a monitor. All the photomultipliers were biased such that the amplitudes of the output signal were less than 150 mv in order to avoid a possible deviation from linearity.

The PZT element of dimensions of  $40 \times 40 \times 1 \text{ mm}^3$  was coated with a layer of silver electrode that was several  $\mu\text{m}$  thick.

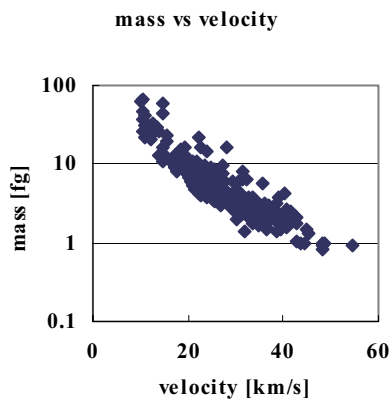


Fig.4. Distribution for the mass and velocity.

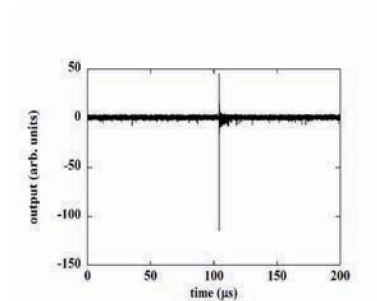


Fig.5. Spike-like form signal.

The hypervelocity particles comprising Ni and Fe particles were supplied by the Van de Graaff accelerator at the Max-Planck-Institut für Kernphysik. The velocity and mass of each particle were measured by scanning the signals induced in an electrostatic electrode [2]. The distribution for the mass vs velocity is plotted in Fig.4. The particles were located within a circle of  $\sim 10 \text{ mm}$  in diameter at the PZT element [3].

The amplitudes of the output signals of  $u$ ,  $b$ ,  $v_1$ , and  $w$  were directly measured with a digital scope  $S_1$ . The amplitudes from the PZT element were measured by another scope  $S_2$  to confirm the occurrence of collision. The  $v_2$ -signal was monitored on  $S_2$  as a time reference. The maximum overall margin of error was estimated to be 30 %.

Only samples that a spike-like form (Fig.5) is recognized are picked up. The width of the spike-like signal is as short as 10~20 ns. The spike-like form is reduced to, for example, the form of  $v_1$  in Figs.6(a) and (b). There are many small signals after the sharp peak, which are considered as flashes of recombination of plasma particles appearing over several tens  $\mu$ s.

It was very rare that five photomultipliers fired almost free from the influence of secondary dust. It was very often to have events that  $v_1$ -,  $v_2$ -, and  $w$ -signals coexisted, but  $b$ - and/or  $u$ -signals missed.

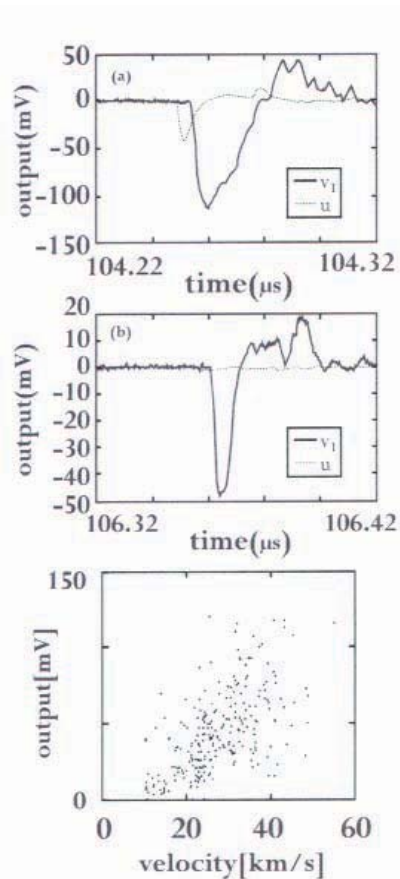


Fig.6.  
 (a) Signal forms belonging to category I.  
 (b) Signal forms belonging to category II.  
 (c) Distribution of the amplitude for the  $v_1$ - photomultiplier.

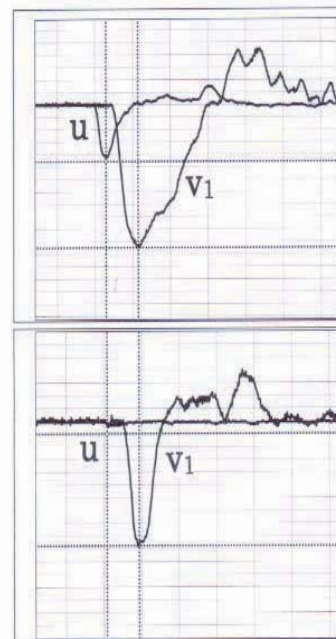


Fig.7. Effect of the screening on the wave form. The details are explained in the text.



The signal form was varied not only among the photomultipliers but also from event to event. Figures 6(a) and (b) shows the typical signal forms observed in the u- and  $v_1$ - photomultipliers. There are some cases in which the signal form appears normal [(a) tagged as category I]. There are various forms that appear irregular [(b) category II]. Such variations are indicative of the wide distribution of the amplitudes [(c) for the  $v_1$ -photomultiplier].

Figures 6(a) and (b) are rewritten in Fig.7. Figure 7 (top) shows that the u-photomultiplier signal is almost normal and follows the  $v_1$ -signal with a time offset of  $\sim 9$ ns. In contrast, Fig.7 (bottom) illustrates that the  $v_1$ -signal is significantly sharp and the u-signal almost disappears at an advanced point in the signal path.

The characteristic behaviors in Fig.6 or Fig.7 can be explained as follows: When a hypervelocity microparticle strikes the PZT element, many secondary particles that screen the photomultipliers from the element are produced. The irregular forms are considered to be a consequence of this screen effect.

The signal forms in Fig.7 (top) belong to category I, while those in Fig.7 (bottom) belong to category II. Similar distributions in Fig.6 (c) were observed in other photomultipliers.

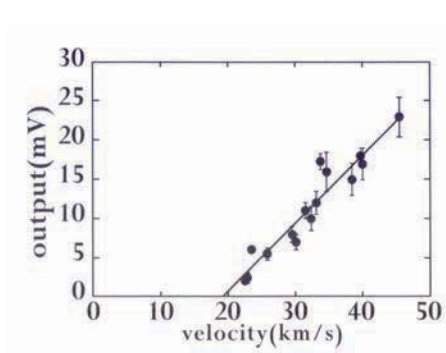


Fig.8. Amplitudes of the u-photomultiplier output signal. The measured points are extrapolated by the solid line.  $T_0$  is found to be  $\sim 18,000$ K.

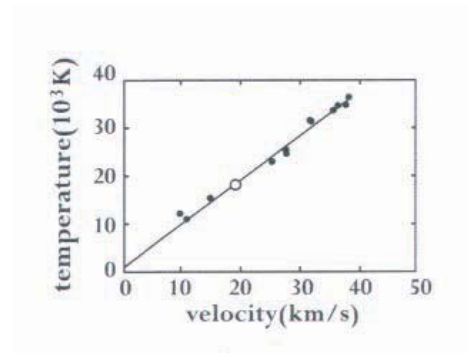


Fig.9. Velocity vs temperature,  $\tau(T) / \tau(T_0) = \alpha(v) / \alpha(v_0)$ . The standard point by the u-photomultiplier is shown by (o). The solid line is a guide for the eye.

Therefore, the amplitude  $\alpha(v) / \alpha(v_0)$  should be measured using only samples of category I. By extrapolating these points to zero amplitude using the u-photomultiplier, the threshold velocity  $v_0$  was estimated to be  $\sim 19$  km/s as shown in Fig.8. This value corresponds to  $T_0$  of  $\sim 18,000$ K.

By applying the same procedure to the signal forms from the b-photomultiplier, these quantities are found to be  $\sim 11,000$  K and  $\sim 11$  km/s. By using the relation  $\tau(T) / \tau(T_0) = \alpha(v) / \alpha(v_0)$ , they are found to be  $\sim 12,000$  K and  $\sim 10$  km/s, respectively, for the  $v_1$ -photomultiplier.

The relationship  $\tau(T) / \tau(T_0) = \alpha(v) / \alpha(v_0)$  is two-dimensionally plotted in Fig.9 The temperature-velocity relationship appears slightly concave-up in shape. Here the relationship may be approximated to be linear in the velocity range from 10 to 40 km/s. Thus, the conversion rate was estimated to be  $\sim 900$  K/km/s. This conversion rate was much higher than that reported earlier [4,5]. This conversion rate is to be reevaluated by considering the influence of secondary particles generated during collision.

In summary, the proposed method is useful for measuring the temperature immediately after collision of hypervelocity microparticles with solid materials. The conversion rate  $\sim 900$  K/km/s was obtained with an error of 30% in the range of 10 – 40 km/s. This value was found to be much higher than that reported earlier. This was considered as the screening effect due to secondary particles.

#### References

- [1] T.Miyachi et al, Appl. Phys. Lett. **93**, 174107 (2008).
- [2] T.Miyachi et al., J. Appl. Phys. **98**, 014110, 2005.
- [3] T.Miyachi et al., Jpn J. Appl. Phys. **47**, 3772, 2008.
- [4] G.Eichhorn, Planet Space Sci. **23**, 1519, 1975.
- [5] G.Eichhorn, Planet Space Sci. **26**, 463, 1978.

# 付 録

## The 5th Space Environment Symposium

18 (Thu) - 19 (Fri) December 2008

Tsukuba International Congress Center, Conference Room 101

18 (Thu) December

13:30-13:40 Opening Address (Obara)

13:40-15:20 Session 1 (Chairperson : Obara)

Reviews of Recent Studies and Related Talks on Space Environments

13:40-14:20 "Enhancing Global Cooperation for Space Environment Modeling and Data Information" T.Onsager (NOAA/USA, Solicited)

14:20-15:00 "An Overview of Recent ESA Activities in the Area of Space Environments and Effects" A.Glover (ESTEC/ESA, Solicited)

15:00-15:20 "Statistical Analysis for GEO Plasma Environment Prediction Using Real-Time Magnetosphere Simulation and Observation" M.S.Nakamura (Osaka Pref. Univ.), T.Sakata, H.Shimazu, H.Shinagawa, S.Fujita, T.Tanaka

15:20-15:40 Coffee Break

15:40-17:40 Session 2 (Chairperson : Usui)

Reviews of Recent Studies and Related Talks on Space Environment Effects

15:40-16:20 "Spacecraft Charging Study in Japan" M.Cho (KyuShu Inst. Tech., Solicited)

16:20-17:00 "Problems and Recent Trends on Material Degradation Studies in A Real and Simulated Space Environment" M.Tagawa (Kobe Univ., Solicited)

17:00-17:20 "Ion Beam Neutralization: Theory and Fully Kinetic Simulations" J. Wang (Kyoto Univ.), H.Usui, C.Chang

17:20-17:40 "Experimental Results of International ESD Test in Kyushu Institute of Technology" H.Masui (KyuShu Inst. Tech.), K.Toyoda, M.Cho, S. Puthanveetil, X.Yanlin

(Windows PC is prepared for presentation.)

(Wireless LAN environment is available in the conference room.)

## 第5回宇宙環境シンポジウム

平成20年12月18日(木)～19日(金)

つくば国際会議場 大会議室101

12月19日(金)

09:20-10:40 セッション3-1 (座長:三宅) 帯電・放電-1

09:20-09:40 "衛星搭載プリント基板材料の帯電特性" 藤井治久 (奈良工業高等専門学校)

09:40-10:00 "低温及び室温における太陽電池クーポンパネルの放電頻度の比較" 上田敦史 (九州工業大学)、岩田稔、豊田和弘、増井博一、趙孟佑

10:00-10:20 "プロトン照射絶縁材料における電荷蓄積特性" 沼田誠也 (武蔵工業大学)、丸田真吾、三宅弘晃、田中康寛、高田達雄

10:20-10:40 "紫外線または電子線が照射された衛星用絶縁材料の表面および体積抵抗率の測定" 小宮山丈行 (埼玉大学)、仁田工美、山納康、小林信一

10:40-11:00 休憩

11:00-12:40 セッション3-2 (座長:三宅) 帯電・放電-2

11:00-11:20 "ポッケルス効果を用いた光学計測法による表面帯電計測" 日月應裕 (武蔵工業大学)、西巻竜太、三宅弘晃、田中康寛、高田達雄

11:20-11:40 "各種絶縁体の光電子放出電流の分布測定" 伊藤広和 (埼玉大学)、生井諭司、山納康、小林信一、仁田工美

11:40-12:00 "静電気計測と高圧オペアンプの宇宙開発への応用" 上原利夫 (トレック・ジャパン)

12:00-12:20 "低温太陽電池パネルを用いた ESD 地上試験" 真志取秀人 (JAXA)、仁田工美、高橋真人

12:20-12:40 "誘電体体積抵抗率計測と帯電評価への適用" 渡邊力夫 (武蔵工業大学)、三宅弘晃、仁田工美

12:40-14:00 昼食

14:00-15:40 セッション4 (座長:古賀) 宇宙天気予報

14:00-14:20 "太陽定数と地球気候" 上出洋介(京都大学)、J. Lean

14:20-14:40 "サイクル23の極小とサイクル24の極大について" 亙慎一(情報通信研究機構)

14:40-15:00 "STEREOとACEの太陽風変動の相関—宇宙天気予報への応用—" 長妻努(情報通信研究機構)、秋岡眞樹、三宅互、大高一弘

15:00-15:20 "NICTリアルタイム宇宙天気統合シミュレータ:現状と展望" 久保勇樹(情報通信研究機構)、品川裕之、島津浩哲、田中高史

15:20-15:40 "JAXA宇宙環境計測の現状と今後の展開" 小原隆博(JAXA)、宇宙環境グループ

15:40-16:00 休憩

16:00-18:00 セッション5 (座長:木本) 宇宙環境モデリングと計測実験

16:00-16:20 "惑星間航行システム開発に向けたマルチスケール粒子シミュレーション" 臼井英之(京都大学)、篠原育、山川宏、船木一幸、中村雅夫、梶村好宏、沼波政倫、秋田大輔、上田裕子

16:20-16:40 "磁気圏環境における光電子電流計測に関するシミュレーション研究" 村中崇信(JAXA)、上田裕子、臼井英之、篠原育

16:40-17:00 "中エネルギー円筒型静電分析器の開発" 青山聡(京都大学)、町田忍、小原隆博、平原聖文、齋藤義文、斎藤昭則、横田勝一郎

17:00-17:20 "小型衛星/観測ロケット実験による宇宙テザー実験" 藤井裕矩(神奈川工科大学)、渡部武夫、佐原宏典、水野敏弘、田中孝治

17:20-17:40 "地球近傍および深宇宙での固体微粒子環境" 矢野創(JAXA)

17:40-18:00 "超高速微粒子衝突直後の温度測定" 宮地孝(早稲田大学)、藤井雅之、奥平修、武智誠次、黒住篤磨、森永慎也、柴田裕実、小林正規、大橋英雄、松本晴久、岩井岳夫、野上謙一

18:00-18:20 まとめ(松本)

(発表用のWindows PCをご用意いたします。ご自身のPCをお使いいただいても結構です。)  
(会場ではワイヤレスLANをご利用いただけます。)



本書は再生紙を使用しております  
紙へリサイクル可

This document is provided by JAXA.