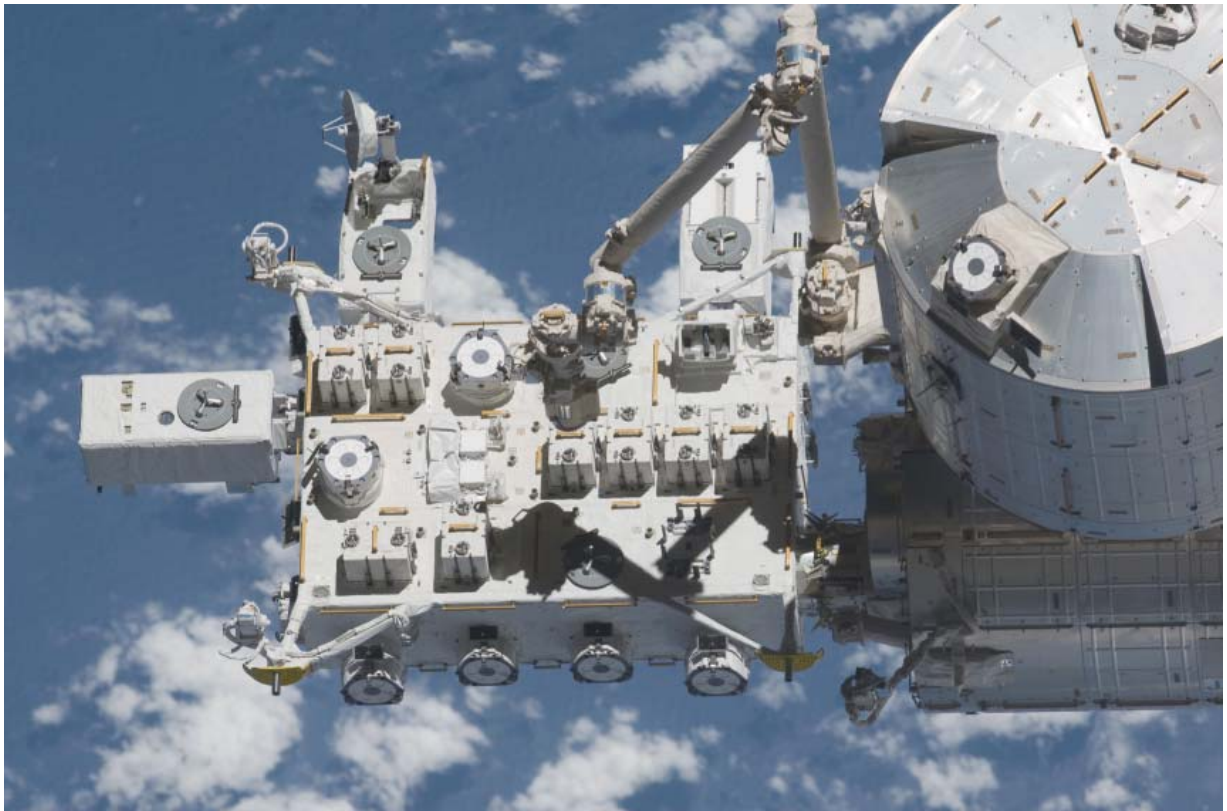


第6回「宇宙環境シンポジウム」 講演論文集

Proceedings of the 6th Spacecraft Environment Symposium



2009年10月29日、30日
北九州国際会議場

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6回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集

Proceedings of the 6th 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

2010 年 2 月

February 2010

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

International session

Opening Address

Y.Nakamura(JAXA)	1
------------------------	---

「Initial Results from the Space Environment Data Acquisition Equipment aboard the International Space Station」

T.Goka (JAXA).....	5
--------------------	---

「MAGDAS Project at SERC and It's Application for Space Weather」

K.Yumoto(Kyushu Univ.)	41
------------------------------	----

「Orbital Debris Related Activities」

T.Hanada(Kyushu Univ.)	60
------------------------------	----

「Particle-In-Cell Simulations on the Interactions between Space Plasma and Advanced Propulsion System」

H.Usui(Kobe Univ.), JST/CREST plasma simulation team, JEDI plasma simulation team	69
---	----

「Effects of Cryogenic Temperatures on Spacecraft Internal Dielectric Discharge」

D.Ferguson(NASA).....	85
-----------------------	----

「Pathways to Next Generation Space Solar Cells」

C.Baur(ESA)	95
-------------------	----

「CNES / ONERA Physical Flash-over Simulator」

D.Payan(CNES).....	114
--------------------	-----

「SPIS and MUSCAT Software Comparison on LEO-like Environment」

V.Inguibert(ONERA)	122
--------------------------	-----

「On-Orbit Study of Primary Arc Effects on Solar Cell Performance」 J.Likar(LMCO)	129
「Laboratory Tests of New Solar Arrays Designs」 B.Vayner(OAI)	138
「ESD Tests on High Voltage Solar Array for LEO Satellite」 W.Feng(CAST)	148
「Spacecraft Plasma Interaction Experiments Performed in India.」 S.Gupta(FCIPT)	162
宇宙環境計測、宇宙機-宇宙環境相互作用	
「衛星搭載用原子状酸素モニター装置の地上キャリブレーションに関する一考察」 田川雅人(神大大学院)、横田久美子	179
「宇宙観測計測ミッション装置（SEDA-AP）の初期チェックアウト結果について」 「Development of the neutron monitor onboard Space Environment Data Acquisition Equipment - Attached Payload (SADA-AP)」 古賀清一(JAXA)、松本晴久、五家建夫、小原隆博、木本雄吾、山田理子、松枝達夫、 渡辺英幸、遠藤美穂、佐孝大地	183
帯電・放電実験及びシミュレーション	
「高エネルギー電子ビーム環境におけるフラッシュオーバー放電の伝播範囲」 奥村哲平(JAXA)、原田次郎、萩原洋介、仁田工美、高橋真人、豊田和弘	187
「宇宙機用ワイヤ間の持続放電特性」 藤井治久(奈良工専)、上谷佑介	192
「小型沿面放電分布測定装置による低気圧中の沿面放電観測」 鈴木祥太(東京都市大)、八島巧実、小宮山洋平、高田達雄、三宅弘晃、田中康寛	197

「リアルタイム磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道衛星表面帯電予測」 中村雅夫(大阪府立大)、坂田智、島津浩哲、品川裕之、藤田茂、田中高史	203
---	-----

「惑星間航行に向けたソーラーセイル周辺のプラズマ挙動基礎解析」 村中崇信(JAXA)、上田裕子、臼井英之、篠原育	207
---	-----

「宇宙機環境プラズマ解析の高解像度化」 上田裕子(JAXA)、村中崇信、篠原育、臼井英之	211
---	-----

「宇宙用太陽電池アレイ上での持続放電抑制法の開発に関する研究」 和田智博(九工大)、増田博一、豊田和弘、趙孟佑	215
--	-----

帯電測定技術、材料物質

「宇宙材料の研究活動と課題」 「Research Activities about Spacecraft Materials」 木本雄吾(JAXA)	223
--	-----

「プロトン照射ポリイミドフィルムの帯電特性」 沼田誠也(東京都市大大学院)、三宅弘晃、田中康寛、高田達雄、岩井岳夫	230
---	-----

「宇宙環境下で使用する材料の光電子放出分布測定」 生井諭司(埼玉大)、小林信一、山納康、仁田工美	234
---	-----

「誘電体体積抵抗率測定時の温度可変システムについて」 櫻井和也(東京都市大)、江面裕貴、森岡祐貴、渡邊力夫、三宅弘晃、目黒在、仁田工美	236
---	-----

「原子状酸素照射装置開発を目的とした原子状酸素速度および流束の計測」 値賀将(九工大)、Noor Danish、Arifur R.Khan、増井一博、岩田稔、豊田和弘、趙孟佑	242
---	-----

宇宙天気予報

「ニューラルネットワークによる静止軌道の電子フラックス予測」 中村祐輔(徳山工専)、北村健太郎、徳光政弘、石田好輝、亘慎一	247
「グローバル MHD シミュレーションによる AE 指数予報の可能性について」 北村健太郎(徳山工専)、島津浩哲、藤田茂、亘慎一、国武学、田中高史	253
「MAGDAS で観測された電離圏電流」 山崎洋介(九大)、湯元清文、阿部修司、魚住禎司、吉川顕正	258
「STP データからの異常検知法の開発~Substorm precursor 検出への応用」 徳永旭将(九大)、中村和幸、樋口知之、吉川顕正、魚住禎司、池田大輔、藤本晶子、森岡昭、 湯元清文.....	260
「宇宙機内部帯電に及ぼす荷電粒子環境の検討」 藤井治久(奈良工専)、宮本尚使.....	266

衛星設計標準・デブリ・ダスト

「地球低軌道における能動的デブリ除去の効果について」 眞庭知成(九大)、花田俊也	271
「静止軌道のスペースデブリの現況と将来予測」 有吉雄哉(九大)、花田俊也	277
「宇宙ダスト計測技術の研究開発」 松本晴久、○北澤幸人(JAXA)	283

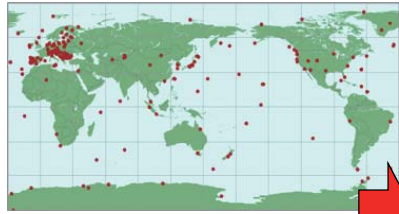
International Session

Greenhouse gases observing satellite "Ibuki"

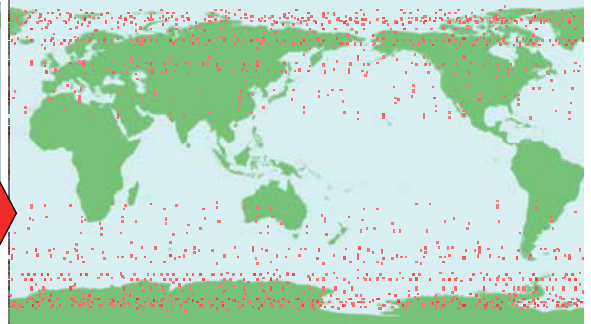
Contribute to prevention of the global warming by observing distribution of greenhouse gases concentration.



F#15 H-IIA launch Jan. 23. 2009



282 observation points
(Oct.16.2008)



Observing distribution of
greenhouse gases concentrations

56,000 observation points
(present)



Piggyback satellite (SDS-1)

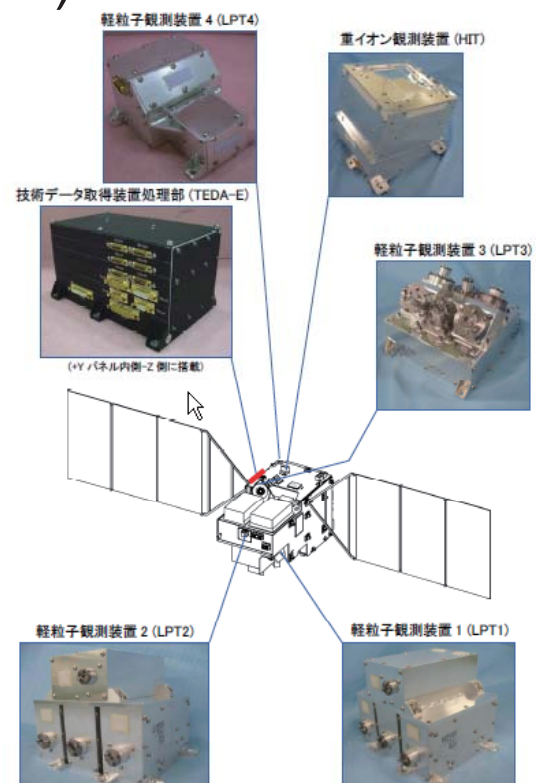
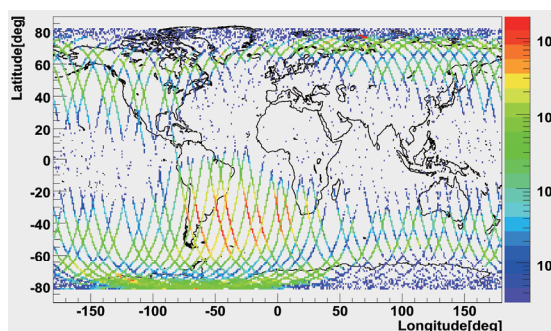
320MIPS 64bitMPU
36MbitSRAM
DC/DC converter

Demonstrated
successfully on orbit.

LPT (Light Particle Telescope) on satellites



Data from LPT (Light Particle Telescope)



Astronaut Wakata's activity

Operiod of staying in space

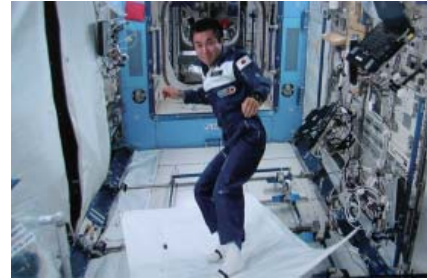
Launch of STS-119(16th March, 2009)

~Landing of STS-127(31th July, 2009)

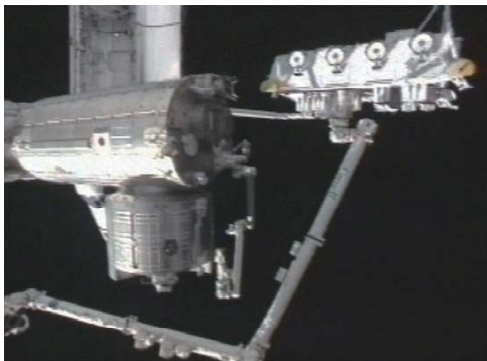
Total:about 138 days

Oworking period as a resident crew on ISS

about **122** days



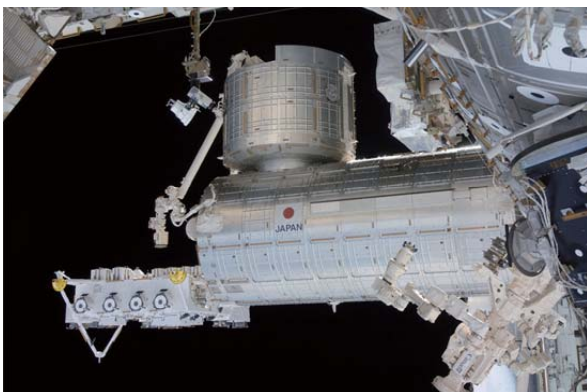
Completion of assembly of Japanese Experiment Module, "KIBO"



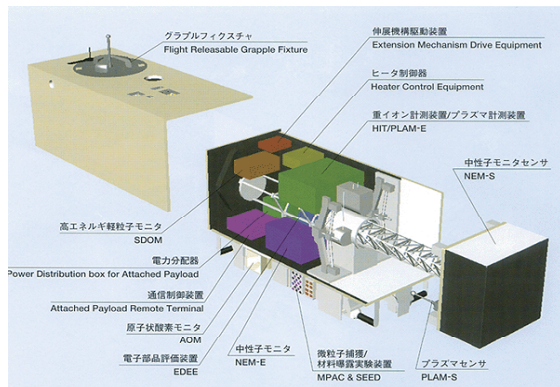
On 19th July, 2009

Exposed Facility was fixed to KIBO's Pressurized Module by astronaut Wakata operating the ISS robotic arm.

⇒**completion of KIBO**



SEDA-AP on KIBO



SEDA-AP Space Environment Data Acquisition Equipment- Attached Payload

- launched by STS-127
- installed to KIBO on 24th July
- starting measurement of space environment by 8 mission equipments from 17th Sep

SEDA-AP being installed to the KIBO's exposed facility



Launch of H- II B rocket



H- II B was launched successfully on 2:01'46 (JST), 11th Sep, 2009

H- II B Launch Vehicle Specifications

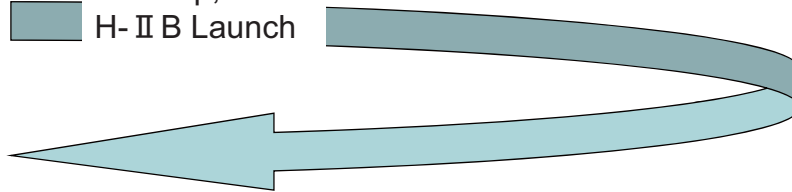
Length	56.6m
Mass	531ton (without payload mass)
Guidance Method	Inertial Guidance Method



HTV (H- II Transfer Vehicle)



11th Sep, 2009
H- II B Launch



<Future schedule>
Beginning of Nov.

- leaving ISS
- atmospheric reentry



18th Sep, 2009
Berthed at ISS

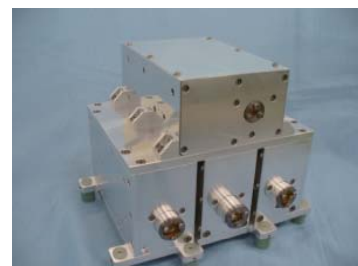


Jason-2 satellite, launched on June 20, 2008

LPT (Light Particle Telescope) has been installed



LPT-E



LPT-S

Initial Results from the Space Environment Data Acquisition Equipment aboard the International Space Station

Tateo Goka, and SEDA-AP Team

Kiyokazu Koga, Haruhisa Matsumoto, Yugo Kimoto, Shohich Ichikawa, Noriko Yamada, Hideyuki Watanabe, Miho Endo, Daichi Sakoh, Tatsuo Matsueda, and Takahiro Obara

Japan Aerospace Exploration Agency, 1-1, Sengen 2chome, Tsukuba-city, Ibaraki
305-8505

Abstract

Space Environment Data Acquisition equipment (SEDA), which was mounted on the Exposed Facility (EF) of the Japanese Experiment Module (JEM, also known as “Kibo”) on the International Space Station (ISS), had developed to measure the space environment of the orbit of ISS. This payload module is called SEDA – Attached Payload (AP). SEDA-AP started to measure space environment on Aug. 2009. This paper reports the mission objectives, instrumentation, and initial measurement results of SEDA-AP.

1. Introduction

To support future space activities, it is very important to acquire space environmental data related to space radiation degradation of space parts and materials and spacecraft anomalies. Such data are useful for spacecraft design and manned space activity.

On several satellites of the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) since the Engineering Test Satellite-V (ETS-V), Technical Data Acquisition Equipment (TEDA) and SEDA have been installed for obtaining the data described above (TEDA and SEDA were installed on 14 spacecrafts for over 20 years).

The SEDA-AP was launched by the Space Shuttle Endeavour (STS-127) on 16 July 2009 (JST) and attached to the JEM-EF on 24 July 2009 (JST). SEDA-AP started to measure space environment on 11 Aug. 2009. The SEDA-AP comprises common bus equipment supporting launch, RMS handling, the power/communication interface with JEM-EF, an extendible mast that extends the neutron monitor sensor 1 m separate from the bus structure, and equipment that measures space environment data. Figure 1 shows a picture of SEDA-AP and the Exposed Facility. Figure 2 depicts a perspective drawing of SEDA-AP.

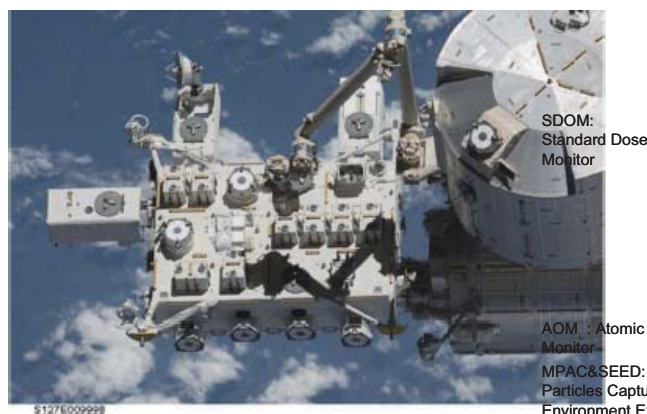


Fig. 1. Picture of the SEDA-AP(left) and EF on ISS/kibo

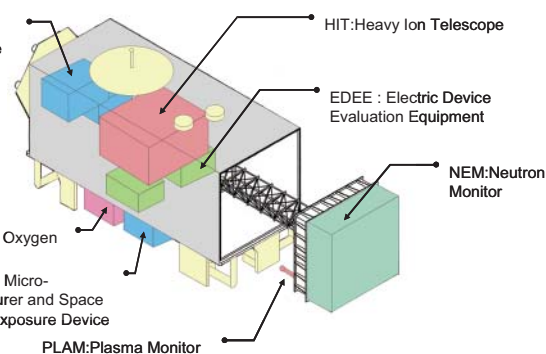


Fig. 2. Perspective drawing of SEDA-AP

2. Instrumentation

Figure 2 shows that SEDA-AP has eight environment monitoring sensors. Its total weight is about 480 kg; its dimensions are $1850 \times 1000 \times 800$ mm (neutron monitor storing condition). An overview and the principle of each instrument are as follows.

2.1 Neutron Monitor (NEM)

Neutrons are very harmful radiation because of their strong permeability attributable to its electrical neutrality. The Neutron Monitor measures the energy of neutrons from thermal to 100 MeV in real time using a Bonner Ball Detector [1][2] and a Scintillation Fiber Detector [3]. The Bonner Ball Detector discriminates neutrons from other charged particles using ^3He counters, which have high sensitivity to thermal neutrons. It also measures neutron energy using the relative response, which corresponds to different polyethylene moderator's thickness (6 pcs.). The Scintillation Fiber Detector measures the track of incident particles using a cubic arrangement sensor on which are heaped up 512 scintillator fibers. The sensor discriminates neutrons using differences of these tracks, and measures neutron energy by measuring its track length. Figure 3 depicts an image of NEM.

2.2 Heavy Ion Telescope (HIT)

Using a Solid State Detector, the Heavy Ion Telescope measures the energy distribution of heavy ions (Li–Fe), which cause single event anomalies and damage to electronic devices. The Solid State Detector converts loss energy of heavy ions in the detector to electrical signals. The HIT measures an incident particle's mass from loss energy in each layer (ΔE) and the total loss energy of each layer (E) using the $\Delta E \times E$ method. Figure 4 presents a picture of HIT.

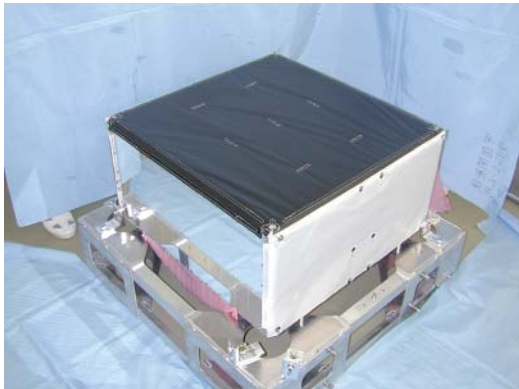


Fig. 3. The picture of NEM

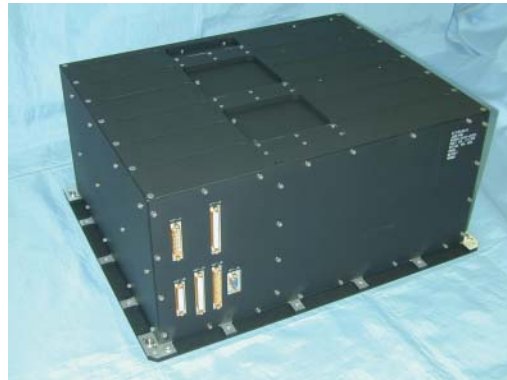


Fig. 4. Photograph of HIT

2.3 Plasma Monitor (PLAM)

Using a Langmuir probe, Plasma Monitor measures the density and electron temperature of space plasma, which cause charging and discharge of the spacecraft. Figure 5 depicts the PLAM.

2.4 Standard Dose Monitor (SDOM)

The Solid State Detector and scintillator of the Standard Dose Monitor measure the energy distribution of high-energy light particles such as electrons, protons, and α particles, which cause single event anomaly and damage to electronic devices. Figure 6 shows a photograph of SDOM.

2.5 Atomic Oxygen Monitor (AOM)

The Atomic Oxygen Monitor (AOM) measures the amount of atomic oxygen on the orbit of the International Space Station. Atomic oxygen interacts with the thermal control materials and paints, thereby degrading their thermal control ability. The AOM measures the resistance of a thin carbon film that is decreased by atomic oxygen erosion [4]. Figure 7 shows a picture of an AOM.

2.6 Electronic Device Evaluation Equipment (EDEE)

The Electronic Device Evaluation Equipment measures single-event phenomena and radiation damage to electronic parts. Single-event phenomena are induced by the impact of an energetic heavy ion or proton. The occurrence of single-event phenomena is detected by bit flips of memorized data, the sudden increase of power supply current, etc. Figure 8 depicts the EDEE.

2.7 Micro-Particle Capturer (MPAC)

The Micro-Particle Capturer is a device used to capture micro-particles that exist on orbit. Silica-aerogel and gold plates are used to capture micro-particles. After the retrieval of MPAC, the size, composition, and collision energy, etc. of captured particles are evaluated [5].

2.8 Space Environment Exposure Device (SEED)

The Space Environment Exposure Device is a device used to expose materials for space use. After SEED retrieval, degradation of these materials caused by the space environment, such as high energy radiation, atomic oxygen and UV, will be evaluated. Figure 9 portrays a picture of both MPAC and SEED hardware [5].



Fig. 5. The picture of PLAM



Fig. 6. Photograph of SDOM



Fig. 7. Photograph of AOM

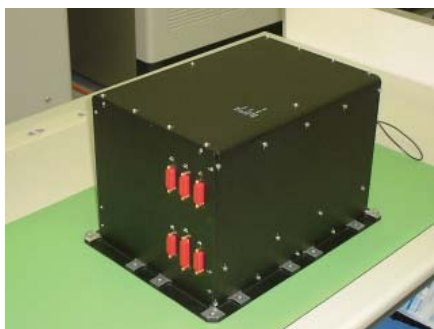


Fig. 8. Photograph of EDEE



Fig. 9. Photograph of MPAC & SEED

3. Applications of the data

Applications of the data is as follows,

- (1) Development of various space environmental data base for many utilization needs
 - Making and maintenance of space environmental model for space craft design
 - Support for astronauts exposed to space radiation
 - Support for space weather forecasting
 - Contributions to scientific fields
 - Investigation of space radiation degradation of parts & materials and space craft anomalies caused by space environment
 -
- (2) On-orbit verification of the “Kibo” exposed facility utilization technology

- On-orbit verification of APBUS technology that utilizes the “Kibo” exposed facility
- On-orbit verification of experimental payload integration technology that utilizes the “Kibo” exposed facility

4. Measurement Results

4.1 BBND Neutron measurement results

Figure 10 shows BBND S-1 sensor's geographical plot data, and Figure 11 shows BBND S-6 sensor's geographical plot data on 350km altitude on 1 Oct.2009,

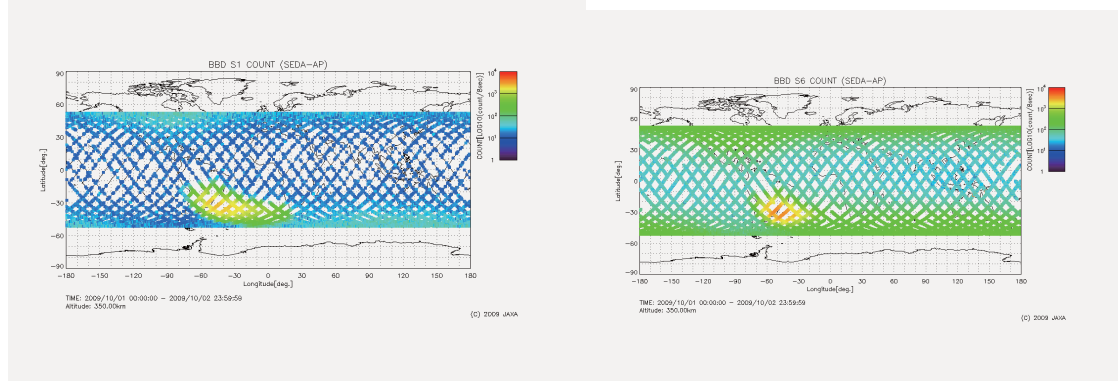


Fig. 10 BBND S-1 sensor's geographical plot data Fig. 11 BBND S-6 sensor's geographical plot data

4.2 FIB Neutron measurement results

Figure 12 shows the neutron tracks actually obtained from the onboard sensor. The left side is Y direction of sensor, and the right side is X direction. The both direction has 256 (16x16) squares shows each scintillation fiber (6x3mm) output. Figure 13 shows proton tracks which started from the first layer of the fiber (in the case of the neutron measurement mode was off).

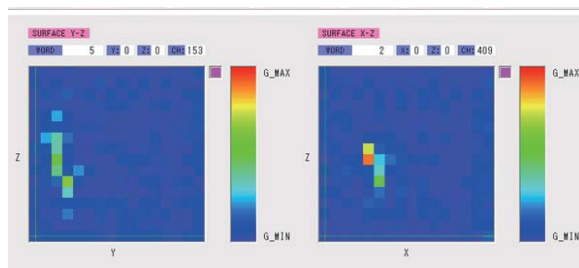


Fig. 12 a neutron track obtained on ISS

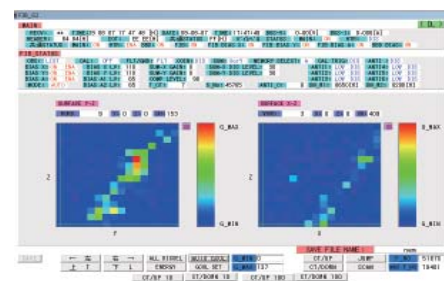


Fig. 13 a proton track obtained on ISS

4.3 SDOM Measurement results

Figure 14 shows electron (0.28-0.79MeV) measurement results of SDOM, that is overlapped on the world map. SAA (South Atlantic anomaly), radiation enhanced region related to the offset of earth magnetic field, and horn region of outer radiation belt are clearly shown. Figure 15 shows proton (0.78-1.09MeV) measurement results of SDOM, that is also overlapped on the world map. SAA (South Atlantic anomaly) are clearly shown.

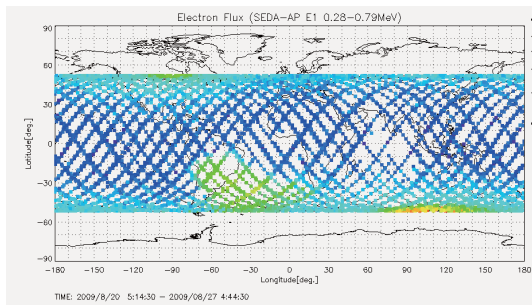


Fig. 14 SDOM Electrons (0.28-0.79MeV) plot data

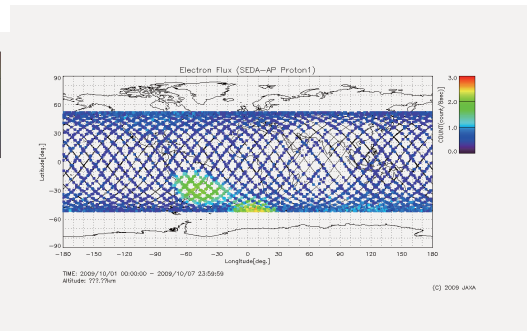


Fig. 15 SDOM Protons (0.78-1.09MeV) plot data

4.4 EDEE measurement results

EDEE Observed Results (2009/8/15~2009/10/23) are showed with the name of devices under test and Single Event Upset (SEU), Single Event Latchup (SEL), and Single Event Burnout (SEB) measurement results, as following

- V70-MPU SEU/SEL : Not observed
- 1M SRAM SEU : 5 upsets observed/512K
 SEL : Not observed
- PowerMOSFET(@175V) SEB : Not observed

5. Summary

Space environment data in JAXA, which include data from SEDA-AP, are available to the public as data of the Space Environment and Effect System (SEES; <http://sees.tksc.jaxa.jp>). Those data will be used widely by academic and industrial users in laboratories, universities, JEM experiment investigators, and others in spacecraft operation, engineering fields, and scientific research. Data from SADA-AP will also be used to develop the Japanese space environment model [6].

References

- [1]Matsumoto, H., T. Goka, K. Koga, S. Iwai, T. Uehara, O. Sato, and S. Takagi, Real-time measurement of low-energy-range neutron spectra on board the space shuttle STS-89 (S/MM-8), Radiation Measurements, 33, 321, 2001.
- [2]Koshiishi, H., H. Matsumoto, A. Chishiki, T. Goka, T. Omodaka, Evaluation of neutron radiation environment inside the International Space Station based on the Bonner Ball Neutron Detector experiments, Radiation Measurements, 42, 1510-1520, 2007.
- [3]Koga, K., T. Goka, H. Matsumoto, Y. Muraki, K. Masuda, and Y. Matsubara, Development of the fiber neutron monitor for the energy range 15-100 MeV on the International Space Station (ISS), Radiation Measurements, 33, 297, 2001.
- [4]Galica, G. E.et.al, “Atomic Oxygen Monitor Based On Carbon Actinometers,” Proceedings of the 10th International Symposium on “Materials in a Space Environment” (ISMSE) and 8th International Space Conference on “Protection of Materials and Structures from the Space Environment” (ICPMSE), June 2006 (SP-616, September 2006)
- [5] Yugo Kimoto, et. al,”Space Environment Effects on Materials at Different Positions and Operational Periods of ISS”, Proceeding of The 8th International Space Conference on “Protection of Materials and Structures from the Space Environment” (ICPMSE) May 2008
- [6] Goka, T., H. Matsumoto, and S. Takagi, Empirical model based on the measurements of the Japanese spacecraft, Radiation Measurements, 30, 617, 1999.



Initial Results from the **Space Environment Data** **Acquisition Equipment** aboard the International Space Station

Tateo Goka, and SEDA-AP Team

Kiyokazu Koga, Haruhisa Matsumoto,
Yugo Kimoto, Shohich Ichikawa, Noriko Yamada,
Hideyuki Watanabe, Miho Endo, Daichi Sakoh,
Tatsuo Matsueda and Takahiro Obara



JAXA

RASEDA 12/17, 2008

SEDA-AP (Space Environment Data Acquisition Equipment - Attached Payload)



•MISSION OBJECTIVES

- Revising of Space Environment Model .
- Support of space radiation exposure management to astronauts from Solar Flares, and Galactic Cosmic Ray.
- Support of the space weather nowcast.
- Contribution to the space science.
- Elucidation of degradation, soft error of EEE parts and materials due to space environment.

•MISSION SUMMARY

SEDA-AP started to measure space environment at the Exposed Facility of Japanese Experimental Module (JEM) on 11 Aug. 2009.



SEDA-AP Flight Model

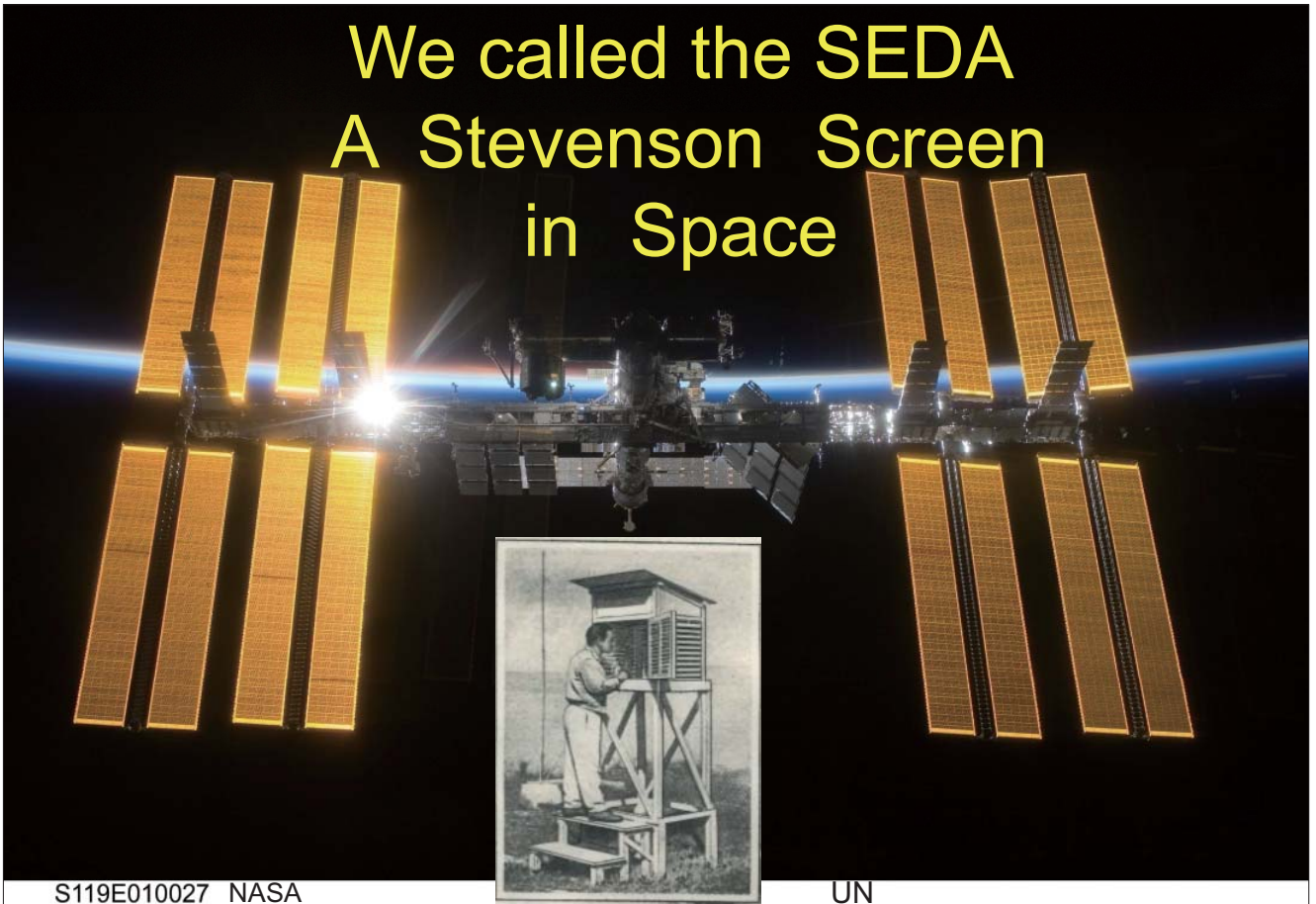


SEDA-AP on the ELM-ES (Carrier)

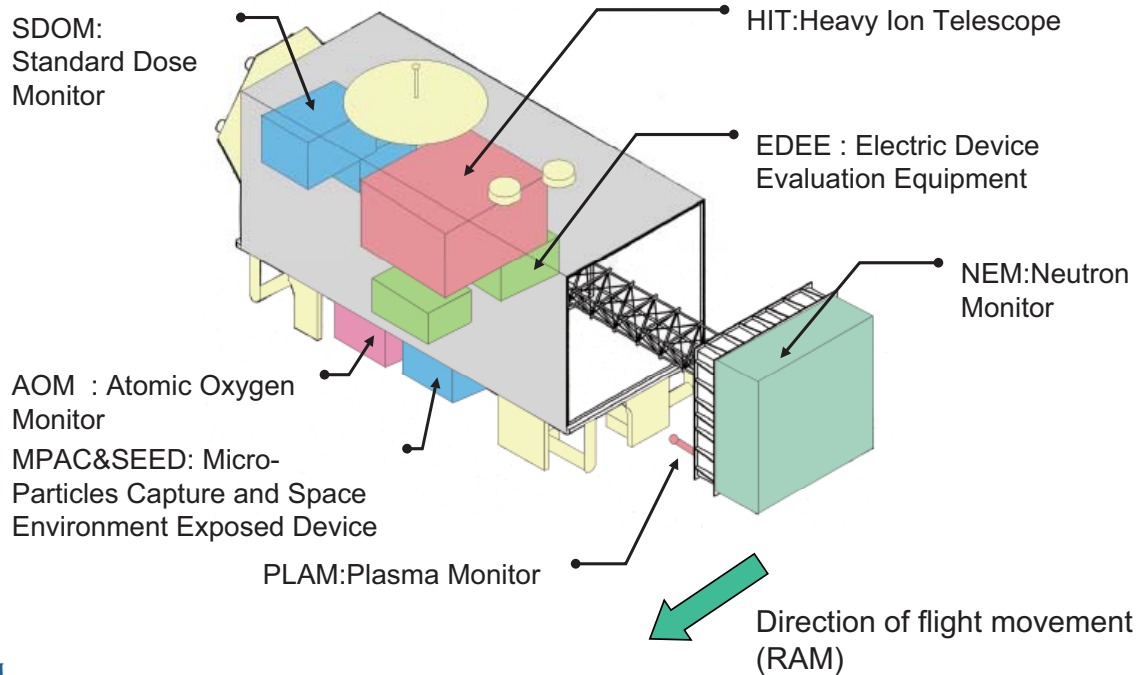
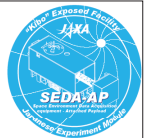


RASEDA 12/17, 2008

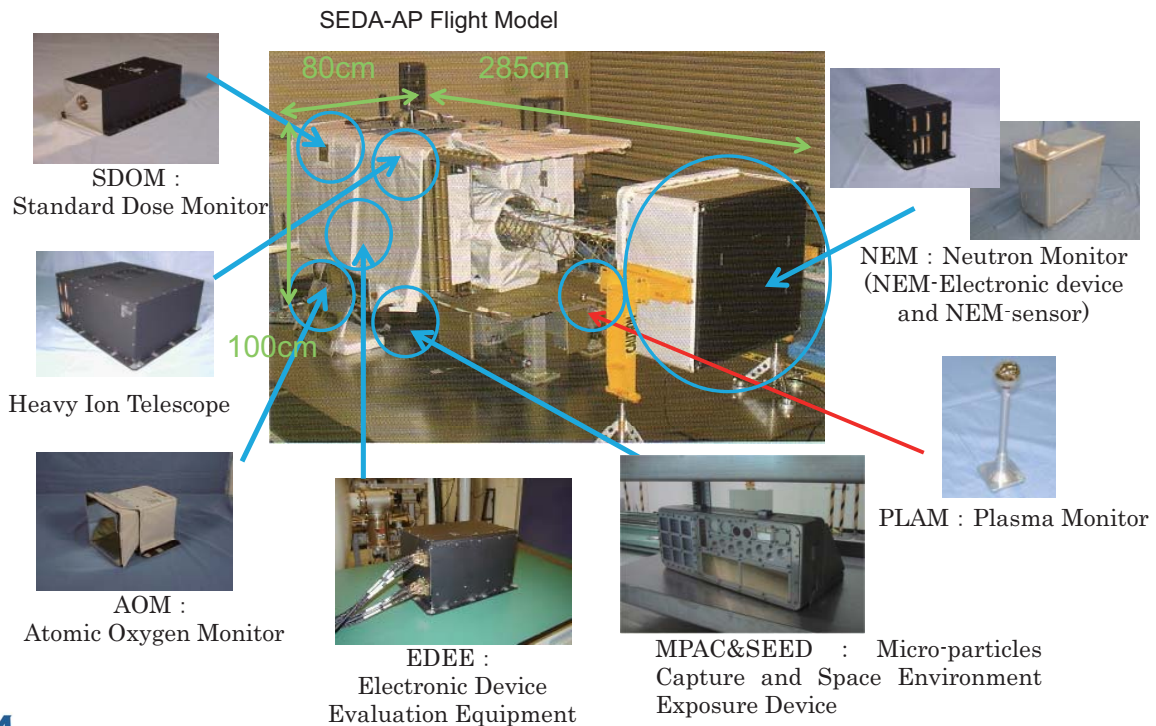
We called the SEDA A Stevenson Screen in Space



Location of 8 instruments

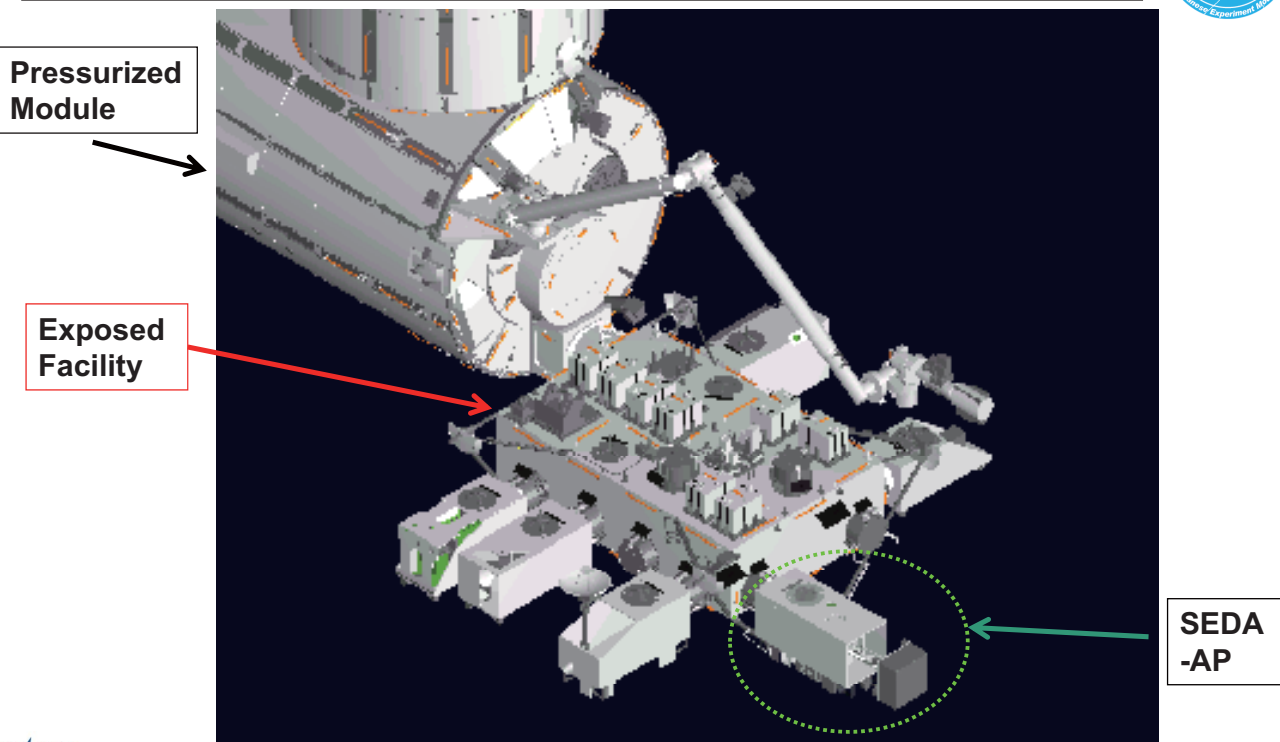


SEDA-AP (Space Environment Data Acquisition Equipment - Attached Payload)

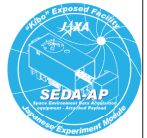


RASEDA 12/17, 2008

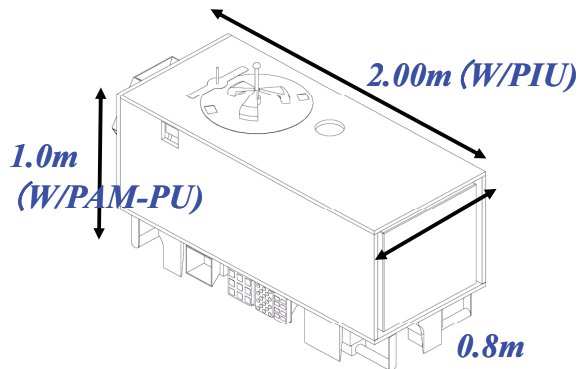
Japanese Experimental Module "Kibo" (JEM)



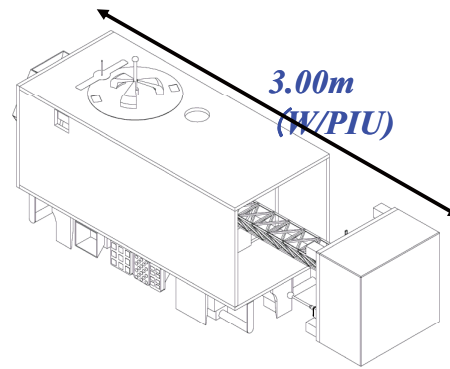
RASEDA 12/17, 2008



SEDA-AP System Overview



Launch/Return Configuration
(MST stowed)



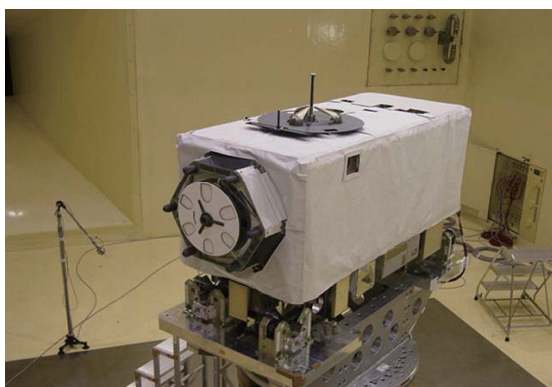
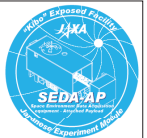
On Orbit Configuration
(MST extended)

Total Weight	: <u>Approx. 450kg</u>
On-orbit Power Consumption	: <u>Approx. 220W</u>
Data Communication	: <u>MIL-STD-1553B</u>

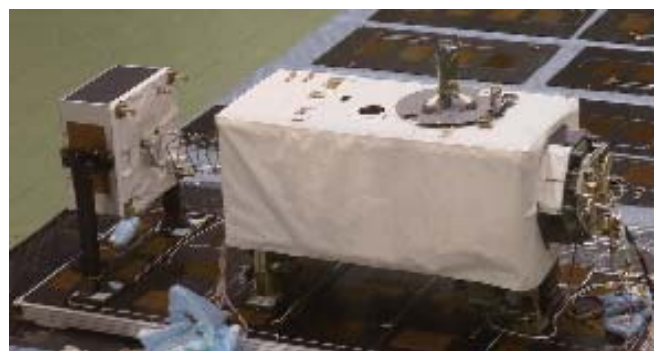


RASEDA 12/17, 2008

Picture of SEDA-AP



Launch Configuration
(NEM-S is stowed in the SEDA-AP structure)



On Orbit Configuration
(NEM-S is extended 1 m from the SEDA-AP structure)



RASEDA 12/17, 2008

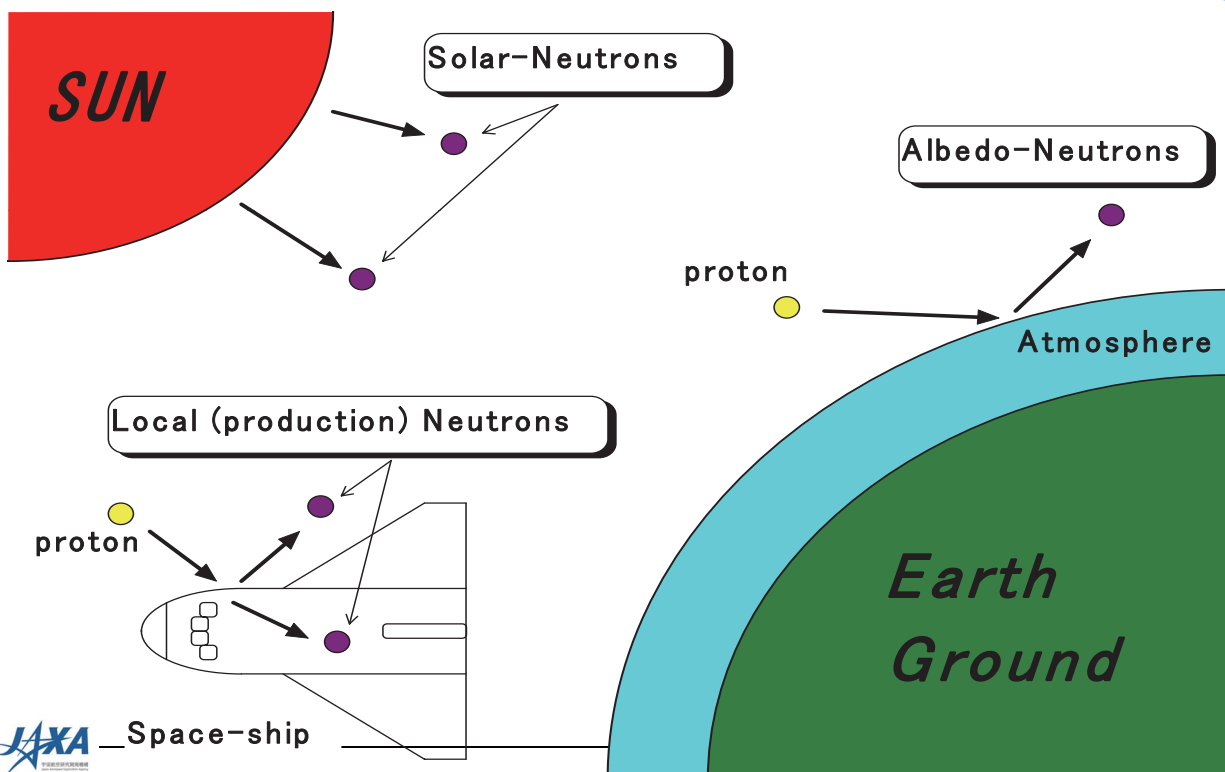


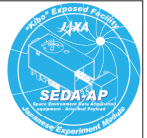
Outline of instruments



RASEDA 12/17, 2008

neutrons in space





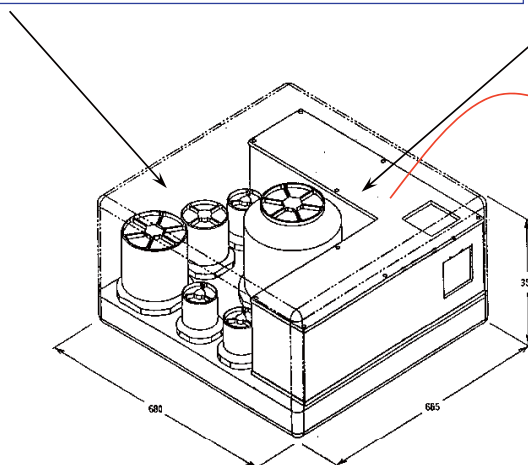
Two types of Neutron Monitor

BBND : Bonner Ball Neutron Detector

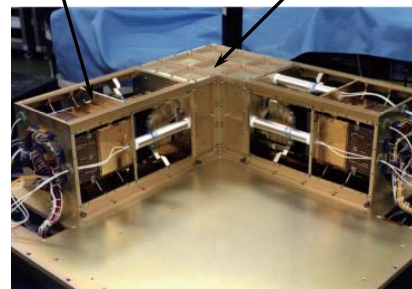
Measurement energy range:
0.025eV(thermal neutron)~15MeV
Max. count number : 1×10^4 count/sec

FIB : Fiber-type neutron detector

Measurement energy range: 15~100MeV
Max. event number : 50 event/sec



256Ch PMT Fiber block

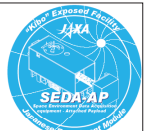


Engineering Model of FIB

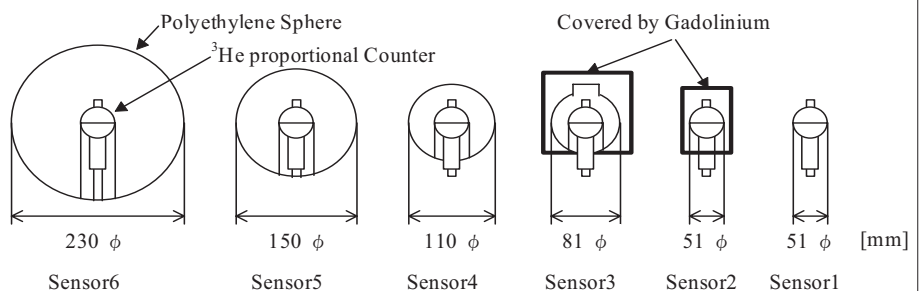


RASEDA 12/17, 2008

BBND : Bonner Ball Neutron Detector

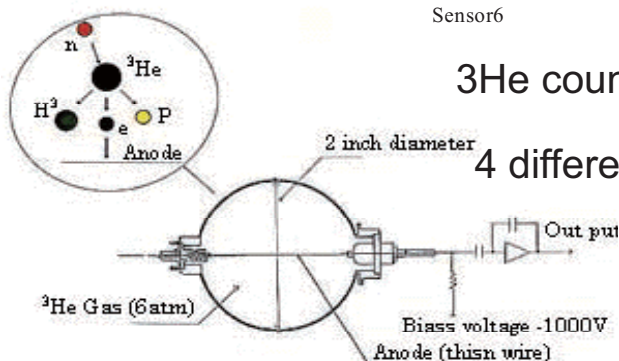


0.025eV (thermal neutron)~15MeV



^3He counter and polyethylene moderator

4 different thickness of polyethylene spheres
(1.5cm, 3cm, 5cm, and 9cm)



^3He counter

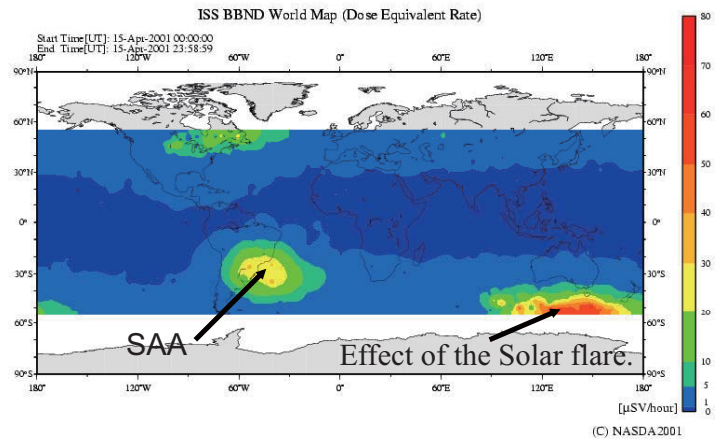
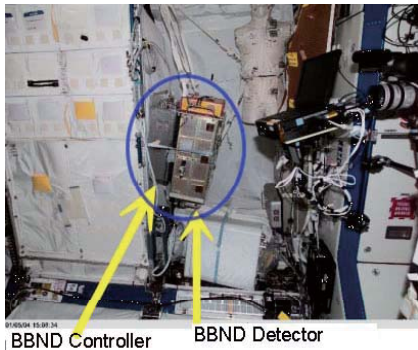


RASEDA 12/17, 2008



BBND PreFlight Data on board ISS and STS

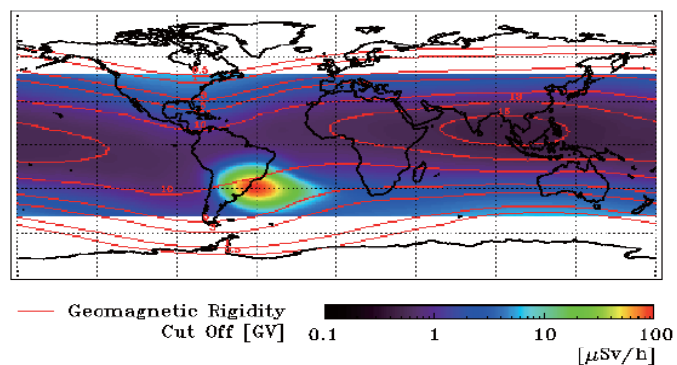
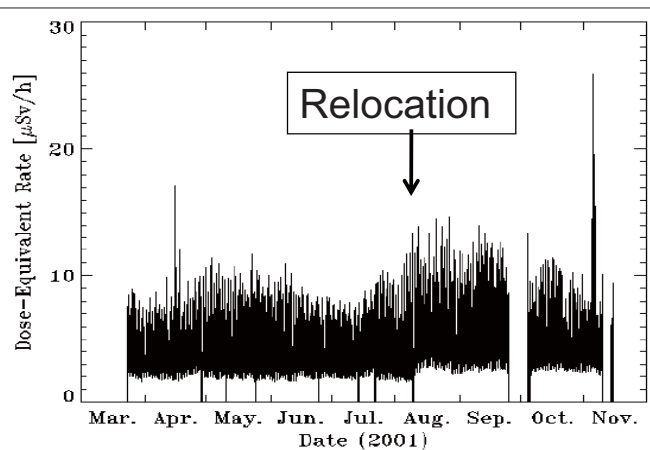
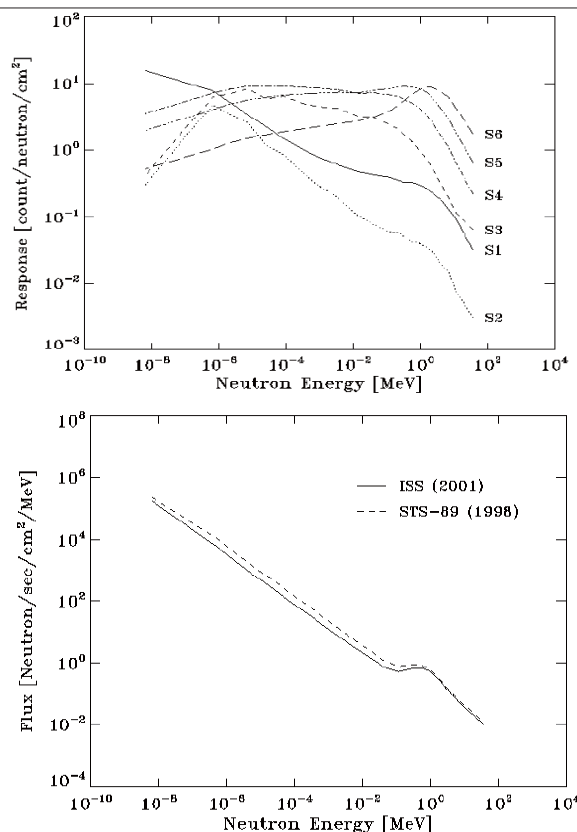
The first flight of BBND was carried out on board **STS-89 (inside)** in 1998, and next flight was done as a part of the HRF(Human Research Facility) on board **ISS –US Lab. (inside)** from March, 2001 to November 2001 (9 Moths).



The measuring results (dose equivalent) on board ISS on April 15th, 2001.

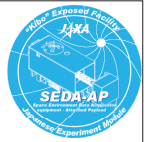


RASEDA 12/17, 2008



BBND Pre Flight Data on board ISS and STS (inside)
(H.Koshiishi, et. al, Radiation Measurements, 42 (2007))

RASEDA 12/17, 2008



SEDA-AP

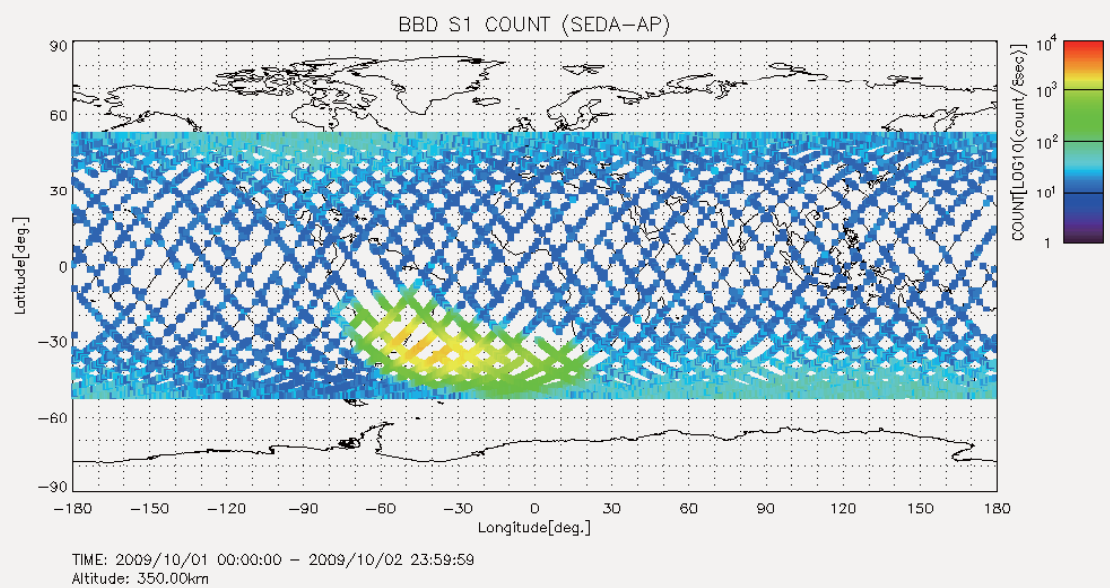
BBND Measurement Data

S-1 ~ S-2 Count Data



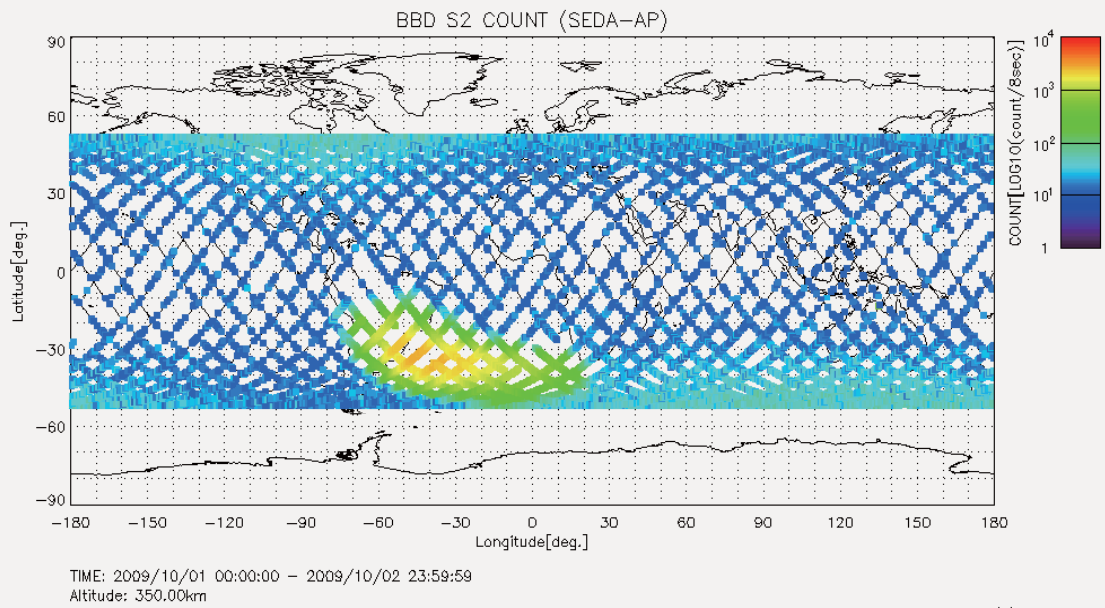
RASEDA 12/17, 2008

BBND S-1 Data

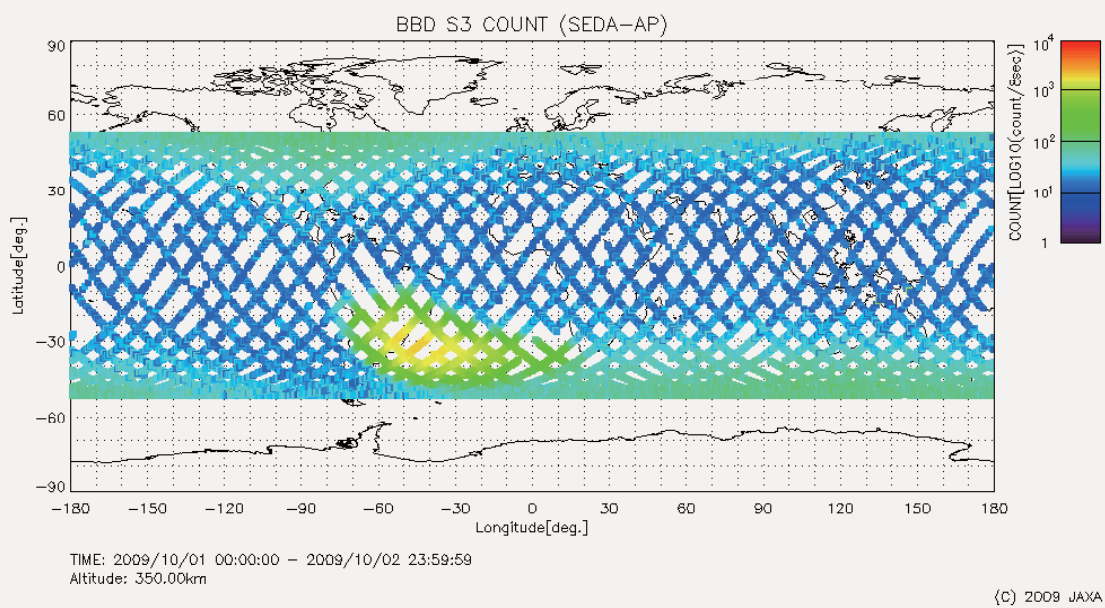


(C) 2009 JAXA

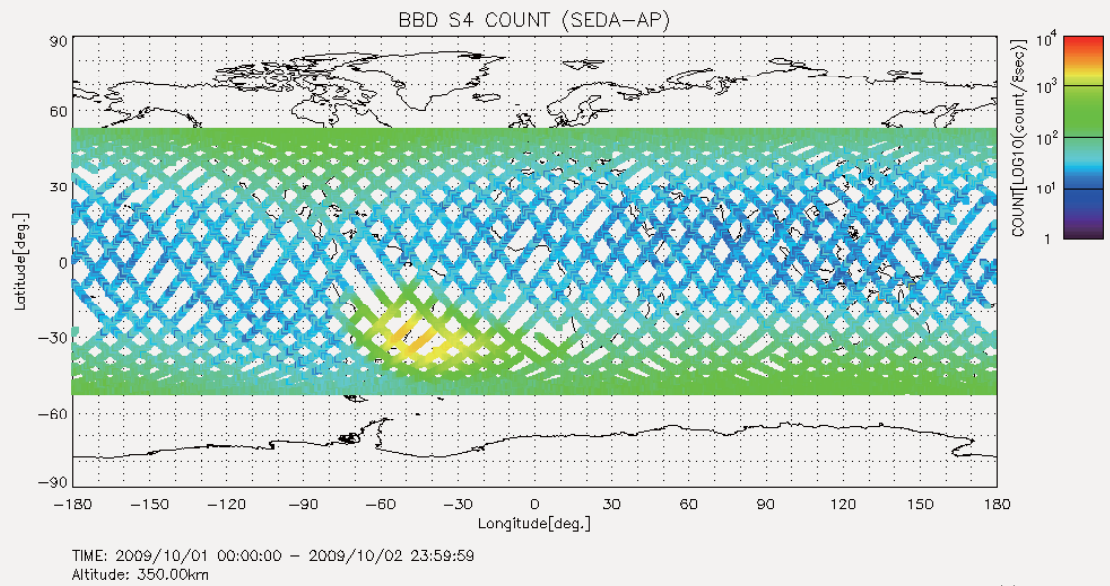
BBND S-2 Data



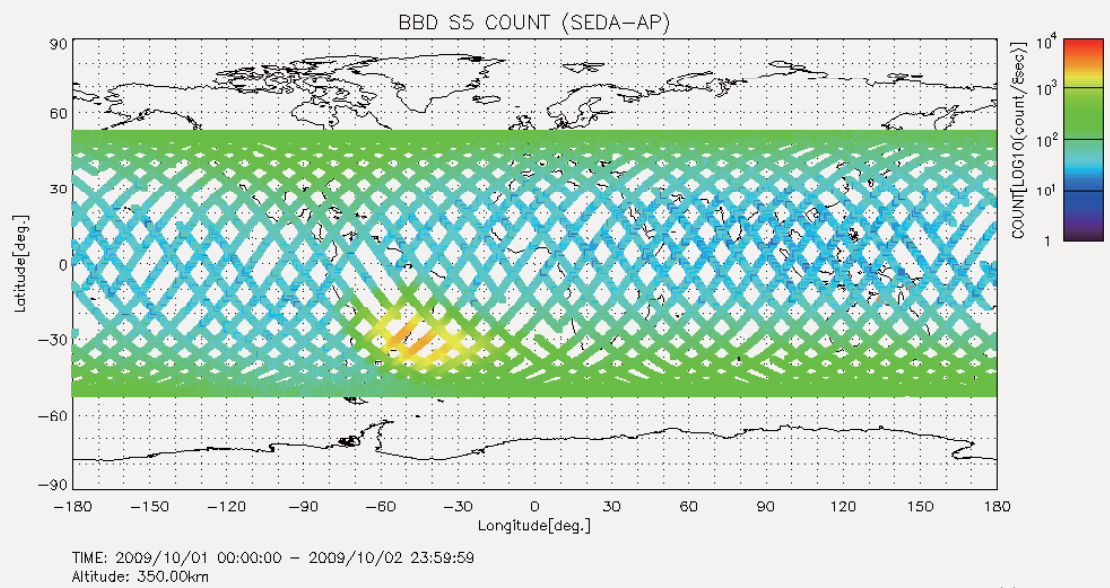
BBND S-3 Data



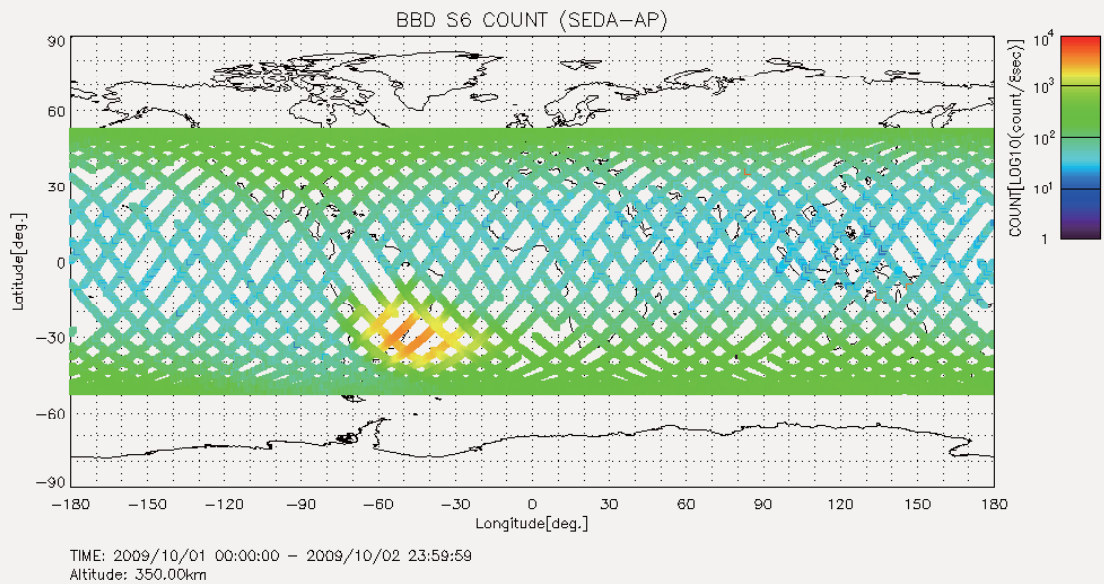
BBND S-4 Data



BBND S-5 Data



BBND S-6 Data

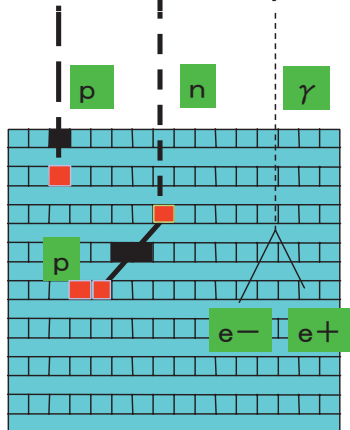


(C) 2009 JAXA

FIB : Fiber-type **neutron** detector

15~100MeV and Arrival Direction

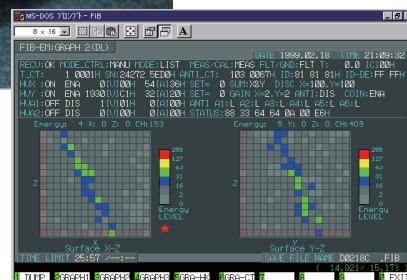
This Detector measures neutron like a electrical version of Wilson Cloud Chamber using plastic scintillation fibers stacks (16X16 on X and Y planes)



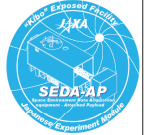
Principle of neutron detection



Fiber Block

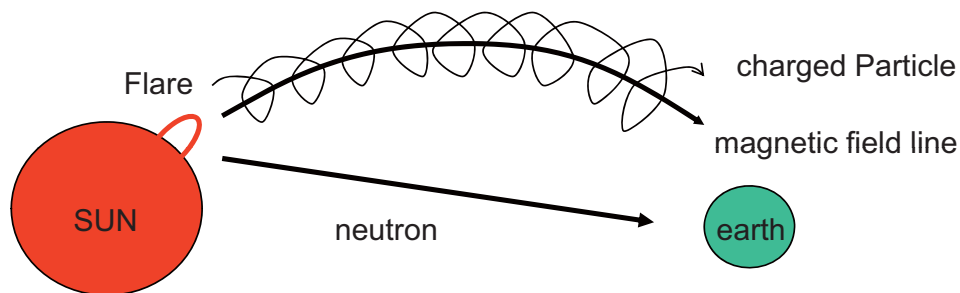


Example of proton track



Nowcast of the Solar flare charged particles

Measuring the Solar neutron from Solar flare is good indicator of predicting of high energy particle, because of the neutron is not affected by Solar magnetic field. We use this detector to inform astronauts on the arrival of strong charged particle radiation after about 1hour later (nowcast).



RASEDA 12/17, 2008



SEDA-AP Fiber-type **neutron** detector Proton data and Neutron data



RASEDA 12/17, 2008

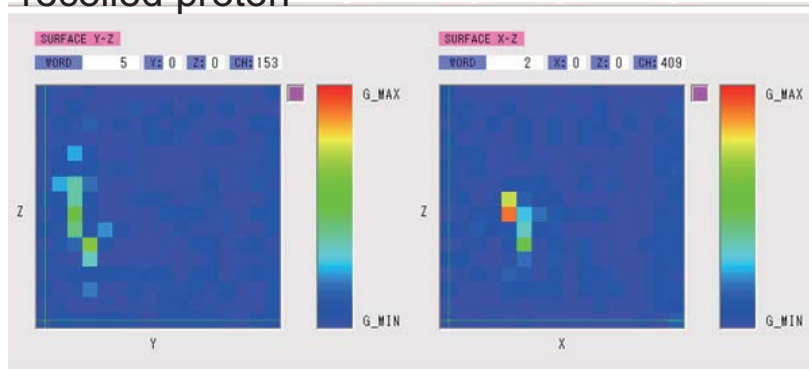
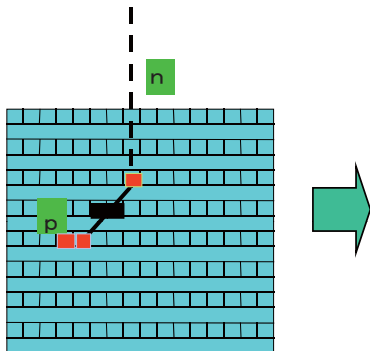


Neutron Measurement results of FIB



This detector measures path of recoiled proton by using scintillation of cubic arrangement of plastic scintillation fiber.

The energy and arrival direction of an incident neutron could be determined by measuring path lengths and track of recoiled proton

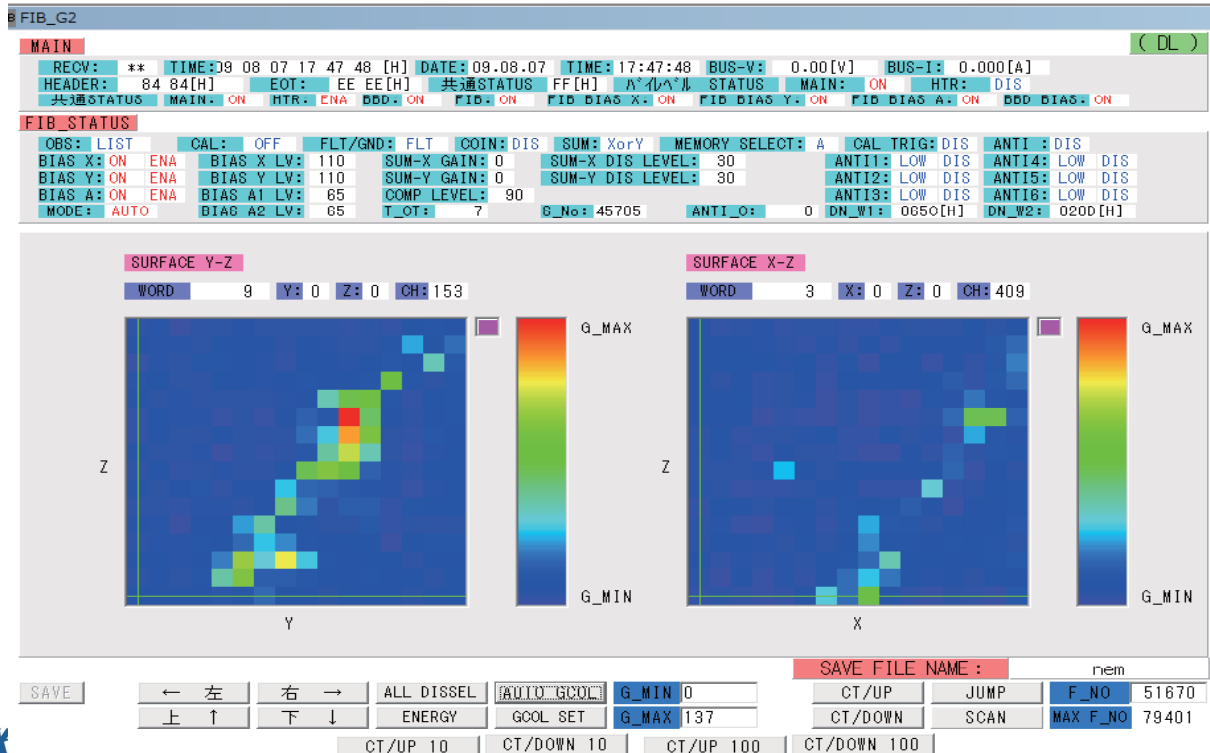


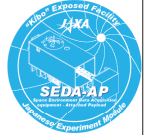
Actuary obtained track of neutron (With Anti)



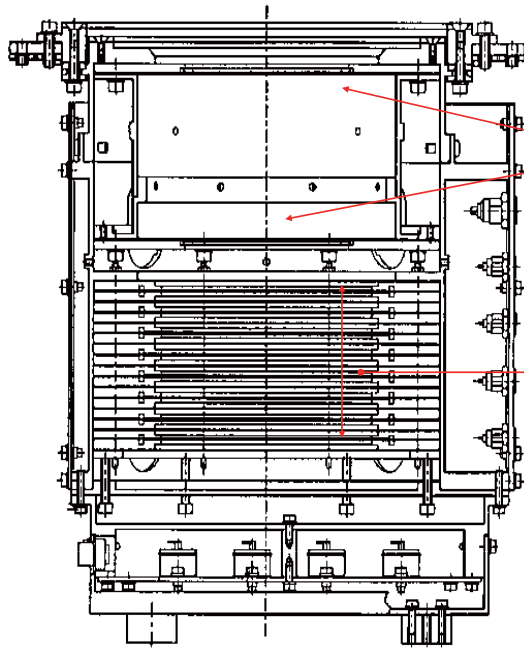
RASEDA 12/17, 2008

On Orbit Measurement Data (No-Anti, Proton Track Data)





HIT: Heavy Ion Telescope



Cross-sectional view of HIT sensor

Particle : Li ~ Fe

Li : 10 to 43 MeV/nuc

C : 16 to 68 MeV/nuc

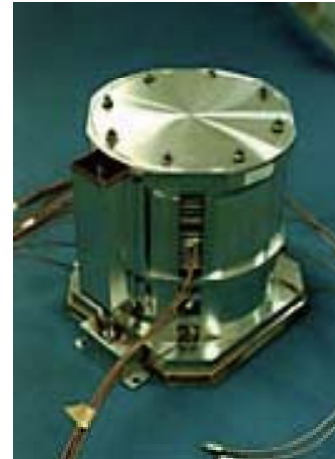
O : 18 to 81 MeV/nuc

Si : 25 to 111 MeV/nuc

Fe : 34 to 152 MeV/nuc

2 PSDs

16 SSDs



Picture of HIT sensor

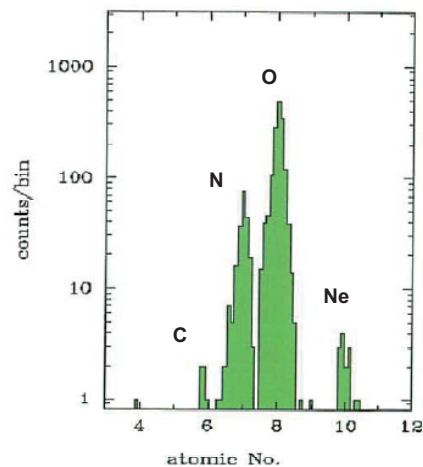
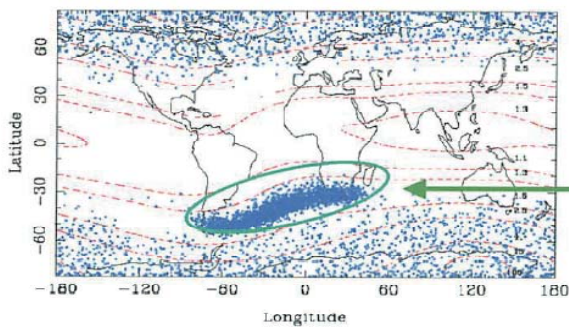
RASEDA 12/17, 2008



Same type of HIT sensor was installed on

ADEOS(MIDORI in Japanese) observed ACR

The geographic distribution: **Oxygen**



Elemental distribution of trapped nuclei.

T. Kohno, H. Miyasaka, et.al., Heavy ion observed with MIDORI satellite:
trapped ACR, Radiation Measurements ,1999



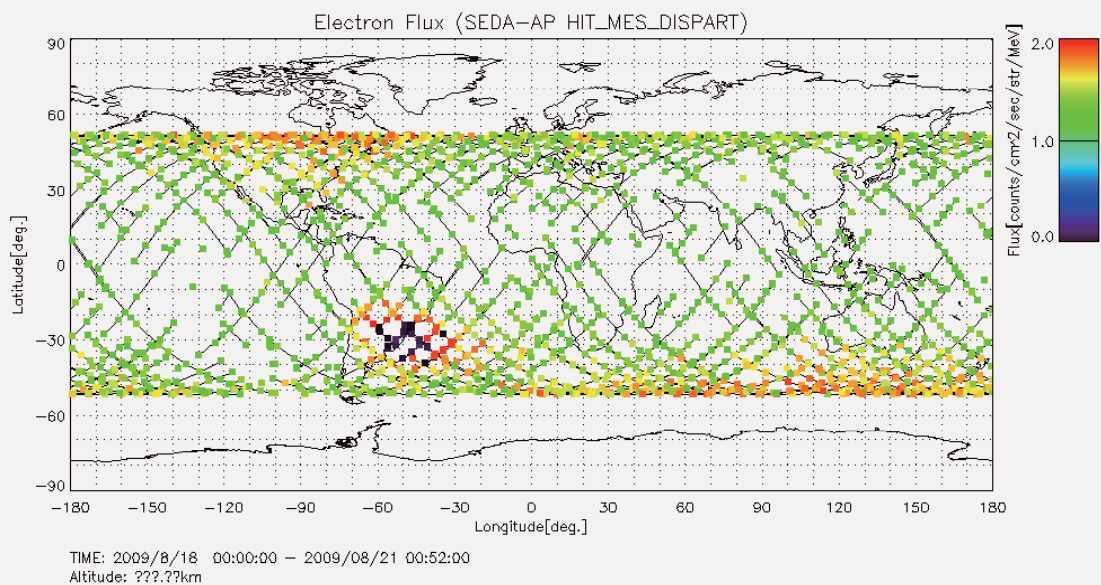
RASEDA 12/17, 2008



SEDA-AP HIT Measured Count data



RASEDA 12/17, 2008



(C) 2009 JAXA

SCIENCE@NASA

[+ NASA Home](#)
[+ Search NASA Web](#)
[+ Pagina en Español](#)
[+ Contact NASA](#)

[SEARCH SITE via Google](#)

[+ HEADLINE NEWS](#)
[+ SATELLITE TRACKING](#)
[+ ABOUT](#)
[+ MAILING LISTS](#)
[+ STORY ARCHIVES](#)
[+ OTHER LANGUAGE](#)

Cosmic Rays Hit Space Age High 09.29.2009

[+ Play Audio](#) | [+ Download Audio](#) | [+ Email to a friend](#) | [+ Join mailing list](#)

September 29, 2009: Planning a trip to Mars? Take plenty of shielding. According to sensors on NASA's ACE (Advanced Composition Explorer) spacecraft, galactic cosmic rays have just hit a Space Age high.

"In 2009, cosmic ray intensities have increased 19% beyond anything we've seen in the past 50 years," says Richard Mewaldt of Caltech. "The increase is significant, and it could mean we need to re-think how much radiation shielding astronauts take with them on deep-space missions."

Above: Energetic iron nuclei counted by the Cosmic Ray Isotope Spectrometer on NASA's ACE spacecraft reveal that cosmic ray levels have jumped 19% above the previous Space Age high. [\[larger image\]](#)

PLAM: Plasma Monitor

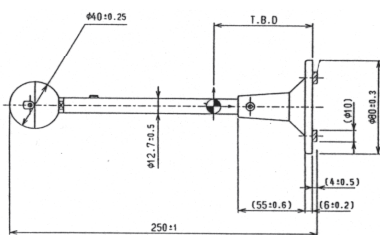
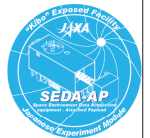


Figure of PLAM sensor

Purpose The Plasma Monitor measures density and electron temperature of space plasma which causes charging and discharging of spacecraft.

Principle

The probe is a spherical metal electrode. By analyzing the current-voltage characteristics in the plasma, the electron temperature, electron density, etc. are determined.

Specification

Langmuir probe
 High Gain: $-0.2\mu\text{A} \sim +0.2\mu\text{A}$
 Low Gain : $-0.04\mu\text{A} \sim 0.4\text{mA}$
 Floating probe
 High Gain: $\pm 5\text{V}$
 Low Gain : $\pm 100\text{V}$



PLAM: Plasma Monitor



measures plasma density
electron temperature
using Langmuir probe
This is the Third Plasma Monitor.

Another Plasma Monitors
are NASA's FPMU
(Floating Potential Meas. Unit)
and
Russian's Obstanovka



Picture of PLAM

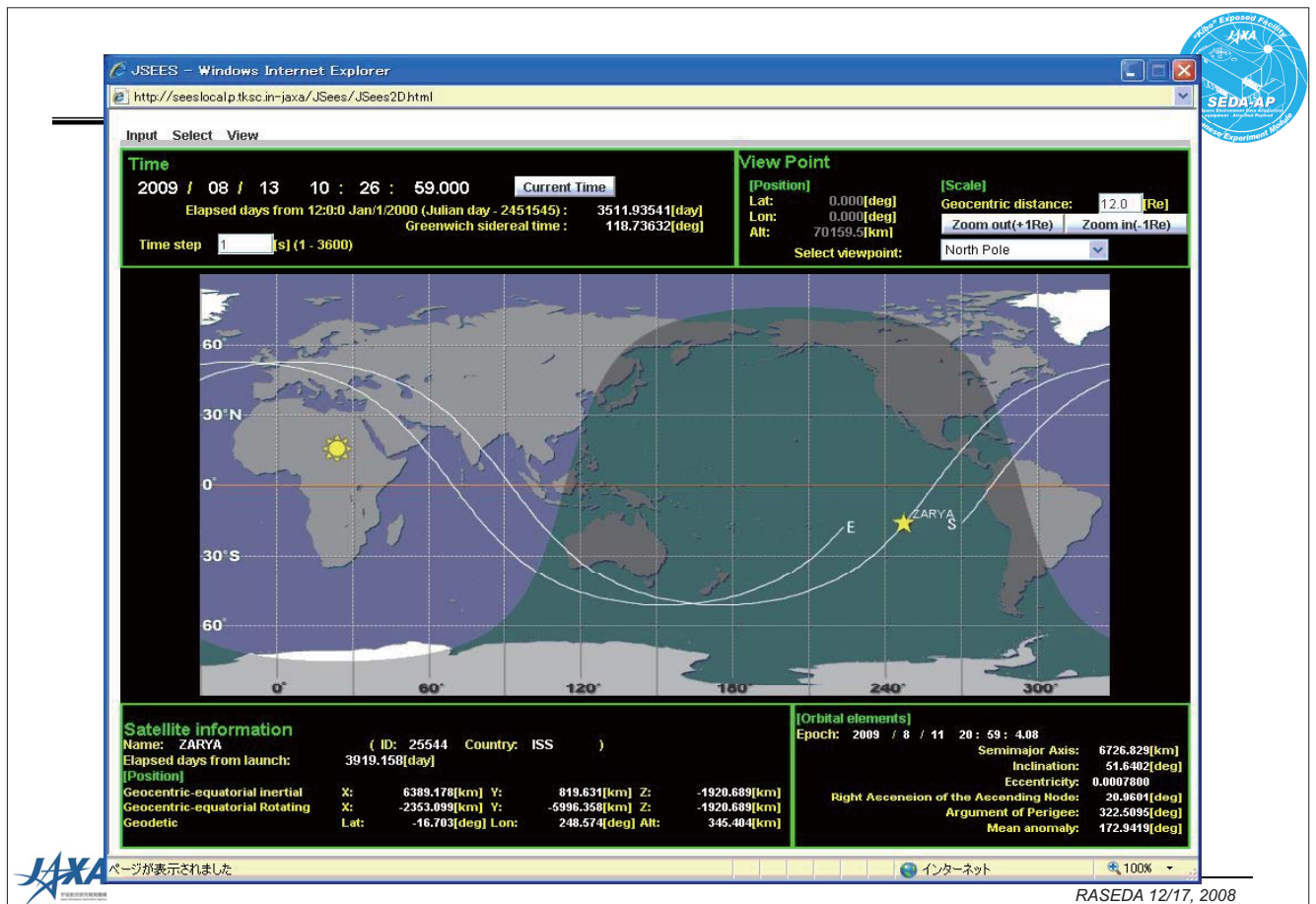
RASEDA 12/17, 2008



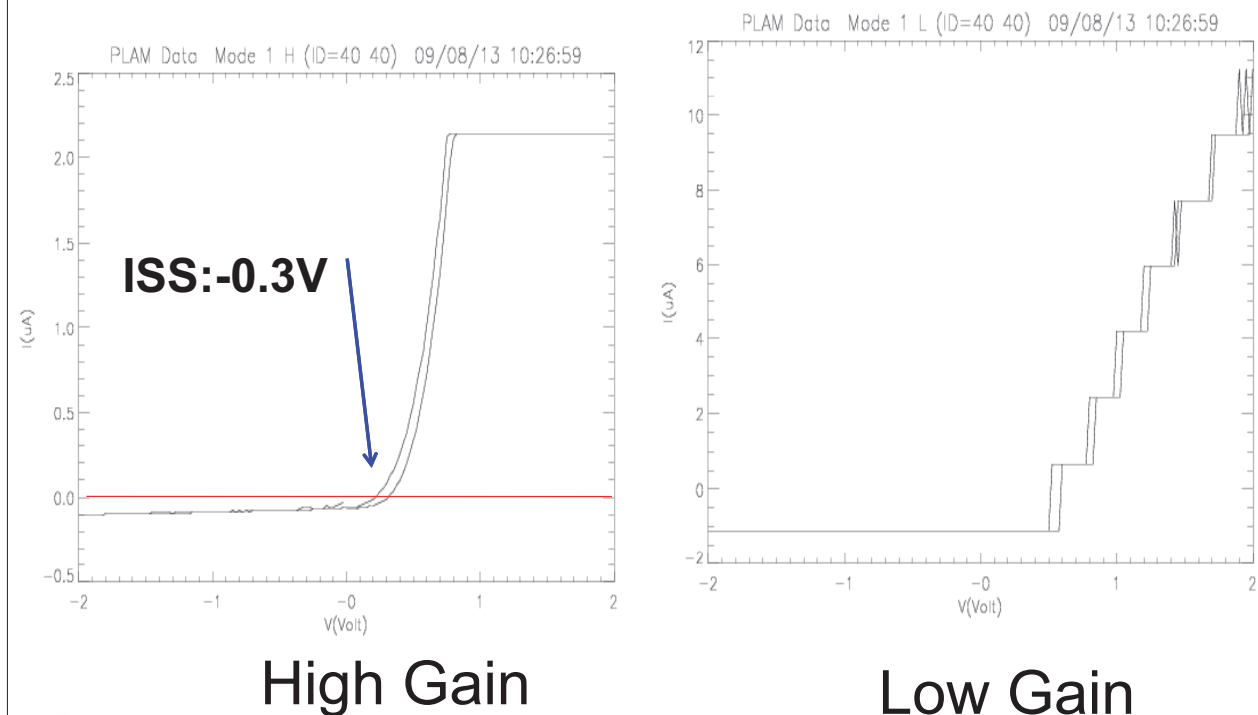
SEDA-AP Measured PLAM Current—Voltage Graph

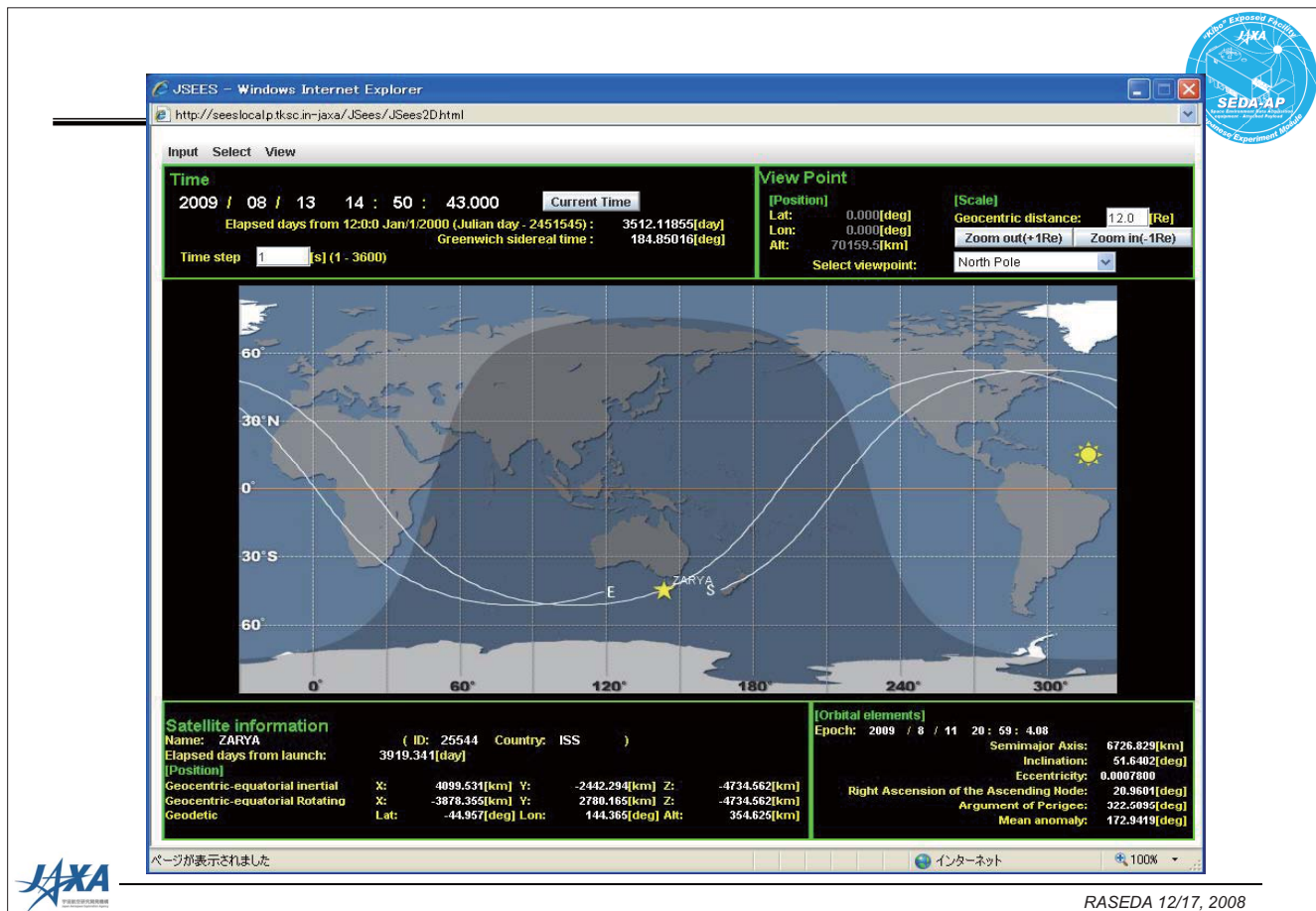


RASEDA 12/17, 2008

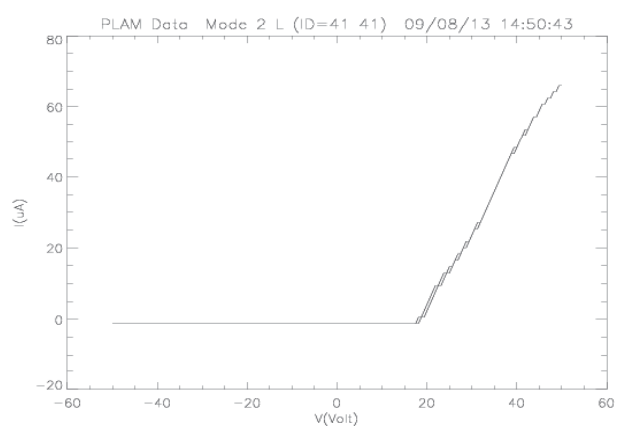
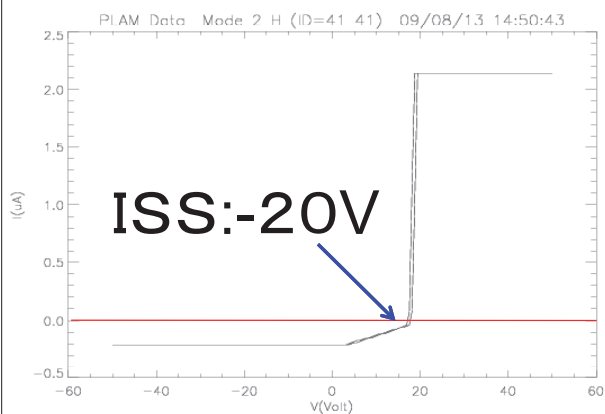


PLAM Mode1 ($\pm 2V$) Data





PLAM Mode2 ($\pm 50V$) Data

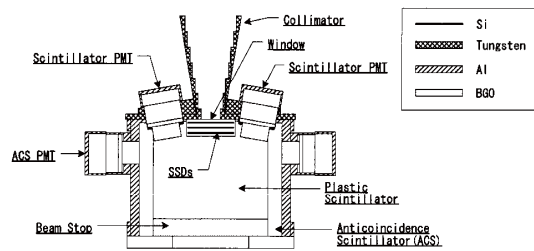




SDOM :Standard Dose Monitor



Picture of SDOM



Cross-sectional view of SDOM sensor

Purpose

Measurement data of radiation flux, and the Variation by solar activity. The acquisition data contribute to investigate radiation damage of space component and anomaly of spacecraft.

Principle

DOM consists of Some Si semiconductor detectors, measures the number and energy of incident particles, and distinguishes kinds of particles, using $\Delta E \times E$ method's.

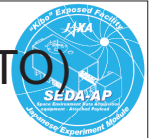
Specification

items	range	bin
Electron	0.5 to 50 MeV	7
Proton	1.0 to 250 MeV	15
Alpha	7 to 250 MeV	6
Heavy Ion	ID only	2

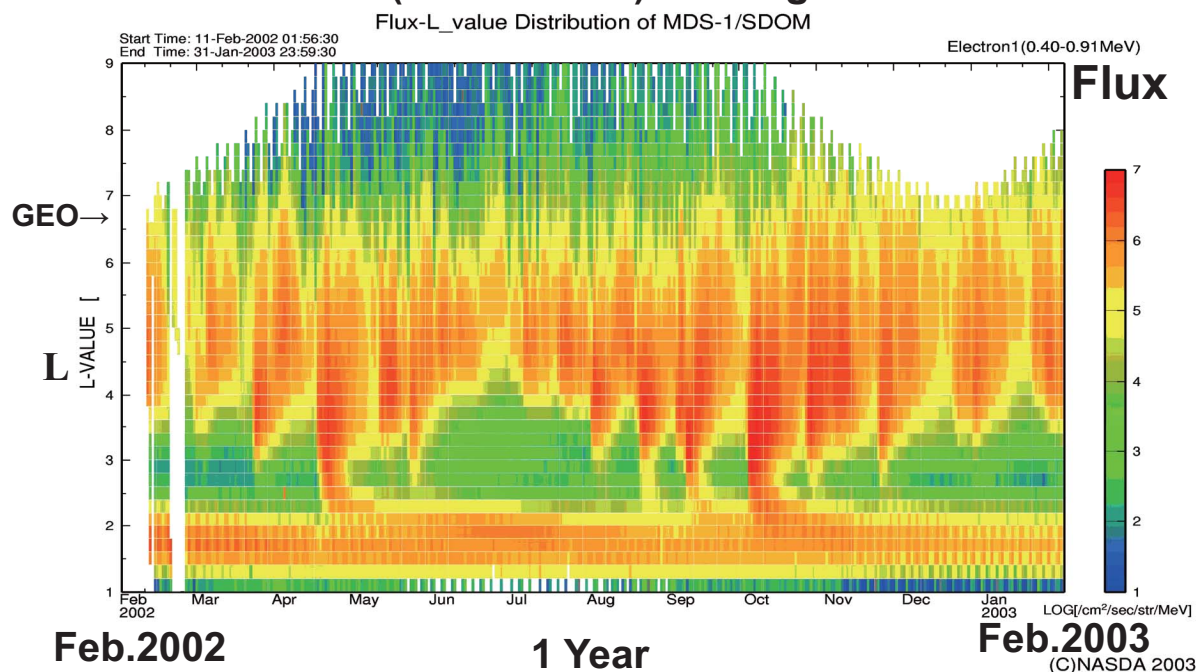


RASEDA 12/17, 2008

Same type of SDOM sensor is installed on MDS-1 (GTO)



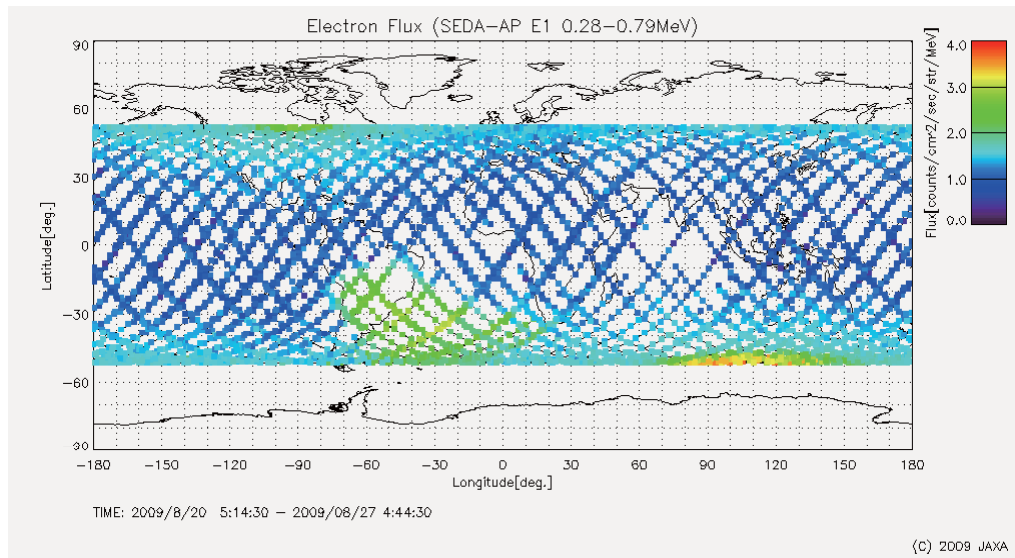
Electron Flux (0.4~0.9MeV) L-t Diagram



RASEDA 12/17, 2008



Measurement results of SDOM Electrons (0.28-0.79MeV)



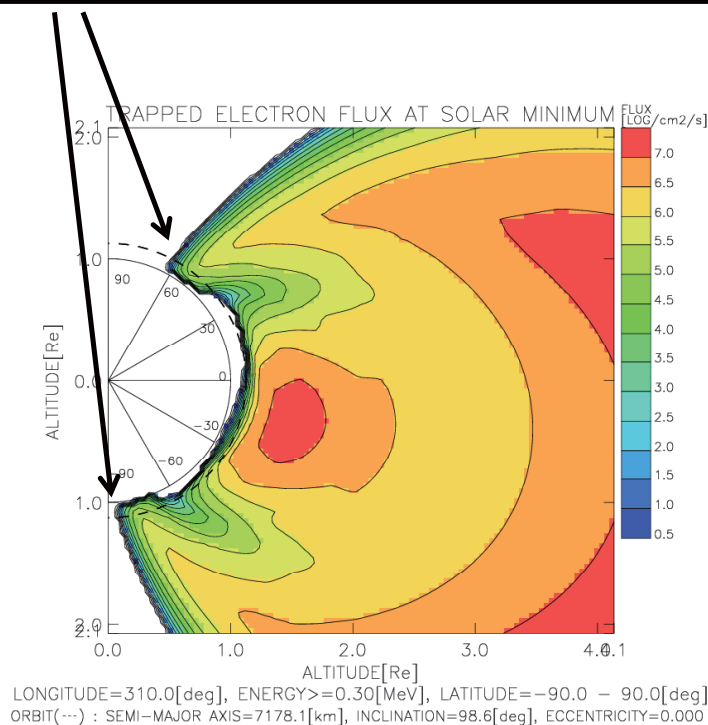
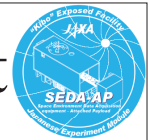
This figure shows the high energy electron (0.28-0.79MeV) measurement results of SDOM, that is overlapped on the world map.

SAA (South Atlantic anomaly), radiation enhanced region related to the offset of earth magnetic field, and horn region of outer radiation belt are clearly shown.



RASEDA 12/17, 2008

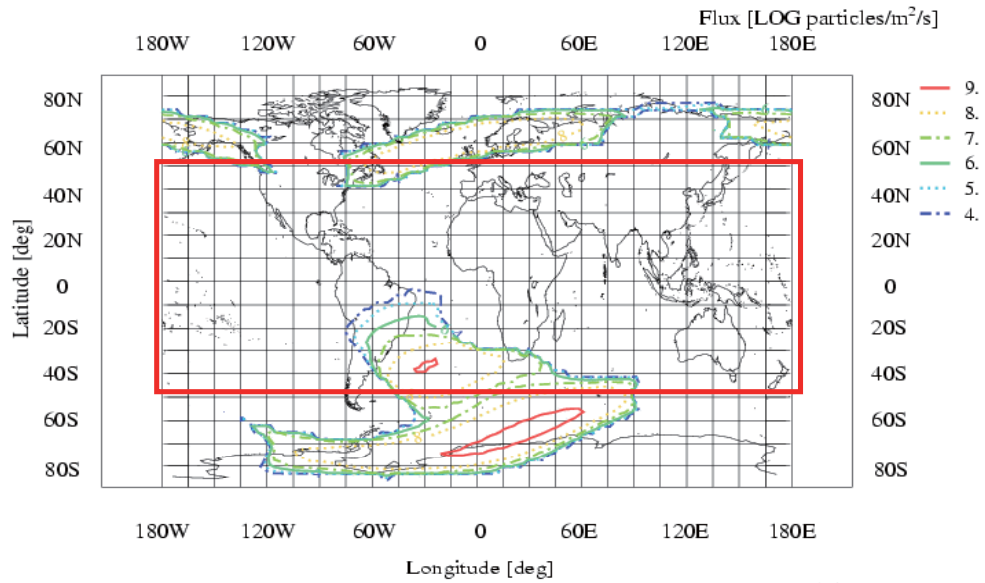
Horn region of Outer radiation belt



RASEDA 12/17, 2008

NASA AE-8 Model estimated results of Electrons (0.28-0.79MeV)

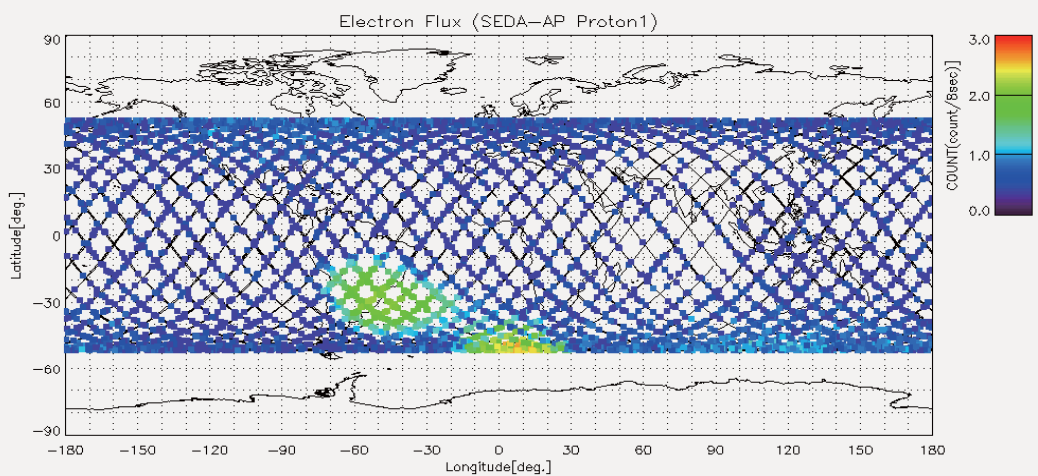
Trapped particles flux



Trapped particles model = AP8/AE8 model
 Solar activity = Minimum
 Particles = Electrons
 Energy = 0.28- 0.79 [MeV]
 Altitude = 400.0 [km]

RASEDA 12/17, 2008

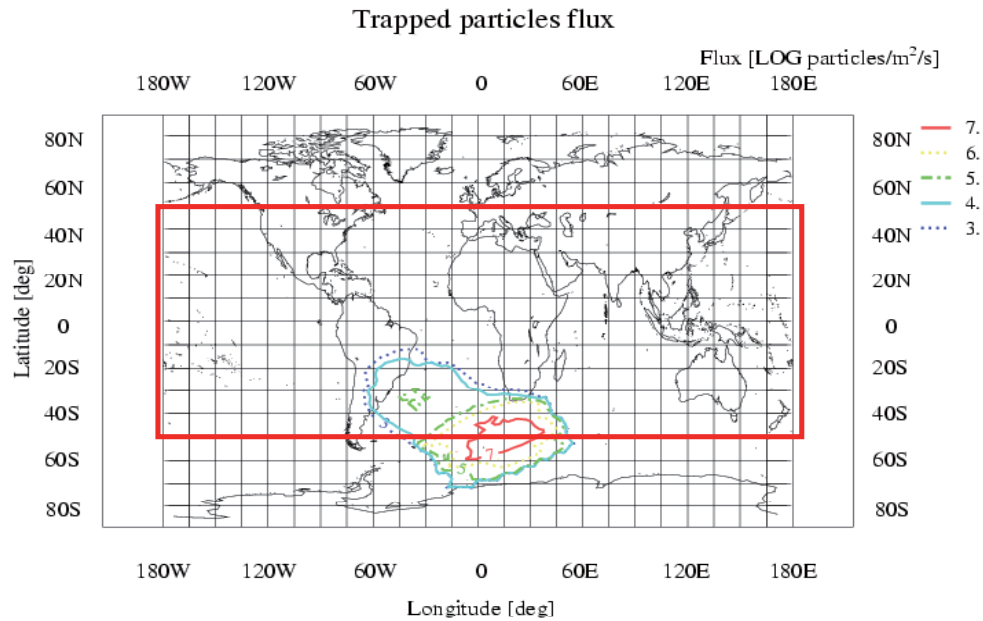
Measurement results of SDOM Proton (0.78-1.09MeV)



(C) 2009 JAXA

RASEDA 12/17, 2008

NASA AP-8 Model estimated results of Proton (0.78-1.09MeV)



(C) 2009 JAXA

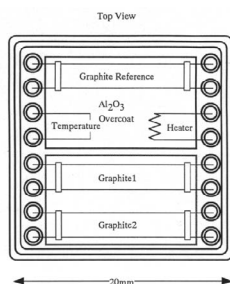
Trapped particles model = AP8/AE8 model
 Solar activity = Minimum
 Particles = Protons
 Energy = 0.78 - 1.09 [MeV]
 Altitude = 400.0 [km]

RASEDA 12/17, 2008

AOM: Atomic Oxygen Monitor



Picture of AOM



The functional diagram of Actinometers

Purpose

The Atomic Oxygen Monitor measures the fluence of atomic oxygen in the orbit of the space station.

The atomic oxygen interaction with the thermal materials and the paints causes the thermal design to be out of the control.

Function & Principle

AOM measures **resistance of thin carbon film** that is decreased by atomic oxygen erosion (Actinometer).

The rate of decreases is known by lab & flight data. The atomic oxygen fluence is calibrated by this data.

Specification

$3 \times 10^{17} \sim 3 \times 10^{21}$ atoms/cm²

Distribution : 3×10^{17} atoms/cm²

RASEDA 12/17, 2008

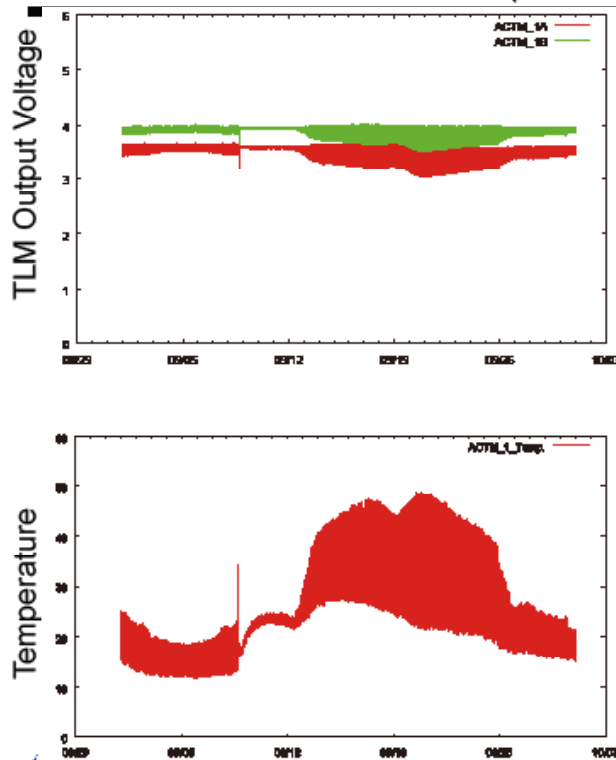


SEDA-AP Measured AOM Data

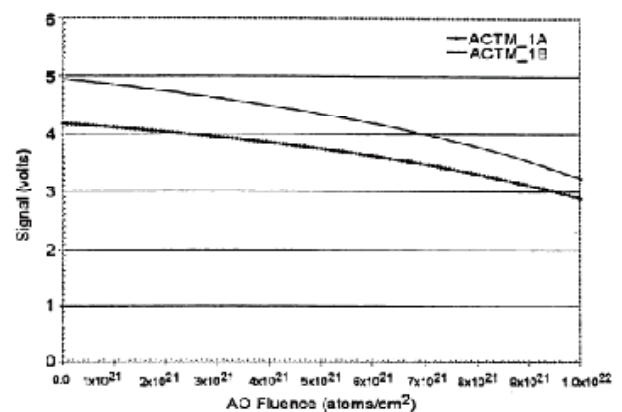


RASEDA 12/17, 2008

AOM observed Data (not Compasated by Temperature)



AOM -ACTM1 Calibration Graph



After Temperature Compasation,
Ao Fluence is calculrated using
above Calibration Graph.

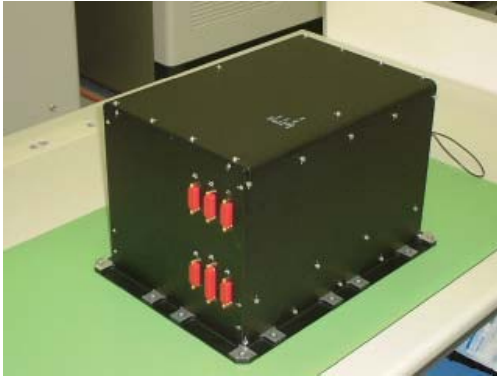


RASEDA 12/17, 2008



EDEE: Electric Device Evaluation Equipment

Purpose



Picture of EDEE

The purpose of EDEE is to monitor Single Event Effects (SEE) due to ionizing particles in space to electric devices used in JEM. Therefore, EDEE will carry several important devices among those used in JEM and evaluate their functions. The acquired data will be reflected upon trouble shoot if it happens in JEM, and also the improvement of the SEE prediction method on board.

Specification

EDEE carries four types of devices, Memory, Micro-Processor Unit (MPU), and Power MOSFET.



RASEDA 12/17, 2008

EDEE (1/2)

- Observed Results (2009/8/15~2009/10/23)
 - V70-MPU SEU/SEL : Not observed
 - 1M SRAM SEU : 5 upsets observed/512K
SEL : Not observed
 - PowerMOSFET(@175V) SEB : Not observed

1M SRAM SEU Rate

CREME96 Prediction	CREME96 Prediction	Observed SEU in orbit
1.84 [10 ⁻¹ upset/(device•day)]	12.5 [upset/device]	10 [upset/device]

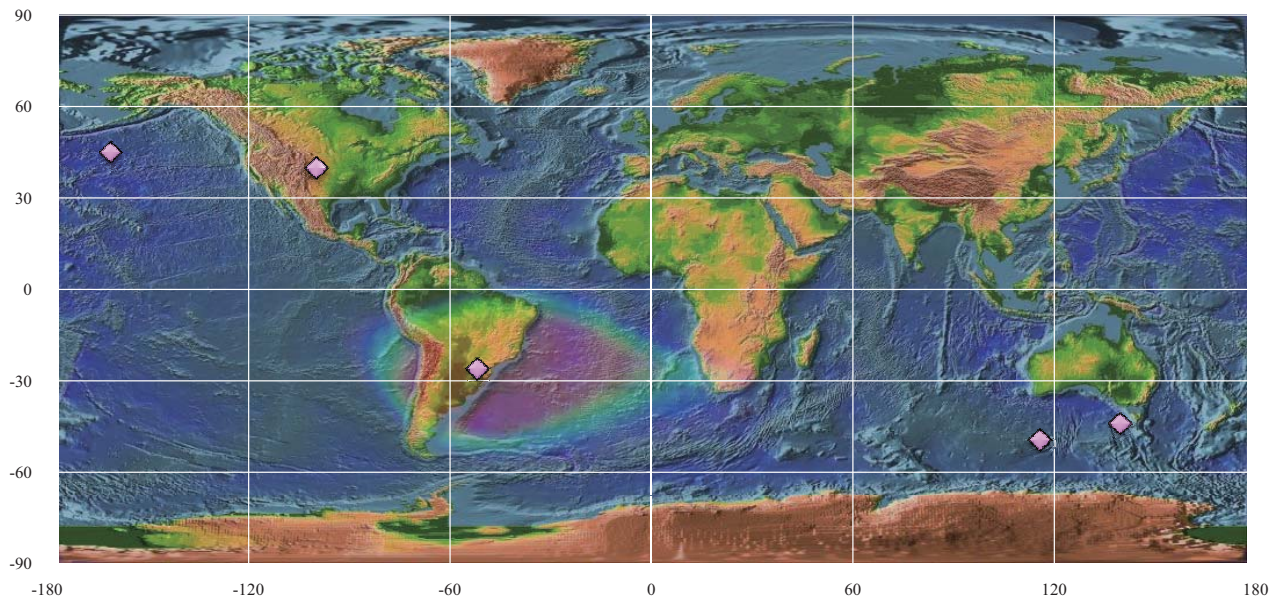
Threshold LET=5.4[MeV/(mg/cm²)], Saturated Cross Section : $\sigma_s=3.3 \times 10^{-7}$ [cm²/bit]



RASEDA 12/17, 2008



Observed SEU on EDEE (2/2)

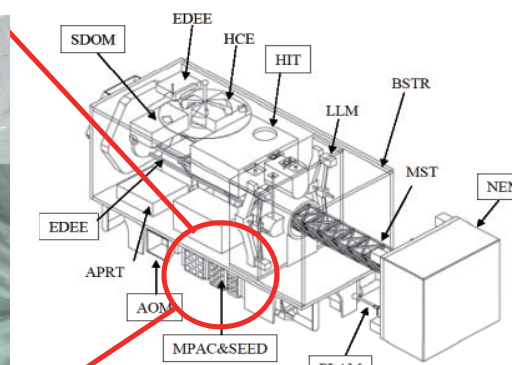
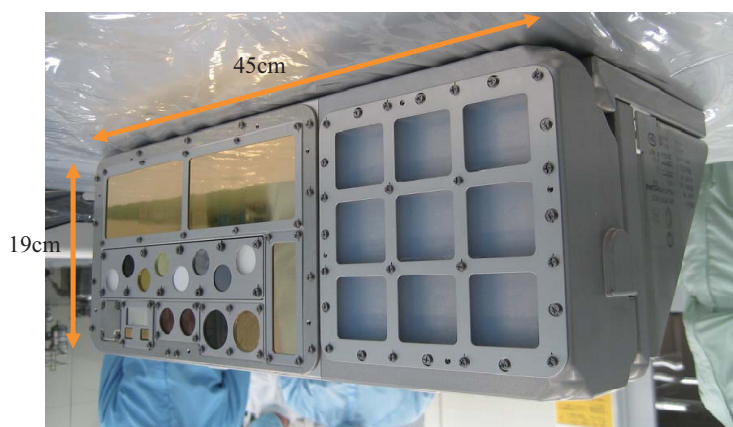
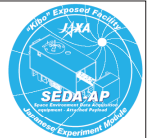


Bit Error Location (5 points) map of SEUs (1M SRAM)



RASEDA 12/17, 2008

JEM/MPAC&SEED Mission



Mission objective of JEM/MPAC&SEED

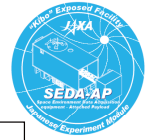
- Capture space debris and micro-meteoroids on ISS orbit.
- Exposure the materials and evaluate degradation which caused by space environment such as atomic oxygen, ultra violet and space radiation.
- * Exposure only. No electrical device

→ Samples have to be retrieved to the ground and analyzed.



RASEDA 12/17, 2008

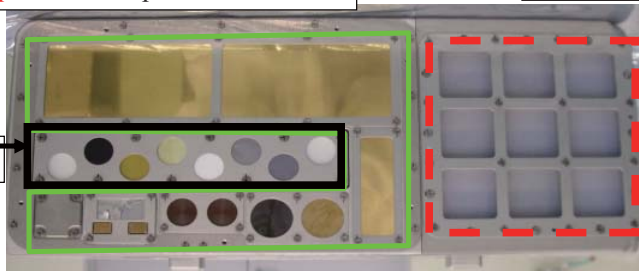
JEM/MPAC&SEED Samples



Gold plate on Sample Unit2

Silica-aerogel on Sample Unit1

SampleUnit3



Silica-aerogel and gold plate is for MPAC

SEED samples on Sample Unit 2&3

Solid lubricants / MoS₂ on Ti-6Al-4V

White paint / NOVA 500 ASTRO WHITE

Black paint / NOVA 500 ASTRO BLACK

Ge-coated Black Kapton

Black Kapton

Polysiloxane-Block-Polyimide Film

Modified Polyimide film/Siloxane Coated PI

ITO coated UPILEX-25S

UPILEX-125S

Space Environment Monitoring Materials on Sample Unit 2&3

UV monitor /(Urethane Sheet)/DUS-601

Dosimeter1/RADFET

Dosimeter2ALANINE-Dosimeter

Dosimeter3/TLD

AO monitor/VESPEL

Temperature/Thermo Label

53

RASEDA 12/17, 2008



Precursor mission of MPAC&SEED, Service Module of ISS



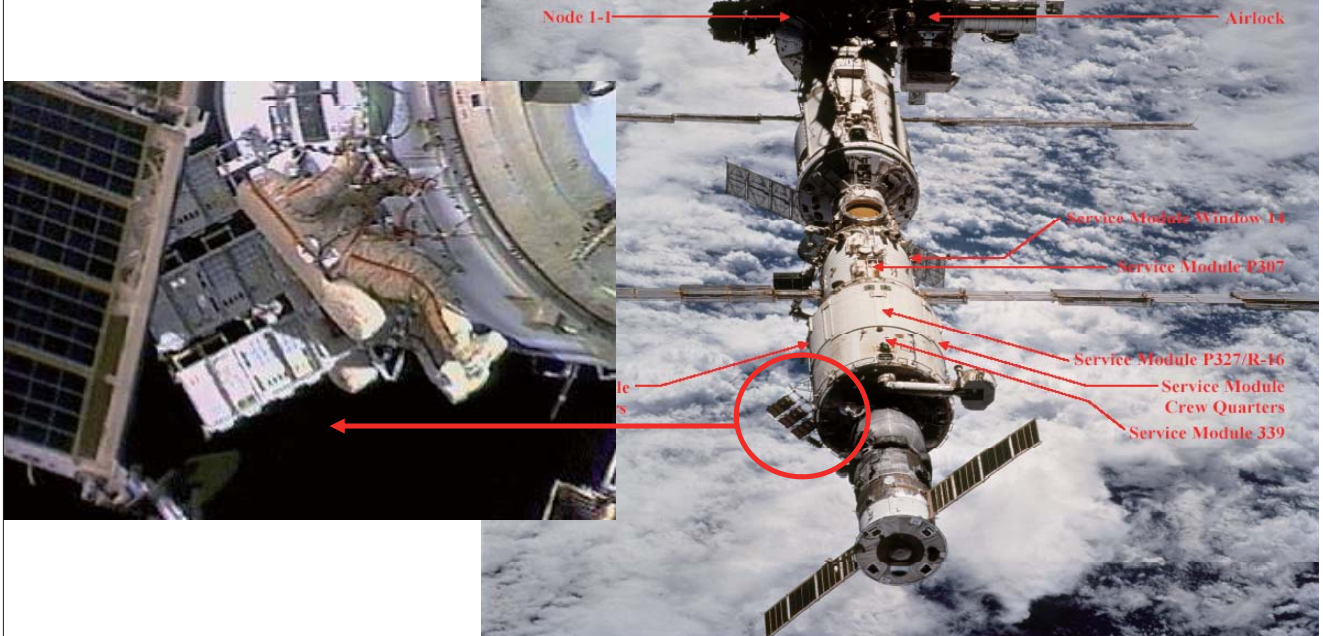
Inspection of SM/ MPAC&SEED inside ISS

SM/MPAC&SEED



RASEDA 12/17, 2008

Precursor mission of MPAC&SEED, Service Module of Russia



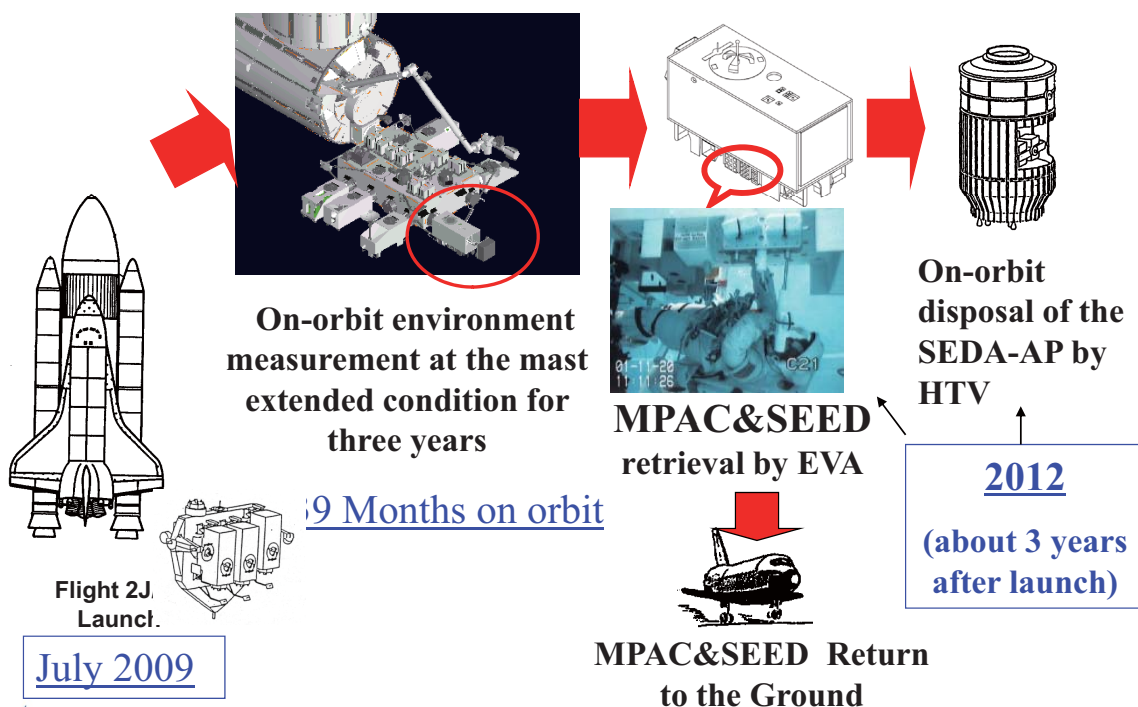
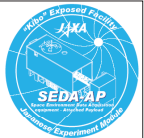
Three sets of MPAC&SEED is installed outside of Russian service module by EVA activity.

Picture: NASA



RASEDA 12/17, 2008

SEDA-AP Operation Overview - Base Line Scenario (Nominal) -



RASEDA 12/17, 2008

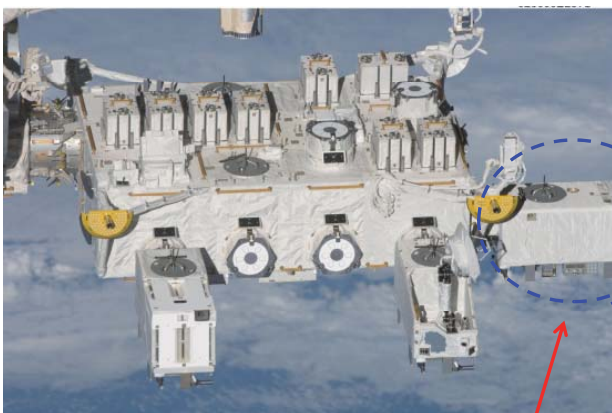


**Ready for Launch (STS-127) and
Launched on 11 July, 2009 @ KSC,
NASA**



RASEDA 12/17, 2008

Exposed facility and SEDA-AP (Real Picture)



Exposed Facility of "Kibo"

SEDA-AP

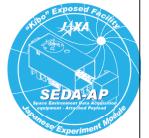


SEDA-AP Mast extended

Provided by NASA

RASEDA 12/17, 2008





Conclusion

Space environment data in JAXA, which include data from SEDA-AP, are available to the public as data of the Space Environment and Effect System

(SEES; <http://sees.tksc.jaxa.jp>)

Those data will be used widely by academic and industrial users in laboratories, universities, JEM experiment investigators, and others in spacecraft operation, engineering fields, and scientific research. Data from SEDA-AP will also be used to develop the Japanese space environment mode

Contact

goka.tateo@jaxa.jp (PI of SEDA-AP)

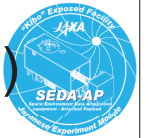
koga.kiyokazu@jaxa.jp (Assistant PI of SEDA-AP)

obara.takahiro@jaxa.jp (Space Environment Group Leader)



RASEDA 12/17, 2008

SEES (Space Environment Effects System)



- WWW base database
- Environment data
- 90 environment model
- Monitors description
- S/C Operation Alert

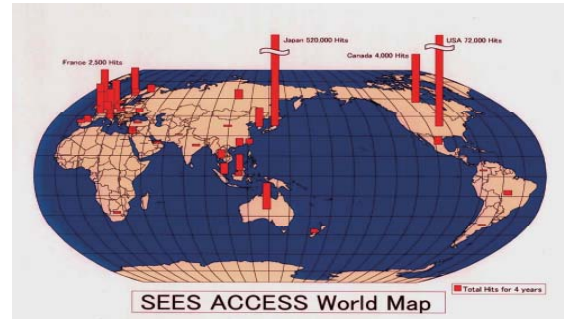
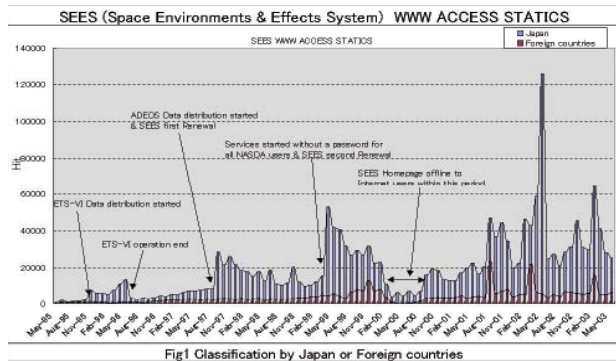
<http://sees.tksc.jaxa.jp>



RASEDA 12/17, 2008



The SEES access statistics.



- 100 Countries.
- 1000 persons access every day.
- When a new satellite is launched, or when the space environment measurement data of the satellite is exhibited, the increase in the number of accesses

6th Space Environment Symposium, at Kitakyushu, on Sept. 29-30, 2009

SUN MAGDAS (MAGnetic Data Acquisition System) Project at SERC and It's Application for Space Weather

K. Yumoto, and MAGDAS Group
Space Environment Research Center, Kyushu Univ.



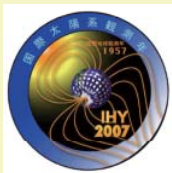
Content

1. IHY Program
2. MAGDAS Project at SERC
3. ISWI Program
4. SERC-JAXA Collaboration
5. Summary

Geospace

Figure courtesy of Space Physics and Aeronomy Section Slide Set, American Geophysical Union

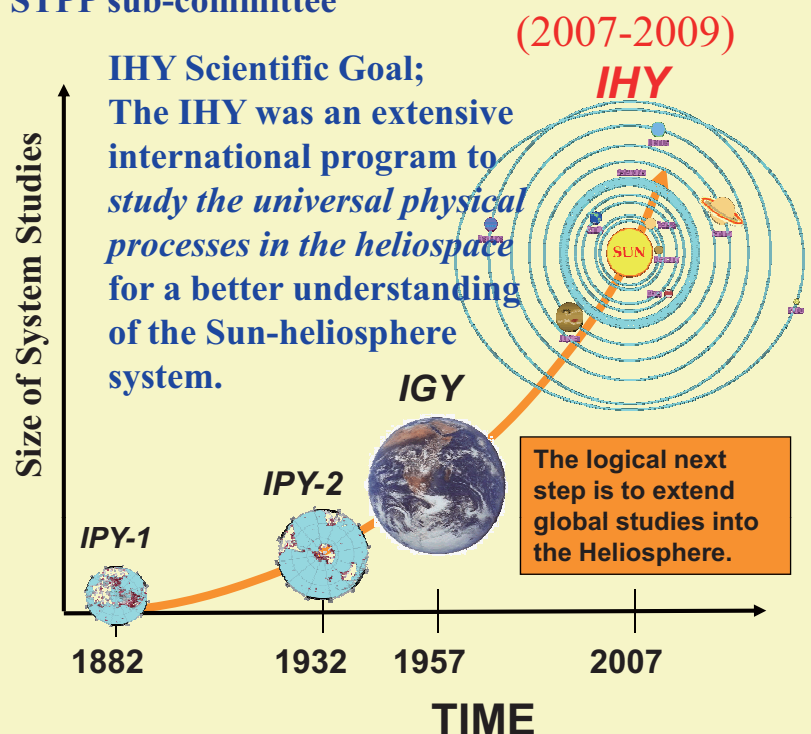
1. International Heliophysical Year (IHY) Activities in Japan



by STPP sub-committee

Program in Japan

1. Satellite Missions
 - 2.1 Hinode Project
 - 2.2 QSAT Project
2. Ground Network Projects
 - 2.1 CHAIN Network
 - 2.2 IPS Network
 - 2.3 Muon Detector Network
 - 2.4 MAGDAS Network
 - 2.5 OMTIs Network
3. Public Outreach
4. IGY Gold Club Program
5. Workshops & Meetings



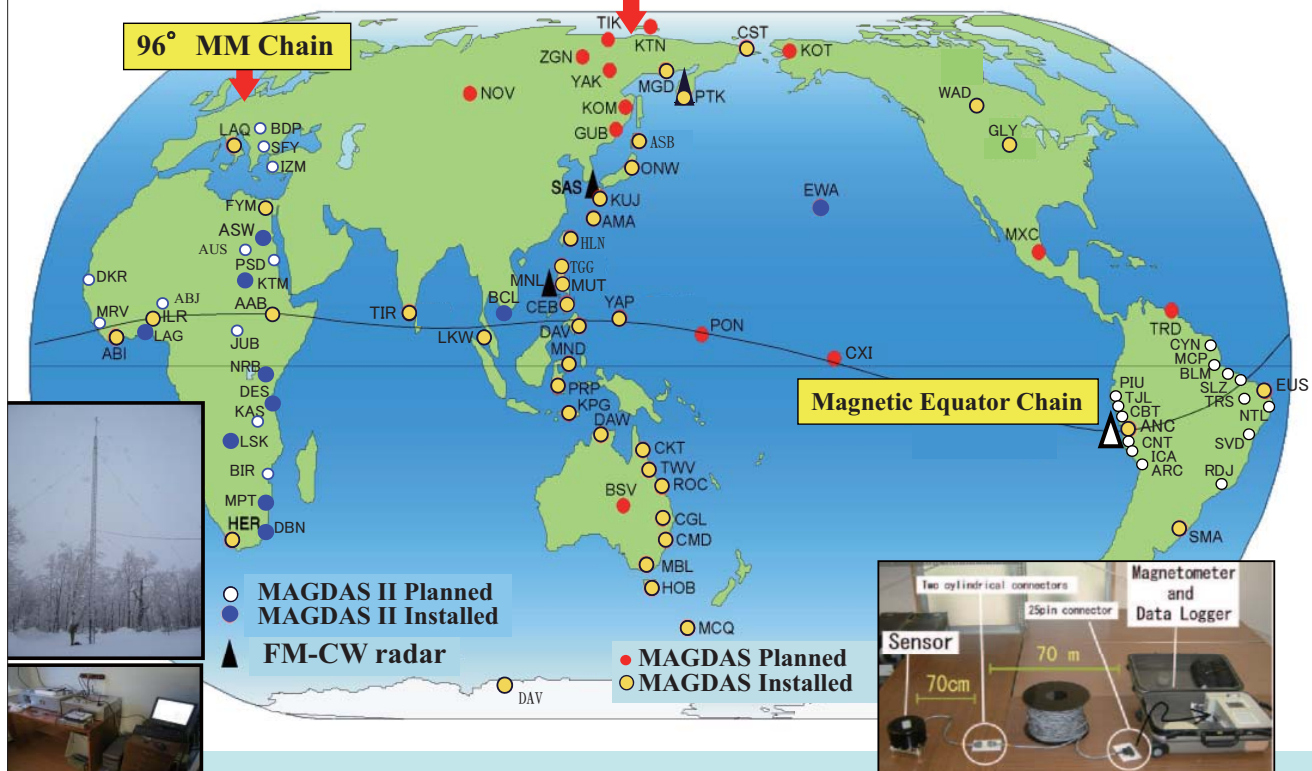


2. MAGDAS (MAGnetic Data Acquisition System) Network at SERC, Kyushu Univ.

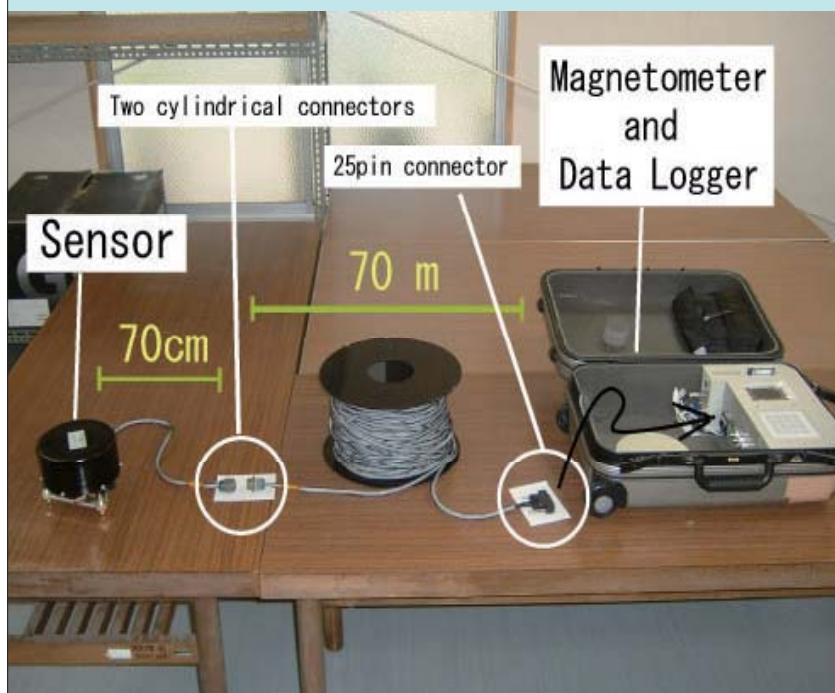
210° MM Chain

PI: Prof. K. Yumoto

96° MM Chain



2-2. MAGDAS Magnetometer



- **Tiltmeter of sensor**
Range: $\pm 1^\circ$,
Resolution: 0.2 arc-sec
- **Thermometer of sensor**
Range: $\pm 60^\circ\text{C}$,
Resolution: 0.002°C
- **Observation ranges**
 $\pm 1000\text{nT}$, $\pm 2000\text{nT}$,
($\pm 65000\text{nT}$)
- **16bit A/D converter**
 0.031nT/dig , 0.061nT/dig
- **Sampling rate**
1-sec, 1-min
- **Estimated noise level**
 0.02nTp-p
- **Total weight**
14.5 kg

MAGDAS-A: Fluxgate magnetometer system
with data logging and transfer units.

2-3. MAGDAS Installation

Redeemer's University in Lagos, Nigeria
Installed on 04 Sept. 2008

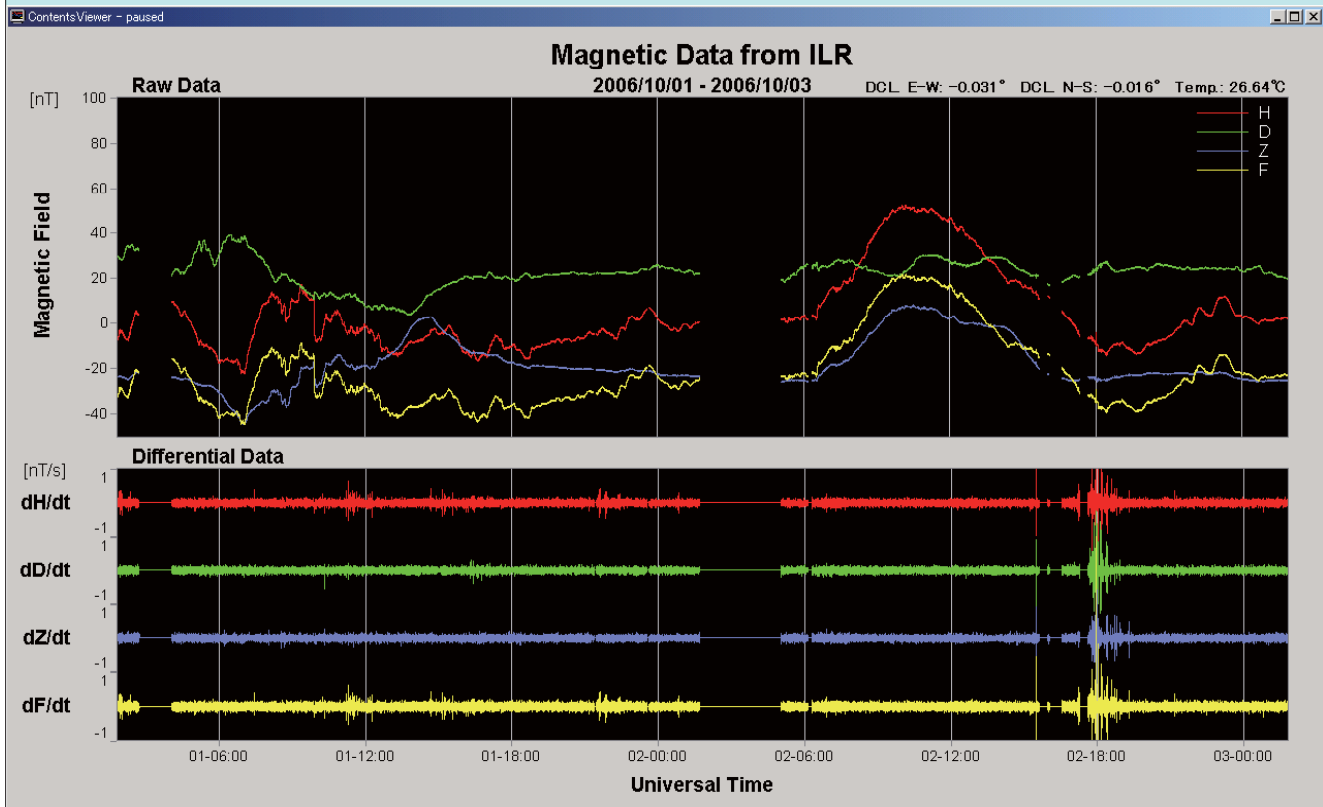


2-4. MAGDAS Data Acquisition & Monitoring System

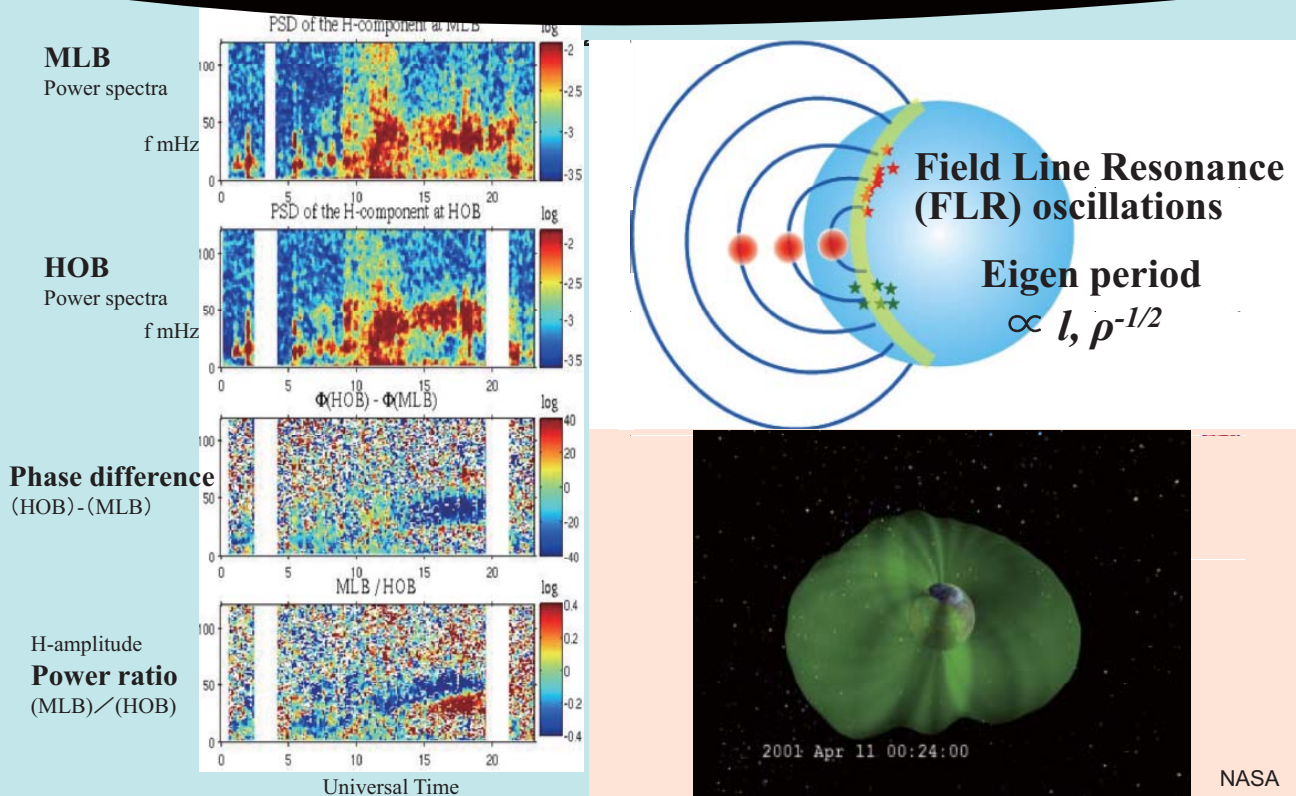


MAGDAS-B: The data obtained at the overseas stations are transferred to the SERC, Japan, in real time by using three possible ways: Internet, Telephone line or Satellite phone line

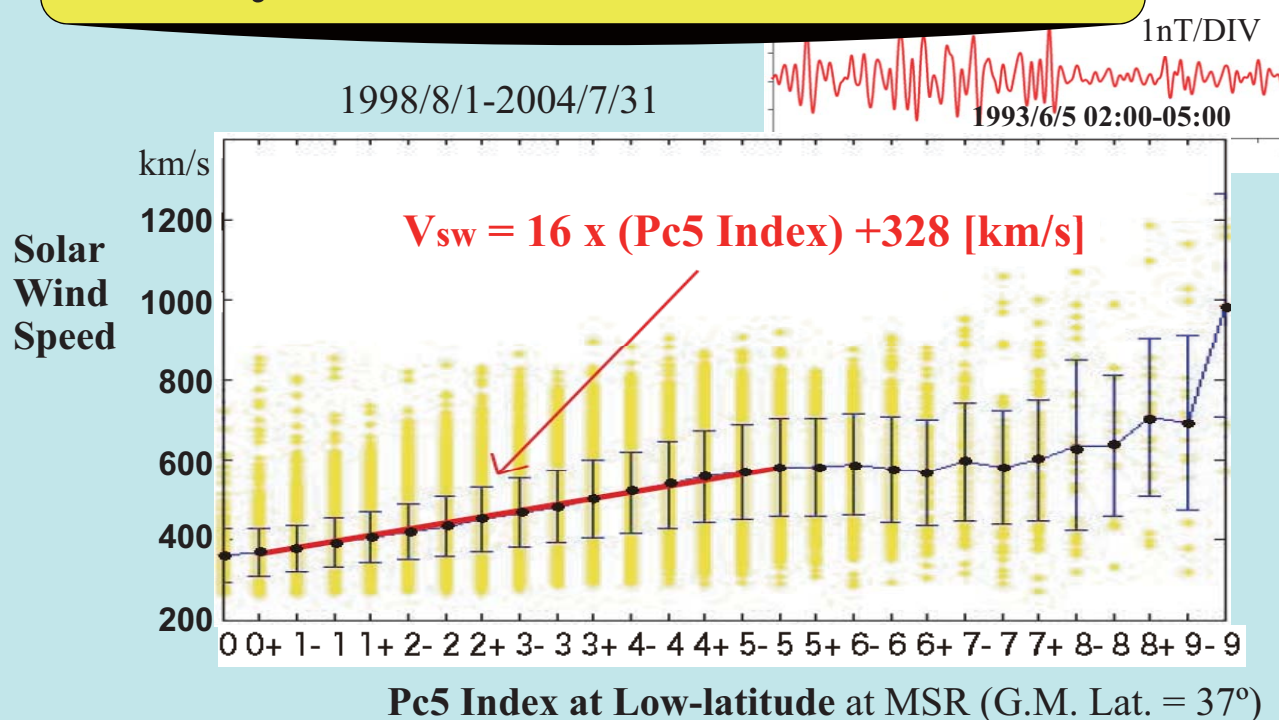
2-5. MAGDAS Ordinary Data (1) and Differential Data (2) in Nigeria



2-6.1) Estimation of Plasma Mass Density by MAGDAS ULF Pulsation Data (2)

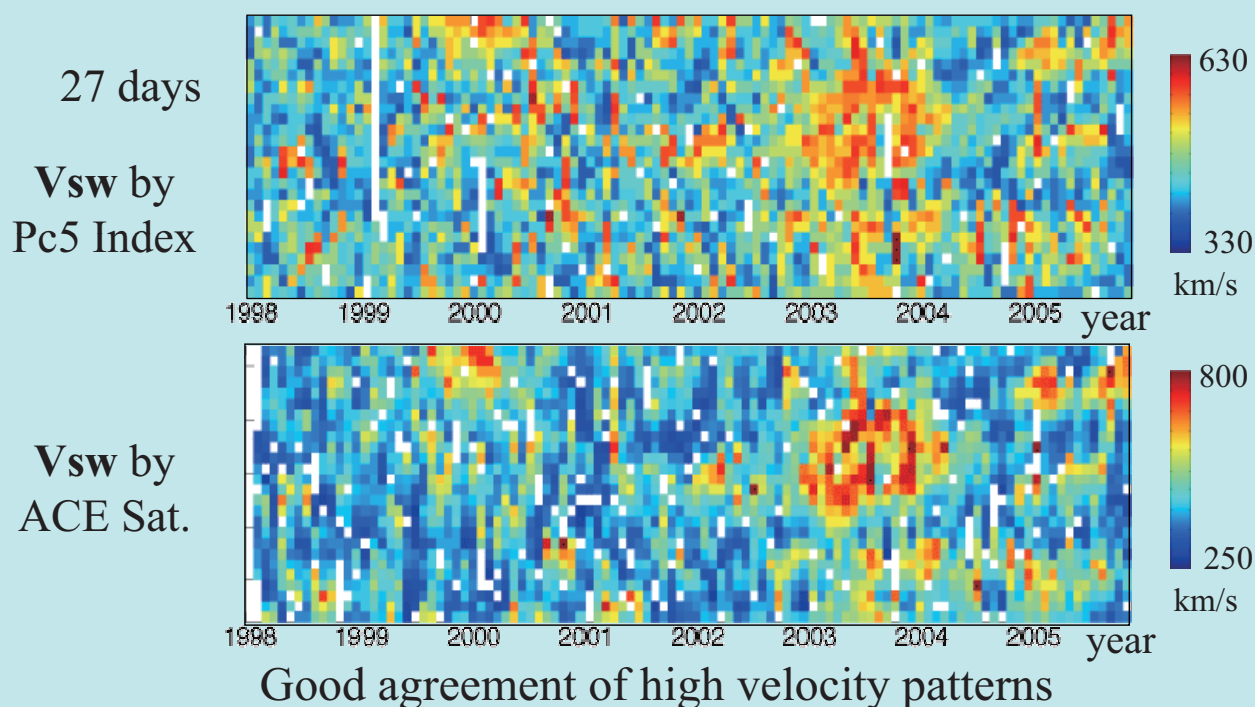


2-6.2) Estimation of Solar Wind Speed by Low-latitude Pc 5 index



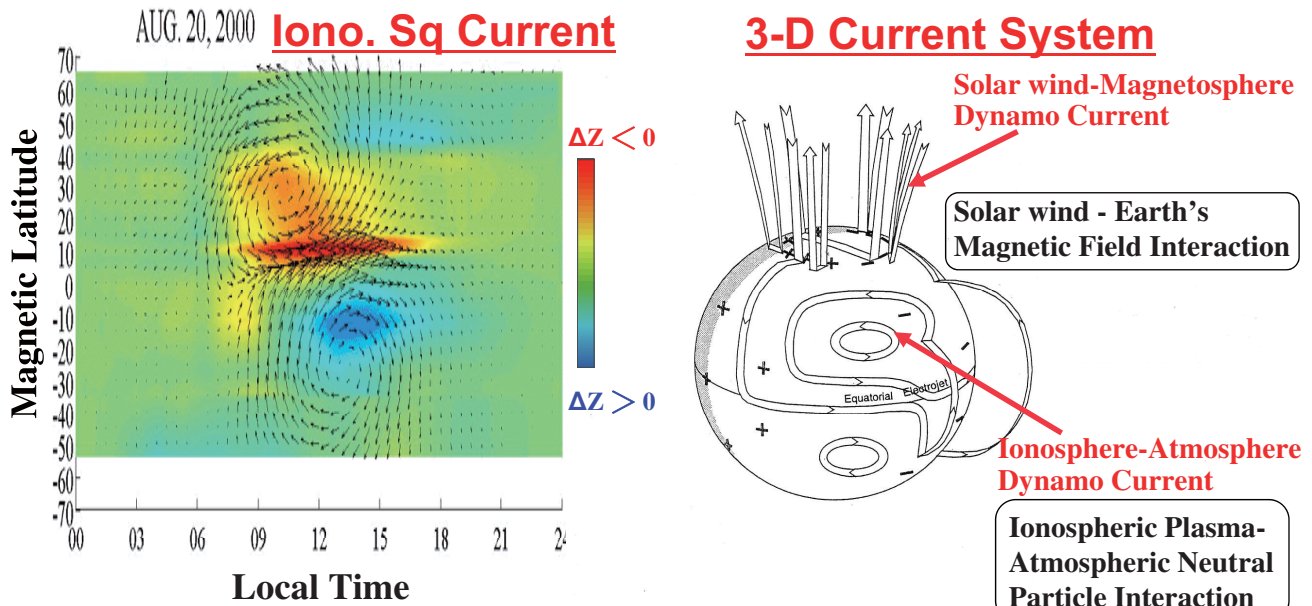
http://www.serc.kyushu-u.ac.jp/pc5/index_e.html

2-6.2) Comparison of Solar Wind Velocities Obtained by Pc 5 index and ACE Satellite during 1998-2005



2-6.3) Imaging of MAGDAS Data (1)

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

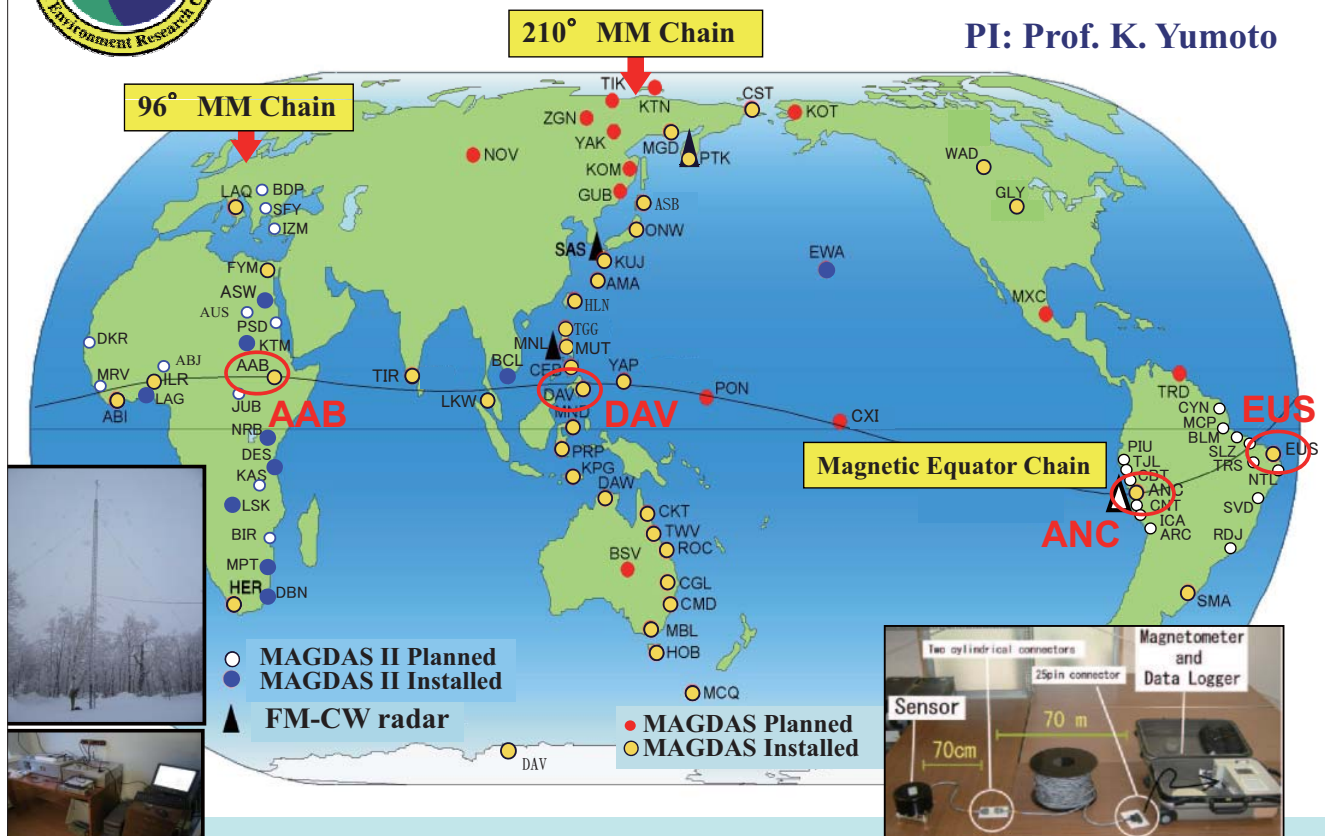


(left) Global equivalent ionospheric current pattern obtained from the ordinary MAGDAS/CPMN data.

(right) Three-dimensional current system in geospace.

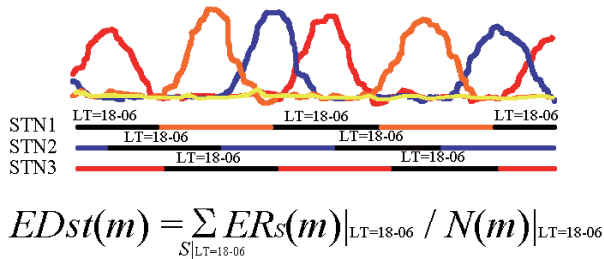
2-6.4) EE-index from MAGDAS for Understanding the Sun-Earth Coupling

PI: Prof. K. Yumoto



2-6.4) EE-Index ($EDst$, EU , EL)

Definition of $EDst$



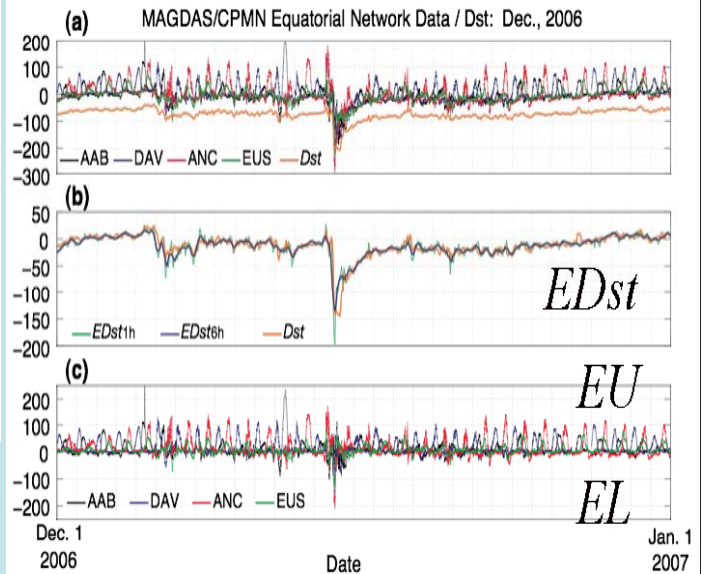
S : index of station

m : point of time in UT

$EDst$: the mean value of magnetic fields at the 4 stations during each local night time.

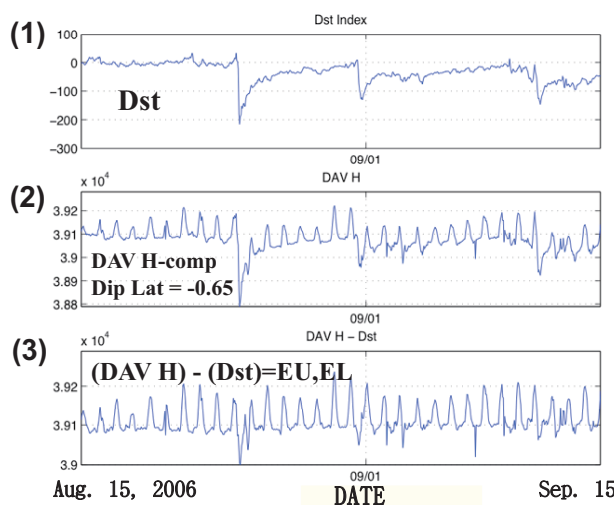
EU : Amplitude of EEJ

EL : Amplitude of CEJ



A new EE -index to monitor short- and long-term variations of the equatorial electrojet by adopting the MAGDAS/CPMN real-time data.

2-6.4) Understanding of Long-term Sun-Earth Coupling



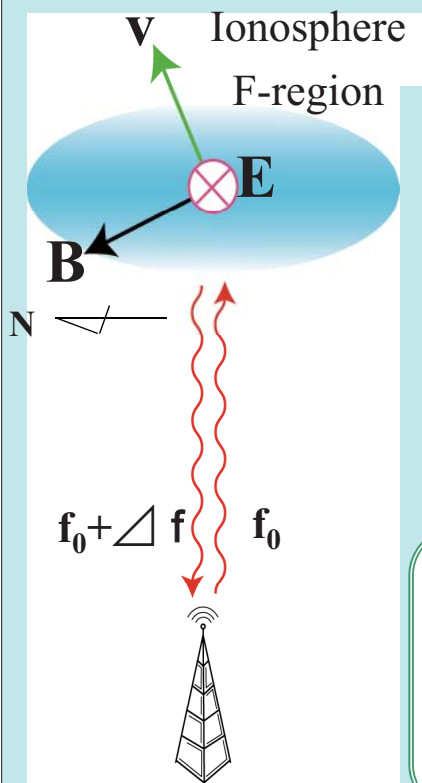
Long-term variations of (1) Dst, (2) H-comp. at DAV, and (3) by subtracting (1) from (2).

	Variable	Peak Period [Day]		
A-I-M-sphere	(DAVH)-(Dst)	7.5,	14.5,	35.3
	DAVH	7.7, 9.2, 11.2, 14.5, 17.6, 22.5, 27.4		
	Dst	7.7, 9.2, 11.2,	17.6, 22.5, 27.4	
	Kp	9.2,	27.4	
Solar Wind & Surface	IMF	9.2,	13.7	27.4
	Vsw	9.2,	13.0	27.4
	Tsw	9.2,	13.0	27.4
	Nsw	9.2, 11.2,	27.4, 35.3	
	P _D	9.2, 11.2,	27.4, 35.3	
	ϵ	9.2,	22.5	
	F10.7		22.5	35.3

FFT analysis of parameters in geo-space, solar wind and solar surface region.

Study on long-term connections among solar surface, solar wind, and geo-space, by correlation analysis of parameters in these regions.

2-7. FM-CW Radar Doppler Observation



- Ionospheric electric field (E)
- Vertical drift velocity (V) of ionized layer
- Ambient magnetic field (B_0) at the station

$$E = -V \times B_0$$

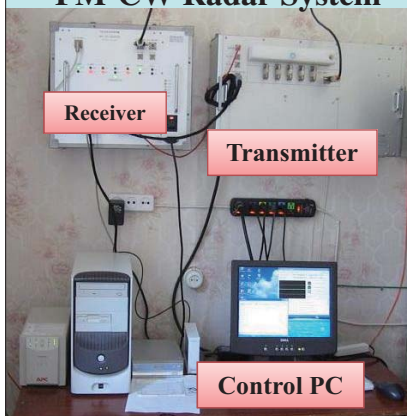
We can estimate V from Doppler shift (Δf) of the transmitting frequency (f_0). The relational is

$$V = - (c \Delta f) / 2f_0$$

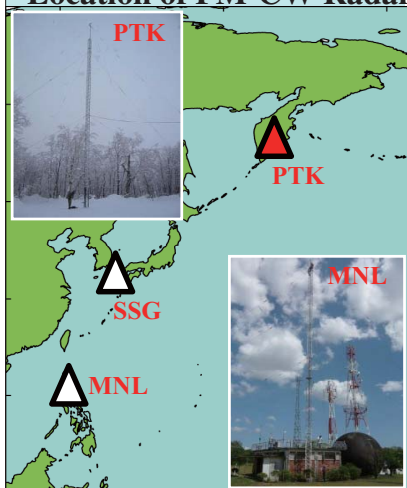
- Transmitting Frequency : 8.0MHz (day) , 2.5MHz (night)
- Time resolution : 3 or 10 sec.
- Data accuracy of the vertical drift speed
1.46 m/s (8.0MHz), 4.67m/s(2.5MHz)

15

FM-CW Radar System

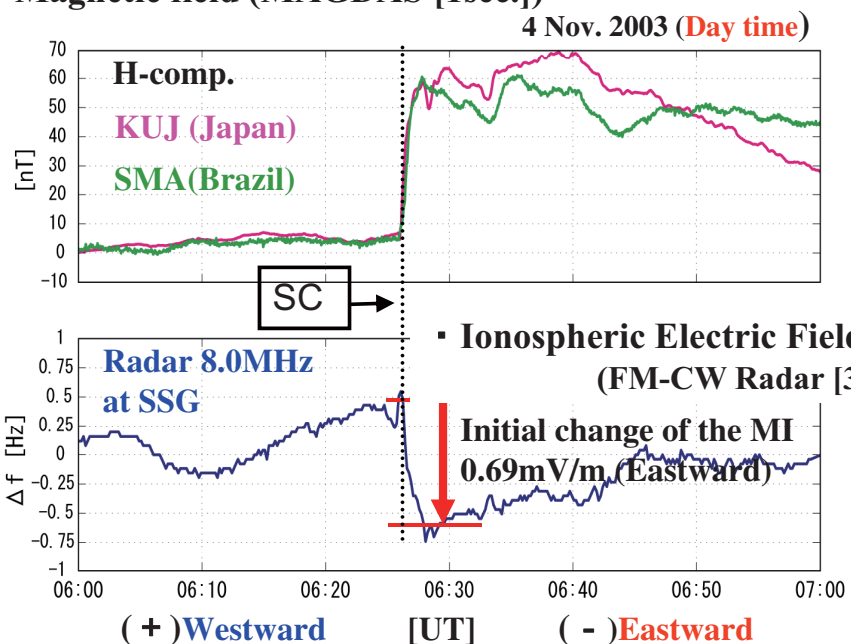


Location of FM-CW Radars



2-7.2) FM-CW Radar Observation for Monitoring of Ionospheric Disturbance

- Magnetic field (MAGDAS [1sec.])



3-1. Draft provisional agenda of the UN Scientific and Technical Subcommittee at its forty-seventh session, in 2010

Feb.18, 2009

The following agenda items have been agreed by the Working Group:

Regular Items

- 1) *General exchange of views and introduction of reports submitted on national activities*
- 2) *United Nations Programme on Space Applications*
- 3) *Implementation of the recommendations of the Third United Nations Conference on the Exploration and Peaceful Uses of Outer Space (UNISPACE III)*
- 4) *Matters relating to remote sensing of the Earth by satellite, including applications for developing countries and monitoring of the Earth's environment*
- 5) *Space debris*
- 6) *Space-system-based disaster management support*
- 7) *Recent developments in global navigation satellite systems*

Items to be considered under work plans:

- 8) *Use of nuclear power sources in outer space*
- 9) *Near-Earth objects*
- 10) *International Space Weather Initiative (ISWI)*
 - 2010 *Consider reports on regional and international plans; Encourage continued operation of existing instrument arrays and encourage new instrument deployments;*
 - 2011 *Consider reports on regional and international plans; Identify gaps and synergies in ongoing activities; Encourage continued operation of existing instrument arrays and encourage new instrument deployments;*
 - 2012 *Finalize a report on regional and international plans; Encourage continued operation of existing instrument array, and encourage new instrument deployments.*

3-2. Objectives of International Space Weather Initiative (ISWI); 2010-2012

Develop the scientific insight necessary to understand the science, and to forecast near-Earth space weather

- **Instrumentation and data analysis**
 - Expand and continue deployment of new and existing instrument arrays
 - Expand data analysis effort for instrument arrays and existing data bases
- **Coordinate data products** to provide input for physical modeling (Joint with other more extensive modeling efforts)
 - Input instrument array data into physical models of heliospheric processes
- **Coordinate data products** to allow predictive relationships to be developed (Joint with Space Weather prediction organizations)
 - Develop data products to allow predictive relationships that enable the forecasting of Space Weather to be established

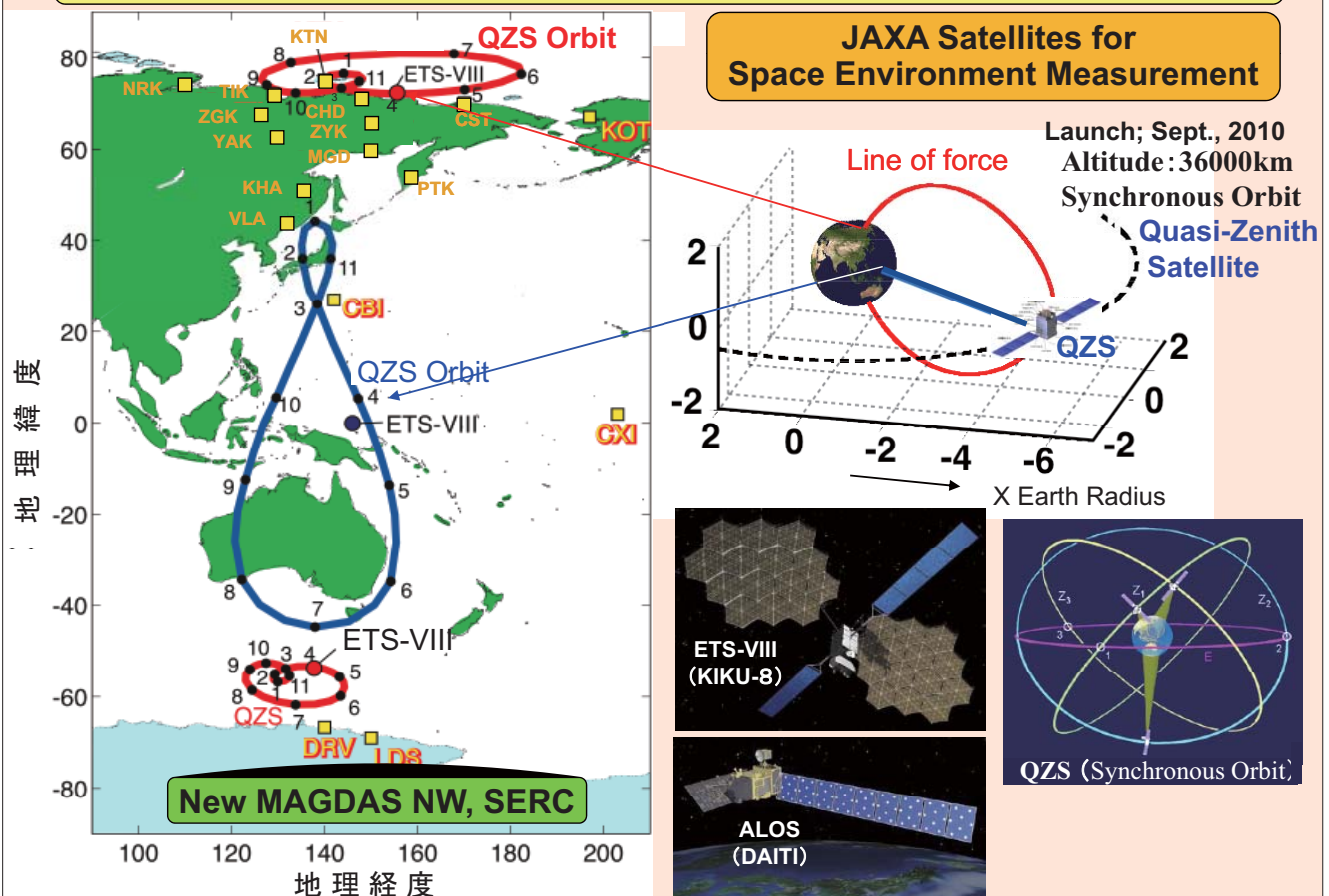
Education

- **University and Graduate Schools**
 - Encourage and support space science courses and curricula in Universities that provide instrument support
- **Public Outreach**
 - Develop public outreach materials unique to the ISWI, and coordinate the distribution

3-3. International Space Weather Initiative (ISWI); 2010-2012

- The lead scientist or principle investigator funded by his/her country provides instrumentation (or fabrication plans) and data distribution
- The host country provides the workforce, facilities, and operational support typically at a local university.
- Host scientists become part of science team
- All data and data analysis activity is shared
- All scientists participate in publications and scientific meetings where possible

4-1. Coordinated Ground-Satellite Observation



4-2. Scientific Objects of CG-S Obs.

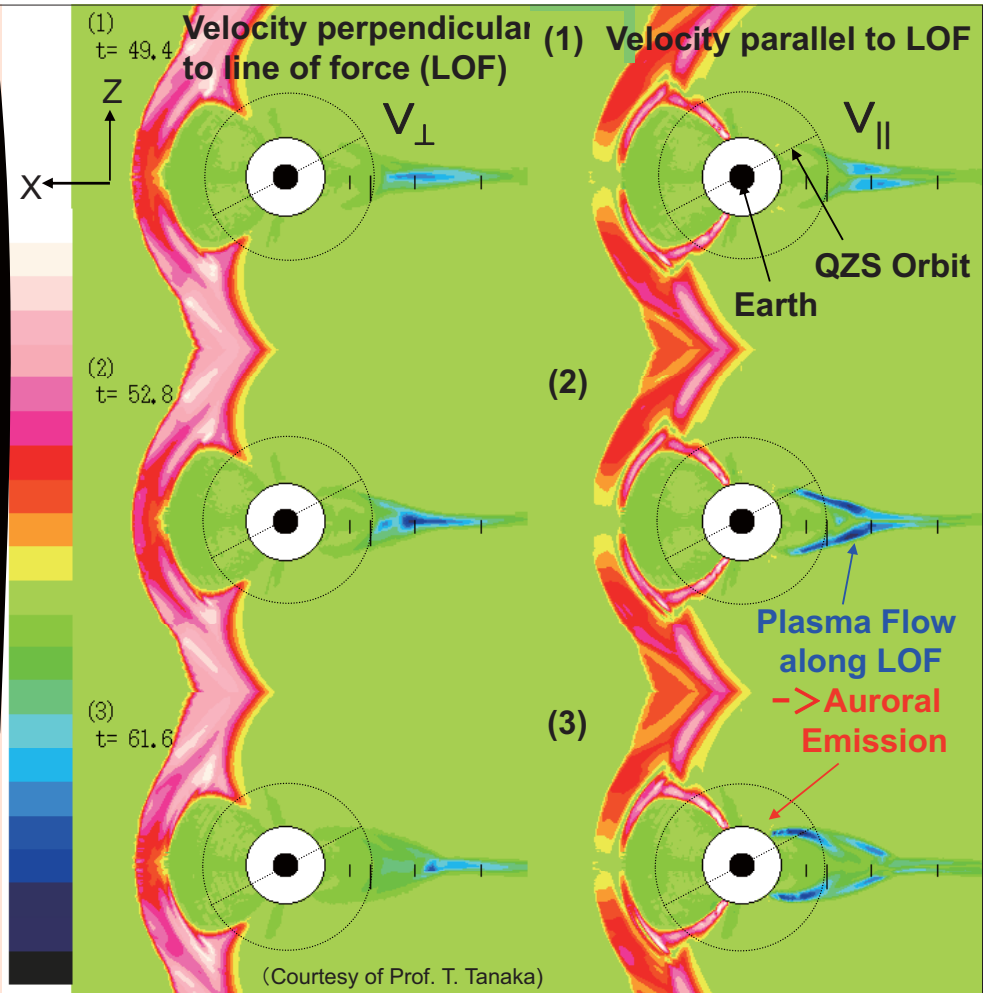
1) To clarify whole picture of storms by new MAGDAS.

2) Space environm. measurements by JAXA satellites.

3) Integrated study of electromagnetic, energetic particle and atmospheric changes during storms.

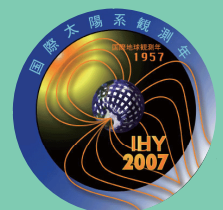
4) Establishment of a space weather technology.

• MHD simulation of plasma velocity during auroral substorms by T. Tanaka.



MAGDAS Project at SERC and It's Applications during IHY/ISWI (2007-2012)

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



5. Summary

- (1) MAGDAS and FM-CW radar along 210°MM, 96°MM, and Magnetic Equator are very useful to study global natures of EEJ, Sq, pulsations, etc. for space weather and it's applications.
- (2) SERC and JAXA will conduct Coordinated Ground-Satellite Observations during the ISWI (2010-2012).

Thank you for your attention !

2.3 What is Unique about ISWI?

- **UN Endorsement**

- Opens new opportunities for collaboration in countries with little/no Space Physics by involving governments and Universities or National Labs
- Encourages governmental response
- Allows broad dissemination of information in 6 languages to 192 countries of the UN

- **State Department Involvement**

- Helps with import/export and technology issues
- Help with Visas, security, logistics, etc.

2.4.1 Current US Instruments (Feb 2009)

ID	INSTRUMENT	Lead Scientist	Country	Objective
1	Scintillation Network Decision Aid (SCINDA)	K. Groves (Hanscom AFRL)	USA	Study equatorial ionospheric disturbances to aid in the specification and prediction of communications degradation due to ionospheric scintillation in the earth's equatorial region
2	Coherent Ionospheric Doppler Radar (CIDR)	T. Garner (U Tex)	USA	To tomographically reconstruct the ionosphere and to provide input to Data Assimilation models
3	Atmospheric Weather Education System for Observation and Modeling of Effects (AWESOME) and SID (Sudden Ionospheric Disturbance Monitor)	U. Inan and D. Scherrer (Stanford)	USA	Lightning, sprites, Elves, relation to terrestrial Gamma Ray flashes , whistler induced electron precipitation, conjugate studies,
4	Remote Equatorial Nighttime Observatory for Ionospheric Regions (RENOIR)	J. Makela (U Illinois)	USA	Study the equatorial/low-latitude ionosphere/thermosphere system, its response to storms, and the irregularities that can be present on a daily basis.
5	African GPS Receivers for Equatorial Electrodynamics Studies (AGREES)	M. Moldwin and E. Yizengaw (UCLA)	USA	Understand unique structures in equatorial ionosphere, low/mid latitude plasma production, effect of ionospheric and plasmaspheric irregularities on communications
6	African Meridian B-field Education and Research (AMBER)	M. Moldwin and E. Yizengaw (UCLA)	USA	Understand low latitude electrodynamics, ULF pulsations, effect of Pc5 ULF on MeV electron population in inner radiation belts


2.4.2 Current Non-US Instruments (Apr. 2009)

ID	INSTRUMENT	Lead Scientist	Country	Objective
7	Compound Astronomical Low-cost Low-frequency Instrument for Spectroscopy and Transportable Observatory (CALLISTO)	A. Benz and C. Monstein (ETH-Zentrum)	Switz	Study the magnetic activity of a wide range of astrophysical objects with emphasis on the Sun and cool stars
8	South Atlantic Very Low frequency Network (SAVNET)	J.-P. Raulin (U Presbiteriana)	Brazil	Study of the SAMA region at low ionospheric altitudes and its structure and dynamics during geomagnetic perturbations
9	Magnetic Data Acquisition System (MAGDAS)	K. Yumoto (Kyushu U)	Japan	Study of dynamics of geospace plasma changes during magnetic storms and auroral substorms, the electro-magnetic response of iono-magnetosphere to various solar wind changes, and the penetration and propagation mechanisms of DP2-ULF range disturbances
10	African Dual Frequency GPS Network	C. Amory-Mazaudier (CETP/CNRS)	France	To increase the number of real-time dual-frequency GPS stations worldwide for the study of ionospheric variability, response of the ionospheric total electron content (TEC) during geomagnetic storms over the African sector.
11	Space Environment Viewing and Analysis Network (SEVAN)	A. Chillingarian (Aragats)	Armenia	To improve short and long-term forecasts of dangerous consequences of space storms
12	Global Muon Detector Network (GMDN)	K. Munakata (Shinsu U)	Japan	To identify the precursory decrease of cosmic ray intensity that takes place more than one day prior to the Earth-arrival of shock driven by an interplanetary coronal mass ejection
13	Continuous H-alpha Imaging Network (CHAIN)	K. Shibata, S. Ueno (Kyoto U)	Japan	Solar activity, flares, filaments, filament eruptions
14	Optical Mesosphere Thermosphere Imager (OMTIs)	K. Shiokawa (Nagoya U)	Japan	Dynamics of the upper atmosphere through nocturnal airglow emissions

6th Space Environment Symposium, at Kitakyushu, on Sept. 29-30, 2009

SUN **MAGDAS (MAGnetic Data Acquisition System) Project at SERC and It's Application for Space Weather**

K. Yumoto, and MAGDAS Group
Space Environment Research Center, Kyushu Univ.



Content

1. IHY Program
2. MAGDAS Project at SERC
3. ISWI Program
4. SERC-JAXA Collaboration
5. Summary

Geospace

Figure courtesy of Space Physics and Aeronomy Section Slide Set, American Geophysical Union

0-1. Activities at SERC

- 1) MAGDAS Project for Space Weather Research and Application
- 2) Integrated Simulation of Solar-Terrestrial System
- 3) QSAT Project for Understanding Spacecraft Charge Built-up and Discharge
- 4) Administration of ULTIMA Consortium
(Ultra Large Terrestrial International Magnetic Array)
- 5) Local Education, Global Outreach, & Data Service
Everyday space weather now casting, global Outreach, & data service

0-2. Facilities of SERC



2.1.2) MAGDAS Installation

2005/07/24

Parepare (Indonesia) MLAT = -14.0°



1-3. MAGDAS Installation

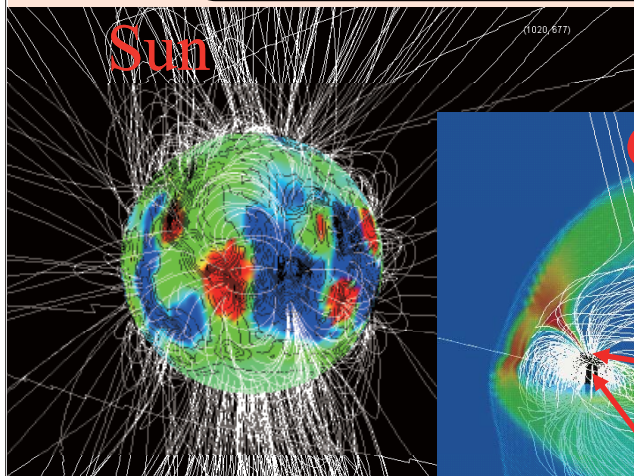
06/04/14

Macquarie Island MLAT = -64.5°

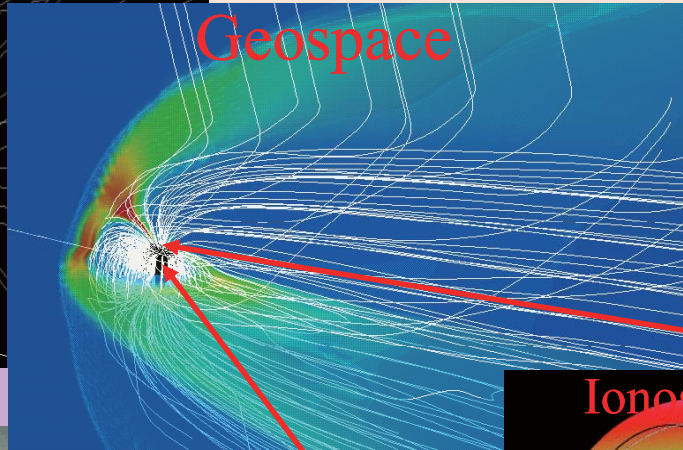


Student and Staff at SERC, Kyushu Univ. set MAGDAS magnetometer in cooperation with staffs of Oversea Research Institute.

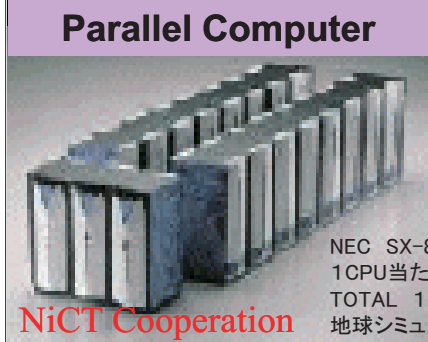
2-1. Integrated Simulation of Solar-Terrestrial System



Research and Development of Space Environment Simulator



JST・CREST Program
Kyusyu Univ.
NiCT
Meteor. College

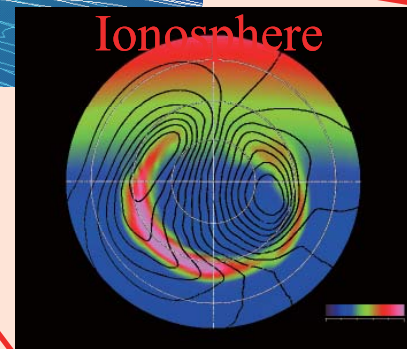


Parallel Computer

Finite Volume TVD Scheme・Parallel Computation・Visualization

NEC SX-8R (48CPU)
1CPU当たり 32GFLOPS(ギガフロップス)
TOTAL 1.5TFLOPS(テラフロップス)
地球シミュレーターの20分の1程度

NiCT Cooperation



3-1. QSAT Project

- (1) Understand spacecraft's charge buildup and discharging.
- (2) Education and research opportunities for students in an activity combining space sciences and satellite engineering.

Concept of Magnetometer

(1) Science Purpose;

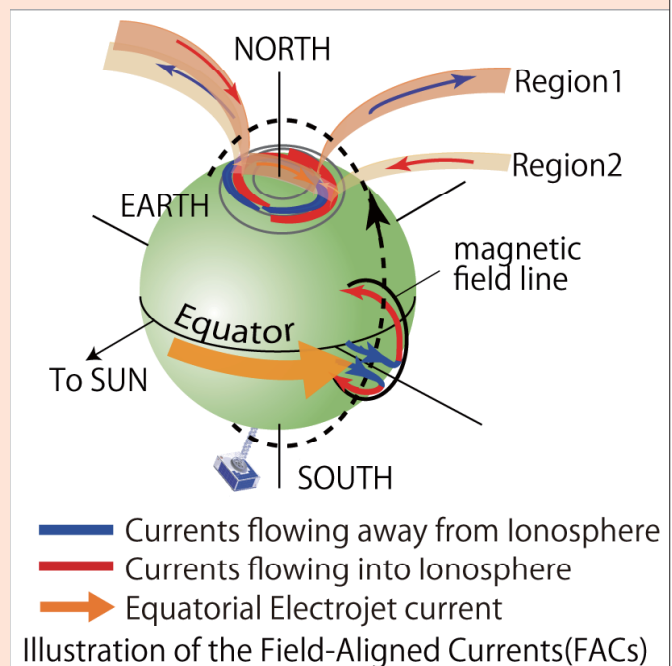
Observation of the magnetic field disturbances caused by field-aligned currents (FACs) in the polar and equatorial region

(2) Units;

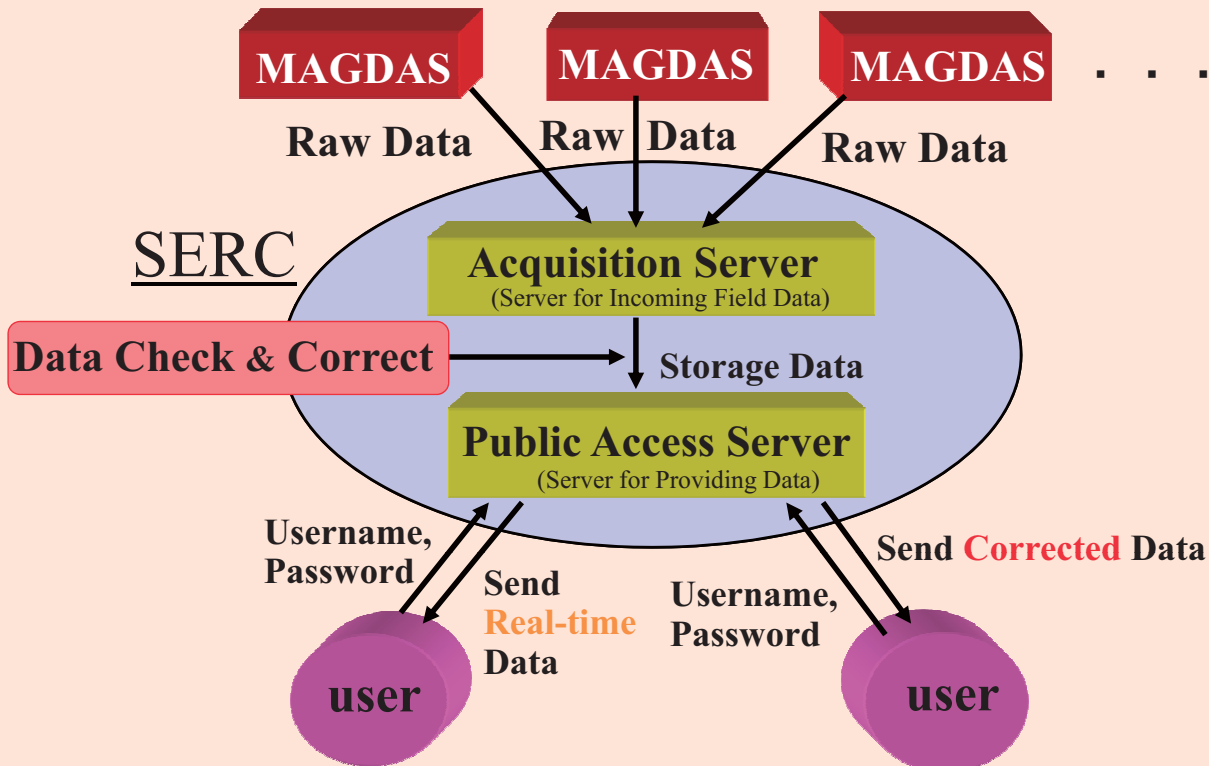
- a fluxgate sensor(90Lx50Wx50H,400g)
- electronics and data processor (240Lx150Wx95H,200g)
- 1.5m boom for the sensor

(3)Power consumption ;

1W



5-2. Schematic Diagram of MAGDAS Database Service



5-3. MAGDAS Database Service through SERC Home Page

<http://magdas.serc.kyushu-u.ac.jp>

The screenshot shows the SERC MAGDAS Data Archive homepage. It features a welcome message, a navigation menu with links like [About MAGDAS](#), [Station Map and List](#), [Realtime Quick Look](#), [Connected Data List](#), [Corrected Data Request for third party](#), [Rules for Data Usage](#), and [Link](#). A world map displays station locations. The page also includes supporting information about the project's funding and contact details for the Space Environment Research Center at Kyushu University.

The screenshot shows the 'Details of Each Station' page, which lists station data categorized by region: Russia, Japan, and Pacific and Asia. Each table includes columns for Abbrev, Station Name, Nation, GG Lat, GG Lon, GM Lat, GM Lon, L, Dip Lat, and Install.

Abbrev	Station Name	Nation	GG Lat	GG Lon	GM Lat	GM Lon	L	Dip Lat	Install
CST	Cape Schmidt	Russia							-under construction-
MGD	Magadan	Russia							-under construction-
PTK	Paratunka	Russia	52.94	158.25	48.18	226.21	2.08		05/11/07

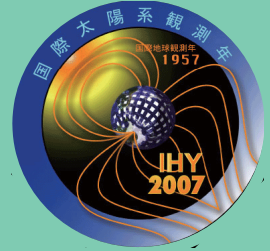
Abbrev	Station Name	Nation	GG Lat	GG Lon	GM Lat	GM Lon	L	Dip Lat	Install
ASB	Ashibetsu	Japan	43.48	142.17	38.43	213.39	1.54		05/05/15
DNW	Onagawa	Japan	38.44	141.48	31.27	212.72	1.37		05/02/28
KUJ	Kuju	Japan	33.06	131.23	26.13	202.96	1.24		05/02/22
AMA	Amami-Oshima	Japan	28.17	129.33	21.11	200.88	1.15		05/11/25

Abbrev	Station Name	Nation	GG Lat	GG Lon	GM Lat	GM Lon	L	Dip Lat	Install
HLN	Hualien	Taiwan	23.90	121.55	18.96	193.05	1.09		05/05/01
MUT	Muntinlupa	Philippine	14.37	121.02	8.79	192.25	1.01	6.78	05/05/15
TGG	Tuguegarao	Philippine	17.66	121.76	10.26	193.05	1.03		05/05/16
CEB	Cebu	Philippine	10.36	123.91	2.53	195.06	1.00	2.73	05/06/26
DAV	Davao	Philippine	7.00	125.40	-1.02	196.54	1.00	-0.85	05/06/28
YAP	Yap Island	FSM	9.50	138.08	1.49	208.06	1.00	1.51	06/07/29
LKW	Langkawi	Malaysia	6.30	99.78	-2.32	171.29	1.00	1.88	06/09/08
MND	Manado	Indonesia	1.44	124.64	-8.91	196.06	1.01		05/07/26
PRP	Pare Pare	Indonesia	-3.60	119.40	-12.38	190.75	1.05		05/07/24
KPG	Kupang	Indonesia	-10.20	123.40	-19.58	184.95	1.13		06/07/21

Space Weather Activities at SERC



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



6. Summary

- (1) SERC promotes MAGDAS, QSAT projects, and ULTIMA consortium during IHY period.
- (2) SERC conducts space weather analysis for local education and global outreach.
- (3) SERC offers to scientific community the MAGDAS database, Pc 5- and EE-index.

PLANHTEΣ Could Be a True Story? — Instability of the Current Debris Population in LEO —

Toshiya HANADA

Kyushu University, Fukuoka, Japan

Phone: 092-802-3047 / Fax: 092-802-3001

E-mail: hanada.toshiya.293@m.kyushu-u.ac.jp

What is PLANHTEΣ?



人類が宇宙で生活するのが当たり前となった2075年。

長年にわたる宇宙開発で廃棄されてきた人工衛星などの「スペースデブリ(宇宙ごみ)」が、人間の生活を脅かすようになっていた。

星野八郎太(愛称ハチマキ)は、そんなデブリを拾い集める回収員の一人。姉御肌の船長フィー、失敗ばかりの新人タナベ、そして、寡黙な船員ユーリと共にデブリを回収する日々を送っていた。

ある時、ハチマキは仲間に心を閉ざし続けるユーリに苛立ちをおぼえ衝突する。

しかし、ユーリには仲間だからこそ打ち明けたくない秘密があったのだ。

7年前の高高度旅客機事故。ユーリの運命を大きく変えたのは、たった一つの小さな「スペースデブリ」だった。

Background

- A new WG2 study, “Benefits of Active Debris Removal on the LEO Debris Population,” was defined at the 26th Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) meeting
- Possible activities
 - Reach a consensus on the stability/instability of the current debris population in LEO
 - Conduct parametric studies on the effectiveness of ADR
 - Compare results from different environment models
- The study is a new WG2 Internal Task, with the potential of converting it to an Action Item after 1 year
- Short-term goal: complete the LEO environment simulations and present the comparison results at the 27th IADC meeting

2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

2

Participating Agencies and Models

Agency	NASA	ASI	BNSC	ESA	JAXA
POC	J.-C. Liou	A. Rossi	H. Lewis	H. Krag	T. Hanada
Model (version)	LEGEND (N/A)	SDM (4.0)	DAMAGE (N/A)	DELTA (3.01)	LEODEEM (1.1)

2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

3

Schedule and Milestones

4 Nov 2008:	Provide input files to participating members
2 Feb 2009:	Provide simulation results to J.-C. Liou (NASA)
23 Feb 2009:	Provide the draft summary presentation to participating members for review
9 Mar 2009:	Provide the final summary presentation to participating members for review
26 Mar 2009:	Present the summary at the 27th IADC meeting

2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

4

Inputs Files

(1) iadc_01012006.pop

Provided by: H. Krag (ESA)

Information: This file includes all 10 cm and larger LEO-crossing (perigee altitude below 2000 km) objects on 1 January 2006. The population is generated from the MASTER2005 model. Each object is individually listed in the file. The parameters are explained in the first 5 lines of the file.

(2) solar_flux_f107 HL 20081020.dat

Provided by: H. Lewis (BNSC)

Information: This is the solar flux F10.7 table between January 2005 and December 2207.

2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

5

Test Scenario

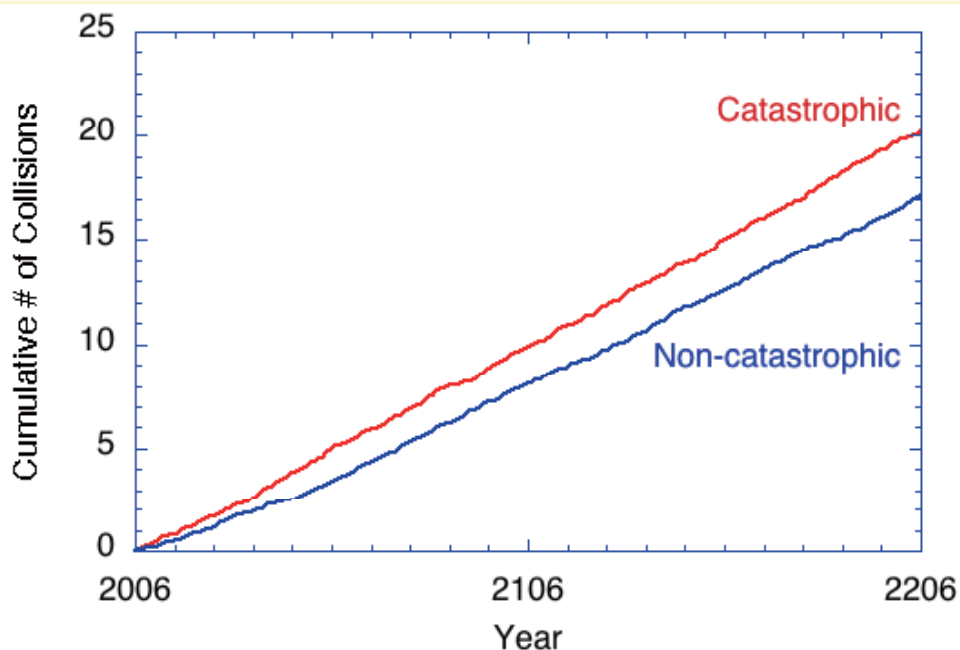
- Use objects in iadc_01012006.pop as the initial population for future projection
- Set the initial epoch to 1 January 2006
- Carry out future projection for 200 years
- Use BNSC's solar flux table for drag calculation
- **Allow no new launches beyond 1 January 2006**
- Set future explosion to 0
- Allow no station keeping
- Include objects 10 cm and larger in collision consideration
- Use the NASA standard breakup model to predict the outcome of collisions
- Run as many Monte Carlo (MC) simulations as possible

2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

6

LEO Collision Activities

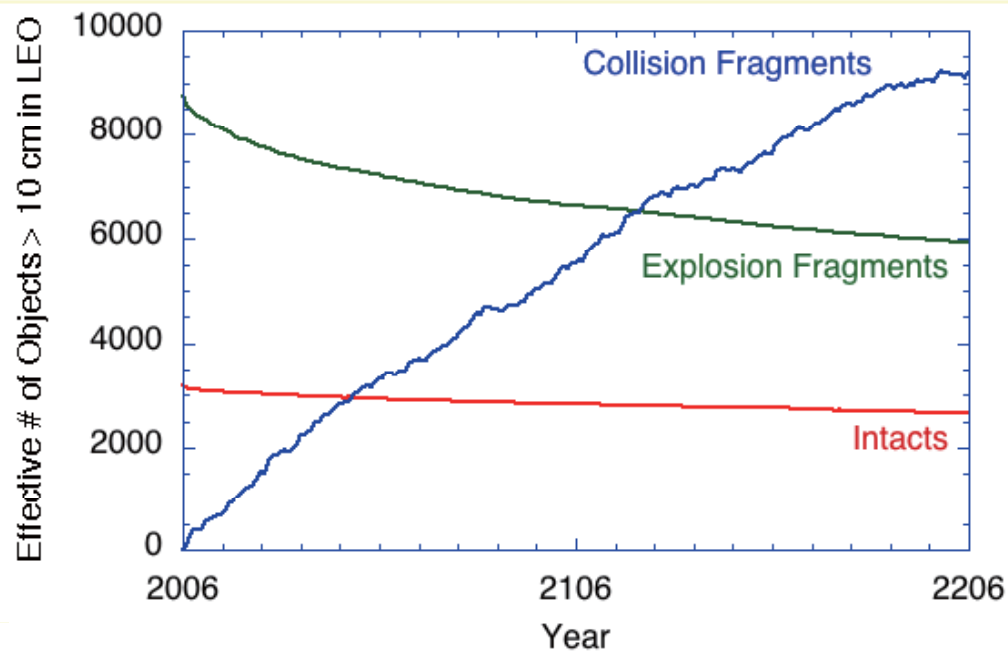


2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

7

LEO Population Growth

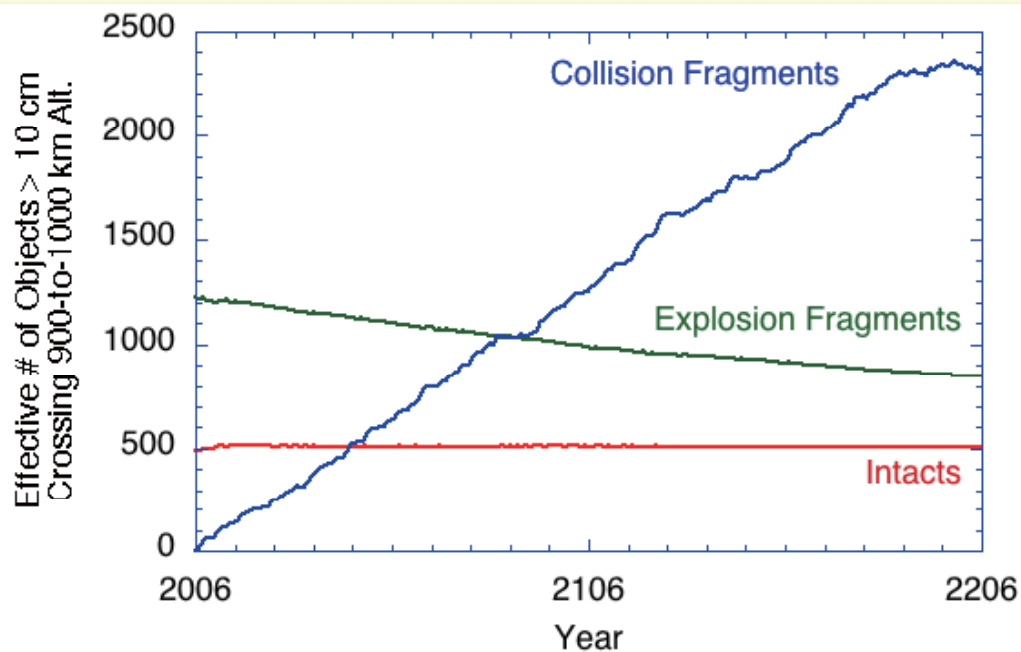


2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

8

Population Between 900 and 1000 km

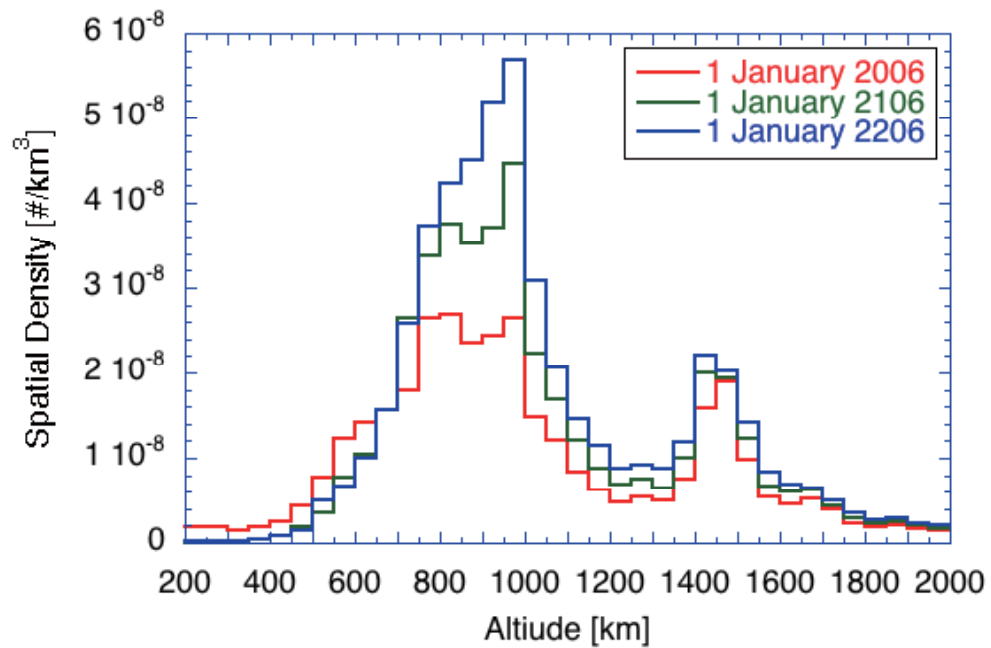


2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

9

LEO Spatial Density

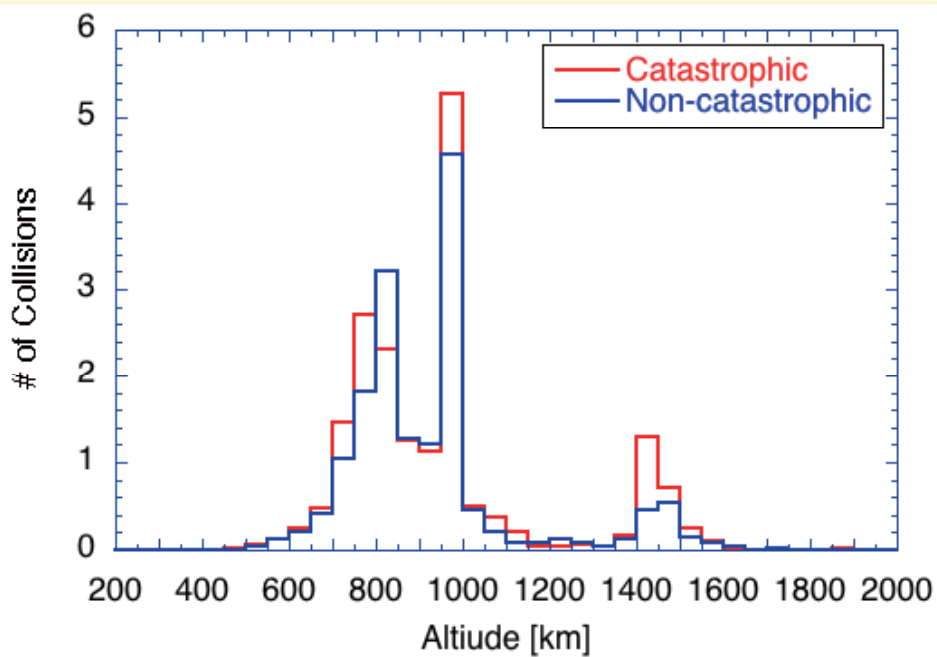


2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

10

Collision Locations

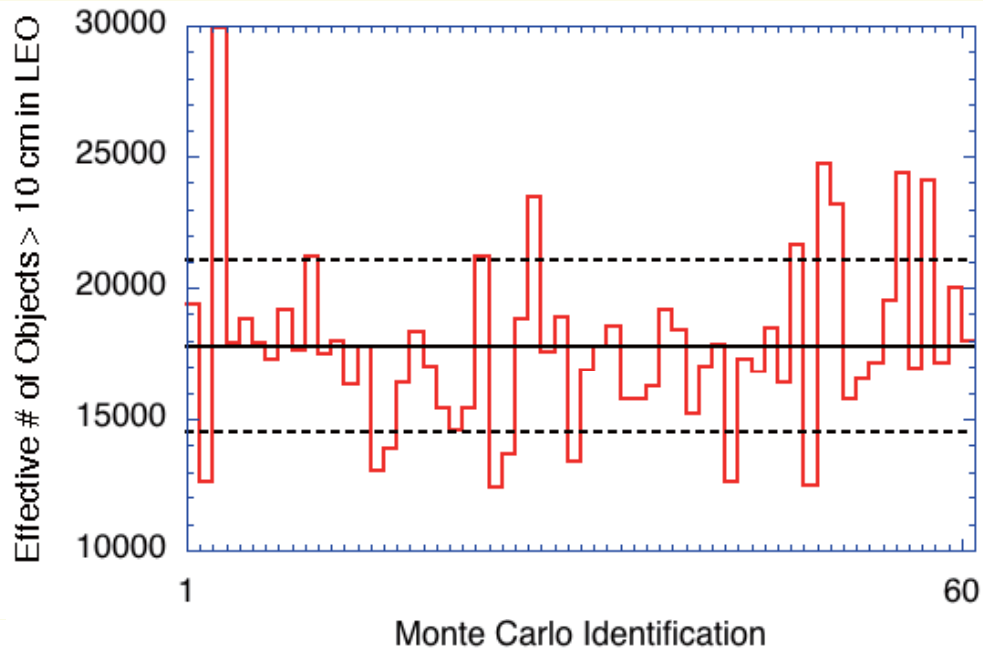


2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

11

Predictions by Individual MC Runs

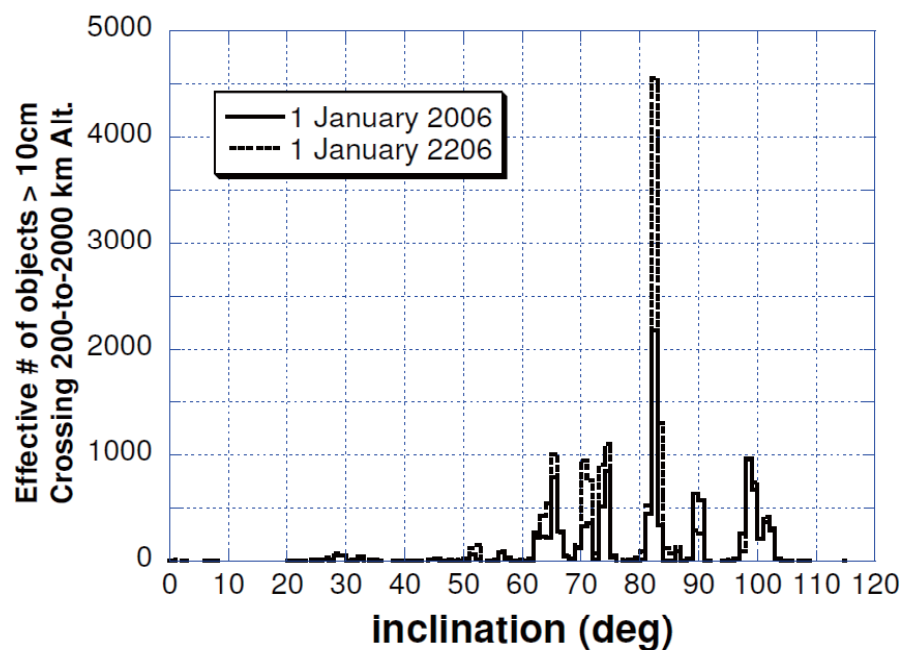


2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

12

Effective Number of Objects per 1 deg. Bin



2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

Summary

- The current debris population in LEO would continue to increase even with a good implementation of the commonly-adopted mitigation measures
- The present study (using the 2006 population as the initial condition and the “no future launches” assumption) represents an ideal best-case scenario
- In reality
 - more satellites have been launched since 2006 and will continue to be launched in the future
 - major breakups have added thousands of 10 cm and larger fragments to the environment since 2006
- It is recommended to
 - use the 1 January 2009 population as the initial condition,
 - repeat a reasonable 8-year launch traffic cycle in the future, and
 - implement the 25-year rule at the end of mission

2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

14

Backup Slides

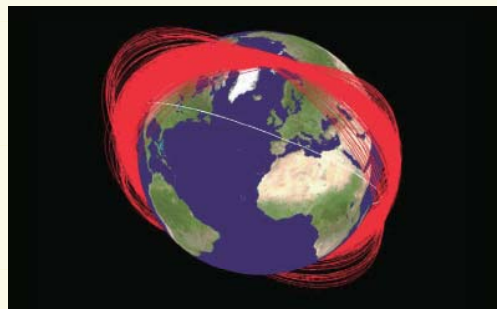
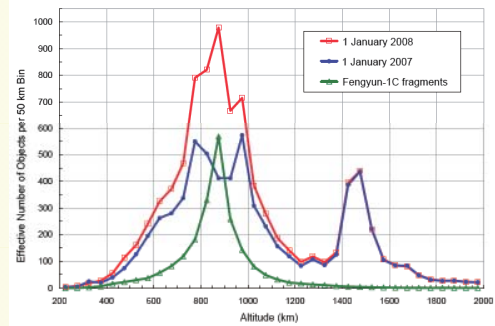
2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

15

Chinese Anti-satellite Test

- Fengyun-1C spacecraft was used as a target on 11 January 2007 for the **test of an anti-satellite (ASAT) system by China**.
- Impacted by a direct-ascent interceptor at a speed of approximately 9 km/s at an altitude near 850 km, the spacecraft disintegrated, spreading debris throughout low Earth orbit (LEO) and beyond.
- By the end of the year 2007, the United States Space Surveillance Network (SSN) had **officially catalogued 2,317 debris**, of which only 22 had reentered the atmosphere.
- Figure at upper right compares the catalogued populations in January 2007 and January 2008.



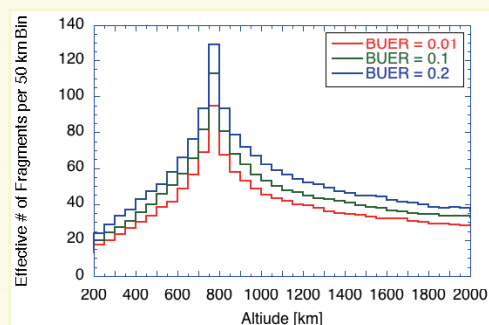
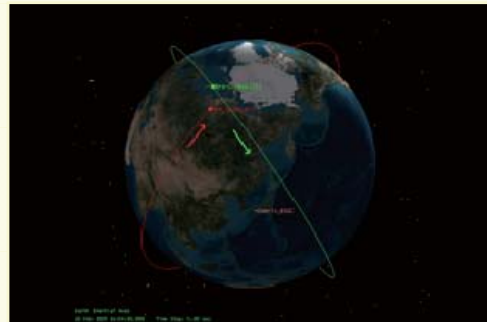
2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

16

IRIDIUM and COSMOS Accidental Collision

- IRIDIUM 33 (commercial communication satellite) and COSMOS 2251 (defunct communications relay station) ran into each other above northern Siberia on 10 February 2009
- They were traveling at a relative velocity of 11.6 km/sec
- Initial radar tracking detected some 600 pieces of debris
- Estimated number of fragments > 1 cm in diameter are > 62,000



2009.10.29-30

The Sixth Space Environment Symposium

17

Particle-In-Cell Simulations on the Interactions between Space Plasma and Advanced Propulsion System

Hideyuki USUI^{1,6}, Masanori NUNAMI^{2,6}, Toseo Moritaka^{1,6}, Yoshihiro KAJIMURA^{3,6}, Iku SHINOHARA^{4,6}, Masao NAKAMURA^{5,6}, Masaharu Matsumoto^{4,6} and Hiroko O. UEDA^{4,6}

1) Graduate school of engineering, Kobe University, Rokkou-dai Nada-ku Kobe 657-8501, Japan

2) National Institute for Fusion Science, 322-6 Oroshi-sho Toki, 509-5292, Japan

3) Research Institute for Sustainable Humanosphere, Kyoto University, Gokasho, Uji, Kyoto 611-0011, Japan

4) Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), Sagami-hara, Kanagawa 229-8510, JAPAN

5) Osaka Prefecture University, Sakai, Osaka 599-8531, Japan

6) Japan Science and Technology Agency (JST), CREST, 4-1-8 Hon-chou, Kawaguchi, Saitama 332-0012, Japan

Magneto Plasma Sail (MPS) is proposed as one of the innovative interplanetary flight systems. The propulsion of MPS is obtained as a result of multi-scale kinetic interactions between the solar wind plasma and a small-scale artificial magnetosphere created around the spacecraft. In the investigation of the multi-scale plasma interactions in association with MPS, plasma particle simulation can be a powerful tool. However, it is difficult to handle the multi-scale phenomena with the conventional particle simulation which adopts uniform spatial grid system. To conquer this difficulty we will establish the foundation and the methodology for the multi-scale plasma particle simulations by combining Adaptive Mesh Refinement (AMR) and Particle-In-Cell (PIC) methods. In the new AMR-PIC code, we introduced the fully threaded tree (FTT) structure for the AMR scheme. In the FTT, a hierarchical grid system is maintained all by pointers and each cell is treated as an independent unit organized in a refinement tree structure rather than conventional element of arrays. Each particle also has a pointer for the next particle located in the same cell. In the parallelization of the code, we adopt domain-decomposition and assign each sub-domain to each processor. To keep the load balancing between processors, the partitioning of sub-domains is done by using the Morton ordering method which is one of the space filling curves. We modified the method so that the load of the particle calculation is considered in the sub-domain partitioning.

In parallel to the tool development, we focus on the quantitative evaluation of the MPS thrust by performing Particle-In-Cell (PIC) simulations in which plasma kinetics are included. We will show some preliminary results on the magnetic field inflation by plasma injection from the spacecraft which is necessary to obtain the larger interaction area with the solar wind.

1. Introduction

Magneto Plasma Sail (MPS) is an innovative propulsion system which makes the most use of the multi-scale kinetic interactions between the solar wind plasma and a small-scale artificial magnetosphere created around the spacecraft. The concept of using the interaction between the solar wind and the artificial magnetosphere for interplanetary flight system was originally proposed by Zubrin [1]. To increase the thrust performance, it is necessary to enlarge the size of the magnetosphere because a part of the energy of the solar wind interacting with the magnetosphere will be converted to the thrust. To inflate the artificial magnetosphere, Winglee proposed a concept of introducing a plasma injection from the spacecraft [2].

Inspired by the Winglee's MPS concept, JAXA started to investigate the basic principle of MPS and the

thrust performance [3]. The basic concept of MPS is shown in Fig. 1. A magnetosphere is artificially created as

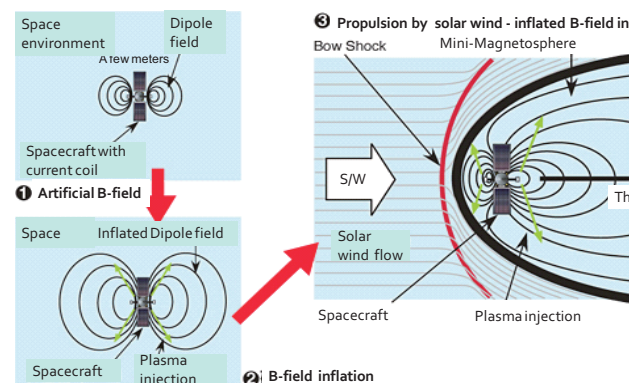


Fig.1. Schematic concept of Magneto Plasma Sail (MPS)

a result of the interaction between the solar wind and the dipole magnetic field which is generated by the coil at the spacecraft. To expand the magnetosphere, plasma is injected from the spacecraft so that the interaction region becomes large. In the process of the interaction, current layer structure is induced at the interface between the magnetosphere and the solar wind and it can modulate the original magnetic field at the current coil at the spacecraft. Then the net $\mathbf{J} \times \mathbf{B}$ force at the spacecraft becomes equivalent to the MPS thrust where \mathbf{J} and \mathbf{B} denote the current of the coil and the magnetic field at the coil, respectively.

In the previous studies, some MHD simulations were carried out for the understanding of the basic thrust mechanism as well as the dependence of the thrust performance on the plasma injection under the approximation of ideal MHD [4]. However, the fluid treatment of the solar wind as used in the MHD simulations does not seem appropriate when we consider the typical size of the artificial magnetosphere created around the spacecraft is approximately several tens kilometers and it is almost equivalent to the gyroradius of the solar wind ions. In such a situation, kinetic treatment of the solar wind is necessary in the analysis by including the effect of the finite Larmor radius. For this purpose, we started performing hybrid particle simulations in which ions are treated as particle while electrons fluid [5].

In addition to the plasma kinetic effect, we should consider multi-scale phenomena in the MPS analysis. As stated above, the MPS thrust at the local spacecraft is obtained as a result of macro-scale interaction between the magnetosphere and the solar wind. To evaluate the thrust quantitatively, we need a simulation system in which the above-stated macro phenomenon and the local MPS system can be simultaneously included.

With the conventional plasma particle simulations, however, it is difficult to handle the multi-scale phenomena because they adopt uniform spatial grid system. To simulate the multi-scale kinetic phenomena with particle model, we need to introduce non-uniform grid system. For this purpose, we started developing a new plasma simulation code by combining Adaptive Mesh Refinement (AMR) and Particle-In-Cell (PIC) methods. This challenging attempt was selected as a research project of the JST (Japan Science and Technology Agency) CREST (Core Research for Evolutional Science and Technology) in the research area of “high performance computing for multi-scale and multi-physics phenomena” in 2007 fiscal year. The research project which started at October in 2007 will continue for five years.

In parallel to the tool development, we have been examining the inflation of artificial magnetic field by plasma injection from the spacecraft. We already started

the analysis by performing hybrid particle simulations in which ions are treated as particles while electrons are fluid. In addition to the hybrid particle simulations, we also started full-PIC simulations to examine the field inflation process including electron kinetics. We will present some of the preliminary results on the magnetic field inflation in the present paper.

2. Development of AMR-PIC Simulation Code

Toward the analysis of multi-scale phenomenon in association with MPS, we started to develop a new electromagnetic particle code with AMR technique. The AMR technique is effective to simulate the phenomena which include local micro-scale processes as well as global macro-scale processes with high-resolution. By using the AMR technique, we can subdivide and remove cells dynamically according to refinement criteria such as the characteristic length, for instance, the local Debye length. In development of the code, we introduced PIC method to the AMR grid system by using fully threaded tree (FTT) structure [6].

The basic concept of FTT is shown in Fig. 2. At the region where high spatial resolution is required, additional spatial grid system (Level L+1 shown in the figure) is locally created with a half size of the cell size used in the upper level (Level L). When the high resolution becomes unnecessary in a simulation run, the fields and particle information obtained in Level L+1 will be stored back to the Level L and the Level L+1 grid system will be automatically eliminated. Each cell consisting of one level of spatial grid system has pointers which indicate neighbors, parent, child cells as well as particles belonging to the corresponding cell. This subdivision of grid system level recursively takes place until the spatial resolution locally meets the refinement criteria.

We have already developed a proto-model of the AMR-PIC simulation code with the FTT method. Fig. 3 shows one example of mesh refinement for a test simulation in which a dense plasma cloud is locally placed at the center of the system. In the present model, we

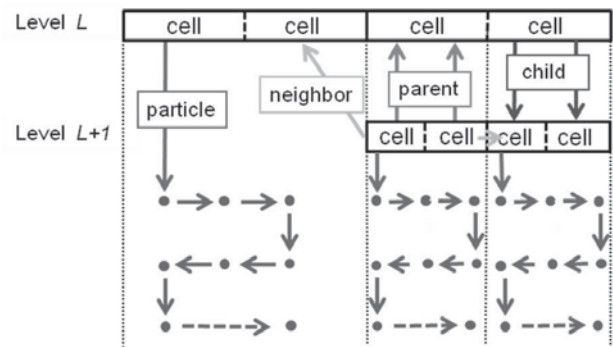


Fig.2. Concept of fully threaded tree (FTT) structure used in the AMR system.

monitored the local Debye length for the refinement criteria. As shown in the figure, three levels of spatial grid system are created and the grid system level with the highest spatial resolution is formed at the center where the plasma density is the maximum. By using this simulation system, we basically confirmed the AMR function with the FTT method including plasma particle.

In terms of memory resource required for simulations, the AMR-PIC method can save a large amount of memories in comparison with the conventional PIC method in which uniform mesh system is used. It is because AMR can set up fine mesh only where micro-scale phenomena take place in the simulation domain. Here is one example showing how much memories can be saved for the AMR-PIC code. When we consider a cubic simulation space consisting of 10^{15} uniform fine meshes, the conventional PIC codes require approximately 5,000 PB memories when we have 100 particles per mesh. If the fine meshes are only used for a region where a microscopic phenomenon occurs in the AMR-PIC simulation, the required memories are much reduced in comparison with the conventional PIC simulation. For example, if the region of the microscopic phenomenon occupies 10% of each spatial direction of the simulation space, namely 0.1% of total volume, then the required fine meshes are much reduced and the total memory size for the simulation become approximately 5 PB. Since the fine mesh region is much reduced, the total calculation time is also decreased. In addition, the spatial resolution for the microscopic phenomenon is maintained with the fine meshes in the AMR-PIC simulation.

Another important issue in the AMR-PIC code is the parallelization for the high performance computing. As shown in Fig. 4 we use domain decomposition model. In this model, each decomposed region is distributed to a

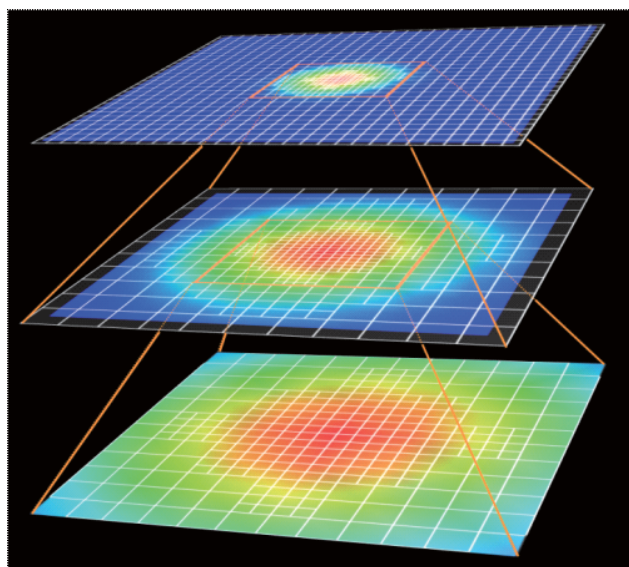


Fig.3. Mesh refinement for a model of dense plasma located at the center.

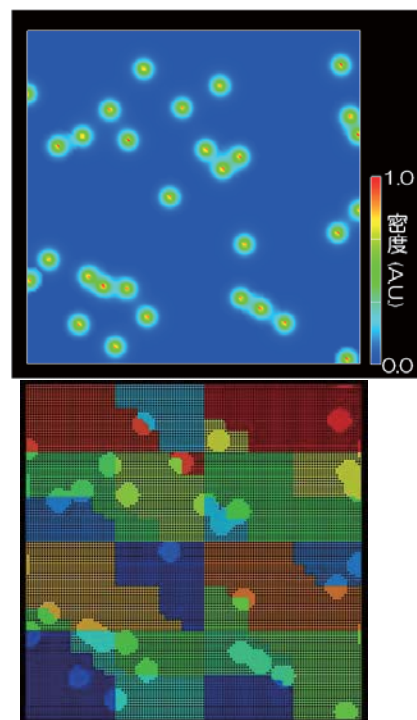


Fig.4. Density profile of plasma cluster simulation (upper panel) and the corresponding sub-domains for the domain-decomposition by using the Morton method to achieve the load balancing between processors (lower panel).

node and plasma simulation is performed in each node by exchanging the fields/particle data at spatial boundaries. In order to obtain the maximum efficiency in the parallel computing, we have to achieve the load balancing among the multi-nodes. To do so, we need to monitor the number of particles in each decomposed region and dynamically change the region in charge of each node so that the number of particle roughly becomes constant. For this purpose, we use the Morton ordering method [7]. The Morton ordering method is one of the space-filling curves which relate the neighboring cells in order. By dividing the order into the number of the processors, we can easily make groups of neighboring cells and assign them to the processors. One example of partitioning of sub-domains is shown in Fig.4 for a case of plasma clusters. At the dense plasma clusters, fine grids are created and the conventional uniform partitioning of sub-domains causes the unbalance loads between processors. To avoid the load unbalance, the sub-domain partitioning is done so that the number of cells assigned to each processor becomes the same. In PIC simulations, however, the particle calculation becomes dominant. Therefore, the load of the particle calculation should be considered in making groups of neighboring cells. By modifying the Morton ordering, we realize the load balancing between processors in consideration of the load of the particle calculation as shown in Fig.5.

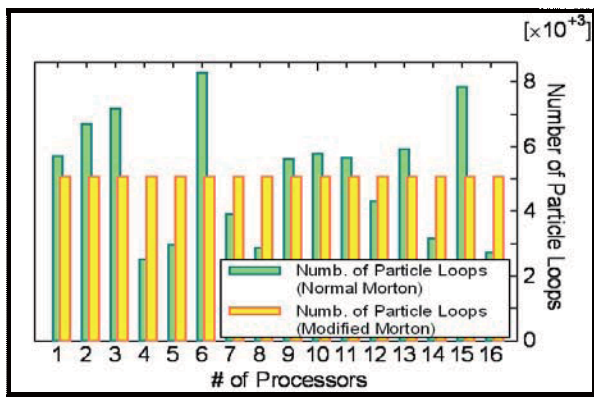


Fig.5. Load balancing using the modified Morton method.

3. Preliminary full-PIC Simulation on the Magnetic Field Inflation

We have examined one case of the magnetic field inflation in which heavy plasma is injected into a dipole magnetic field generated by a current coil at the spacecraft. Plasma is uniformly injected from the spacecraft region in the direction perpendicular to the dipole field. This time we adopted a full-PIC model for the simulation to include the electron dynamics.

Snap shots of density of injected electrons and ions are shown in Fig.6. Ions can propagate farther than electrons because they can be assumed unmagnetized in this spatial scale. The emitted electrons, however, are magnetized and confined in the dipole field and do not propagate much. The distributions between the two species are very different. In the Fig. 7, we show another snap shot of the intensity of the total magnetic field measured along the horizontal direction including the spacecraft position. Spatial structure of the total magnetic field is largely modified by plasma injection along the equatorial direction. A magnetic field cavity is created in the vicinity of the spacecraft. It seems that the magnetized electrons push the local magnetic field to the outer region as shown in red. At the edge and outside of the cavity, magnetic field density is enhanced and this can be associated with the inflation of the original dipole.

4. Summary

We started a research project of multi-scale plasma

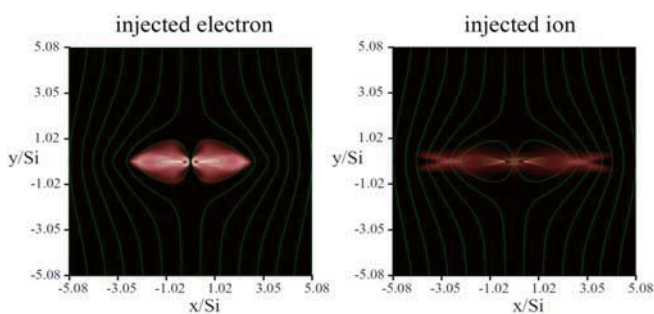


Fig.6. Snap shot of density of electrons and ions injected from the spacecraft located at the center.

particle simulation for the development of interplanetary flight system under the support of the JST/CREST. In the present paper, we first overviewed the MPS proposed as one of the innovative interplanetary flight systems. Secondly we briefly stated the development of a new electromagnetic particle code with AMR technique toward the analysis of multi-scale phenomenon in association with MPS. We particularly focused on the fully threaded tree (FTT) structure introduced for the AMR scheme and the Morton ordering for the parallelization needed for the high performance computing. Thirdly, we showed some preliminary results on the inflation of the artificial magnetosphere created around the spacecraft by performing the full-PIC simulations including the electron kinetic effect.. We need the further analysis on the process of the dipole field inflation by plasma injection with different parameters in terms of plasma density and injection velocity as well as the intensity of the original dipole field.

Acknowledgement

This study is supported by the JST/CREST. The Computation in the present study was performed with the KDK system of Research Institute for Sustainable Humanosphere (RISH) at Kyoto University as a collaborative research project.

- [1] R.M. Zubrin and Andrews, D.G., Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.28, pp.197-203, (1991).
- [2] R.M. Winglee, et al., Journal of Geophysical Research, 105, No.21, 067-078, (2000)
- [3] H. Yamakawa et al., Acta Astronautica, Vol. 59, No. 8-11, pp.777-784, (2006).
- [4] H. Nishida, et al., Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.43, pp.667-672, (2006).
- [5] Y. Kajimura, et al., Journal of Plasma Physics, Vol 72(6), pp977-881 (2006).
- [6] A. M. Khokhlov, J. Comput. Phys. 143, 519(1998).
- [7] S. Warren and J.K. Salmon, Computer Physics Communications, 87, 1-2, 266-290 (1995).

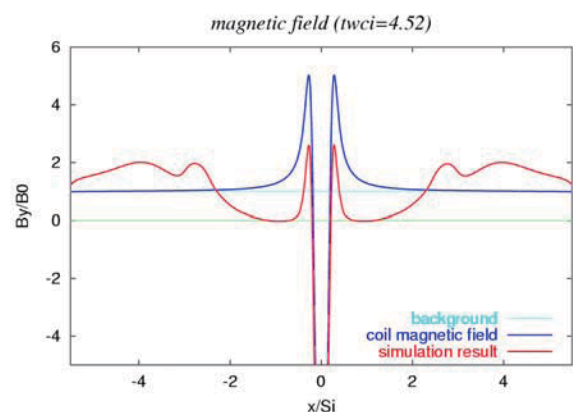


Fig.7. Snap shot of the intensity of the total magnetic field measured along the equatorial direction including the spacecraft position.

Particle-In-Cell Simulations on the Interactions between Space Plasma and Advanced Propulsion System

Hideyuki Usui^{1,6}, M. Nunami^{2,6}, T. Moritaka^{1,6},
Y. Kajimura^{3,6}, I. Shinohara^{4,6}, T. Muranaka⁴,
H. O. Ueda^{4,6}, M. Nakamura^{5,6}, M. Matsumoto^{4,6},
I. Funaki^{4,6}, and H. Yamakawa^{3,6}

¹Kobe Univ., Japan, ²NIFS, Japan, ³Kyoto Univ., Japan,

⁴JAXA, Japan, ⁵Osaka Prefectural Univ., Japan, ⁶JST/CREST,



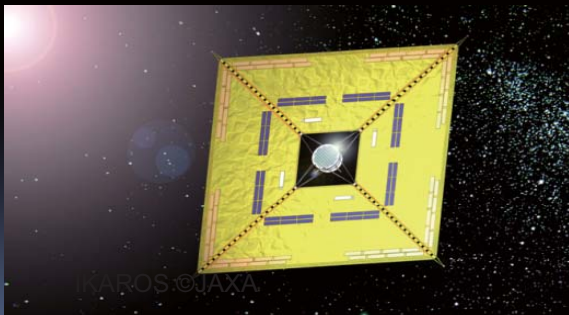
Outline

- **Advanced interplanetary flight system using the solar energy (Solar sail and Magneto Plasma Sail(MPS))**
- **Multi-scale plasma particle simulation using AMR and PIC**
- **Some results on MPS analysis with PIC simulations**
- **The next generation supercomputer and the code parallelization**
- **Summary**

Advanced interplanetary flight system

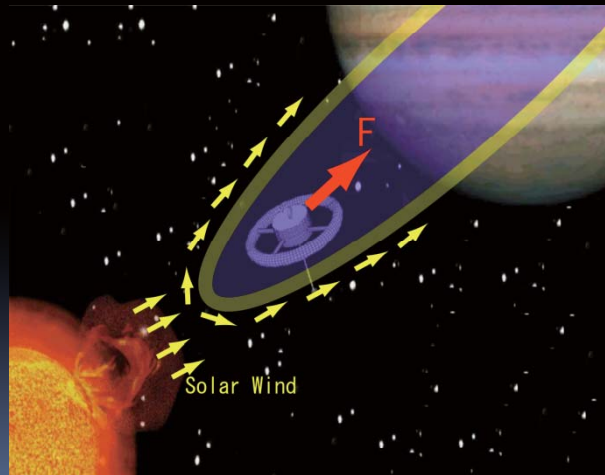
- Fuel-free type propulsion system is necessary for planet exploration
- Some systems using the solar energy have been proposed and planned.

Solar Sail :
IKAROS (Interplanetary Kite-
craft Accelerated by Radiation
Of the Sun)



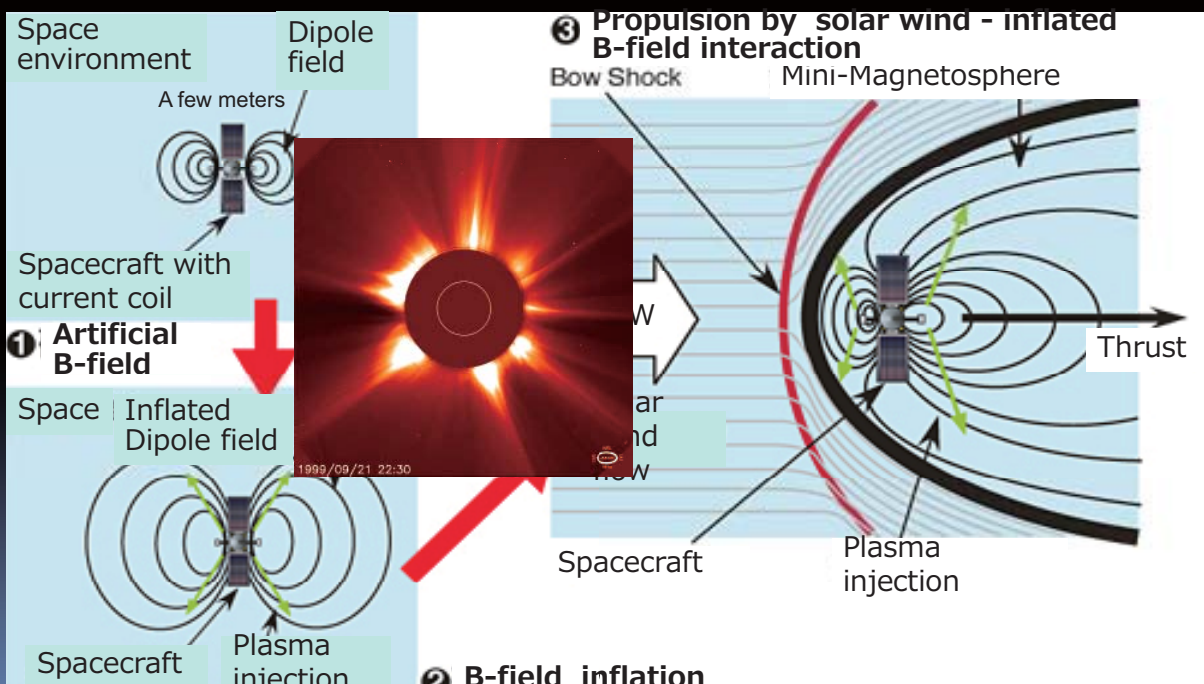
solar power sail: large ($14 \times 14 \text{ m}^2$)
thin ($< 10^{-4} \text{ m}$) sail (JAXA)

Magneto Plasma Sail (MPS)



Magneto Plasma Sail (MPS)

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



Plasma particle simulation toward MPS

Multi-scale characteristics

- Plasma injection $\sim \mathcal{O}(10^{-1\sim 0}\text{m})$
- Spacecraft $\sim \mathcal{O}(10^0\text{m})$
- Inflated dipole field $\sim \mathcal{O}(10^4\text{m})$
- Larmor radius of solar wind ions $\sim \mathcal{O}(10^{4\sim 5}\text{m})$

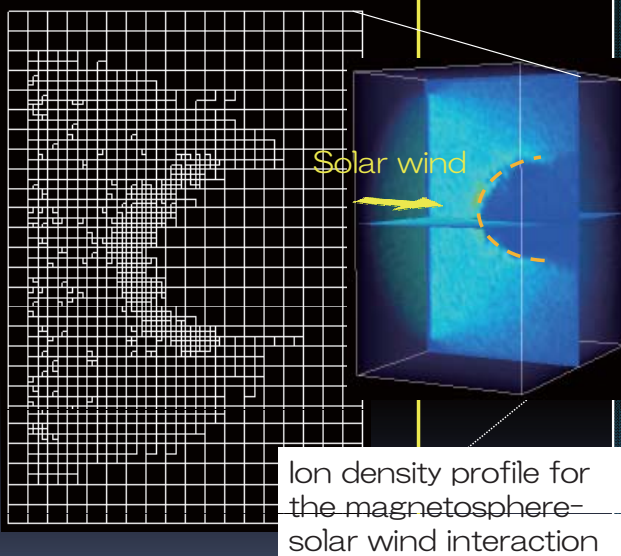
Multi-scale analysis including plasma kinetic effects

- Conventional 3D EM-PIC simulation codes hire uniform and fixed spatial grid system.
- For the multi-scale simulation, it is better that the resolution is adaptively adjusted during a simulation run, depending on local plasma phenomena.

Combination of AMR(Adaptive Mesh Refinement) and PIC

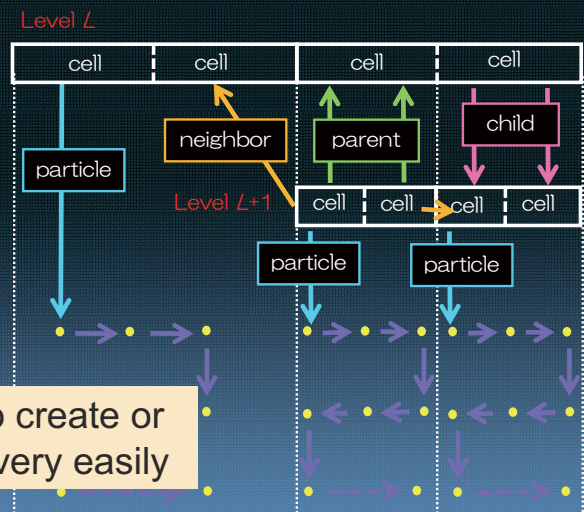
Application of AMR to PIC

Example of AMR grid system



FTT (Fully Threaded Tree) data structure

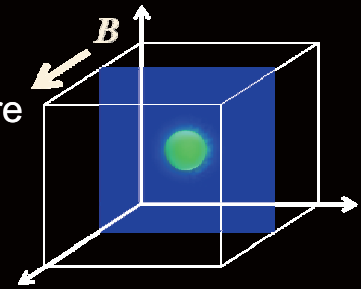
- Hierarchical system of grids is maintained by pointers.
- Each cell is treated as an independent unit organized in a refinement tree structure rather than conventional element of arrays.



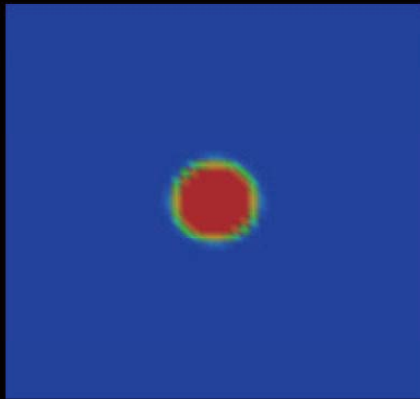
FTT structure using pointers enables us to create or destroy the hierarchical structure of grids very easily

A test simulation

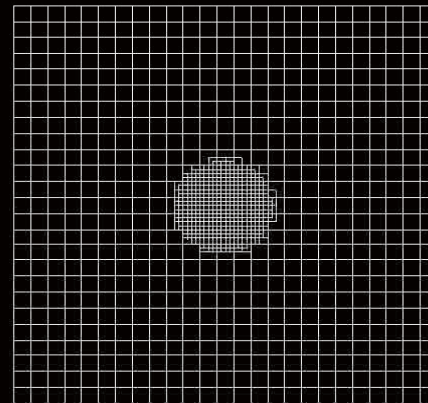
- Expansion of laser produced plasma in B-field.
- Fine grids are adaptively created at the region where the plasma density exceeds a certain value
- The results agree with those with uniform fine grids



Electron density



Mesh Refinement



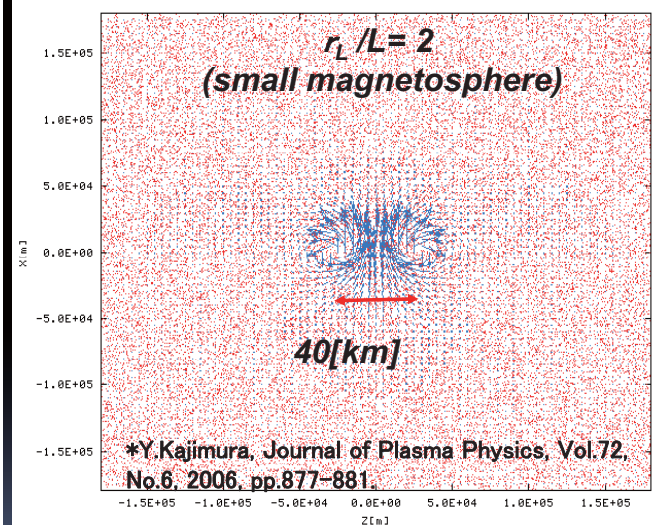
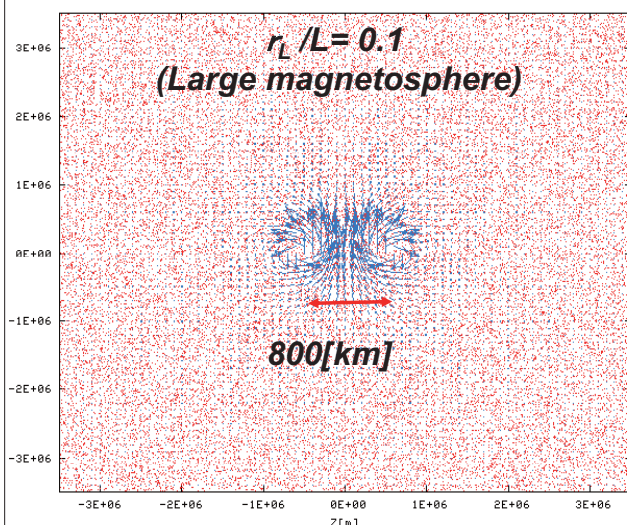
7

Interaction between plasma flow and small magnetosphere

- Hybrid particle simulation (ions: particles, electrons :Fluid)
- r_L : Ion Larmor radius at the magnetosphere edge

Case 1: $L=800\text{km}$

Case 2: $L=40\text{km}$



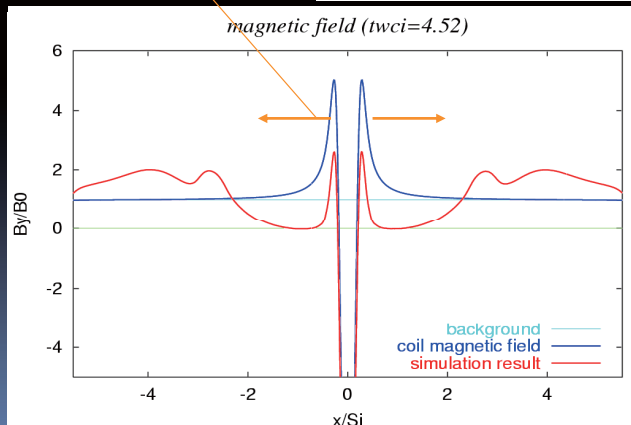
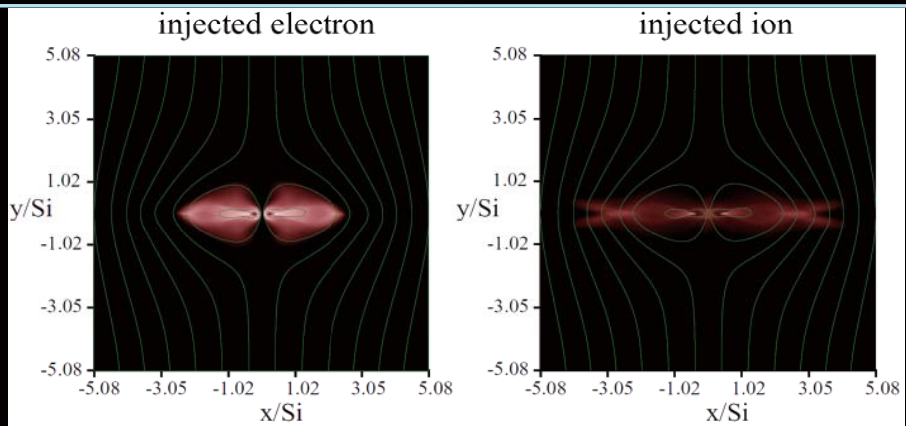
- Interaction seems very weak for Case 2 (small magnetosphere)
- Inflation of magnetosphere is necessary
- Plasma injection from the spacecraft

Inflation of small magnetosphere by plasma injection

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

$$ia_d = 4.52$$

plasma injection

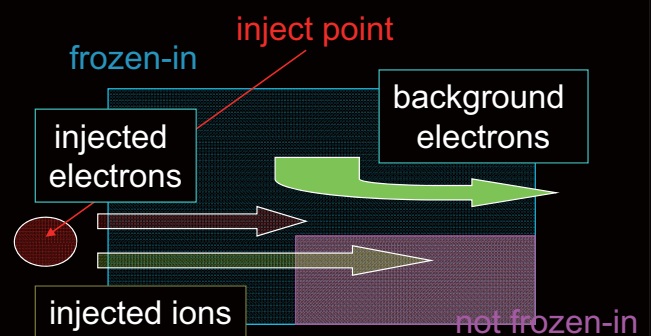
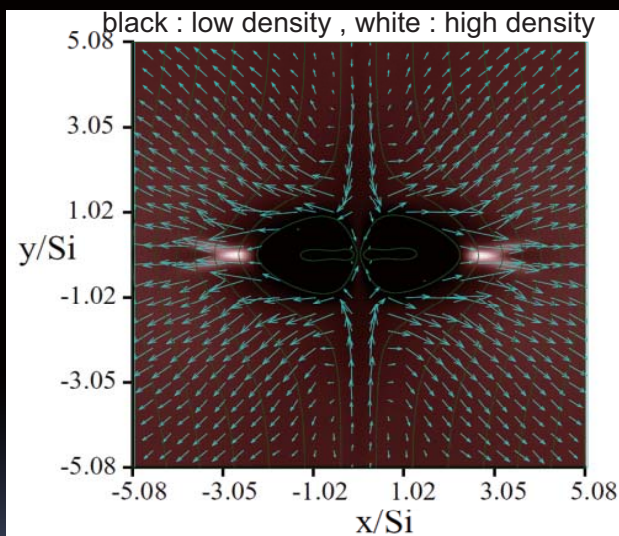


Si : ion inertia length in background plasmas

- Spatial structure of the total magnetic field is largely modified by plasma injection along the equatorial direction.
- Magnetic field cavity created in the vicinity of the S/C
- Magnetic field density is enhanced at the edge and outside of the cavity

Dynamics of background electrons

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



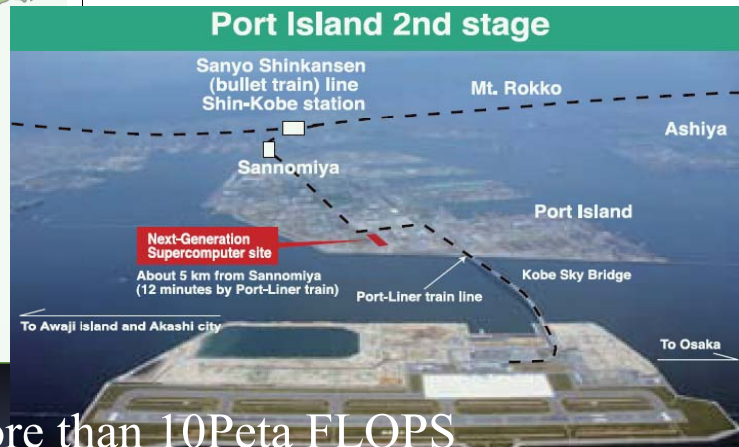
- Background electron flow toward the dipole region from the polar direction
- Flow goes on the surface of the dipole field.
- Concentration around the head of the ion beam
- The background electrons neutralize the emitted ions

The background electrons do not contribute to the inflation of closed dipole magnetic field. They just push out the background the magnetic field.

Next-generation supercomputer system

京速 (10Peta) Computer system

RIKEN (The Institute of Physical and Chemical Research) plays the central role of the project in developing the supercomputer



Performance: more than 10Peta FLOPS

Operation: 2012 at Kobe Port-island

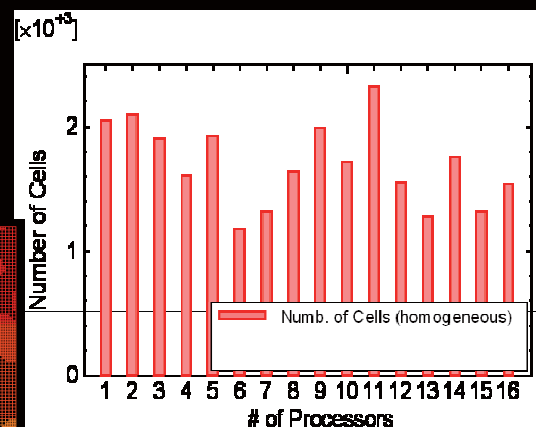
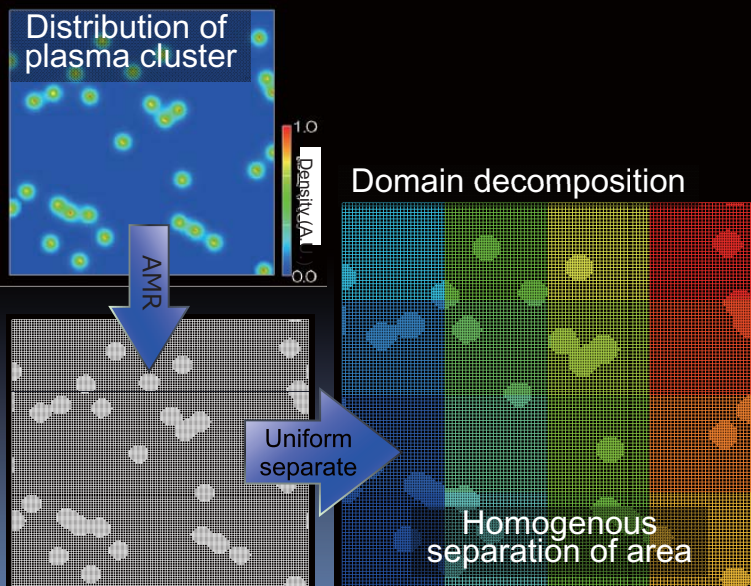
Hardware: Scalar machines (more than 80,000 nodes, MPI)

Two grand challenges: Life sciences and nanotechnology

Load balance in Domain decomposition parallelization

- In AMR, the number of cells in the whole system dynamically changes in time.
- A simple domain decomposition with the fixed regular sub-domains cannot guarantee the load balance between processors because the number of cells assigned to each sub-domain is different.

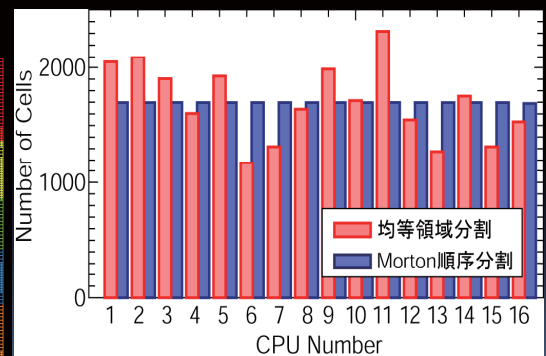
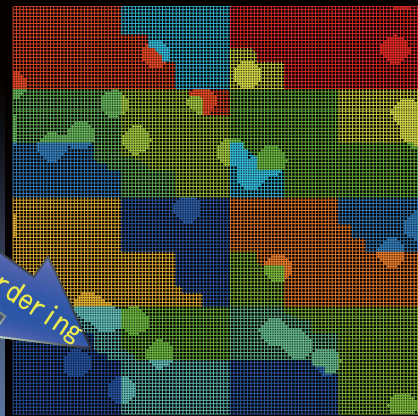
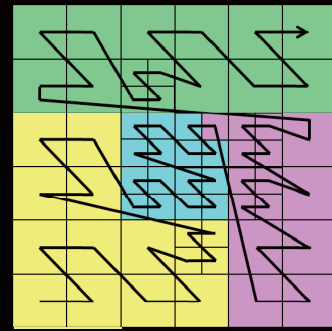
Example



Load balance is not achieved !

Domain decomposition with Morton ordering method

- By using the Morton ordering method (one of the space-filling curves) neighboring cells are related in order
- And by dividing the order so that the same number of cells is assigned to each sub-domain, load balance is supposed to be achieved. (blue case in the figure)
- However, in particle model, the load for particle solver is dominant and it should be taken into account



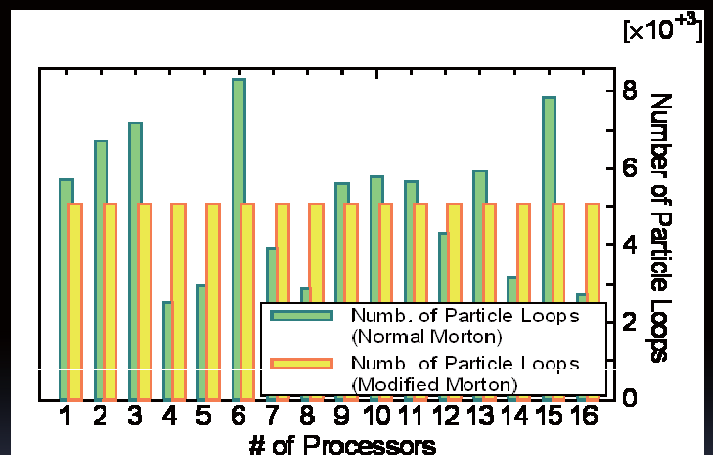
13

Modified Morton Method

- The time step becomes half ($\Delta t \rightarrow \Delta t/2$) in the deeper level of the hierarchy.
- You need to double the number of loop step for the particle update to synchronize with the upper levels in time.



This increment of the particle calculation should be considered in creating sub-domains with the Morton ordering method.



Make sub-domain separations with such a condition that the weighing term $\sim \frac{\sum_{\text{oct}} 2^{\text{oct}Lv} \times N_p}{N_{\text{cpu}}}$ becomes equal for each processor

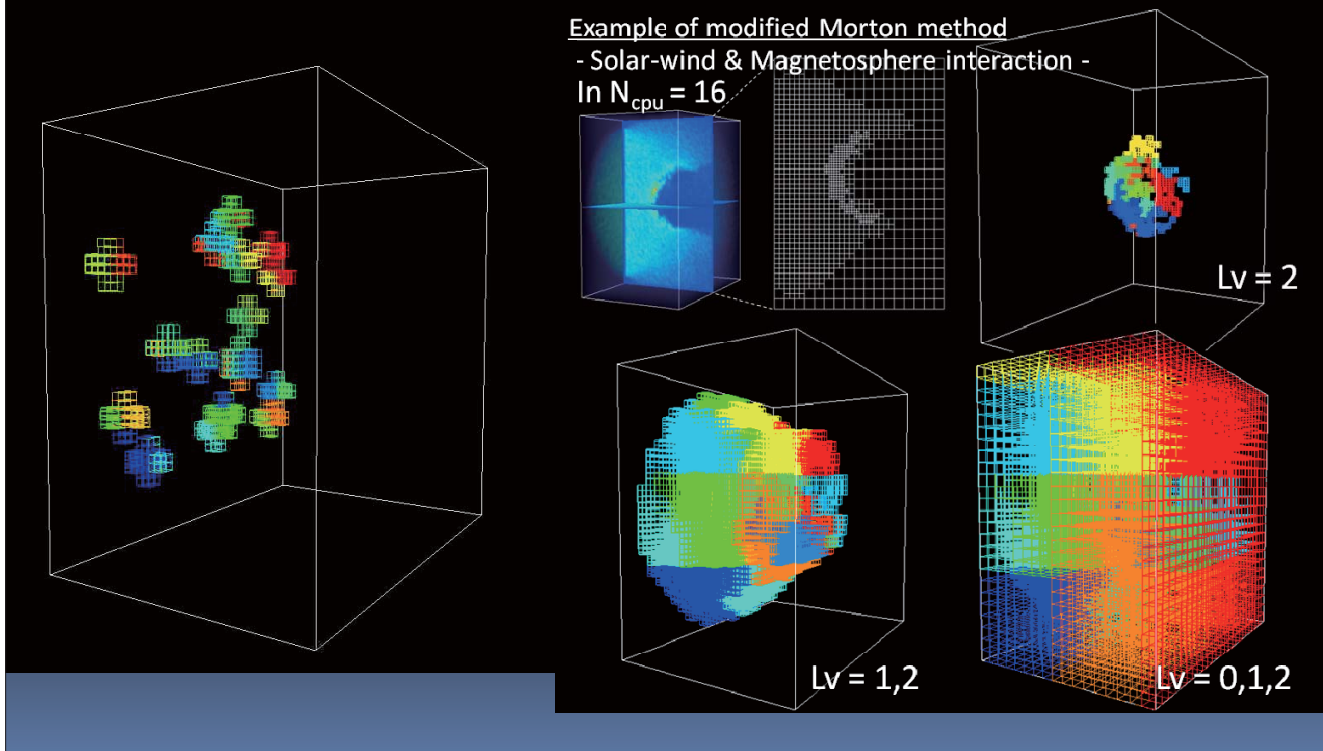


Modified **Morton** ordering method

14

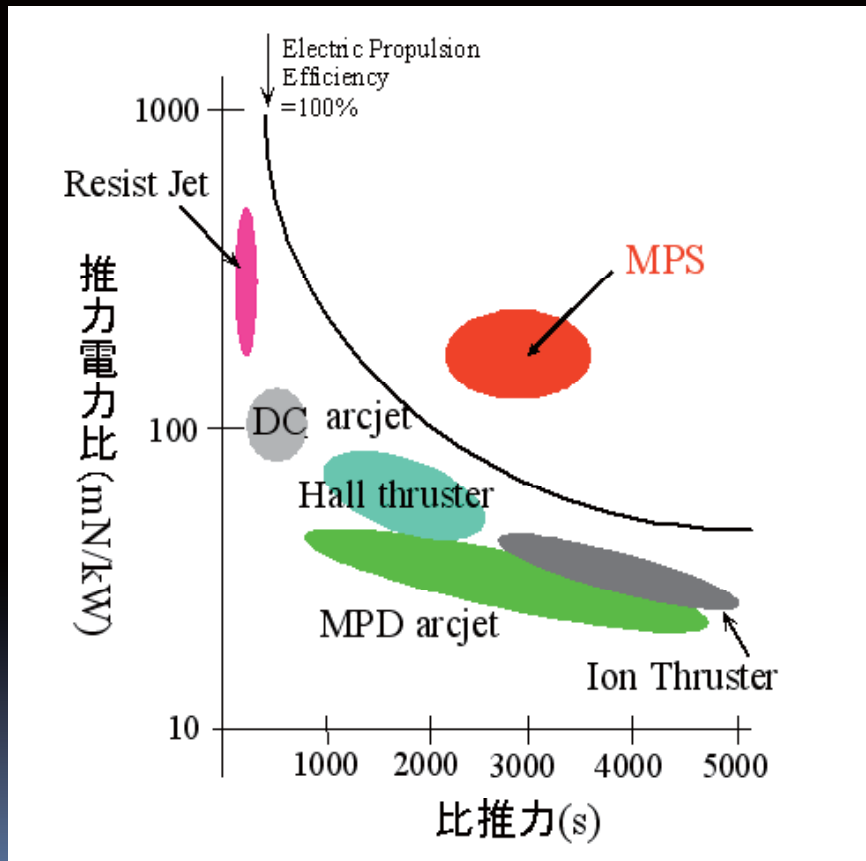
Test of modified Morton ordering

— Plasma flow - magnetosphere interaction —



Summary

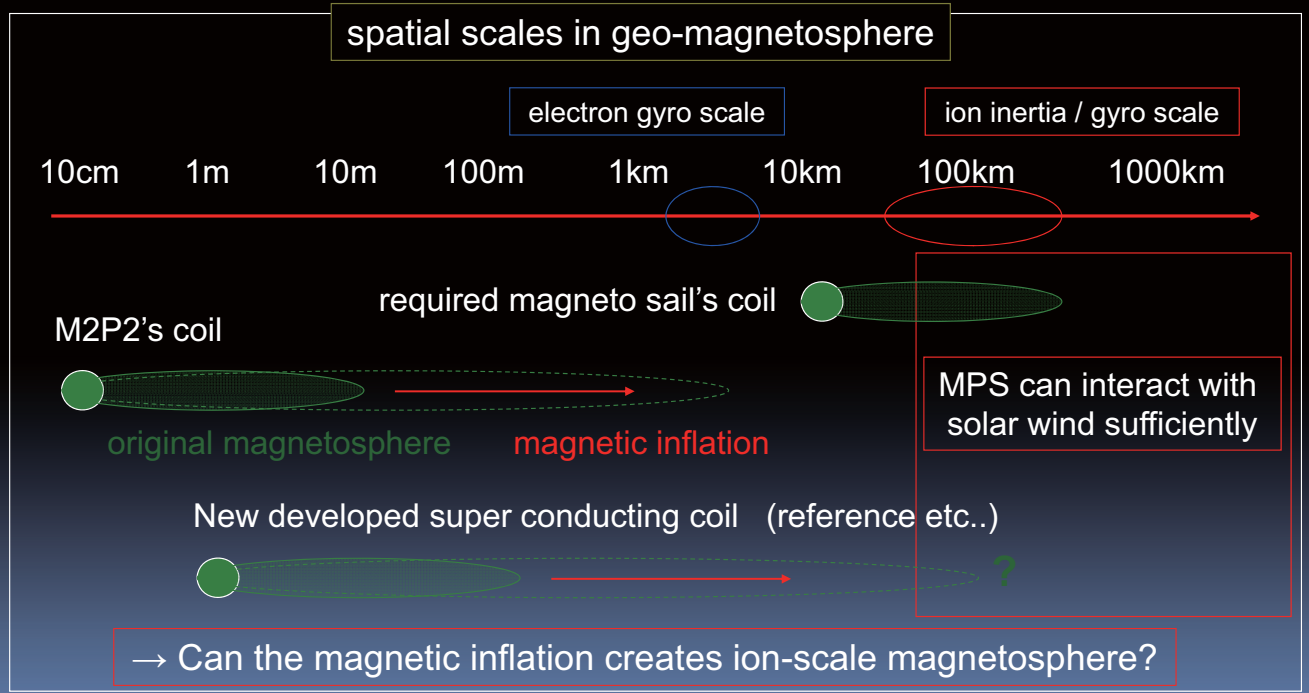
- We have been investigating MPS interaction with solar wind as well as the inflation of small magnetosphere.
- We started developing a new plasma particle code for multi-scale simulation by incorporating AMR.
- To achieve the load balancing in the domain-decomposition parallelization, we consider the load of the particle loop by modifying the Morton ordering.
- As a future work, we will complete the parallelization of our AMR-PIC code and apply to the multi-scale particle simulations with the next generation supercomputer (hopefully)



Need for magnetic inflation

In order to interact with solar wind sufficiently, required scale of MPS magnetosphere might be larger than ion inertia length in the solar wind (100 - 1000 km).

G.Khazanov et al, JPP, 21, 853(1991)

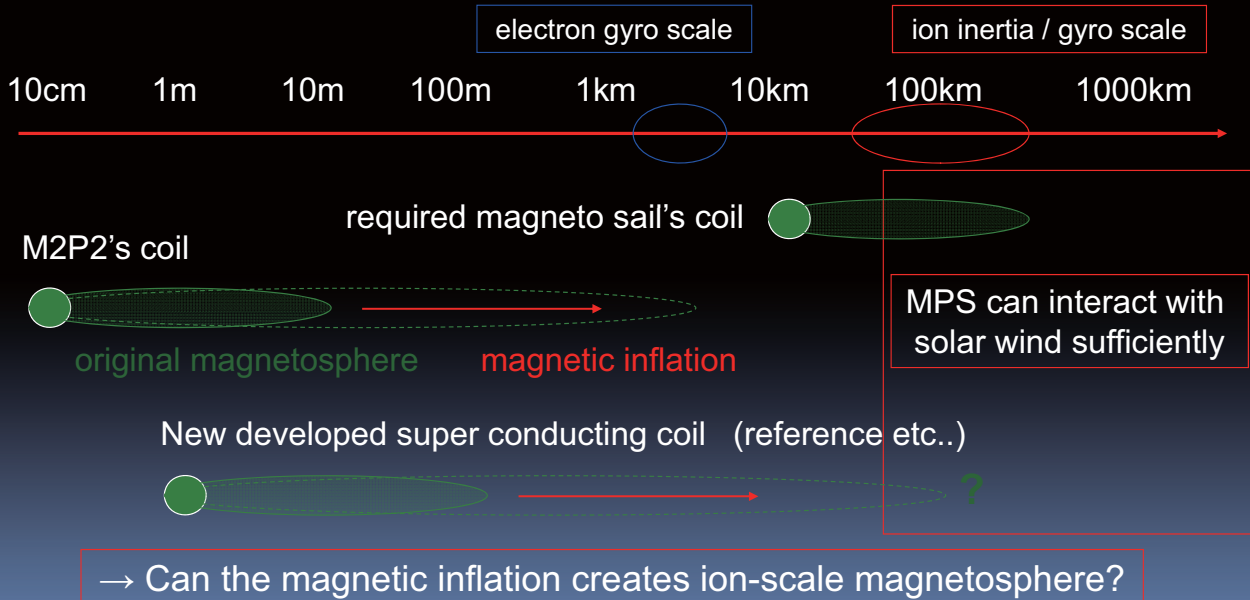


Need for magnetic inflation

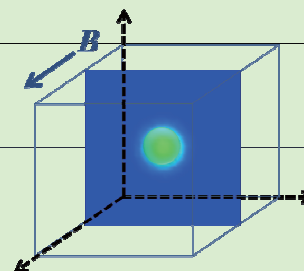
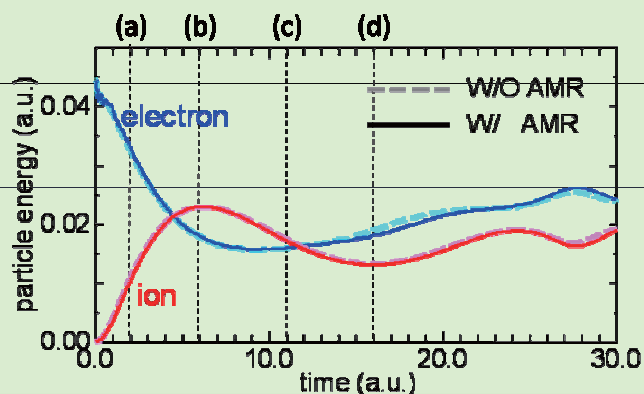
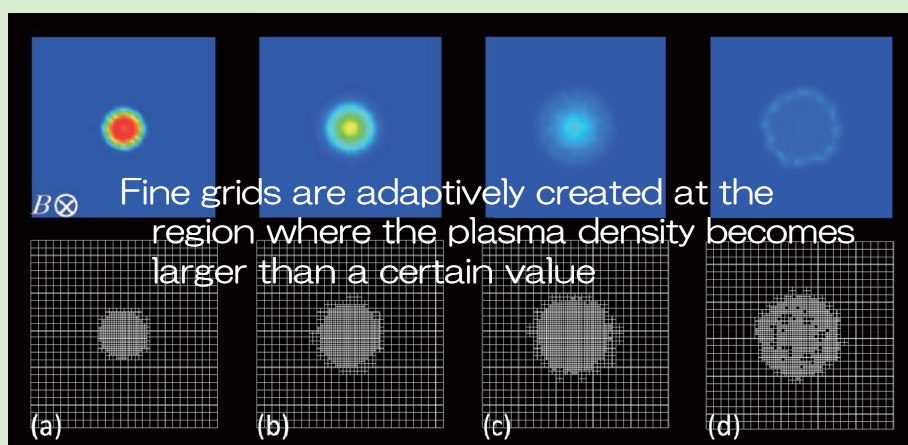
In order to interact with solar wind sufficiently, required scale of MPS magnetosphere might be larger than ion inertia length in the solar wind (100 - 1000 km).

G.Khazanov et al, JPP, **21**, 853(1991)

spatial scales in geo-magnetosphere

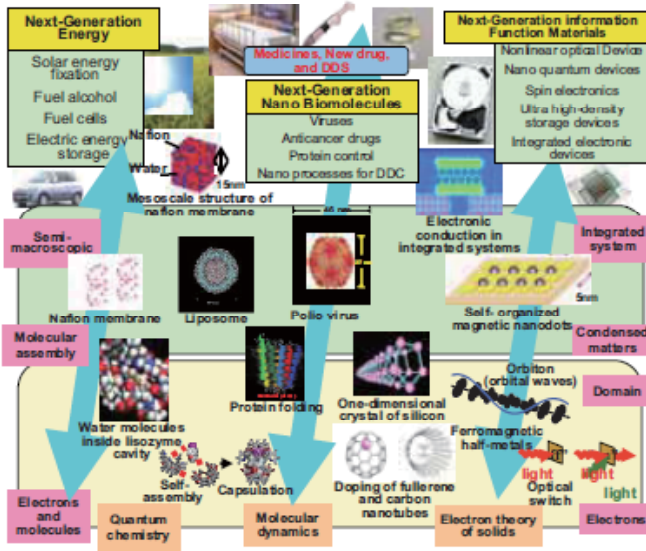


A test simulation – plasma cloud expansion –

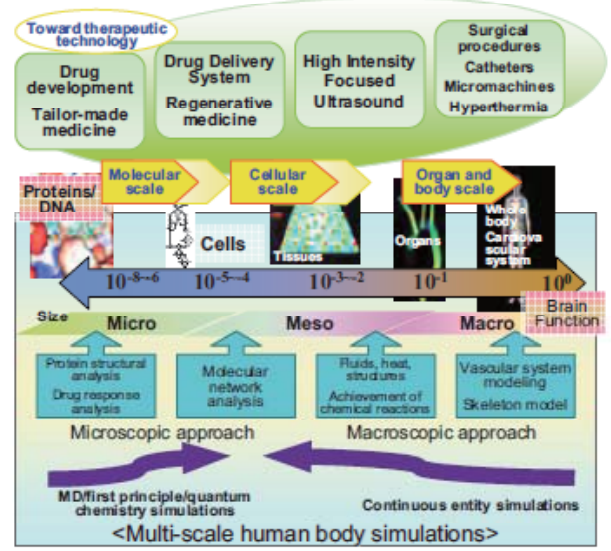


Grand Challenges

Next-Generation Integrated Nano-Science Simulation Software



Next-Generation Integrated Life-Science Simulation Software



可変領域並列化

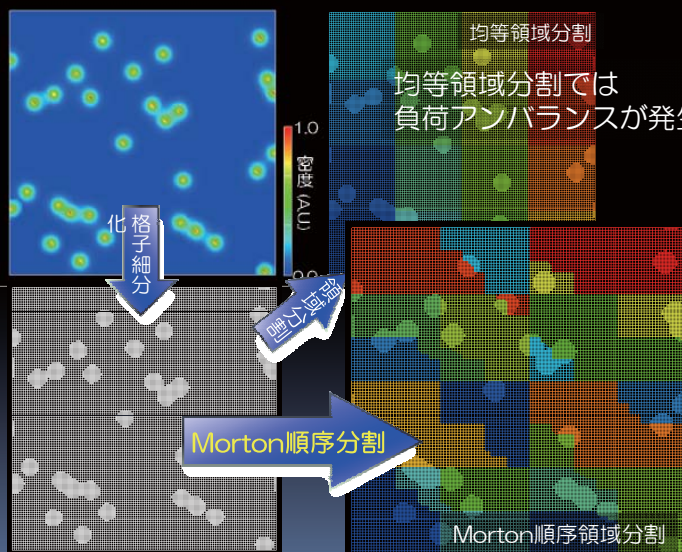
AMR法による格子細分化

- ・局所的な階層格子生成、消滅
- ・粒子密度も局所的に変動

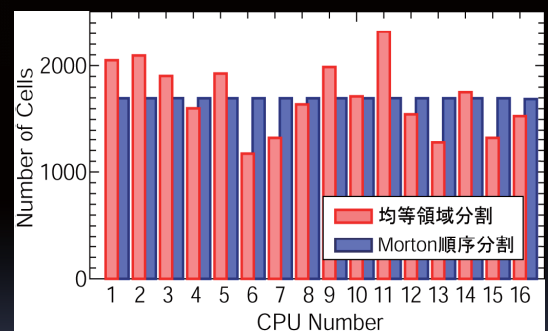


階層格子と粒子数にシンクロした可変型の領域並列化が必須!

(例) プラズマクラスターの密度分布



Morton順序則の利用



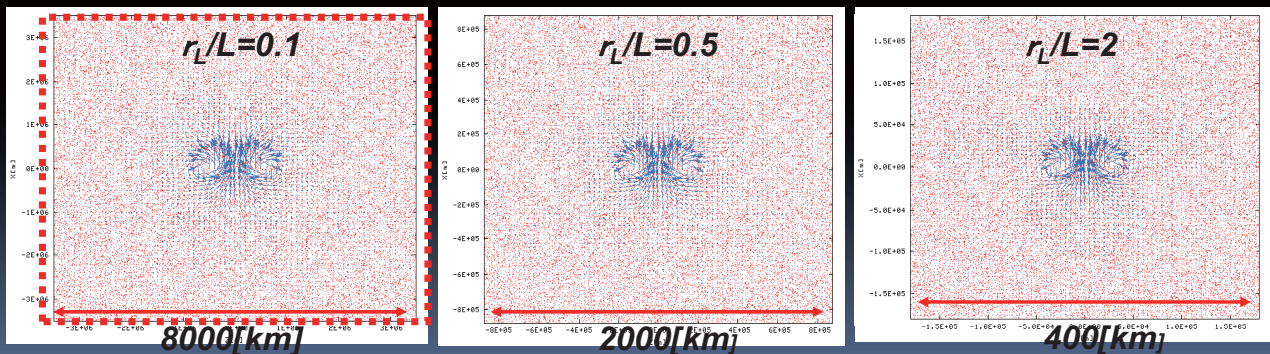
各CPUへの格子配分制御が可能となり、負荷バランスを維持

粒子数、階層レベルに応じた重みつきMorton順序領域分割

プラズマ流と人工磁気圏の相互作用

- ハイブリッド粒子シミュレーション -

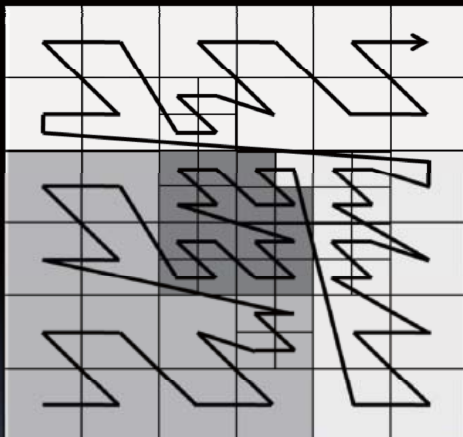
- ・ ハイブリッド粒子シミュレーション (電子を流体、イオンを粒子)
- ・ イオンの運動論的効果(有限ラーマ半径)を考慮。



*Y.Kajimura, Journal of Plasma Physics, Vol.72, No.6, 2006, pp.877-881.

Morton順序則に基づく領域分割 (1/2)

- ・ セル (i,j,k) の各indexを表すビット列から、交互に (k, j, i, k, j, i, ... の順に) 1ビットずつ、左の桁から順に取り出してできる新しい 2進数 L に基づいた順に格子を並べ変える。
- ・ 格子数が等しくなるように領域境界を設定する。



(例) $2^3 \times 2^3$ 格子の場合

$$(3,4) \Rightarrow (011, 100)$$

$$L = 100101 = 37$$

集約した領域での分割が可能
子セルも含めた多階層で実行可能

Effects of Cryogenic Temperatures on Spacecraft Internal Dielectric Discharges

Dale C. Ferguson, Todd A. Schneider, and Jason A. Vaughn, NASA MSFC, Huntsville, AL, USA

Abstract—Most calculations of internal dielectric charging on spacecraft use tabulated values of material surface and bulk conductivities, dielectric constants, and dielectric breakdown strengths. Many of these properties are functions of temperature, and the temperature dependences are not well known. At cryogenic temperatures, where it is well known that material conductivities decrease dramatically, it is an open question as to the timescales over which buried charge will dissipate and prevent the eventual potentially disastrous discharges of dielectrics.

In this paper, measurements of dielectric charging and discharging for cable insulation materials at cryogenic temperatures (~ 90 K) are presented using a broad spectrum electron source at the NASA Marshall Space Flight Center. The measurements were performed for the James Webb Space Telescope (JWST), which will orbit at the Earth-Sun L2 point, and parts of which will be perennially at temperatures as low as 40 K. Results of these measurements seem to show that Radiation Induced Conductivity (RIC) under cryogenic conditions at L2 will not be sufficient to allow charges to bleed off of some typical cable insulation materials even over the projected JWST lifetime of a dozen years or more.

After the charging and discharging measurements are presented, comparisons are made between the material conductivities that can be inferred from the measured discharges and conductivities calculated from widely used formulae. Furthermore, the measurement-inferred conductivities are compared with extrapolations of recent measurements of materials RIC and dark conductivities performed with the charge-storage method at Utah State University.

Implications of the present measurements are also given for other spacecraft that may operate at cryogenic temperatures, such as probes of the outer planets or the permanently dark cratered areas on the moon. The present results will also be of interest to those who must design or operate spacecraft in more moderate cold conditions. Finally, techniques involving shielding and/or selective use of somewhat conductive insulators are presented to prevent arc-inducing charge buildup even under cryogenic conditions.

Effects of Cryogenic Temperatures on Spacecraft Internal Dielectric Discharges

Dale C. Ferguson, Todd A. Schneider, and Jason A. Vaughn, NASA MSFC, Huntsville, AL, USA

INTRODUCTION TO CRYOGENIC DIELECTRIC CHARGING

- The time for charge bleed-off from a plane parallel capacitor can be calculated from the simple formula

$$\tau = \epsilon_0 \kappa \rho$$

Here, τ is the $1/e$ time constant, ϵ_0 is the permittivity of free space, the material dielectric constant is κ , and the bulk resistivity is ρ . If the internal electric field exceeds E_{ds} (the dielectric strength), then a discharge may take place. At cryogenic temperatures, it has been established by theory and experiment that ρ and ρ_s (the surface resistivity) dramatically increase. It is not well known whether κ or E_{ds} are also functions of the temperature.

- In addition to the so-called dark conductivity of a material ($\sigma = 1/\rho$), a radiation-induced conductivity σ_{RIC} may be important. It is proportional to the flux of radiation incident on the material, and may also be temperature dependent.

INTRODUCTION TO CRYOGENIC DIELECTRIC CHARGING (2)

$$dQ/dt = (JA - V/R),$$

where J is the electron beam flux, V is the voltage developed in the insulator layer, Q is charge, and R is the effective resistance. If the insulator acts like a thin film with charge on one side and ground on the other, then, $R = \rho d/A$, where ρ is the total resistivity, d is the thickness of the film, and A is the area. $\rho = 1/\sigma$, where σ is the bulk conductivity, so

$$V/R = V\sigma A/d, \text{ and } dQ/dt = (JA - V/R) = A(J - V\sigma/d).$$

$$Q = CV \text{ and } C = A \kappa \epsilon_0/d, \text{ so}$$

$$dV/dt = (d/\kappa\epsilon_0) (J - V\sigma/d).$$

At the maximum voltage V_{\max} , $dQ/dt = 0$, so $J - V\sigma/d = 0$, and

$$V_{\max} = Jd/\sigma.$$

We may expect that if $E = J/\sigma > E_{ds}$, then dielectric breakdown is possible.

THEORY OF TEMPERATURE DEPENDENCES

- At relatively high temperatures (above -35 C, for instance) the conductivity is proportional to a Boltzmann factor with a trap depth ΔH (Dennison, 2006):

$$\sigma(T) \propto \exp\left[-\frac{\Delta H}{k_B \cdot T}\right] \quad \text{or} \quad \rho(T) \propto \exp\left[\frac{\Delta H}{k_B \cdot T}\right]$$

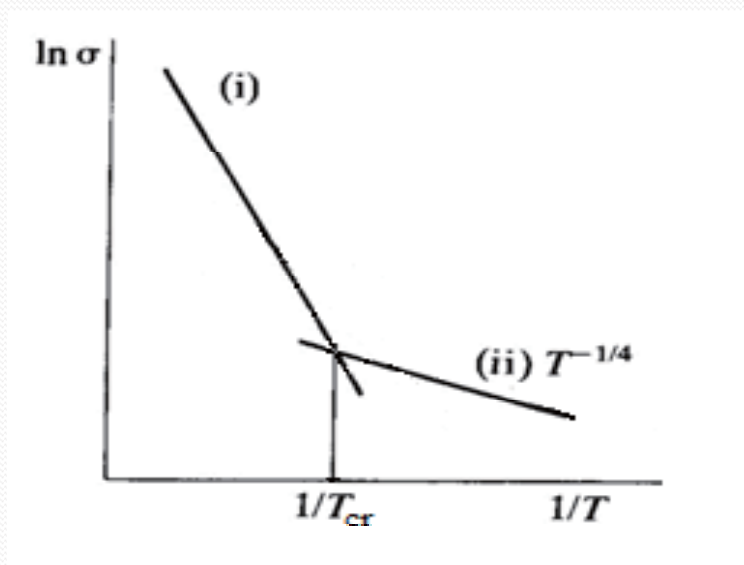
- This trap depth is highly material dependent. For example, Dennison et al (2008) gives the trap depth for Kapton HN as 0.056 eV. For FEP Teflon, he gives $\Delta H = 1.206$ eV. This means that the temperature dependence of conductivity for FEP Teflon is much greater than for Kapton HN.
- As an example, it predicts that at -20 C, the conductivity of FEP Teflon is only about 5×10^{-4} of its conductivity at 20 C. However, for Kapton HN, the conductivity at -20 C is predicted to be 0.7 that at 20 C.

THEORY OF TEMPERATURE DEPENDENCES (2)

- At low temperatures, the hopping of electrons out of the traps is modified by a variable range of motion, and the variable-range hopping conductivity is proportional to a Mott factor (Dennison et al, 2009, presentation):

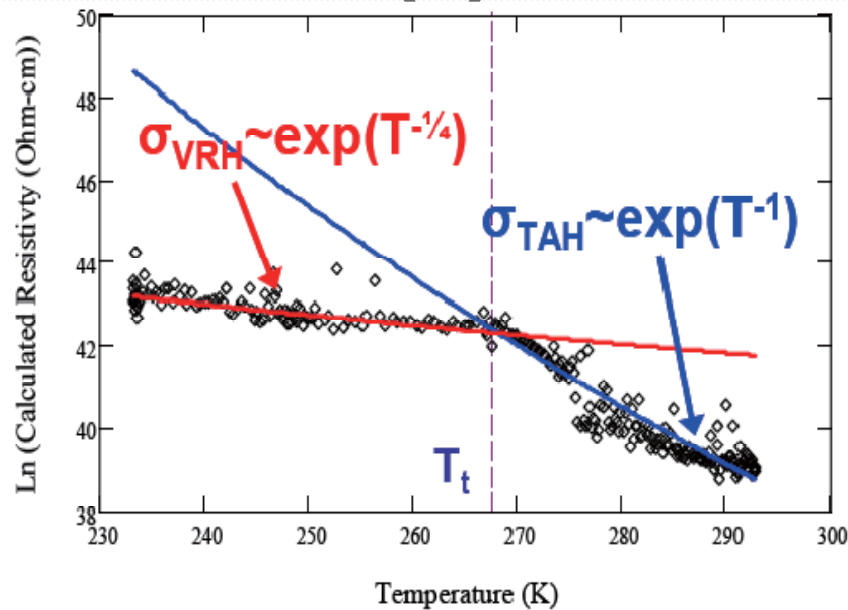
$$\sigma(T) \propto \exp\left[-\frac{T_{\text{VRH}}^{1/4}}{T^{1/4}}\right] \quad \text{or} \quad \rho(T) \propto \exp\left[\frac{T_{\text{VRH}}^{1/4}}{T^{1/4}}\right]$$

THEORY OF TEMPERATURE DEPENDENCES (3)



Theoretical dependence of conductivity on $1/T$.
 (i) is the Boltzmann region, (ii) is the Mott region, and
 (ii) T_{cr} is the critical temperature at which transition occurs.

THEORY OF TEMPERATURE DEPENDENCES (4)



Measured temperature dependence of LDPE resistivity. Here, the transition temperature is T_t , the Boltzmann region is TAH, and the Mott region is VRH. From Dennison (2009).

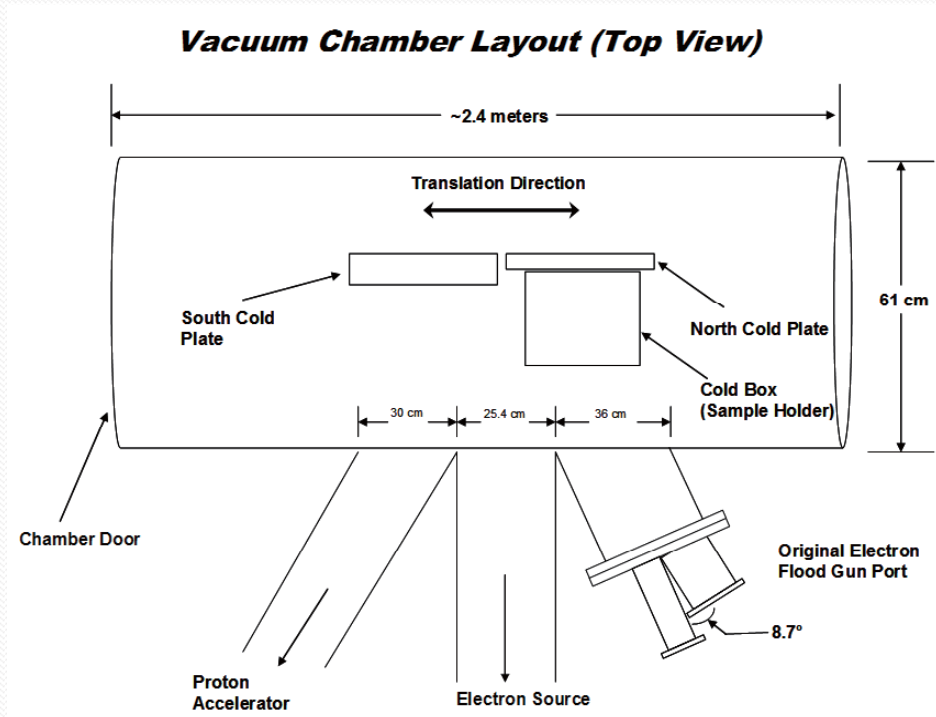
THEORY OF TEMPERATURE DEPENDENCES (5)

- Radiation Induced Conductivity (RIC) is a complicated matter. Standard theories of RIC predict (Dennison, 2009, presentation) that

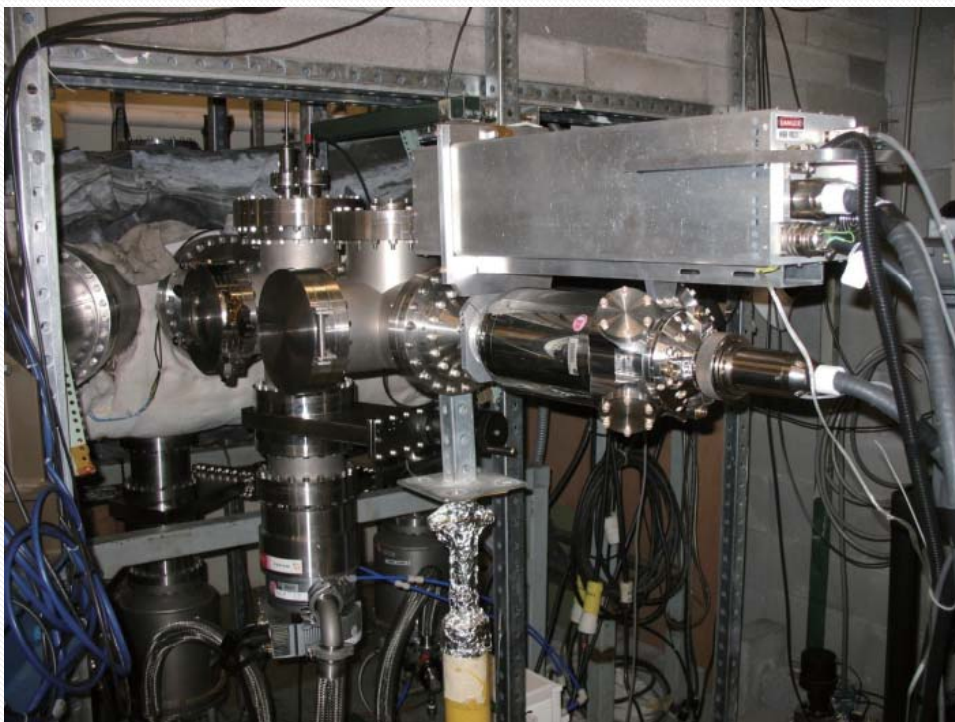
$$\sigma_{\text{RIC}} = k_{\text{RIC}}(T) J^{\Delta(T)}$$

- Recent measurements indicate that $\Delta \approx 1$, and does not depend greatly on temperature. However, k_{RIC} may decrease by two orders of magnitude between room temperature and 90 K for some polymers.

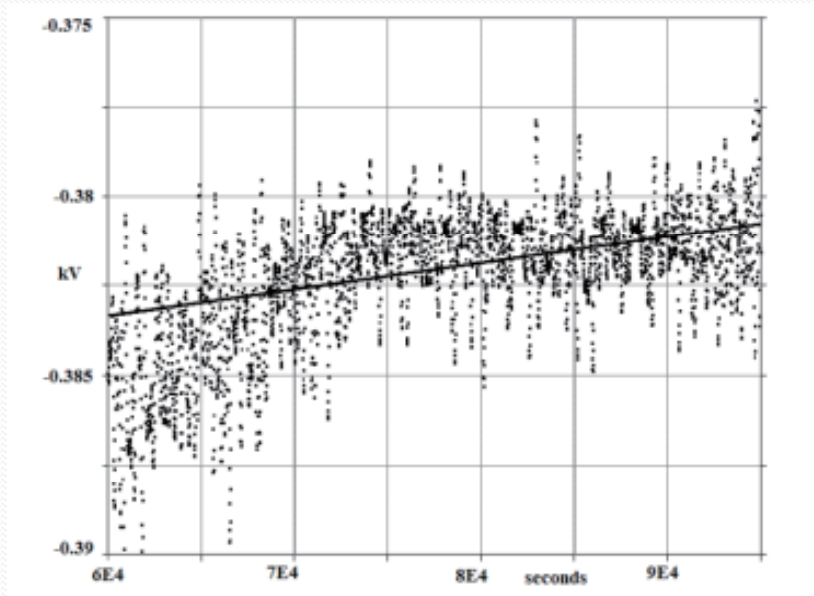
CHARGE AND DISCHARGE MEASUREMENTS DONE AT MSFC



CHARGE AND DISCHARGE MEASUREMENTS DONE AT MSFC (2)

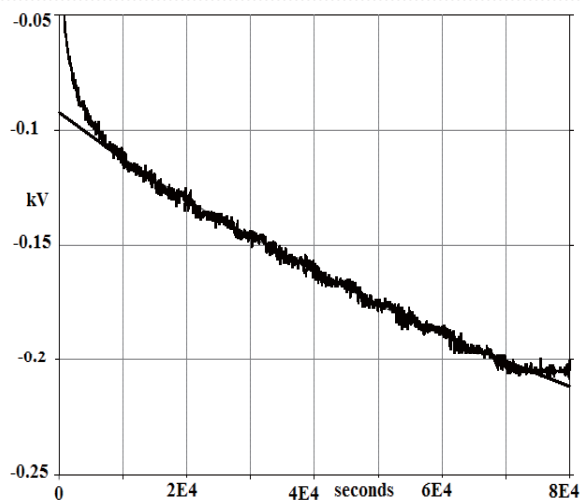


CHARGE AND DISCHARGE MEASUREMENTS DONE AT MSFC (3)



Discharge of 1 mil Teflon material at ambient temperatures. Solid line is an exponential fit. Formal $\tau = 1400$ hours, yielding a formal bulk resistivity of about 3×10^{19} ohm-cm. This is to be compared with the Dennison et al (2005) published value of 3.5×10^{19} ohm-cm.

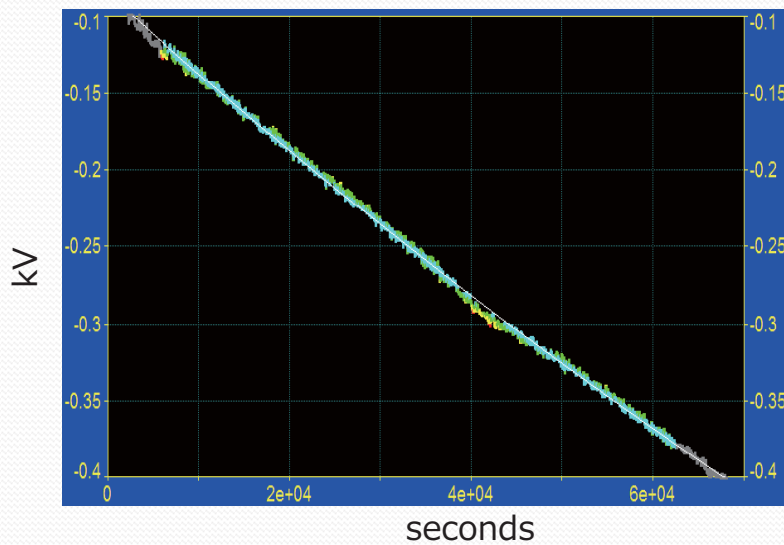
CHARGE AND DISCHARGE MEASUREMENTS DONE AT MSFC (4)



Charging behavior at ambient temperature with Sr-90 electron source. Solid line is an exponential fit. Points at beginning (polarization) and at end (retraction of source) were not included.

$\tau = 35.6$ hours, yielding $\rho = 7.3 \times 10^{17}$ ohm-cm. RIC may be involved. We expect that at 90 K the RIC resistivity might be in the range of 7.3×10^{19} ohm-cm.

CHARGE AND DISCHARGE MEASUREMENTS DONE AT MSFC (5)



Charging curve of Teflon at ~ 90 K – no significant nonlinearity. Formal exponential fit yields $\tau = 69$ hours, or $\rho \gg 1.4 \times 10^{18}$ ohm-cm. Arcs were seen after about 300 hours. Assuming linear charging, this corresponds to $V = -5100$ volts, in agreement with the -4540 ± 850 V breakdown strength measurement of Dennison (2008).

PREDICTION OF DARK CONDUCTIVITY AT LOW TEMPERATURES

- Taking T_{cr} for Teflon to be 235 K, and assuming at room temperature (20 C), $\rho = 3.5 \times 10^{19}$ ohm-cm and $\Delta H = 1.206$ eV (Dennison et al, 2005 and 2008), we can find from earlier equations the following value for the dark resistivity ρ at 90 K:

$$\rho(235 \text{ K}) = 1.92 \times 10^3 \rho(293 \text{ K}),$$

$$\rho(90 \text{ K}) = 2.07 \times \rho(235 \text{ K}) = (3.97 \times 10^3)(3.5 \times 10^{19}) \text{ ohm-cm} = 1.4 \times 10^{23} \text{ ohm-cm. Thus,}$$

$$\tau = \epsilon_0 \kappa \rho = 2.5 \times 10^{10} \text{ s} = 780 \text{ yrs!}$$

- Thus, dark resistivity is so high at low temperatures that charges will stay intact for a very long time, longer than any conceivable space mission.

PREDICTION OF RADIATION INDUCED CONDUCTIVITY AT LOW TEMPERATURES

- Taking $\rho > 2.5 \times 10^{18}$ ohm-cm at 90 K ($\sigma < 4 \times 10^{19}$ mho/cm) and $\Delta = 1.0$, we estimate that at average L2 fluxes
 $\rho = 7.5\text{-}25 \times 10^{20}$ ohm-cm, or
 $\tau = 4 - 14$ years.
- If it holds true that $\Delta = 1$ at low temperatures, from $V_{\max} = Jd/\sigma$ and $\sigma_{\text{RIC}} = k_{\text{RIC}}(T) J^A(T)$ then $V_{\max} = d/k_{\text{RIC}}(T)$.
- This maximum voltage reached in a dielectric is not a function of flux, and **if breakdown voltages are achieved at one flux, they will be achieved at any flux.**
- **Breakdown occurred at $T \sim 90$ K in 1 mil Teflon at our test fluxes, so it will eventually occur at L2 fluxes!**

CONCLUSIONS

1. Measurements of charging and discharging of Teflon at cryogenic temperatures are consistent with charge buildup over many years under space conditions.
2. Radiation induced conductivity, even during brief solar substorms, seems inadequate to prevent charging from eventually reaching breakdown thresholds.
3. New measurements of conductivity parameters and their temperature dependences are needed for typical spacecraft materials under cryogenic conditions.
4. The present results are important for spacecraft such as probes of the outer planets or the permanently dark cratered areas on the moon.
5. The results will also be of interest to those who must design or operate spacecraft in more moderate cold conditions, such as lunar habitats.

CONCLUSIONS

5. Most spacecraft charging tools at present have inadequate representations of conductivities at low temperatures, and this may affect predictions of spacecraft surface charging as well as internal charging at temperatures below room temperature.
6. Materials that exhibit some conductivity, even at low temperatures, will prevent spacecraft charging if spacecraft surface or internal charging are a concern, or alternatively, proper shielding of dielectric materials may be used so that high energy electrons may not reach them.
7. In the case of JWST, small amounts of conductive shielding will be used to prevent internal ESD on certain cables.

References

- J.R. Dennison, A.R. Frederickson, N.W. Green, C.E. Benson, J. Brunson and P. Swaminathan, 2005, "FEP- Teflon Full Mcd rept.pdf, *Measurement of Charge Storage Decay Time and Resistivity of Spacecraft Insulators*," in **The Charge Collector**, a NASA SEE Program Publication, Jan. 31, 2005, <http://see.msfc.nasa.gov/>.
- J.R. Dennison, 2006, "Study of High Resistivity Materials Used for JWST at Low Temperatures," James Webb Space Telescope Architecture Working Group, July 24, 2006.
- J.R. Dennison et al, 2008, "Temperature, Electric Field and Dose Rate Dependence of the Conductivity of Highly Resistive Materials for Use on the James Webb Space Telescope, Part II: Methods, Models, Errors and Limits of Validity," JWST Spacecraft Charging Working Group Meeting, Feb. 15, 2008.
- J.R. Dennison, A. Sim, J. Brunson, J. Gillespie, S. Hart, and J. Dekany, C. Sim and D. Arnfield, 2009, "Engineering Tool for Temperature, Electric Field and Dose Rate Dependence of Low Conductivity Spacecraft Materials," presentation and paper, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida, AIAA 2009-562.
- DuPont, 2009, Technical Bulletin H55008, http://www2.dupont.com/Teflon_Industrial/en_US/assets/downloads/h55008.pdf
- D.C. Ferguson, T.A. Schneider, and J.A. Vaughn, 2007, "Arc Testing of a Mockup Cable in a Simulated Space Radiation Environment," 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, Jan. 8-11, 2007. AIAA Paper # 2007-95.
- D.C. Ferguson, T.A. Schneider, and J.A. Vaughn, 2008, "Effects of Low Temperature on Charging of Spacecraft Dielectrics," 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 7-10, 2008, AIAA-2008-449.
- NASA-HDBK-4002, 1999, *Avoiding Problems Caused by Spacecraft On-Orbit Internal Charging Effects*, p. 9.

PATHWAYS TO NEXT GENERATION SPACE SOLAR CELLS

C. Baur

ESA/ESTEC, Keplerlaan 1, NL-2200 AG Noordwijk, The Netherlands
e-mail: carsten.baur@esa.int

ABSTRACT

III-V multi-junction solar cells have taken over the lead in today's solar cell market for space. Due to the significantly higher efficiencies and higher radiation hardness the higher manufacturing costs in comparison with silicon solar cells are overcompensated. However, the development of the current state-of-the-art triple-junction solar cell for space applications consisting of the material combination $\text{Ga}_{0.5}\text{In}_{0.5}\text{P}/\text{Ga}_{0.99}\text{In}_{0.01}\text{As}/\text{Ge}$ has been driven close to its practical efficiency limits of 30%. This marks the end of a long development process which went on for about 10 years.

Any next generation space solar cell with a real chance to enter the market will be most likely based on a significantly different concept. Several pathways are currently under investigation. This paper presents concepts currently under discussion – their advantages and their drawbacks and their challenges to turn into a commercial product.

INTRODUCTION

Since the beginning of space exploration by spacecrafts, photovoltaics played the most important role for the power generation of on board instruments. For many years the space market was almost exclusively dominated by silicon (Si) solar cells. Only since the beginning of the 90ies the situation started to change. III-V GaAs cells began to enter the market and finally outrun the Si based technology especially after the development and introduction of III-V multi-junction cells.

This success story is mainly related to the higher conversion efficiencies of III-V multi-junction solar cells and the higher radiation hardness towards particle irradiation like protons and electrons. Both characteristics of III-V multi-junction cells result in higher specific power given in power/mass or power/area especially at end-of-life (EOL), i.e. after 15 years in geostationary orbit. Since the specific power is inversely proportional to the launch costs of the solar generator the higher manufacturing costs are completely overcompensated by the reduced launch costs.

Currently, the III-V triple-junction cell based on the material combination $\text{Ga}_{0.5}\text{In}_{0.5}\text{P}/\text{Ga}_{0.99}\text{In}_{0.01}\text{As}/\text{Ge}$ is the state-of-the-art solar cell used for space application having reached a begin-of-life (BOL) efficiency of about 30 % and remaining factors at EOL of 84%-88% in power

taking into account an equivalent 1 MeV electron fluence of $1 \cdot 10^{15} \text{ cm}^{-2}$.

However, with this value also the practical limit of this band gap combination is reached.

With cost reduction being the predominant development driver, next generation solar cells will have to have higher specific power than the current technology keeping the costs at the same time more or less at the same level. These requirements can only be met by either significantly improved efficiencies or reduced thicknesses or a combination of both.

Several different concepts are currently investigated and developed. In the following, the different concepts are introduced and their advantages, drawbacks and challenges are discussed.

CONCEPTS FOR NEXT GENERATION SOLAR CELLS

In theory, disregarding all manufacturing related losses of solar cells, the efficiency is solely determined by the temperature, the incident spectrum and the band gap of the semiconductor material used. Thus, one way to identify material or band gap combinations with higher efficiency potentials is to compare them on a pure theoretical basis. Figure 1 shows theoretical efficiency limits of triple-junction solar cells with germanium as a bottom cell (0.66 eV) for different band gap values of top and middle cell. The efficiency limits are calculated with the computer code etaOpt [1] that is based on the detailed balance method first introduced by Shockley and Queisser [2]. Spectrum and temperature were AM0 [3] and 25°C.

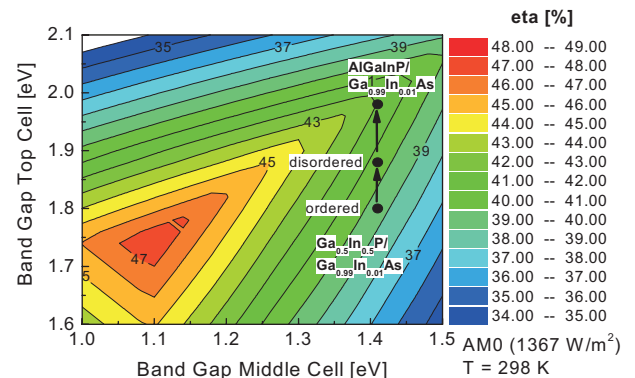


Fig. 1: Theoretical efficiency limits of different band gap combinations of top and middle cell of a 3J cell. The bottom cell is assumed to be germanium with a band gap of 0.66 eV.

As a rule of thumb 70-75% of the theoretical values can be reached in praxis.

Introducing the band gap combinations of the current state-of-the-art 3J solar cell into Figure 1 a theoretical maximum efficiency of 40.6-41.9 % can be obtained. Depending on the top cell manufacturing process which has an influence of the grade of regularity in the crystal and then on the band gap or by the additional introduction of aluminium its band gap can be varied. In any case, the current state-of-the-art 3J cell is far from the optimum band gap combination and as stated before, with about 42 % maximum theoretical efficiency, applying the rule of thumb, the maximum practical efficiency of more or less 30 % is already reached.

The property of the current state-of-the-art 3J cell being non-optimised in terms of maximum theoretical efficiency is related to the fact that this structure is not current-matched. That means not all subcells in the stack provide the same photocurrent. The photocurrent of the bottom cell is in fact almost twice as high as the photocurrent of top and middle subcell which can be seen in Figure 2 where the external quantum efficiencies (EQE) of the different subcells together with their photocurrents under the AM0 spectrum are given.

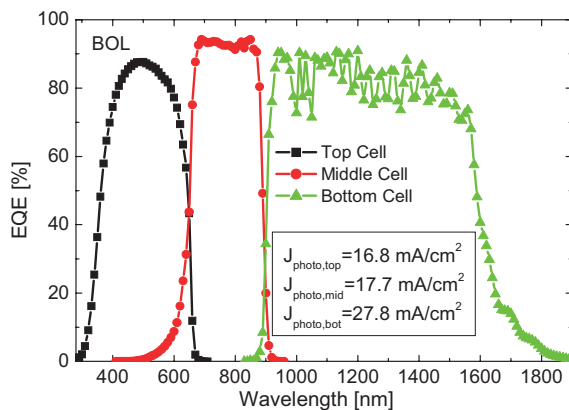


Fig. 2: External quantum efficiency (EQE) of the top, middle and bottom subcell of a triple-junction cell. The photocurrents under the AM0 spectrum show that the bottom cell provides almost twice the current than the other two cells.

This current mismatch is a concession made to the constraint that the structure should be grown lattice-matched which has the advantage that a high material quality is easier to achieve. A lattice-matched structure would also be from a theoretical point of view the most optimum concept for a quadruple cell based on Ge.

This becomes evident when regarding Figure 3. There the theoretical efficiency limits of a quadruple (4J) cell with Ge as a bottom cell (0.66 eV) and $\text{Ga}_{0.99}\text{In}_{0.01}\text{As}$ as the second junction (1.41 eV) in the stack are shown. Obviously, the optimum band gaps for the first and the third junction are 1.98 eV and 1.0 eV, respectively, resulting in an efficiency limit of 51.3 %. Applying the rule of thumb this would translate in a practical efficiency of around 36%.

The first junction can be obtained by an AlGaInP cell which can be grown lattice-matched to Ge while the most promising candidate for the 1 eV material was identified already in 1998 to be GaInNAs [4,5], which can also be grown lattice-matched to the other subcells. Since then a lot of effort was put in developing high quality GaInNAs.

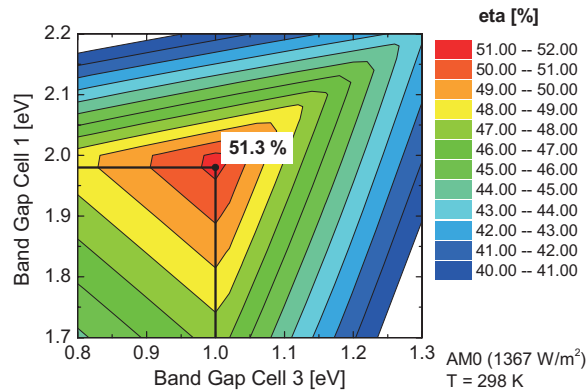


Fig. 3: Theoretical efficiency limits of different band gap combinations of the first and the third cell of quadruple (4J) cell. The bottom cell is assumed to be germanium with a band gap of 0.66 eV and the second cell is $\text{Ga}_{0.99}\text{In}_{0.01}\text{As}$ with a band gap of 1.41 eV.

However, it turned out that this material combination suffers from very poor electrical properties. Figure 4 shows internal quantum efficiencies (IQE) of differently annealed GaInNAs solar cells with an overall thickness of 1 μm under a GaAs filter to simulate the situation in a real 4J cell [6]. By adjusting the annealing conditions after the growth a clear improvement is visible.

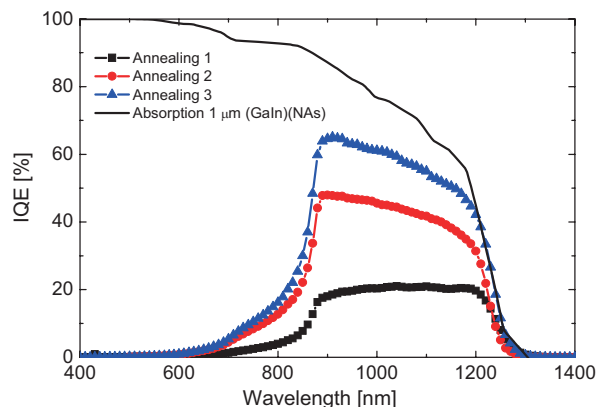


Fig. 4: Internal quantum efficiencies (IQE) of (GaIn)NAs solar cells, annealed under different conditions. The light was filtered by a 700 nm thick GaAs cap.

However, diffusion lengths are still not large enough to provide the photocurrent density of 16 mA/cm^2 required for a beneficial implementation into a 4J cell. Highest photocurrent densities are still only in the range between 10-12 mA/cm^2 for those cells.

Although, there are still research activities going on aiming to improve the electrical properties of this material

combination there are also indications which point in the direction that the introduction of nitrogen into GaInAs material – which is necessary to reduce the bandgap – acts like an intrinsic defect. This would suggest that the required material quality might never be reached.

That is why several other approaches are currently under investigation which aim for increasing specific power and/or reduce manufacturing and integration cost. These can be categorised as follows:

1. Enhancement of optical properties by introducing quantum structures, e.g. quantum wells
2. Lattice-mismatched (or metamorphic) approaches
3. Development of thin solar cells
4. Increase of the cell area
5. A combination of all

Starting with the first point, there is still the option to improve the current triple-junction cell structure by introducing modifications, e.g. introducing layers like quantum wells into the structure which aim for improving the current matching conditions.

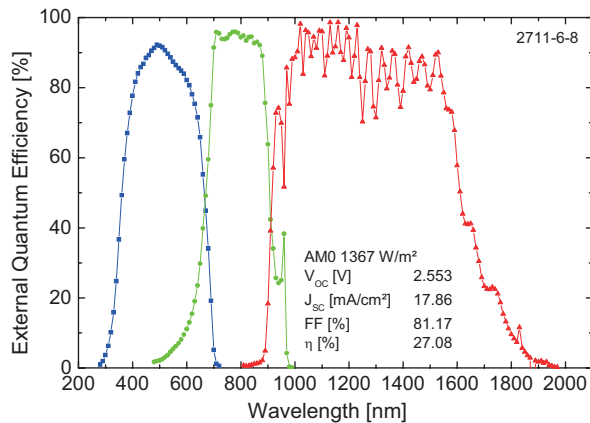


Fig. 5: EQE of top middle and bottom cell of a triple-junction solar cell including quantum well layers in the middle cell.

Figure 5 shows the EQE of a 3J cell which contains quantum wells in the middle cell extending the absorptivity of the middle cell on the expense of the bottom cell current. First results with non-optimised 3J cells including quantum wells show quite promising efficiencies of about 27% under AM0. Although the overall efficiency increase for structures including quantum wells is only in the range of 2% (absolute) this additional layers are quite easy to implement and there is no change in technology required.

A much greater potential for improvement lies in structures where the constraint of lattice-matching is given up. Going back to Figure 1 it can be seen that the highest theoretical values of up to 47.7 % is obtained with a 3J cell based on Ge as bottom cell when the band gap combination would be 1.74 eV for the top cell and 1.1 eV for the middle cell.

Although almost all band gaps between 0.2 eV and 2.5 eV are accessible by III-V compounds (Figure 6), not

all combinations can practically be combined without any problems.

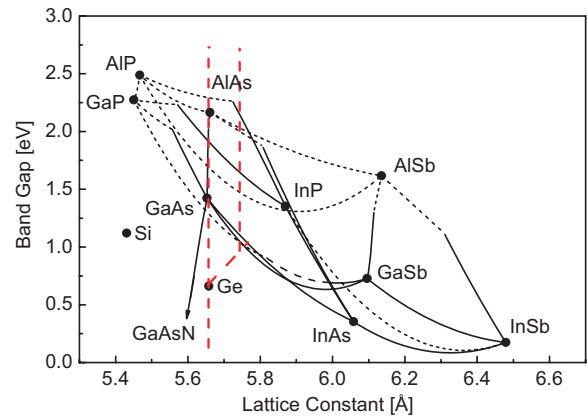


Fig. 6: Band gap versus lattice constant for different III-V material combinations. The dashed lines correspond to the lattice-matched and lattice-mismatched approaches.

From the band gap engineering map of III-V compound semiconductors given in Figure 6 the optimum material combination could be obtained with GaInP and GaInAs both with fairly high indium content. However, the lattice constant of both materials would be slightly different from each other and clearly different from the one of Germanium. Since the different subcells of a 3J cell are grown layer by layer in an epitaxial process on top of each other, differences in lattice-constant cause strain and tensile stress in the material that may lead to defects in the crystal and therefore poor material qualities and also efficiencies. Nevertheless, lattice-mismatched approaches are investigated with the constraint that top and middle cell still have to have the same lattice-constant. In Figure 1 all band gap combinations where this requirement is fulfilled are represented by the dashed line. The structure currently under investigation consists of the material combination of $\text{Ga}_{0.35}\text{In}_{0.65}\text{P}/\text{Ga}_{0.83}\text{In}_{0.17}\text{As}/\text{Ge}$ with a theoretical maximum efficiency of 44.5 %.

Besides the improvements in efficiency there is also a trend towards thinner cells which would lead to higher specific power.

In principle there are different ways to obtain thin solar cells which also can be subdivided in the following points:

1. Use of thinner Ge substrates
2. Grinding down the backside of solar cell after epitaxial growth
3. Grinding down before epitaxial growth
4. Substrate removal approaches

All of these points have related problems that have to be solved in order to maintain in the first place a yield that is comparable to the current technology. While the thickness limit for the first point in the list is about 70-100 μm , for the second and third approach one might expect reduced thicknesses of down to 20 μm . Even

thinner are the cells that are obtained from carrier removal approaches (5-10 μm).

Figure 7 shows an example of a 100 μm thin solar cell manufactured by Azur Space [7]. Here the thickness is just reduced to a level where the solar cell starts to become flexible, what might have additional advantages for future panel concepts.



Fig. 7: Space solar cell ($A=30.18\text{ cm}^2$) on 100 μm thin Ge substrate weighing 1.8 g. The weight reduction compared to 150 μm Ge substrates is 28% [7].

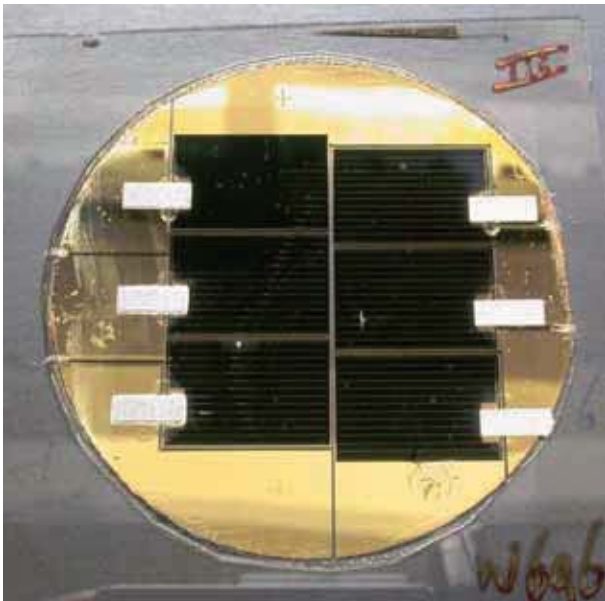


Fig. 8: Photograph of a thin-film six cell string of GaAs single-junction cells [8]. The thickness of one solar cell is less than 5 μm in this case.

Figure 8 shows an example of a solar cell string manufactured at the Radboud University in Nijmegen [8]. The research group there developed a process to remove the solar cells from the substrate without destroying the substrate. So, it could be reused for additional manufacturing runs. Actually, since higher solar cell prices will most likely not be accepted by the market a lift-off process which can be viably incorporated into a

commercial mass production line is assumed to be a prerequisite for maintaining or even reducing costs.

Another future trend is the usage of larger cell areas which allows a reduction of the integration costs since then only half of the number of solar cells have to be handled (see Figure 9).



Fig. 9: Large area triple-junction space solar cell (8cm x 8cm with cropped corners) [7].

Finally, as it was mentioned before the most probable design of a next generation solar cell will be a combination of several points. Thereby, a quite interesting approach is the inverted metamorphic solar cell [9] (cp. Figure 10).

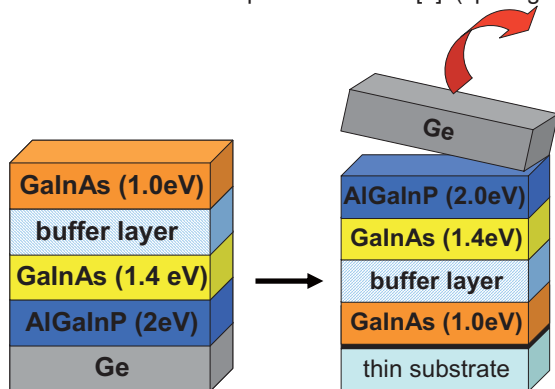


Fig. 10: Inverted metamorphic 3J solar cell. The cell is grown upside down on a Ge (or GaAs) substrate which is removed in a later step.

A 3J solar cell is here grown upside down on a Ge (or GaAs) substrate. That means Ge in this case is no longer a subcell of the device. The material combination in this case is AlGaInP/GaInAs/GaInAs with a band gap combination of 2.0eV/1.4eV/1.0eV. Therefore, the In content of the last cell to be grown has to be increased significantly which also results in an increase of the lattice constant. The advantage of this approach is that the most delicate subcells – the top and the middle cell – in the stack are still grown lattice-matched to Ge maintaining a very high material quality comparable to those in the current 3J cell structure. Since in this design the bottom cell has a higher band gap of 1.0 eV, higher efficiencies of

about 33-34 % should be achievable in praxis under AM0. After growth the metallization of the top side of the cell is made and the cell is placed on a thin substrate. Then, the Ge substrate has to be removed (cp. Figure 10).

However, also in this approach a proper lift-off process which allows the reuse of the substrate is assumed to be a prerequisite to avoid a significant increase of the manufacturing costs

SUMMARY

The current 3J cell concept based on the lattice-matched material combination $\text{Ga}_{0.5}\text{In}_{0.5}\text{P}/\text{Ga}_{0.99}\text{In}_{0.01}\text{As}/\text{Ge}$ is driven to its practical efficiency limit of about 30 %. Several concepts of next generation solar cells which will have the constraints to be not higher in price than the current 3J cells, but provide a higher specific power, have been introduced. The lattice-matched 4J cell would be the optimum solution. However, the 1eV semiconductor material which would be best suited - GaInNAs – seems to have some intrinsic defects which might not allow reaching the required material quality. Other approaches are currently investigated of which the most promising candidates are lattice-mismatched approaches and thinner cell concepts or a combination of both. Here, the inverted metamorphic concept seems to be already quite advanced. However, as long as a proper cost-effective lift-off technique is not found which allows the reuse of the substrate it seems to be difficult to keep the costs within acceptable limits. Going to larger solar cell areas is an obvious option by which integration costs could be reduced.

REFERENCES

- [1] G. Létay and A. W. Bett, "EtaOpt - a program for calculating limiting efficiency and optimum bandgap structure for multi-bandgap solar cells and TPV cells", *Proc. 17th EC PVSEC*, Vol. 1, No. 3, 2001, pp. 178-181.
- [2] W. Shockley and H. J. Queisser, "Detailed balance limit of efficiency of p-n junction solar cells", *J. Appl. Phys.* **32**(3), 1961, pp. 510-519.
- [3] ISO 15387, "Space systems - Single-junction solar cells - Measurement and calibration procedures", *International Organization for Standardization*, 2005.
- [4] D. J. Friedman, J. F. Geisz, S. R. Kurtz and J. M. Olson, "1-eV GaInNAs solar cells for ultrahigh-efficiency multijunction devices", *Proc. 2nd WCPEC*, Vol. 1, No. 3, 1998, pp. 3-7.
- [5] H. Q. Hou, K. C. Reinhardt, S. R. Kurtz, J. M. Gee, A. A. Allerman, B. E. Hammons, P. C. Chang and E. D. Jones, "Novel InGaAsN pn junction for high-efficiency multiple-junction solar cells", *Proc. 2nd WCPEC*, 1998, pp. 3600-3603.
- [6] K. Volz, D. Lackner, O. Rubel, W. Stolz, C. Baur, F. Dimroth, S. Müller and A. W. Bett, "Improving the material quality of MOVPE grown (GaIn)(NAs)", *Proc. 21st EC PVSEC*, 2006, pp. 497-500.
- [7] M. Meusel, W. Bensch, T. Bergunde, R. Kern, V. Khorenko, W. Köstler, G. La Roche, T. Torunski, W. Zimmermann, G. Strobl, W. Guter, M. Hermle, R. Hoheisel, G. Siefer, E. Welser, F. Dimroth, A. W. Bett, W. Geens, C. Baur, S. Taylor and G. Hey, "Development and production of European III-V multi-junction solar cells", *Proc. 22nd EC PVSEC*, 2007, pp. 16-21.
- [8] G. J. Bauhuis, P. Mulder, E. J. Haverkamp and J. J. Schermer, "Substrate reuse for epitaxial lift-off of III-V solar cells", *Proc. 22nd EC PVSEC*, 2007.
- [9] M. W. Wanlass, S. P. Ahrenkiel, R. K. Ahrenkiel, D. S. Albin, J. J. Carapella, A. Duda, J. F. Geisz, S. Kurtz, T. Moriarty, R. J. Wehrer and B. Wernsman, "Lattice-mismatched approaches for high-performance, III-V photovoltaic energy converters", *Proc. 31st IEEE PVSC*, 2005, pp. 530-535.



PATHWAYS TO NEXT GENERATION SPACE SOLAR CELLS

Dr. Carsten Baur
Kitakyushu,
6th Space Environment Symposium
29/10/2009

European Space Agency

OUTLINE



1. Current status
2. Pathways to next generation solar cells
3. Summary

CURRENT STATE-OF-THE-ART 3J SPACE SOLAR CELL



Material: GaInP/GaInAs/Ge

2 cells on one 4" Wafer

Dimensions: $4 \cdot 8 \text{ cm}^2$ with „cropped corners“

Thickness: $150 \pm 20 \mu\text{m}$

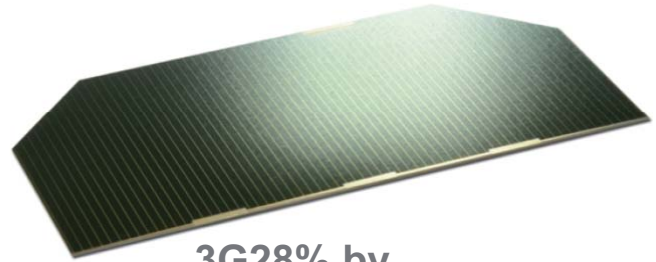
Area: 30.18 cm^2

av. weight: $\leq 86 \text{ mg/cm}^2$

av. efficiency (BOL): **28 %**

av. efficiency (EOL): 24.6 %

⇒ high remaining factor of 0.88



**3G28% by
Azur Space**

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 3

European Space Agency

SOME DETAILS ON THE CURRENT STATE-OF-THE-ART 3J CELL

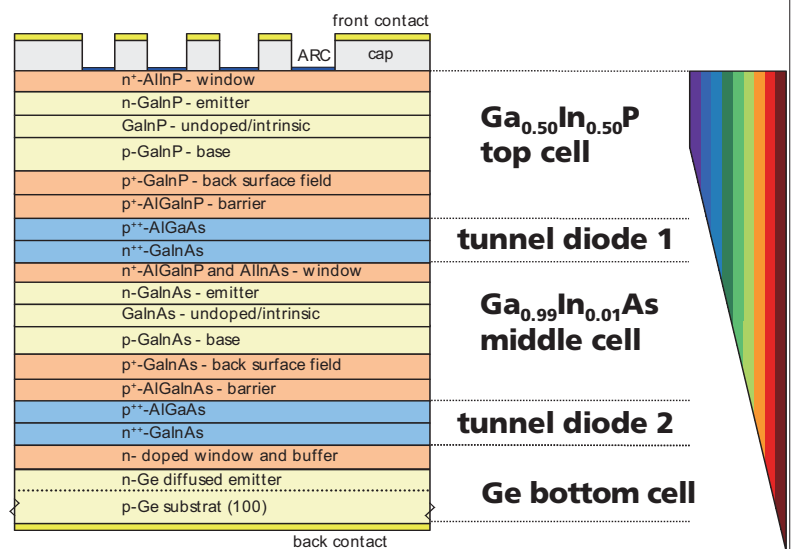


Layer structure:

GaInP: 300nm – 660nm GaInAs: 660nm – 880nm Ge: 880nm – 1900nm

All subcells are connected in series by tunnel diodes

⇒ least performing subcell in terms of current limits the current of the whole stack



Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 4

European Space Agency

EFFICIENCY POTENTIAL OF 3J SOLAR CELLS ON Ge SUBSTRATES



Efficiency potential for 3J cells

lattice-matched to Ge:

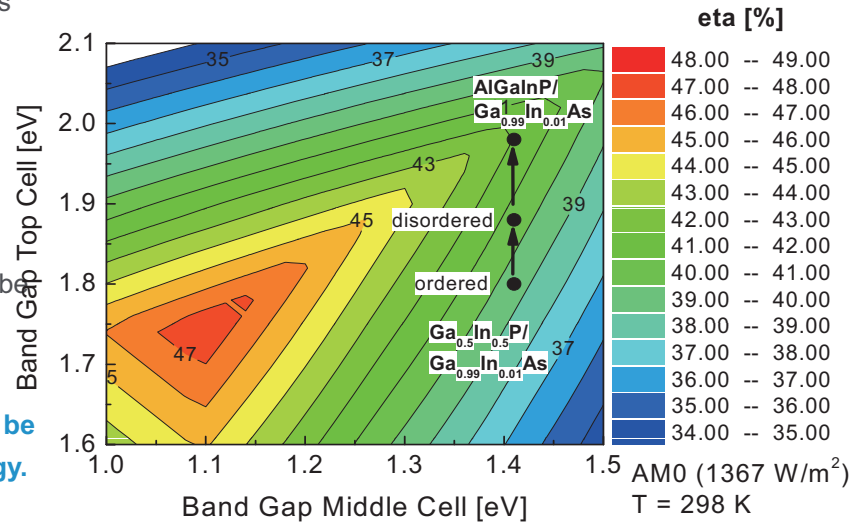
40.6 %

with increasing Al content in the top cell:

41.9 %

70-75% of these values can be reached in praxis

⇒ **30 % BOL efficiency can be reached with this technology.**



Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 5

European Space Agency

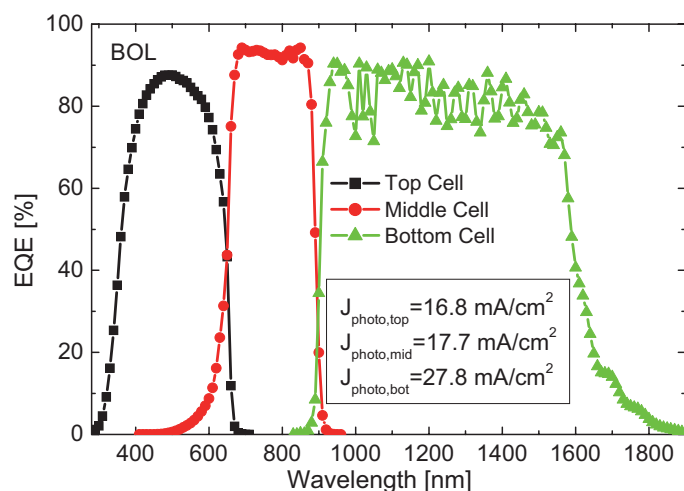
EXTERNAL QUANTUM EFFICIENCY



The structure is not optimised in terms of current matching

The bottom cell has almost two times the current than the upper two cells

Why?



Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 6

European Space Agency

BAND GAP ENGINEERING MAP



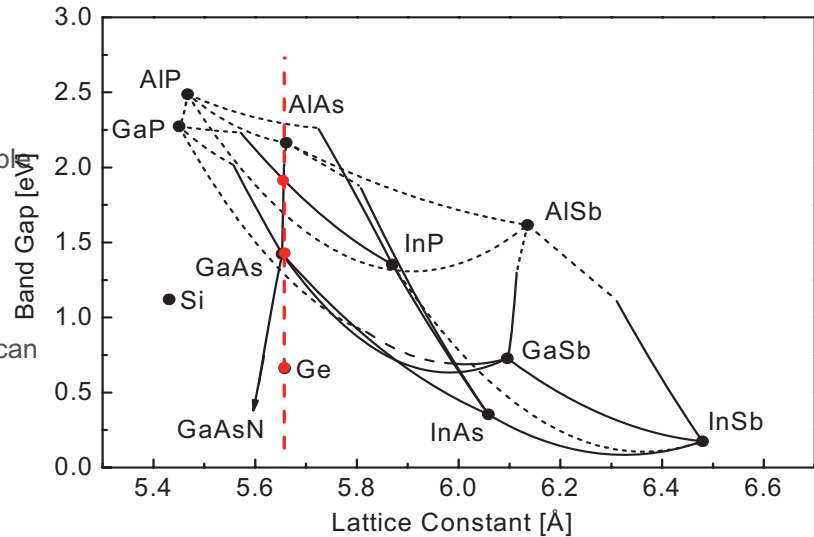
Lattice-matched concept

Advantage:

high material quality achievable

But:

Only with current-matched subcells highest efficiencies can be reached



Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 7

European Space Agency

SUMMARY OF CURRENT SITUATION



1. The current state-of-the-art solar cell type is based on the "lattice-matched" GaInP/GaInAs/Ge triple-junction solar cell
2. The maximum practically achievable efficiency of 30% begin of life (BOL) and about 25% end of life (EOL) is or is soon to be achieved by all three major manufacturers of space solar cells based on III-V high efficiency solar cells (Azur Space GmbH, Emcore, Spectrolab)
3. A development process of improvements and fine-tuning of the structure which lasts more than 10 years has come to an end!

What will be the next generation?

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 8

European Space Agency

REQUIREMENTS FOR NEXT GENERATION SOLAR CELLS



COSTS REDUCTION

1. Cost of the solar cell itself and its integration on the panel
⇒ improvement of manufacturing and integration processes
2. Launch costs
⇒ increase of the power/mass or power/area ratio of the solar cell by
 - a. increase of efficiency
 - b. reduction of mass

New solar cell technologies only have the chance to enter the market when there is a real overall cost reduction taking into account 1. and 2.

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 9

European Space Agency

MOST PREFERRED SOLUTION



4J CELL BASED ON Ge

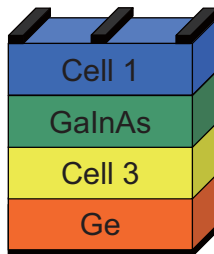
Target:

Find a semiconductor material that can be grown lattice-matched to Ge and takes half the current of the Ge subcell.

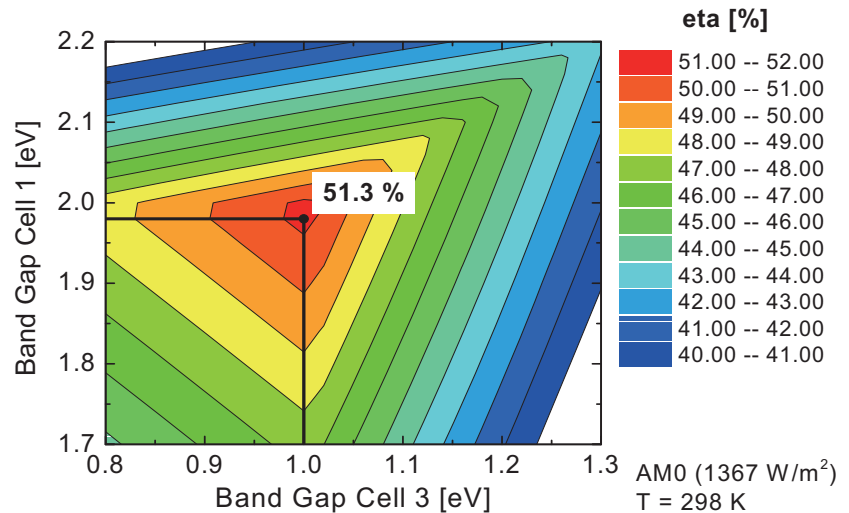
Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 10

European Space Agency

1 eV MATERIAL MOST PROMISING FOR HIGHEST EFFICIENCIES



GaInNAs with 2% N has a bandgap of 1 eV and can be grown lattice-matched to Ge.



Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 11

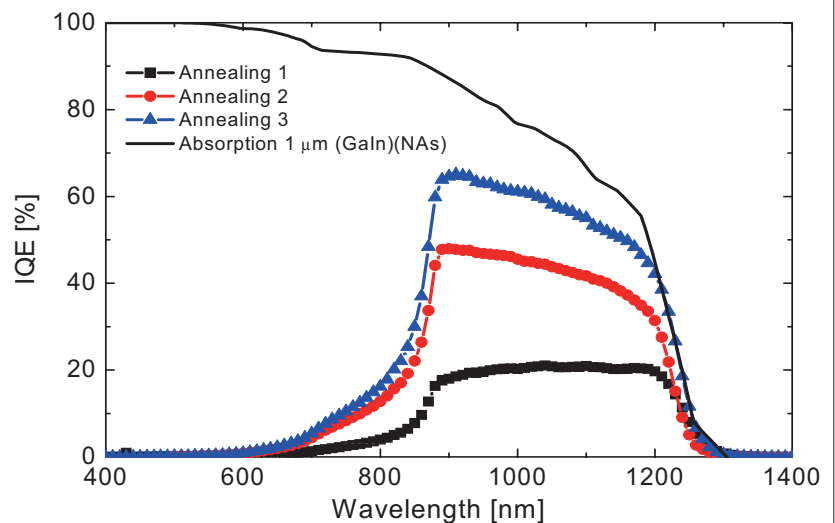
European Space Agency

PROBLEM: GaInNAs HAS POOR ELECTRICAL PROPERTIES



Low diffusion lengths lead to poor quantum efficiencies.
Photocurrents at the moment (under GaAs filter):
approx. 10-12 mA/cm²
16 mA/cm² needed!

Development of high quality GaInNAs is still ongoing.



Volz et al., 21st EUPVSEC, Dresden, Germany, 2006, pp. 497-500

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 12

European Space Agency

OTHER OPTIONS

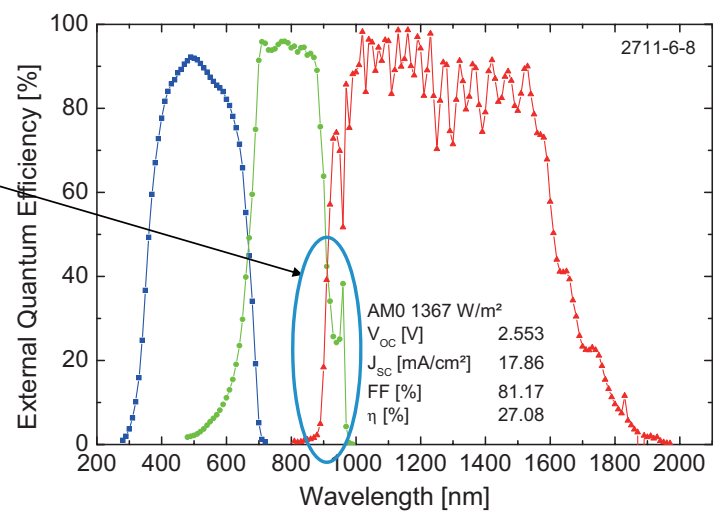
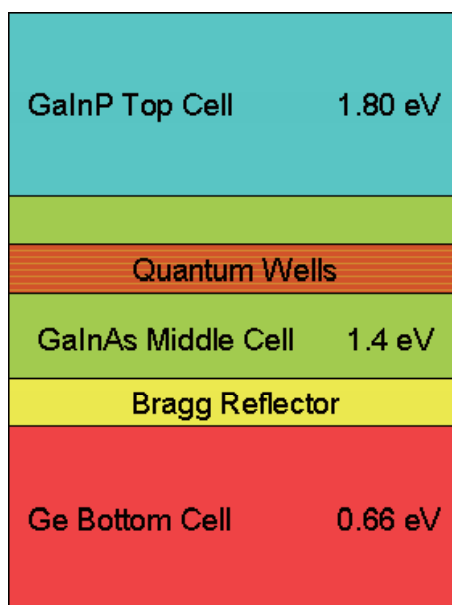


1. Enhancement of optical properties by introducing quantum structures, e.g. quantum wells
2. Lattice-mismatched (or metamorphic) approaches
3. Development of thin solar cells
4. Increase of the cell area
5. Combination of the points mentioned above

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 13

European Space Agency

ENHANCEMENT OF ABSORPTIVITY BY THE INTRODUCTION OF QUANTUM WELLS



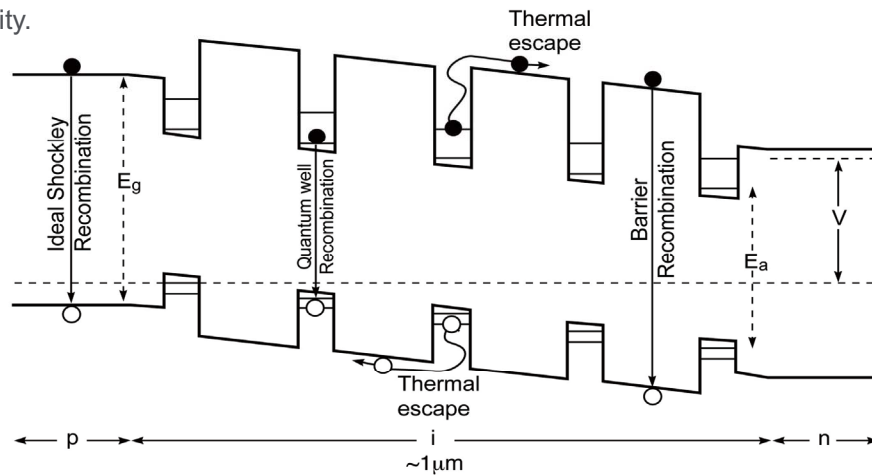
Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 14

European Space Agency

ADJUSTMENT OF ABSORPTIVITY BY THE INTRODUCTION OF QUANTUM WELLS



The introduction of semiconductor layers with band gaps lower than the host material in combination with barrier layers which leads to quantum well structures increases the absorptivity.



Graph: Imperial College, Uni.of London, http://ess14.sc.ic.ac.uk/~q_pv/

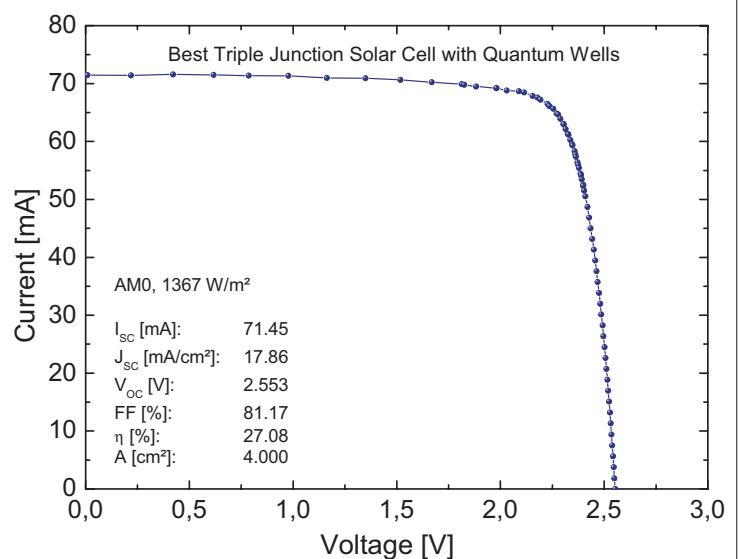
Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 15

European Space Agency

ADJUSTMENT OF ABSORPTIVITY BY THE INTRODUCTION OF QUANTUM WELLS



- first trials worldwide to introduce quantum wells in 3J cells resulted in very promising efficiencies of around **27 %** in an non optimised structure
- the efficiency potential lies at about **32-33%**



Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 16

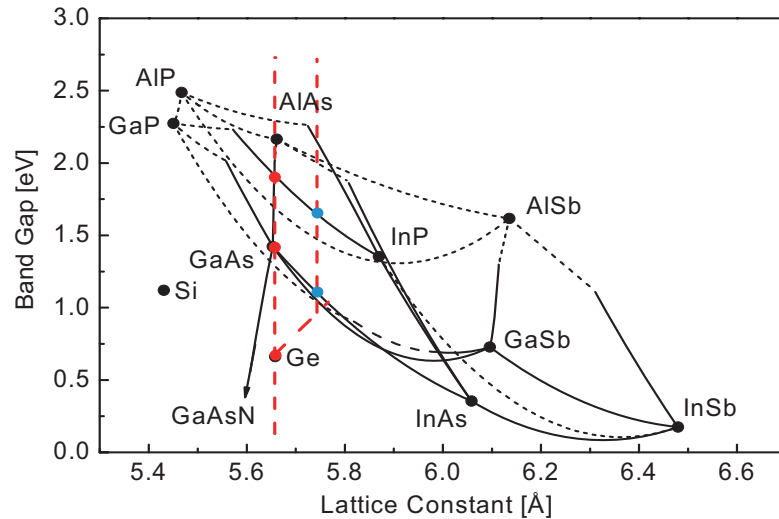
European Space Agency

BAND GAP ENGINEERING MAP



Problem: Strain is introduced into the structure which can lead to threading dislocations and poor material quality

Solution: buffer layers to relax the strain



Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 17

European Space Agency

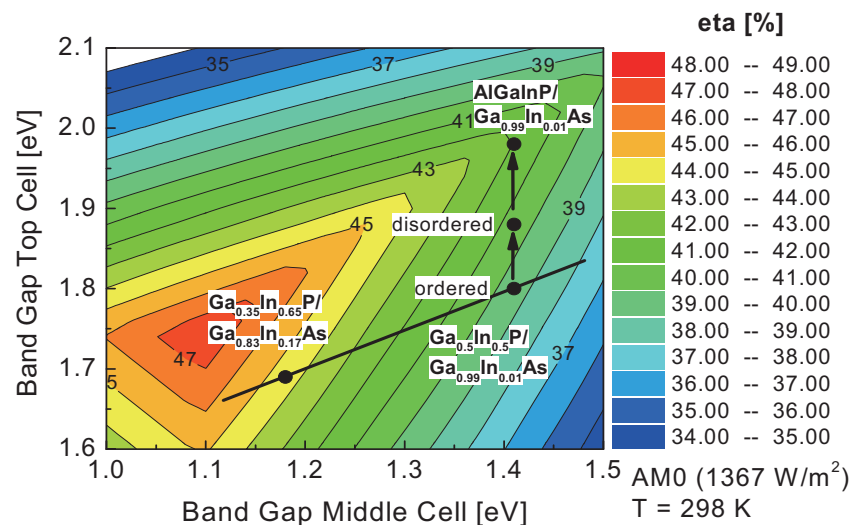
LATTICE-MISMATCHED APPROACH



Lattice-mismatched or metamorphic approach allows higher efficiencies for Ge based 3J cells.

Efficiency limit (theoretical):

44.5 %



Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 18

European Space Agency

WAYS TO THIN SOLAR CELLS

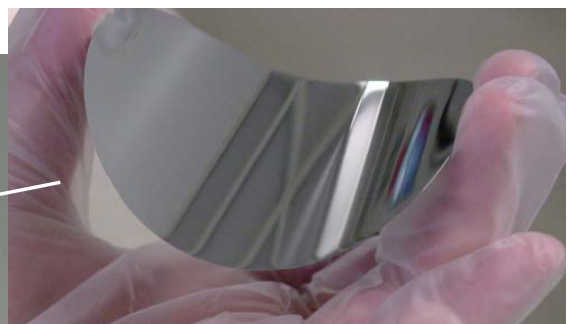
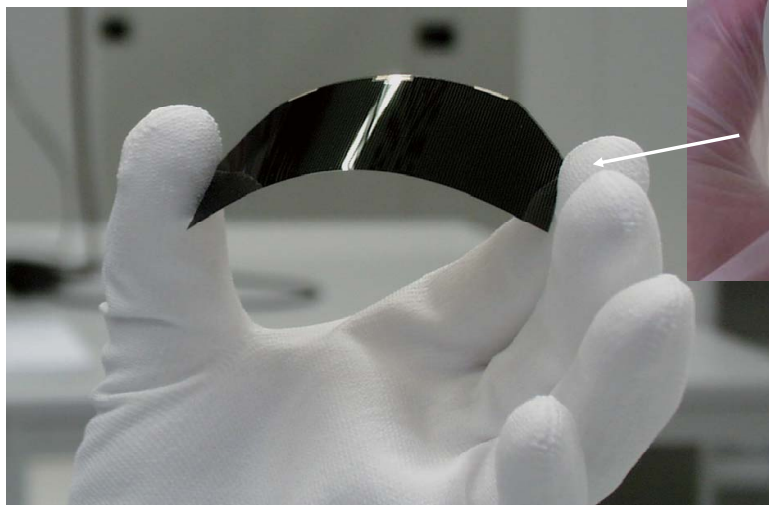


1. Use of thinner Ge substrates
Problems: handling and yield (cost!!), thickness limit around 100 μm
2. Grind down backside of solar cell after epitaxial growth
Problem: thickness limit around 20 μm , yield (cost!!)
3. Put substrate on support structure and grind down before epitaxial growth
Problem: removal of substrate from support structure after epitaxial growth (high temperature step), thickness limit around 20 μm
4. Substrate removal approaches \rightarrow reuse/recycling of substrate
Problem: find a cost effective lift-off process

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 19

European Space Agency

3J SOLAR CELLS ON THINNER GE SUBSTRATES (70-100 μm)



Ge wafer from Umicore
<http://substrates.umicore.com>

3J Space solar cell from Azur Space GmbH <http://www.azurspace.com/>

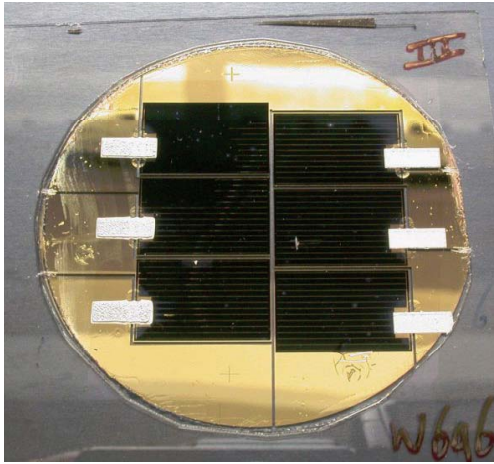
Geens et al., 19th EUPVSEC, Paris, France, 2004, pp.3594-3597

Geens et. al., 7th ESPC, Stresa, Italy, 2005

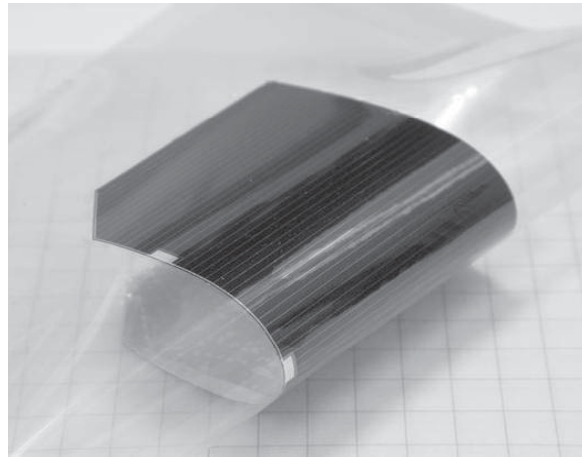
Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 20

European Space Agency

LIFT-OFF CONCEPTS



Radboud Uni., Nijmegen



Sharp Corp.

Bauhuis et al., 22nd EUPVSEC, Milano, Italy, 2007

Takamoto et al., 19th EUPVSEC, Paris, France, 2004, pp.3689-3691

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 21

European Space Agency

INVERTED METAMORPHIC 3J SOLAR CELL

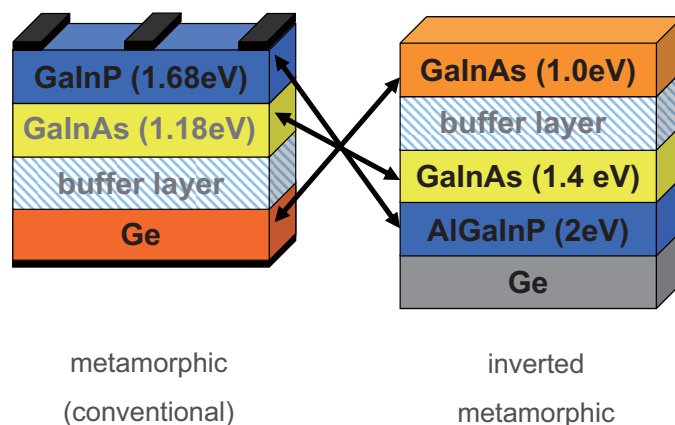


Combination of lattice-mismatched approach and substrate removal:

Since the cell is grown upside down on the substrate the fact that the cell is thin is a byproduct of the manufacturing process.

Theoretical efficiency limit: **45-46 %**

realised (Emcore): **32.4%**



Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 22

European Space Agency

INVERTED METAMORPHIC 3J SOLAR CELL

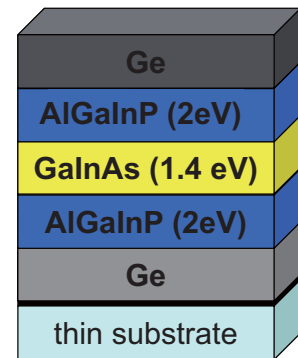


Combination of lattice-mismatched approach and substrate removal:

Since the cell is grown upside down on the substrate the fact that the cell is thin is a byproduct of the manufacturing process.

Theoretical efficiency limit: **45-46%**

realised (Emcore): **32.4%**



inverted
metamorphic

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 23

European Space Agency

INCREASE OF SOLAR CELL AREA



Advantages:

- integration cost of solar cells on panels is reduced

Risks:

- Yield decreases due to cell breakage during manufacturing and integration
- higher power loss when cell fails during flight



Meusel et al., 22nd EUPVSEC, Milano, Italy, 2007, pp. 16-21

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 24

European Space Agency

DISCUSSION



- Efficiency targets discussed here are BOL values. It should be mentioned that the radiation hardness of future cell concepts first has to be demonstrated.
- It is very likely that the next generation solar cell will be in any case significantly thinner than the current structure. However, since a significant part of the whole mass of the solar cell assembly is also the coverglass, this should be adapted accordingly to have a real benefit. The same is true for the underlying structure
- The key development for the next generation solar cell will be that of a cost effective lift-off process. Even if the cell is light-weight and higher in efficiency than the state-of-the-art a significant cost increase will most likely not be accepted by the solar generator manufacturers.

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 25

European Space Agency

SUMMARY



- The development of the 3J space solar cell based on the lattice-matched GaInP/GaInAs/Ge concept has reached its practical limits of 30% efficiency.
- Next generation solar cells with a real chance to enter the market shall be ideally light-weight, high-efficient and not higher in cost compared to the current 3J cell.
- Different pathways to achieve this goal have been introduced.
- For thin solar cell concepts the key is the development of a cost effective lift-off process.

Pathways to next generation space solar cells | Carsten Baur | Kitakyushu | 29.10.2009 | Pag. 26


European Space Agency




THANK YOU FOR YOUR ATTENTION

Carsten Baur
Solar Cell Engineer
carsten.baur@esa.int

European Space Agency




cnes
CENTRE NATIONAL D'ÉTUDES SPATIALES



ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

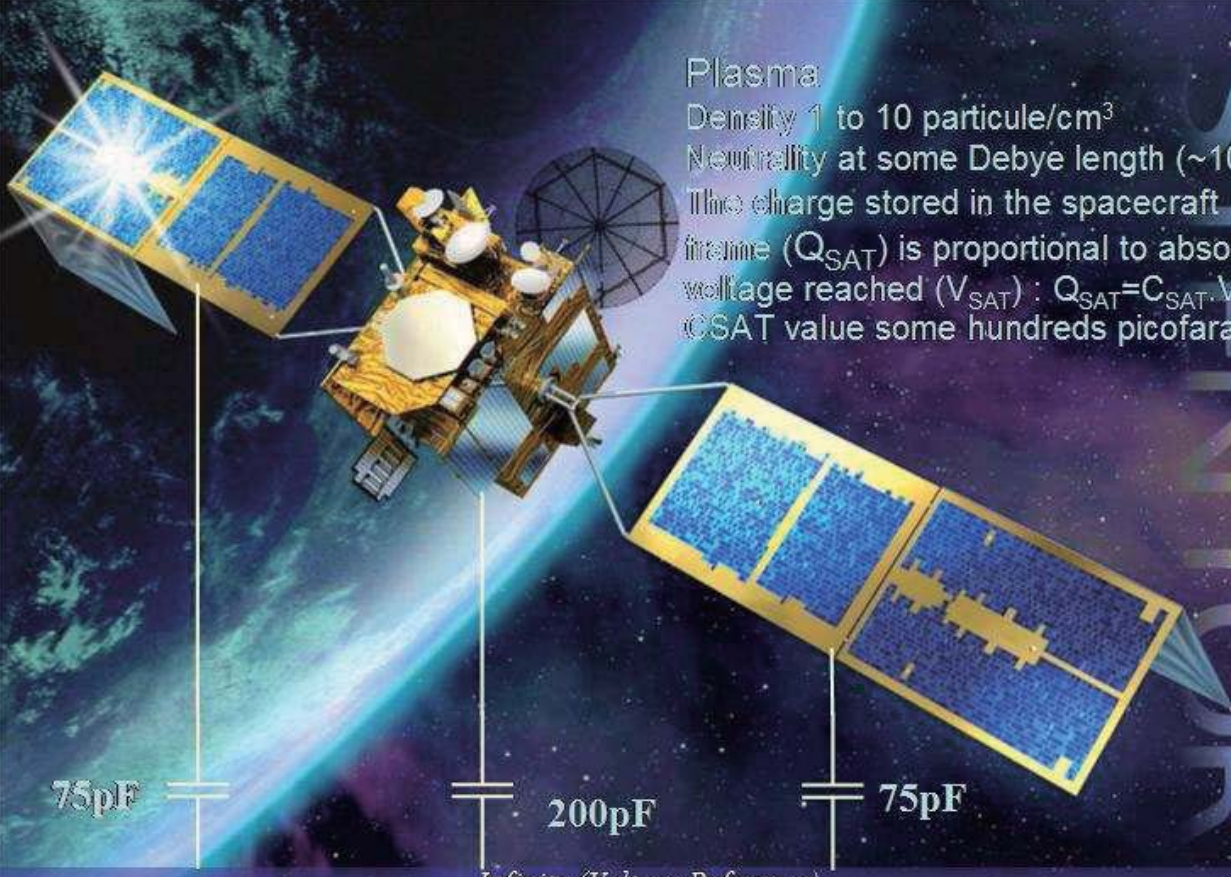
CNES-ONERA PHYSICAL FLASH-OVER SIMULATOR



DE L'ESPACE POUR LA TERRE


**Denis PAYAN (1), Denis SCHWANDER (1),
Virginie INGUIMBERT (2), Jean-Michel SIGUIER (2),
Daniel SARRAIL (2), Jean-Charles MATEO-VELEZ (2)**

(1) CNES, The French Space Agency, (2) ONERA, The French Aerospace Lab



Plasma
Density 1 to 10 particule/cm³
Neutrality at some Debye length (~100m)
The charge stored in the spacecraft
frame (Q_{SAT}) is proportional to absolute
voltage reached (V_{SAT}) : $Q_{SAT} = C_{SAT} \cdot V_{SAT}$
 C_{SAT} value some hundreds picofarad


75pF



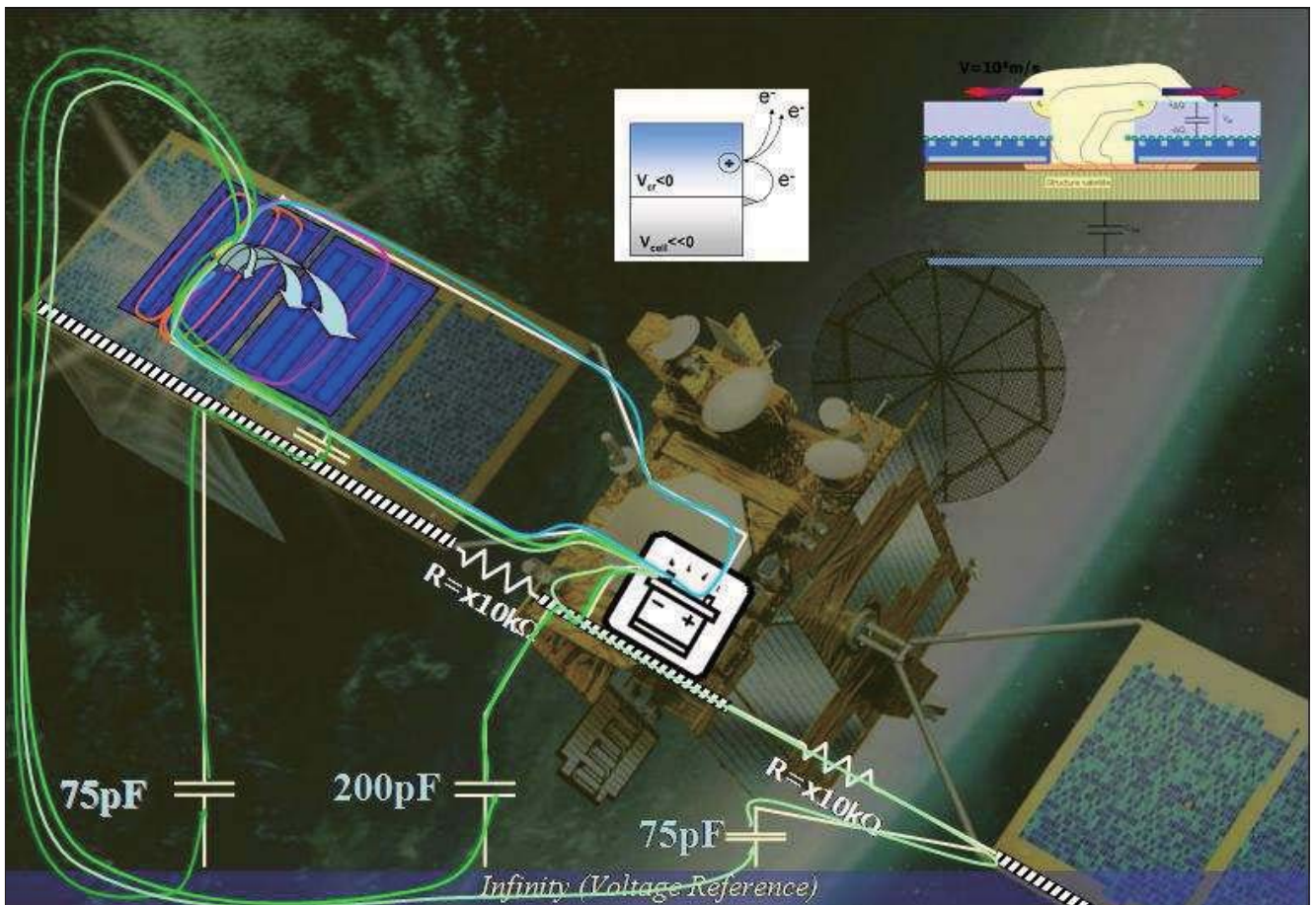
200pF



75pF

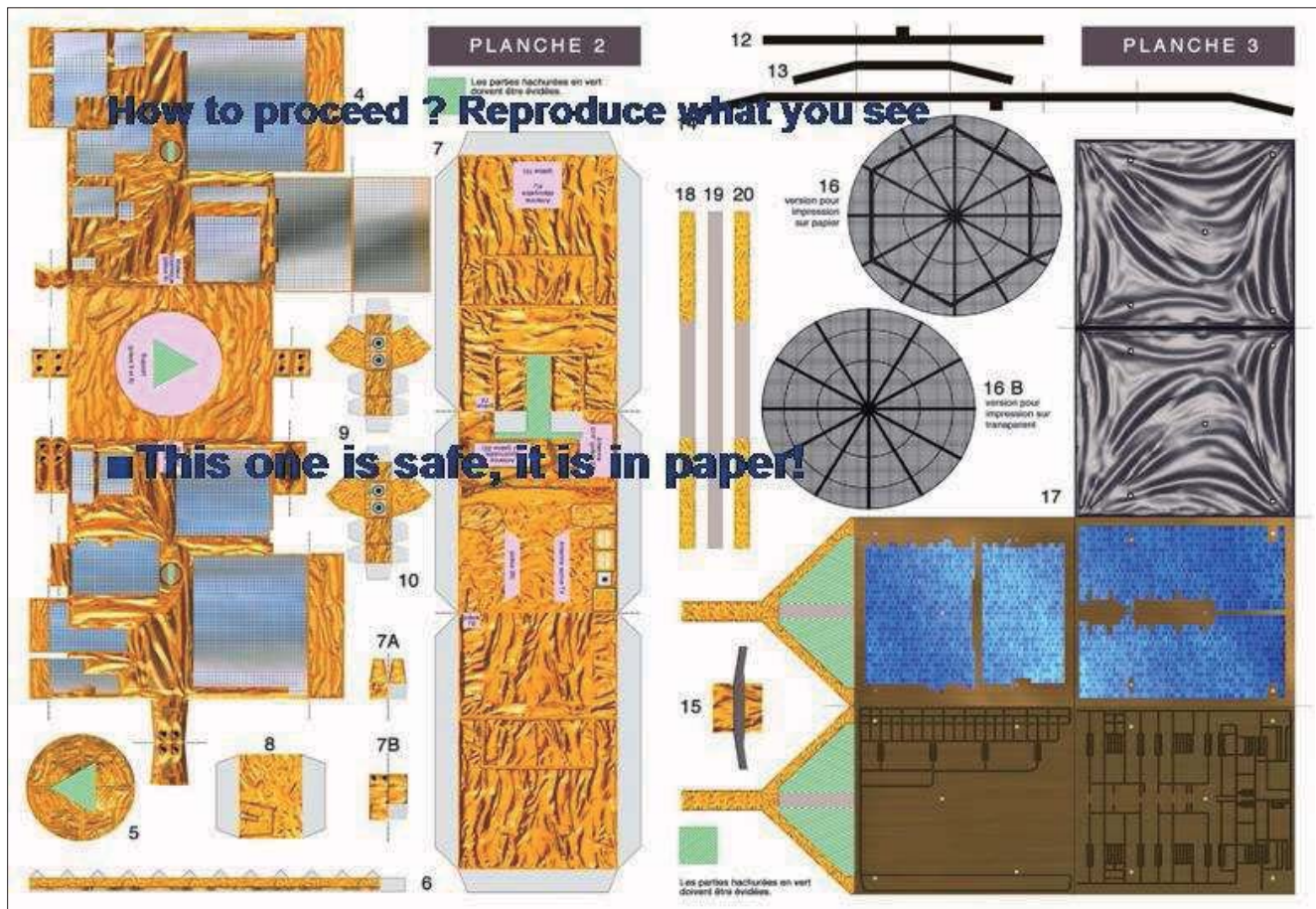


Infinity (Voltage Reference)



The ESD

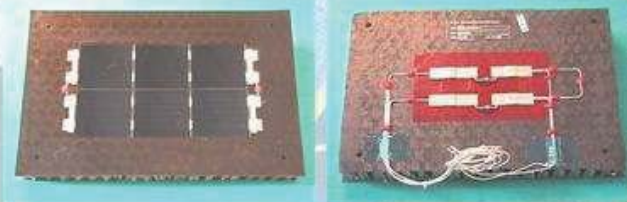
- The blow-off lasts some μs
(charge stored in absolute capacitance leaving the spacecraft)
- The flashover starts after blow-off and lasts some hundreds μs
(charge stored in coverglass capacitance neutralized during flashover propagation)
- The plasma makes the gap conductive in 100 ns
- Gap is conductive during the electrostatic discharge
- The secondary arc starts after 100 ns and lasts at least during the flash-over propagation
- All the energy stored and power available during that period of time shall be represented in the setup. The way this energy is released versus time shall be represented.
- If the secondary power (Solar array power) is sufficient the arc may be self sustain.
- Damages encountered drastically depends on the energy delivered



What is available to perform a qualification test in the laboratory ?

■ A sample

- ◆ Front face description of Stentor Solar Array sample
- ◆ - dimensions : 187x150x20mm
- ◆ - Front face is partially covered by Kapton (50 μ m)
- ◆ - GaAs Cells dimensions (mm) : 40x40

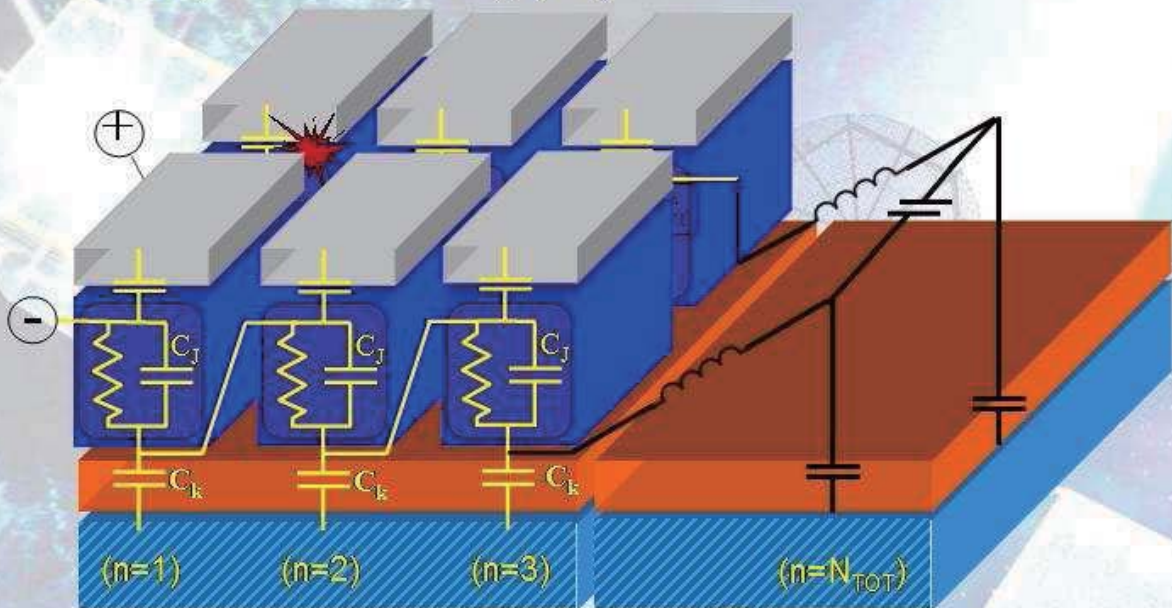


■ A vacuum chamber



And a discharge
to reproduce ...

How to reproduce a string (1/2)



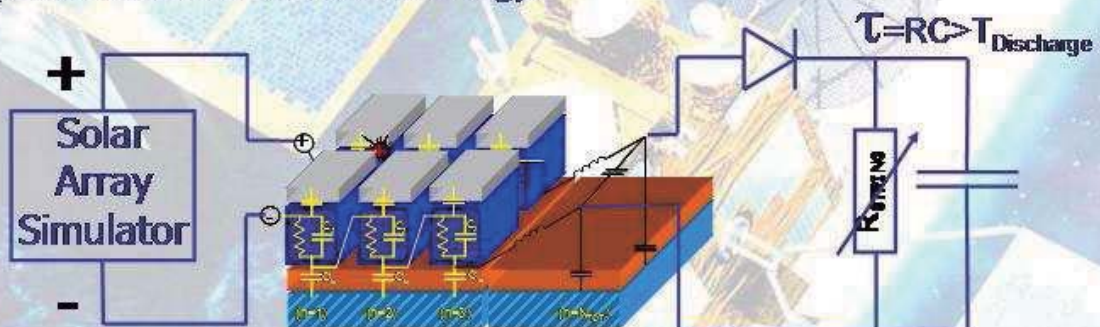
- Missing inductance and capacitance need to be adapted for each string configuration (more details and how to do in the paper)

4th Symposium on Space Environment
20th October 2002

7

How to reproduce a string (2/2)

- The string has to be connected to a source able to provide the current in some hundreds nanoseconds and with a limited maximum current in the same range of time.
- To be representative in the very beginning of the secondary arc (remember 100 ns) the current shall already flow through the cells. (diode commutation time too big).

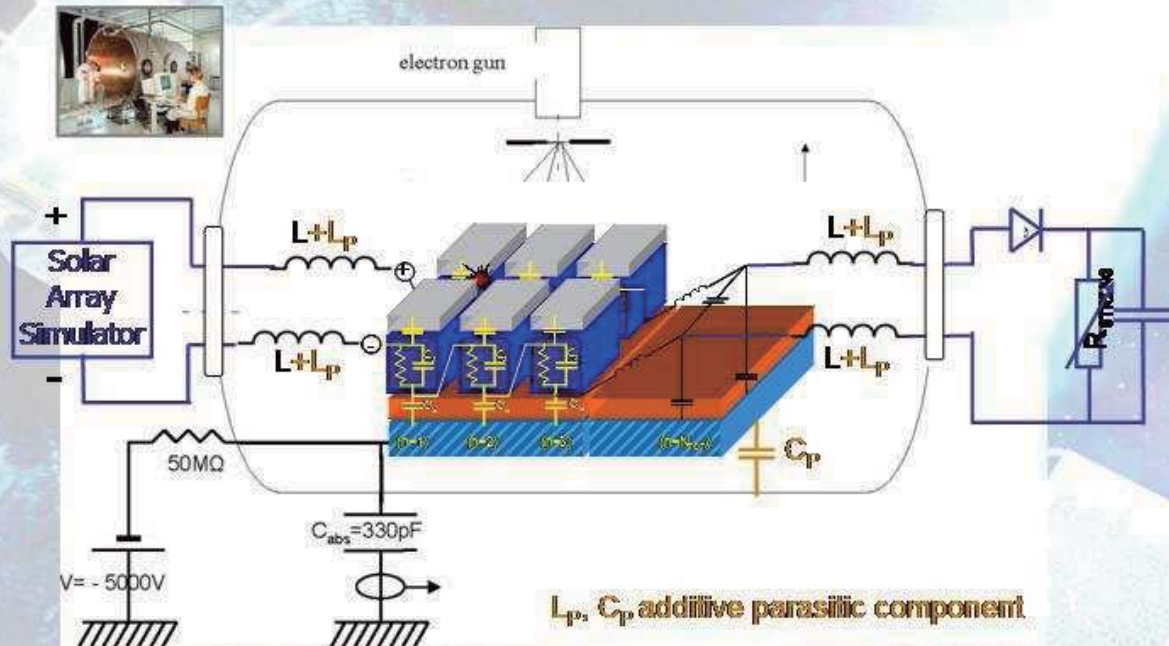


- Add section current or battery current if needed.

4th Symposium on Space Environment
20th October 2002

8

Samples in the vacuum chamber



© 2011 Springer Science+Business Media B.V. All rights reserved.
This journal is registered at the Copyright Clearance Center, Inc., 222 Rosewood Drive, Danvers, MA 01923.

9

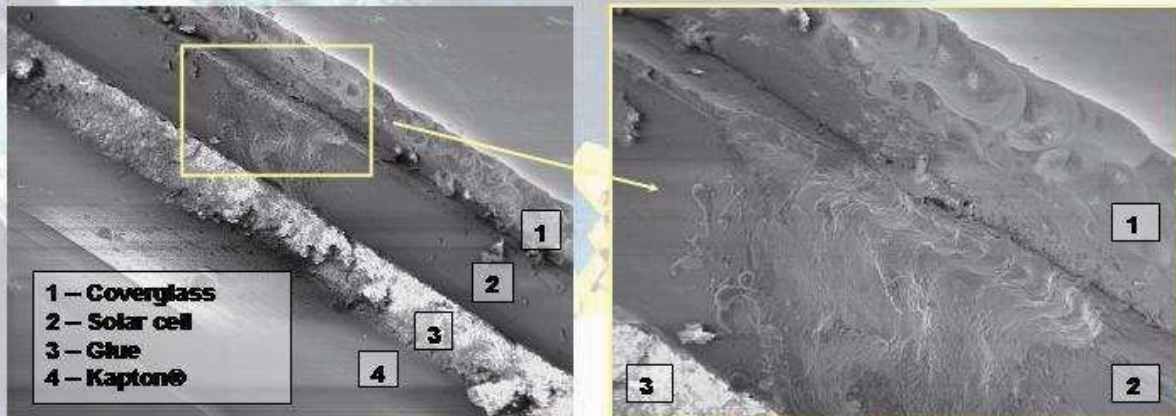
Representativity of test

- Inductance is generally not taken into account, parasitic capacitance more often. Wiring has to be reproduce.
- Take into account return current.
- Tests are made in plasma but the representativity is not fully achieved and demonstrated.
 - ◆ In plasma tests are made at lower voltage (around -500V instead of -5kV), to conserve energy ($E=1/2C.V^2$) capacitance should be increased by a factor of 100. In that case the way the energy is released is no more representative versus time
 - ◆ A capacitance of 300 pF empties out faster than a capacitance of 30 nF
- A flash-over is a slow process which need to be reproduced.

© 2010 Springer Science+Business Media B.V. All rights reserved. This article is intended solely for the personal use of the individual user and is not to be disseminated broadly.

10

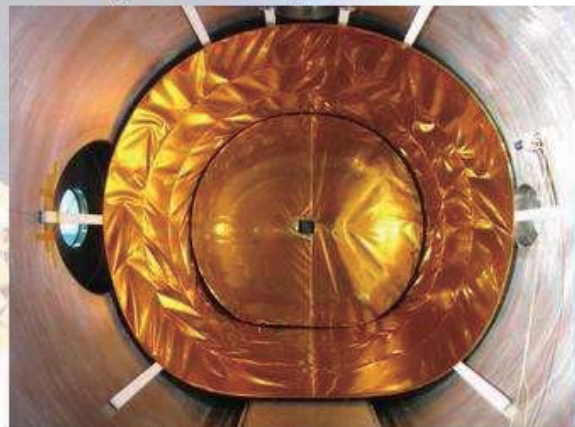
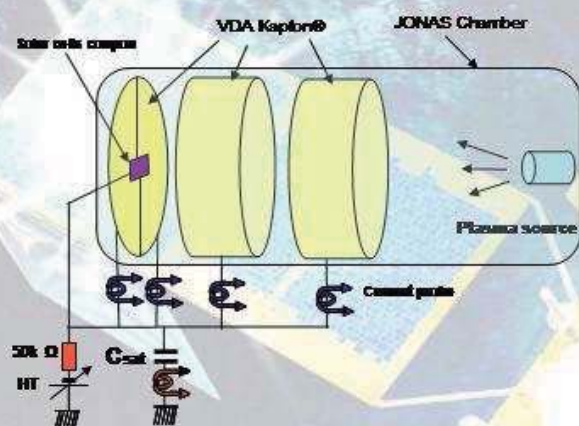
A single ESD with $C_{SAT}=300\text{nF}$ on a IBF Si Cell



Is it representative ?

Yes, if the test setup was representative

CNES-ONERA flashover simulator (patented)

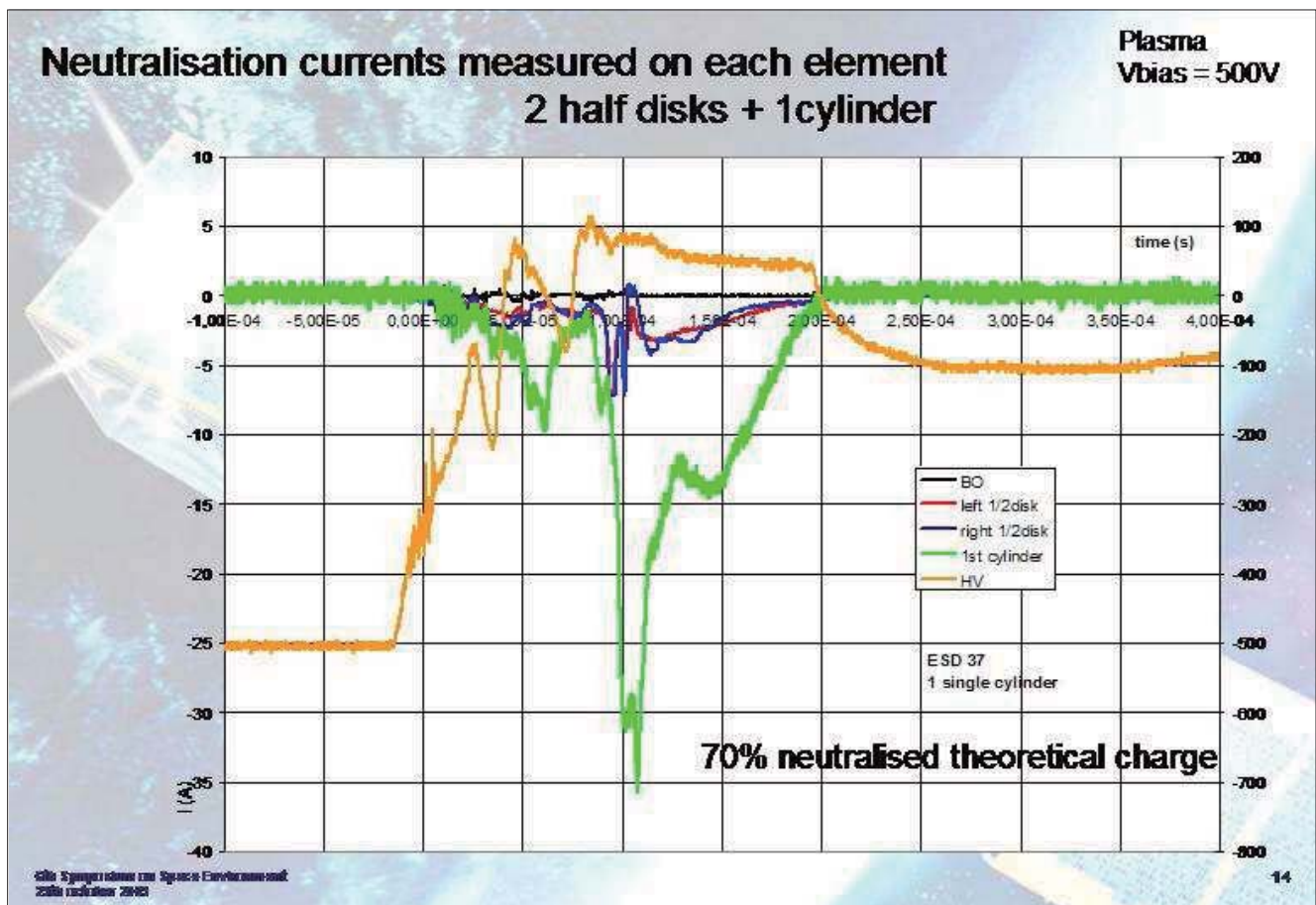
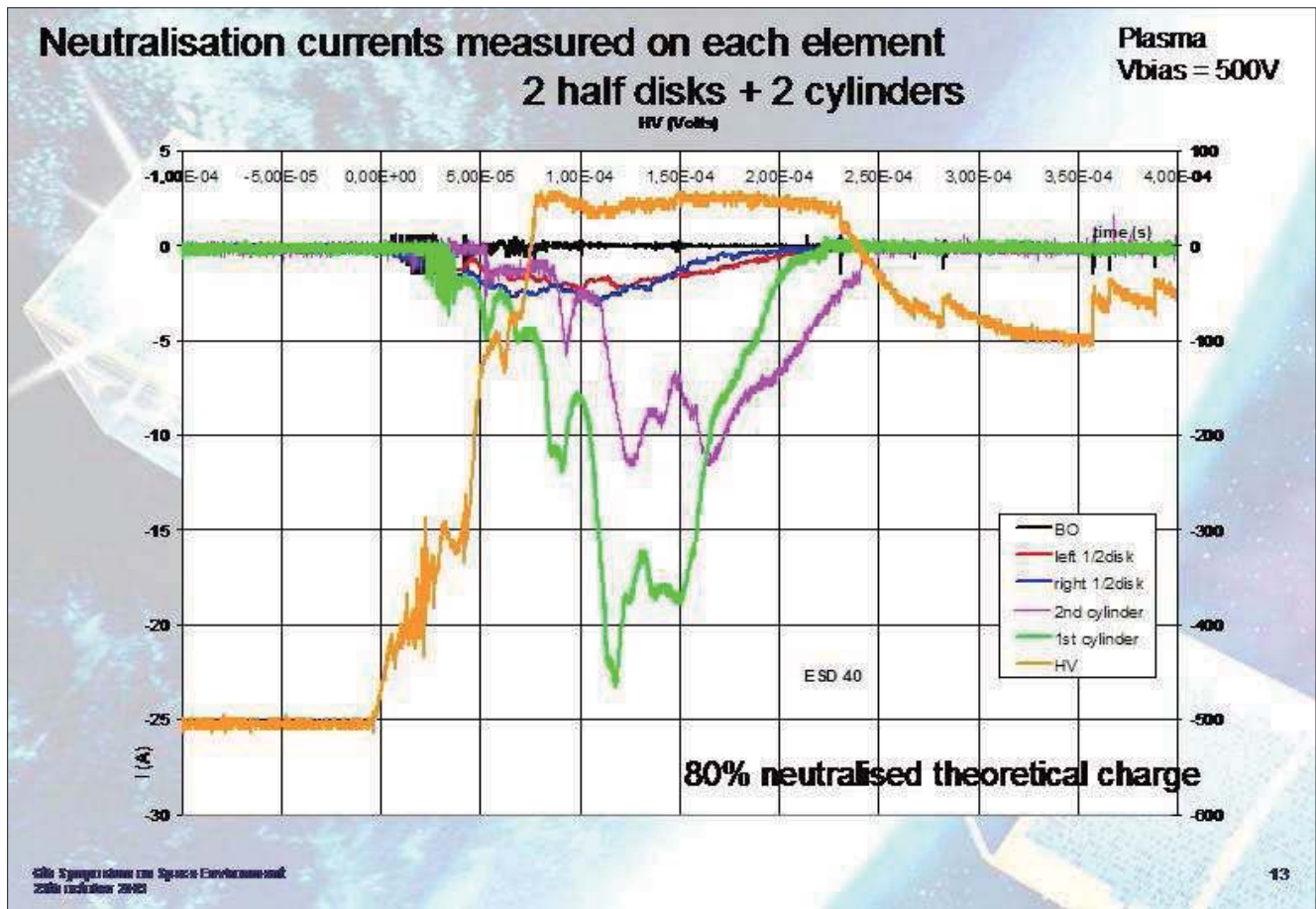


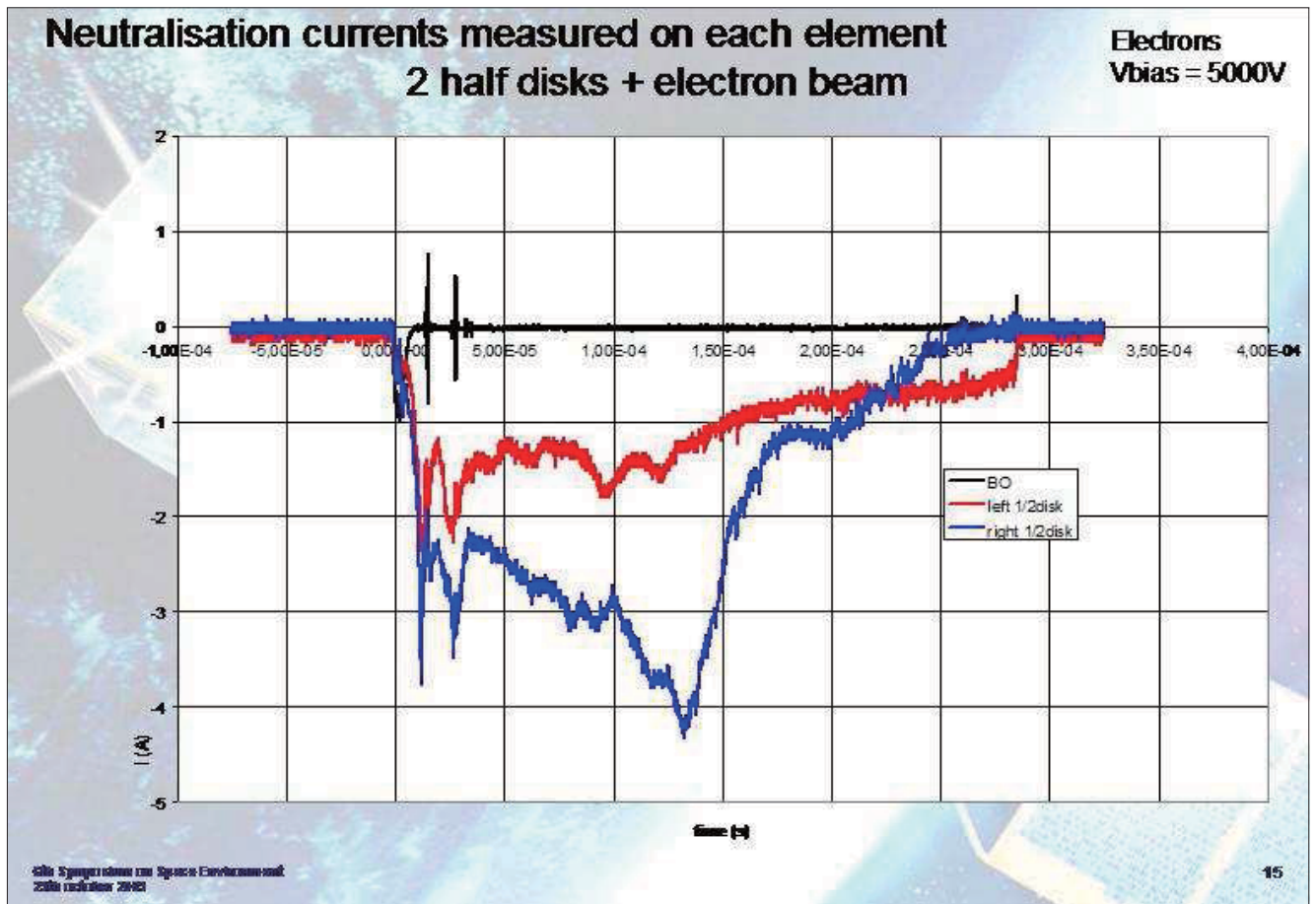
S_{tot} fully adaptable to each case – $13,4\text{ m}^2$ was installed in the vacuum chamber.

The total capacitance charged was $C_p = 8,25\mu\text{F}$.

It is possible to drive the energy available thanks to adapted length of wire

2nd Cylinder Surface :	4,4 m ²	→ 2,71μF
1st Cylinder Surface :	6,6 m ²	→ 4,06μF
1/2 disc surface (4 and 5) :	1,2 m ²	→ 0,74μF
Total Surface :	12,4 m ²	→ 8,25μF





Conclusion - Recommendations

- Reproduce what you see on your panel (It is not so difficult)
- Always keep in mind which energy is available in the setup and when it will be delivered if you want to be representative
- Be able to demonstrate the representativity of your setup shows that it is well understood.
- Validation of large flashover discharge still has to be done on a real flat panel. Here, flashover propagation distances are lower because the different panels are curved. This is only a simulator where 13.40m^2 of flashover were represented.

SPIS and MUSCAT software comparison on LEO-like environment

Jean-Charles Matéo-Vélez⁽¹⁾, Virginie Inguibert⁽¹⁾, Jean-François Roussel⁽¹⁾, Denis Payan⁽²⁾,
Mengu Cho⁽³⁾, Koya Saito⁽³⁾

⁽¹⁾ ONERA/DESP, 2 avenue Edouard Belin, 31055 Toulouse, France

⁽²⁾ CNES, 18 avenue Edouard Belin, 31 401 Toulouse, France

⁽³⁾ KIT, 1-1 Sensui Tobata-ku Kitakyushu 804-8550 JAPAN

e-mail: mateo@onera.fr

Abstract:

Several numerical codes aiming at calculating spacecraft plasma interactions have been developed over the world. They generally calculate plasma dynamics, current emission/collection on spacecraft and spacecraft charging. Among these codes, SPIS and MUSCAT have been developed by ONERA/DESP and KIT respectively.

SPIS, the Spacecraft Plasma Interaction Software, has been developed with ESA support and ameliorated via several CNES R&T contracts so as to provide the community with an open-source software dedicated to the environment effect on satellites. The numerical core and the user interface have been developed by ONERA and ARTENUM respectively [1]. The effect of in-orbit plasma on spacecraft has been modelled in a wide range of configurations: electric propulsion [2], GEO charging, barrier of potential [1]. The ONERA plasma chamber JONAS has also been simulated and the results compared to experiments [3]. SPIS also takes account of all phenomena involved in ESD triggering. It has permitted to confirm a physical model of ESD triggering [4] by numerical simulations [5].

MUSCAT, the Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool, has been in development since 2004 and the final version was released in March 2007 [6]. The comparison to experiments has also been achieved in a wide range of configurations [7].

By now, the models have been tested independently. The objective of this work is to provide a first attempt of SPIS and MUSCAT cross validation. It consists in comparing them in a typical LEO-like environment. First simulations were performed in previous work using MUSCAT to solve plasma dynamics around a plate immersed in drifting plasma.[7]. The work presented in this paper consisted in using SPIS in the same configuration. The results show a good qualitative and quantitative agreement with similar plasma sheath, particle dynamics, wake and particle collection. In near future, better quantitative agreement could be achieved by using closer models. The next step would then be to simulate the spacecraft charging at GEO.

- [1] J.-F. Roussel et al., "SPIS Open Source Code: Methods, Capabilities, Achievements and Prospects", *IEEE Trans. Plasma Sci.*, Vol. 36, N°5, oct. 2008.
- [2] J.-F. Roussel et al., "Modeling of FEEP Electric Propulsion Plume Effects on Microscope Spacecraft," *IEEE Trans. Plasma Sci.*, Vol. 36, N°5, oct. 2008.
- [3] J.-C. Matéo-Vélez et al., "Ground Plasma Tank Modeling and Comparison to Measurements," *IEEE Trans. Plasma Sci.*, Vol. 36, N°5, oct. 2008.

- [4] D. Payan, F. Séverin, J.-P. Catani, J.-F. Roussel, R. Reulet, D. Sarraïl, "Electrostatic discharges on solar arrays. Physical model of inverted potential gradient electrostatic discharge", 7th SCTC, Noordwijk, The Netherlands, 2001.
- [5] L. Girard, D. Payan, J.-F. Roussel, F. Séverin, "SPIS modelling of electrostatic discharge triggering in a solar cell gap", 10th Spacecraft Charging Technology Conference, Biarritz, France, 2007.
- [6] T. Muranaka, S. Hatta, J. Kim, S. Hosoda, K. Ikeda, M. Cho, H. O. Ueda, K. Koga, T. Goka, "Final version of multi-utility spacecraft charging analysis tool (MUSCAT)", 10th SCTC, Biarritz, France, 2007.
- [7] S. Hosoda, T. Muranaka, H. Kuninaka, J. Kim, S. Hatta, N. Kurahara, M. Cho, H. O. Ueda, K. Koga, T. Goka, "Laboratory experiments for code validation of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)", *IEEE Trans. Plasma Sci.*, Vol. 36, N°5, oct. 2008.

SPIS and MUSCAT software comparison on LEO-like environment

Mengu Cho
Koya Saito

Jean-Charles Matéo-Vélez
Virginie Inguibert
Jean-François Roussel

Denis Payan



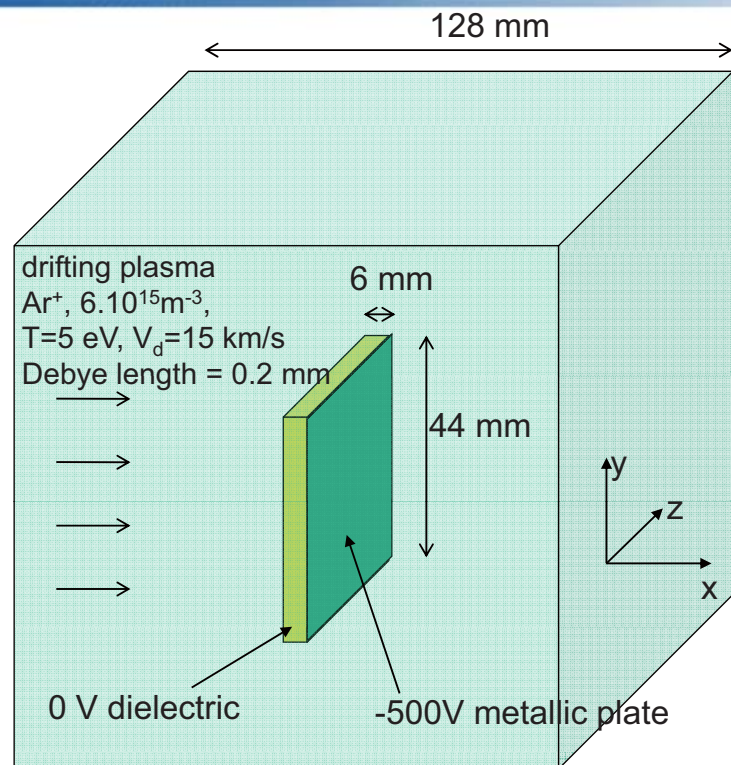
retour sur innovation

Introduction

- Complex interactions between spacecrafts and the environment can be simulated with dedicated numerical tools (SPIS, MUSCAT, NASCAP-2k,...)
- Compare SPIS and MUSCAT
 - SPIS : open source code, development supported by ESA, with multiple improvements through CNES R&D funding
 - MUSCAT : Multi Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (JAXA and KIT, Japan)
- CNES R&D funding (2008) for SPIS simulations
- Chosen configuration :
 - Simulation of an experiment already conducted in KIT
 - Reference : Hosoda et al., "Laboratory Experiments for Code Validation of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)", IEEE Trans. Plasma Sci., Oct 2008.
 - Simple geometry : a plate
 - LEO plasma environment

Description of the simulation

- Previous MUSCAT simulation
- Flat plate immersed in a LEO-like drifting plasma
- General model
 - Input data obtained from experiments
 - no change in the plate potential (0V on the dielectric ram face and -500V on the rear side)
 - no charge exchange reaction
- Physics to simulate
 - plasma dynamics (Vlasov-Poisson system)
 - wake effect
 - plasma sheath
 - collection of ions on the -500V rear side



6th Space Environment Symposium, Kitakyushu, 29th October, 2009

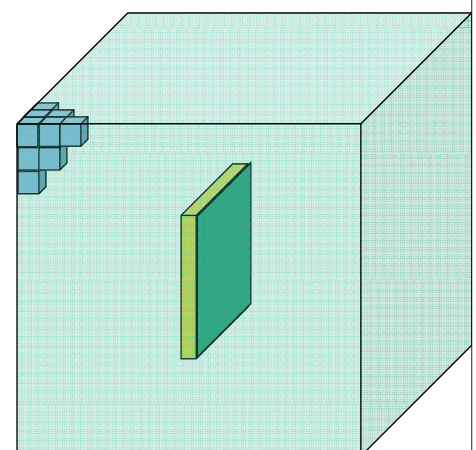
3

6 boundaries



MUSCAT modelling

- Uniform mesh (MUSCAT limitation)
 - $64 \times 64 \times 64 = 260,000$ cells of 2mm edge and $\sim 260,000$ nodes
- Electron and ion dynamics
 - PIC (Particle-In-Cell)
 - $64 \times 64 \times 100$ particles injected at entrance
- Electric field
 - Fast Fourier Transform (because unif. mesh)
- Boundary conditions
 - 0V on plasma boundary
- Particle collection on the plate
 - Forward tracking (particles followed from their injection to their collection on boundaries (plate or external))



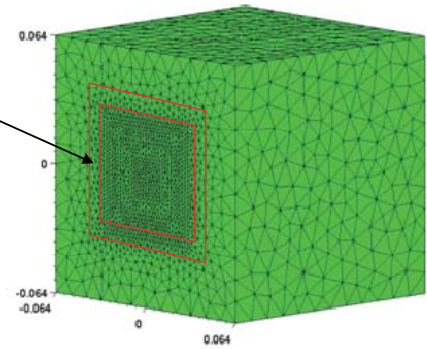
6th Space Environment Symposium, Kitakyushu, 29th October, 2009

4



SPIS modelling

For statistics: local amplification of superparticle number-injection (100p/cell instead of 5)



- Tetrahedral unstructured mesh (Gmsh)

155,000 cells – 26,000 nodes

- Ions dynamics

PIC

- Electron dynamics (Global equilibrium)

Boltzmann distribution

$$N_e = N_0 \exp\left(\frac{e\phi}{k_B T_e}\right)$$

- Electric potential

Non-linear Poisson equation – implicit solving for stability at grid mesh greater than Debye length

$$-\Delta\phi = \frac{e}{\epsilon_0} \left(N_i - N_0 \exp\left(\frac{e\phi}{k_B T_e}\right) \right)$$

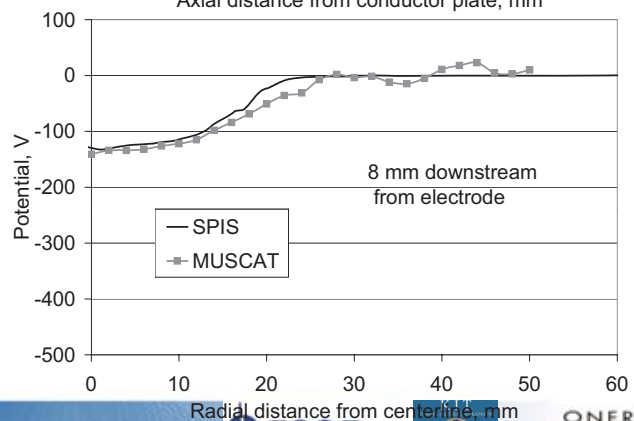
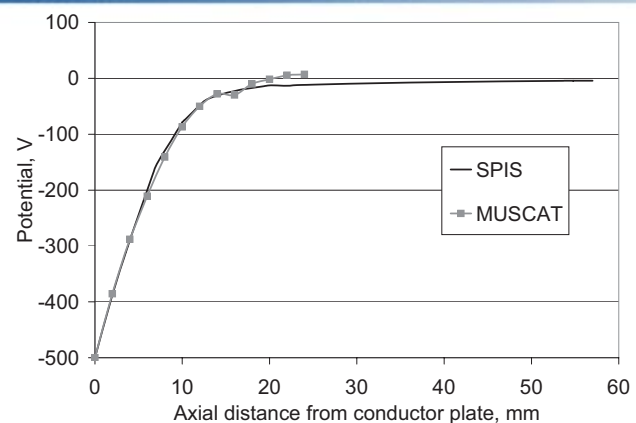
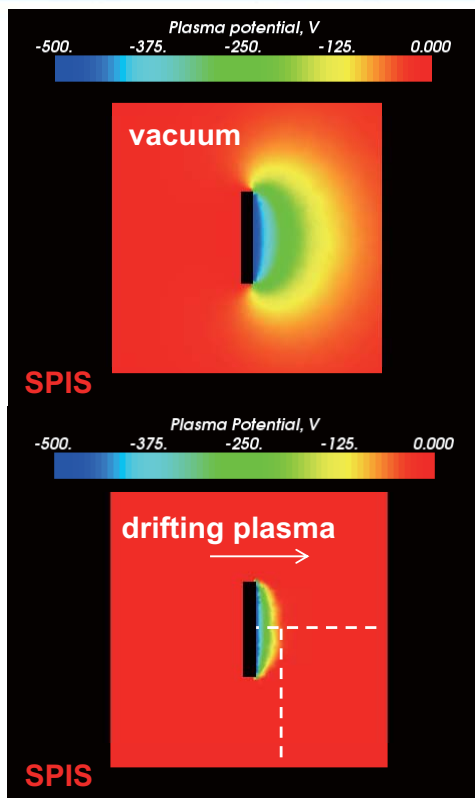
- Boundary conditions

$1/r^2$ potential decay (pre sheath condition)

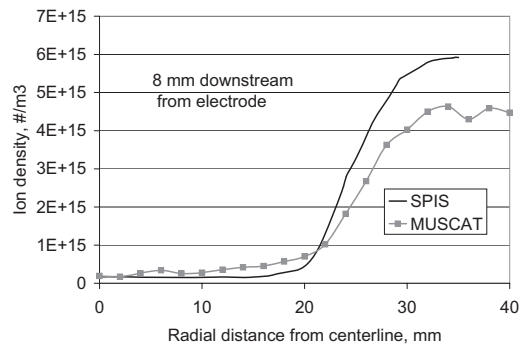
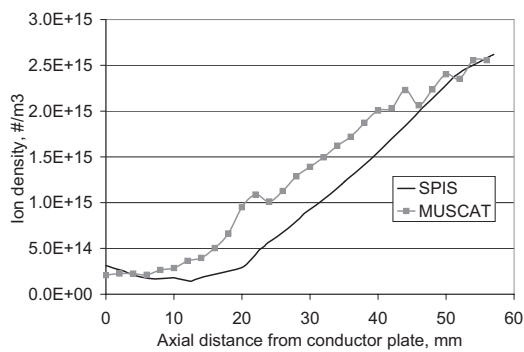
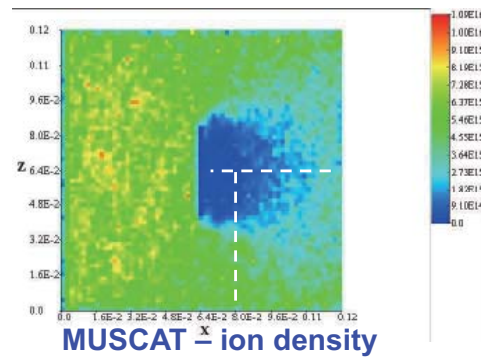
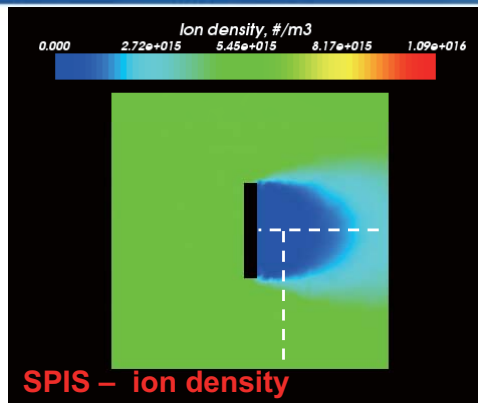
- Ion collection

Forward tracking

Results – Electrical Potential



Results - Ions



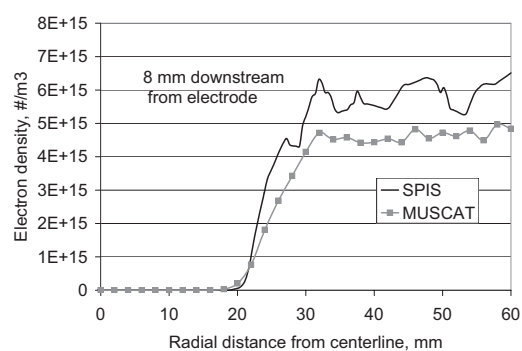
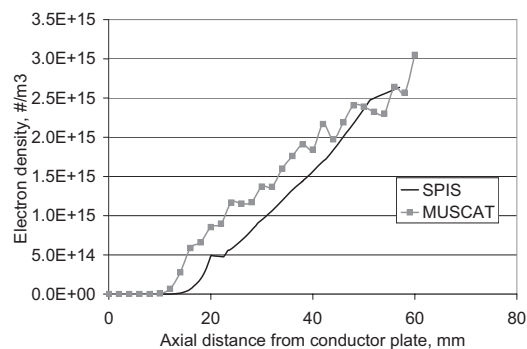
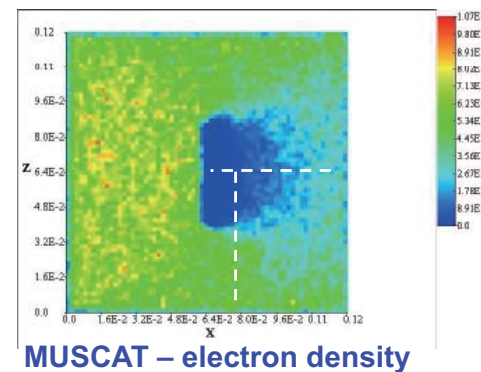
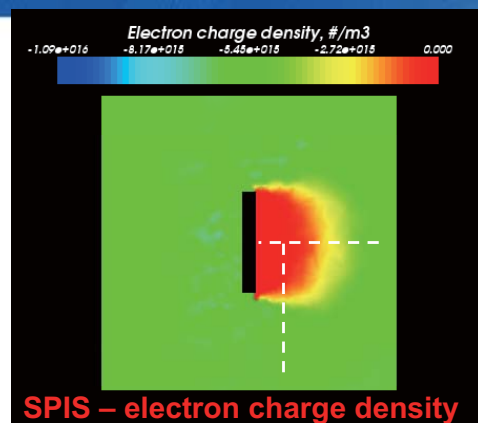
7

ccnes
CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES

KIT
KAWASAKI INSTITUTE OF TECHNOLOGY

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

Results - Electrons



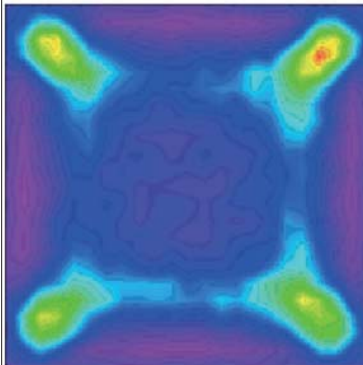
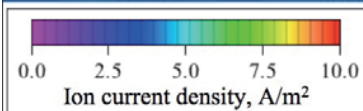
8

ccnes
CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES

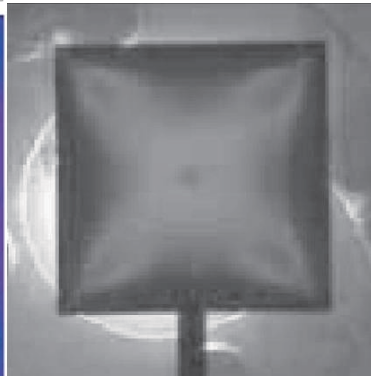
KIT
KAWASAKI INSTITUTE OF TECHNOLOGY

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

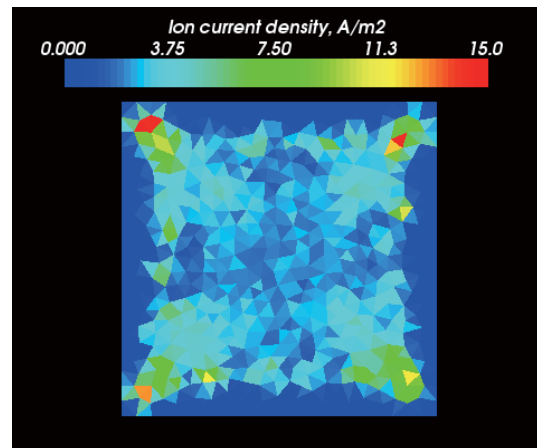
Results - Ion collection on the rear side



MUSCAT



KIT exp.



SPIS

Hosoda et al., "Laboratory Experiments for Code Validation of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)", IEEE Trans. Plasma Sci., Oct 2008.

Total collected current = 6.4 mA with MUSCAT
= 5.0 mA with SPIS

6th Space Environment Symposium, Kitakyushu, 29th October, 2009

9



Conclusion

- Good comparison between SPIS and MUSCAT on
 - Plasma sheath
 - Particle dynamics and wake
 - Forward tracking for ion collection on the plate
- Probably better agreement with
 - the same boundary conditions (Dirichlet on plasma BC potential now available in SPIS)
 - a higher Debye length case
- Probably to be taken into account for comparison to experiments: (CEX)Charge exchange ions
 - cf. ONERA plasma chamber simulation: Mateo-Velez et al., "Ground Plasma Tank Modeling and Comparison to Measurements", IEEE Trans. Plasma Sci., Oct 2008.
- Future comparison: GEO spacecraft satellite?
 - Spacecraft electrical circuit
 - Backtracking on sufficiently big domain to assess which trajectories are filled or not
 - Same boundary conditions

6th Space Environment Symposium, Kitakyushu, 29th October, 2009

10



On-Orbit Study of Primary Arc Effects on Solar Cell Performance

Justin Likar¹, Mengu Cho², Phillip Jenkins⁴, Robert Walters⁴, and Dale Ferguson⁵

¹Lockheed Martin Commercial Space Systems

²Kyushu Institute of Technology

⁴United States Naval Research Laboratory

⁵United States Air Force Research Laboratory

6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

Outline

- Background
- Overview of flight experiment
 - Goals and objectives
 - Design and construction
- Schedule
- Summary

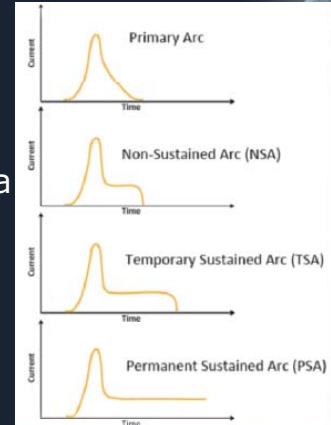
6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

Overview of Plasma Interactions



- Spacecraft operating in near earth orbit and subjected to potential detrimental interactions with plasma environment
 - These interactions are widely studied
- The undesirable effects of plasma / charging induced ElectroStatic Discharges (ESD) on solar arrays have also been widely studied
 - Space solar arrays operating in high density plasma (LEO) may be subject to parasitic current loss and discharges
 - Space solar arrays operating in low temperature GEO plasma may be subject to surface charging / flashover induced discharges
 - Space solar arrays on vehicles which employ electric propulsion system may also be subjected to plasma plumes during periods of thruster operation



6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

An Industry Wide Challenge



- The complex principle of solar array operation in a plasma environment affects all spacecraft, spacecraft manufacturers, spacecraft operators, and insurers
- This topic is of critical concern to all parties
 - Solar arrays often represents sole power generator for near earth spacecraft
 - Increased need for high reliability / interruption free operation
 - There is continuing desire to push spacecraft design lifetimes beyond >15 yr
 - Higher operating voltages and more technically complex cells exacerbate the challenges
 - Arcing induced failure of solar array can be catastrophic for a mission

Review of 9th SCTC Proceedings (Tsukuba 2005)



*Universities (notably KIT), Aerospace, AFRL, BSS, JPL, LMC, SS/L, ...

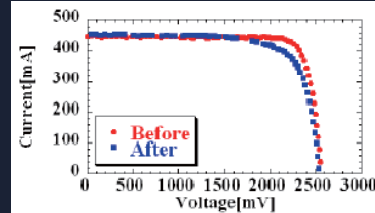
6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

Motivation / Background



- Ground testing suggests that under appropriate conditions primary arc contains sufficient energy / power to result in damage to solar cell
- Primary arc characteristics
 - 20 A to 40 A via blow off for ~ 500 nF and -400 V conditions
 - Duration of ~ 20 μ s
 - On order of 1-10 mJ energy
- Limitations of ground testing make “combined effects” or “long term” characterization difficult and / or cumbersome
 - Si and TJ GaAs tested as part of NEDO / ISO testing
 - Flight opportunity enables “long term” testing in *in situ* environment that includes such effects
- The Primary Arcing effects on Solar Cells At LEO (PASCAL) experiment conceived and designed to address these topics



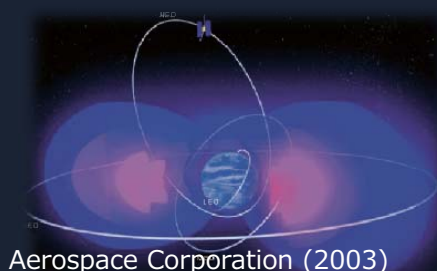
6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

Natural / Artificial Combined Plasma Environment



- Natural environment
 - Low Earth Orbit (LEO)
 - Plasma densities of 10^5 - 10^6 cm^{-3}
 - Electron energies of < 1 eV
 - Geosynchronous Earth Orbit (GEO)
 - Plasma densities of 10^1 - 10^2 cm^{-3}
 - Electron energies of 1-100 keV
 - Tenuous with large diurnal variations
- Spacecraft generated (artificial)
 - Primary source is propulsion system
 - Hall Current Thrusters (HCT)
 - $n_e \gg 10^6$ - 10^9 cm^{-3} / $T_e \gg 10$ -100 eV (and more)
 - Arcjet Thrusters (AJT)
 - $n_e \gg 10^5$ - 10^6 cm^{-3} / $T_e \gg 0.1$ -1.0 eV
 - Ion Thrusters including Xenon Ion Propulsion Systems (XIPS)
 - $n_e \gg 10^6$ - 10^9 cm^{-3} / $T_e \gg 10$ -100 eV
- During SK maneuvers a GEO spacecraft can be temporarily subjected to LEO type plasma conditions



Aerospace Corporation (2003)



Likar, et al (2006)

6th Space Environment Symposium

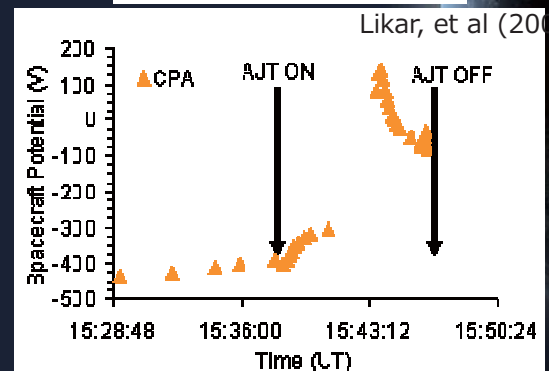
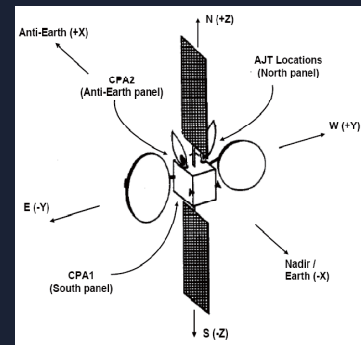
Likar, J., et al

On-Orbit Observations

- Charge Plate Assembly (CPA) measures the potential difference between a surface sample and the spacecraft frame
 - More than 6 instruments on-orbit (GEO) on board numerous LM built commercial telecommunications spacecraft
 - Previously correlated with LANL MPA instruments
- Charging plate on spacecraft exterior exposed directly to space environment
 - Associated electronics inside the spacecraft
- On-orbit observations suggest that arcjet firing acts to neutralize spacecraft
 - During such process vehicle is negatively charged (biased) during plume environment

LOCKHEED MARTIN

Likar, et al (2009)

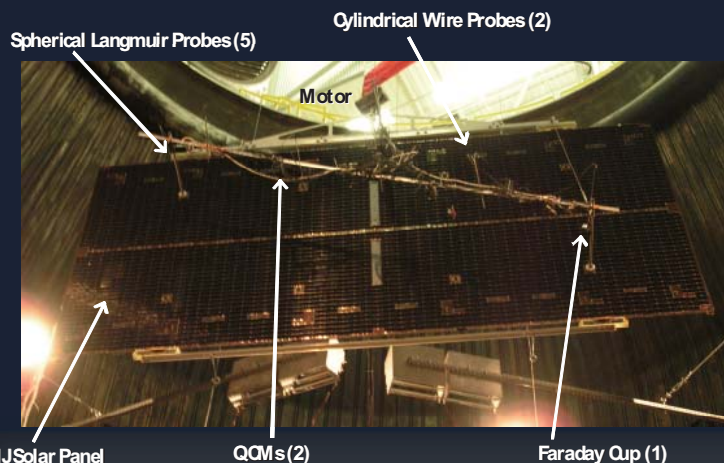


6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

Biased Solar Array in Arcjet Environment

LOCKHEED MARTIN



NASA GRC Plum Brook Station
B-2 Spacecraft Propulsion
Facility

- 80 ft x 40 ft approximate chamber dimensions
- Used for upper stage firings

Likar, et al (2006)

6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

MISSE Background



- The Materials International Space Station Experiment (MISSE), is a series of experiments mounted externally on the International Space Station (ISS)
 - Purpose is to investigate the effects of long-term exposure to space environment
 - Enables characterization of synergistic effects of the complex space environment
 - Generate on-orbit data to validate models / ground test results
- Sample return enables post-flight material characterization
- “Suitcase” style carrier attaches to ISS exterior
- MISSE history
 - MISSE-1 / 2 (AFRL/ML)
 - Launched 2001; retrieved 2005
 - MISSE-3 / 4 (AFRL/ML)
 - Launched 2006; retrieved 2007
 - MISSE-5 (NRL)
 - Launched August 2005; retrieved 2006
 - MISSE-6 (AFOSR)
 - Launched March 2008; retrieved 2009
 - MISSE-7 (NRL)
 - Launch Fall 2009; return Summer 2010



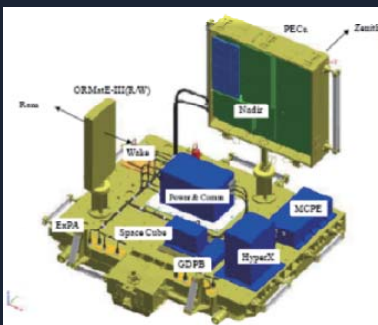
6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

PRELSE / MISSE-8 Background



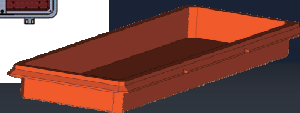
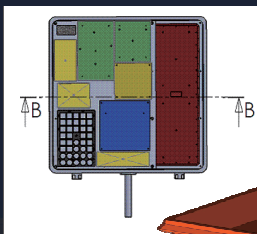
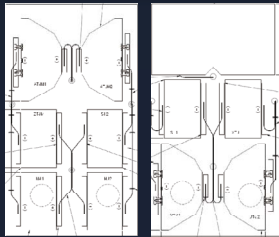
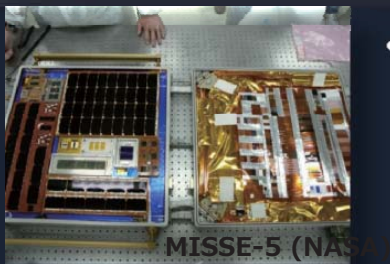
- PASCAL is included on the United States Naval Research Laboratory (NRL) developed Platform for Retrievable Experiments in a LEO Space Environment (PRELSE) platform
 - Also known as MISSE-8
 - Launch via STS-134 and deployed via Extra Vehicular Activity (EVA)
 - Will reuse MISSE-7 infrastructure
 - ISS accommodations on ELC2 top deck
 - Installed into MISSE-7 PECa pedestal
 - PASCAL on zenith facing surface
 - Uses ISS power and communications / telemetry



6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

PASCAL and PEC Mechanical Overview



- All MISSE experiments housed within Passive Experiment Container (PEC)
 - Approximately 60 cm x 60 cm x 15 cm metal box (2 ft x 2 ft x 0.5 ft)
 - Experiment is mounted on trays are placed in the PEC
 - The PEC is attached to the ISS and opened on orbit to expose materials to space
 - At the end of the mission the PEC is closed and returned to Earth
- PASCAL consists of two solar array coupons mounted to electronics assembly
 - Occupies approximately 1/3 of zenith facing portion of PEC

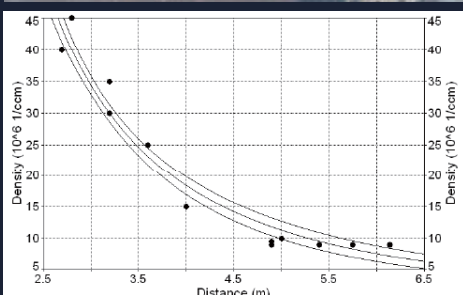
6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

Methodology



Wright, et al. (2008)



Vayner, et al. (2006)

- ISS plasma environment offers adequate conditions for characterizing solar array plasma interactions
 - Typically
 - $5 \times 10^4 \text{ cm}^{-3} < n_e < 5 \times 10^5 \text{ cm}^{-3}$
 - $0.05 \text{ eV} < T_e < 0.5 \text{ eV}$
- MISSE accommodations enable continuous characterization during exposure to space environmental conditions
- Experiment shall vary primary arc energy via variations in capacitance and negative bias
- Experiment shall characterize performance via repeated IV curve "delta" measurements
 - Comparison to ground test data
- Plasma condition monitoring and beta (sun) angle monitoring via ISS / NASA collaborations
- Degradation mechanisms can be studied in detail upon sample return

6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

Technical Objectives



- PASCAL to characterize, *in situ*, the effects of cumulative primary arcs on solar cell performance
 1. Characterize solar cell performance (degradation) after repeated primary arcing in space
 2. Characterize solar cell performance (degradation) after repeated primary arcing in space for multiple typical solar cell types
 3. Determine primary arc inception voltage in space for various typical solar cell types
 4. Characterize solar cell performance (degradation) after repeated primary arcing, at various energies, in space
- Value of PASCAL science offers multi-fold benefits for many end-users
 - Provide data valuable in development of future space solar arrays operating in environment in which plasma interactions may be present
 - Provide data valuable in assessing on-orbit operations of spacecraft / space solar arrays operating in environments in which plasma interactions may be present
 - Experiment results offers benefits to spacecraft / space solar array designers and manufacturers, customers, insurers, and academia

6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

PASCAL Team



- PASCAL team includes
 - Lockheed Martin
 - Project PI, programmatic responsibilities, systems engineering, and definition of technical objectives
 - Solar array coupon design, fabrication, and test
 - Ground station design and operation
 - KIT
 - Definition of technical objectives
 - Flight readiness of control / measurement electronics
 - Operational / environmental testing and performance validation
 - JAXA
 - Control / measurement electronics assembly design and fabrication
 - NRL
 - AI&T, MISSE-8 level interface, and flight operations interface
 - NASA and AFRL
 - ISS / flight operations, technical and operations oversight, scientific advisory

6th Space Environment Symposium

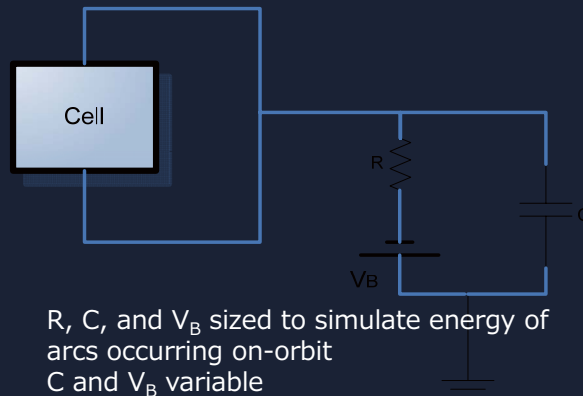
Likar, J., et al

Equivalent Bias Circuit



- Equivalent bias circuit is designed using well validated ground test methodology best documented by the ISO standard for ESD Test of Space Solar Array

Equivalent bias circuit



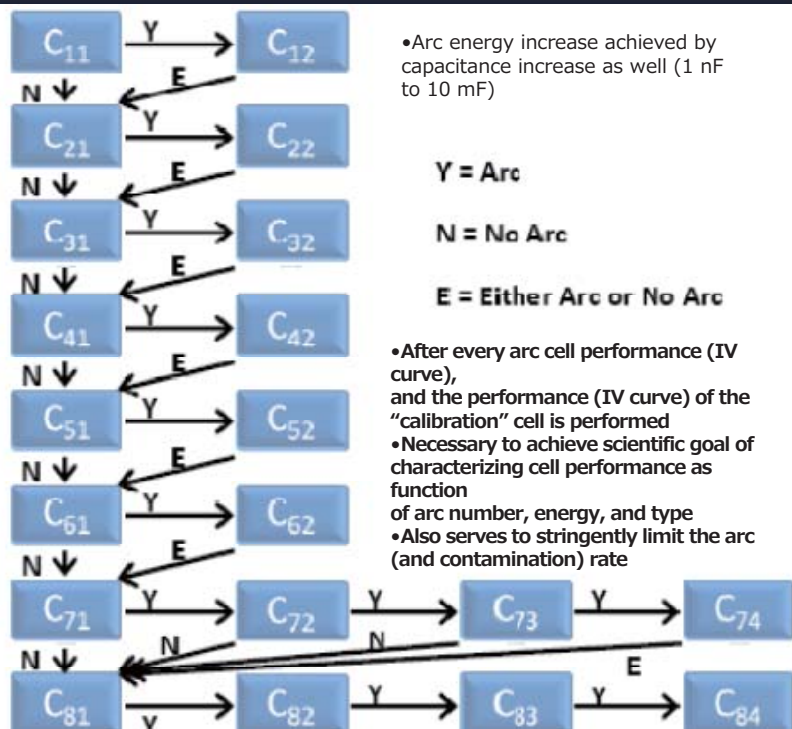
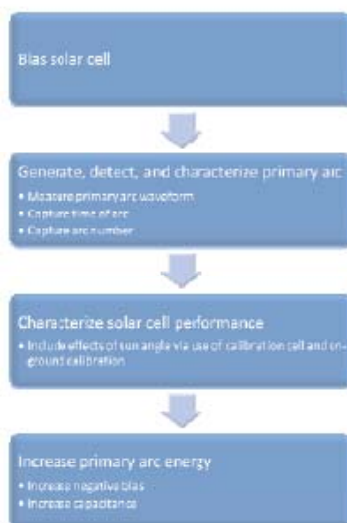
6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

Overview of On-Orbit ConOps



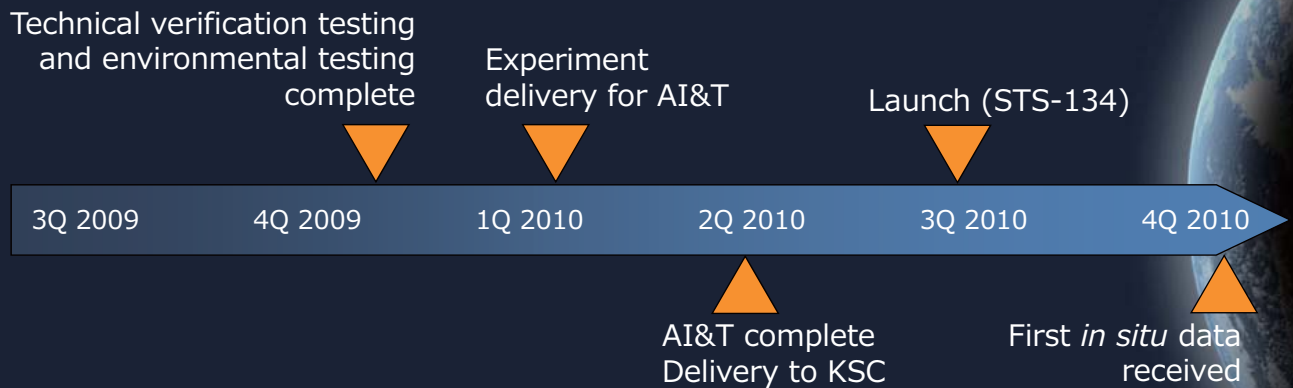
- 8 bias voltages selectable between -75 V and -300 V



6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

High Level Schedule



6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al

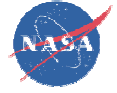
Summary



- Ground testing suggests that under appropriate conditions primary arc contains sufficient energy / power to result in damage to solar cell
- MISSE-8 / PRELSE flight opportunity enables long duration characterization of these effects under continuous space environment exposure
 - Multiple solar cell types and primary arc energies
 - Data return real-time
 - Sample return after several years
- Results should be of value to spacecraft designers, operators, insurers, and academia

6th Space Environment Symposium

Likar, J., et al



Laboratory Tests of New Solar Array Designs

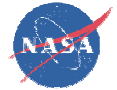
Boris Vayner

Ohio Aerospace Institute, Cleveland, Ohio 44142

Joel Galofaro

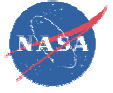
NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio 44135

October 29, 2009



OUTLINE

- New Design- Low mass, High voltage;
- Tests in LEO: current collection, primary arc, sustained arc;
- Test in GEO: arcs, with/without ITO, arc sites;
- Temperature effects: LEO and GEO;
- Conclusions



ISSUES:

High Voltage + New UltraFlex Design

Evaluation and testing of flexible thin-film photovoltaic (FTFPV) technology based on the UltraFlex solar array design

Piszcior, M.F.; Spence, B.R.; Douglas, M.V.; White, S.F.; Photovoltaic Specialists Conference, 2005. Conference Record of the Thirty-first IEEE 3-7 Jan. 2005 Page(s):814 – 817

Next generation ultraflex solar array for NASA's New Millennium Program Space Technology 8

Spence, B.; White, S.; Wilder, N.; Gregory, T.; Douglas, M.; Takeda, R.; Mardesich, N.; Peterson, T.; Hillard, B.; Sharps, P.; Fatemi, N.; Aerospace Conference, 2005 IEEE5-12 March 2005 Page(s):824 – 836

Next generation UltraFlex (NGU) technology maturation for NASA's New Millennium Program (NMP) Space Technology 8 (ST8)

Spence, B.; White, S.; Wilder, N.; Gregory, T.; Douglas, M.; Takeda, R.; Mardesich, N.; Peterson, T.; Hillard, B.; Sharps, P.; Fatemi, N.;

Photovoltaic Specialists Conference, 2005. Conference Record of the Thirty-first IEEE

3-7 Jan. 2005 Page(s):826 – 829

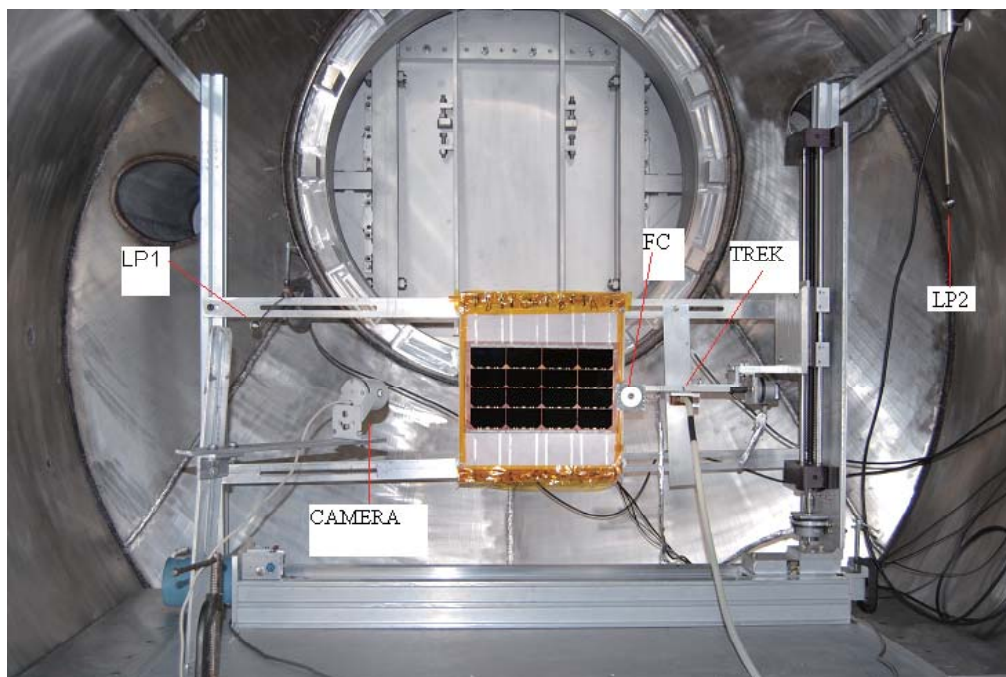
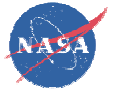
Low Temperature

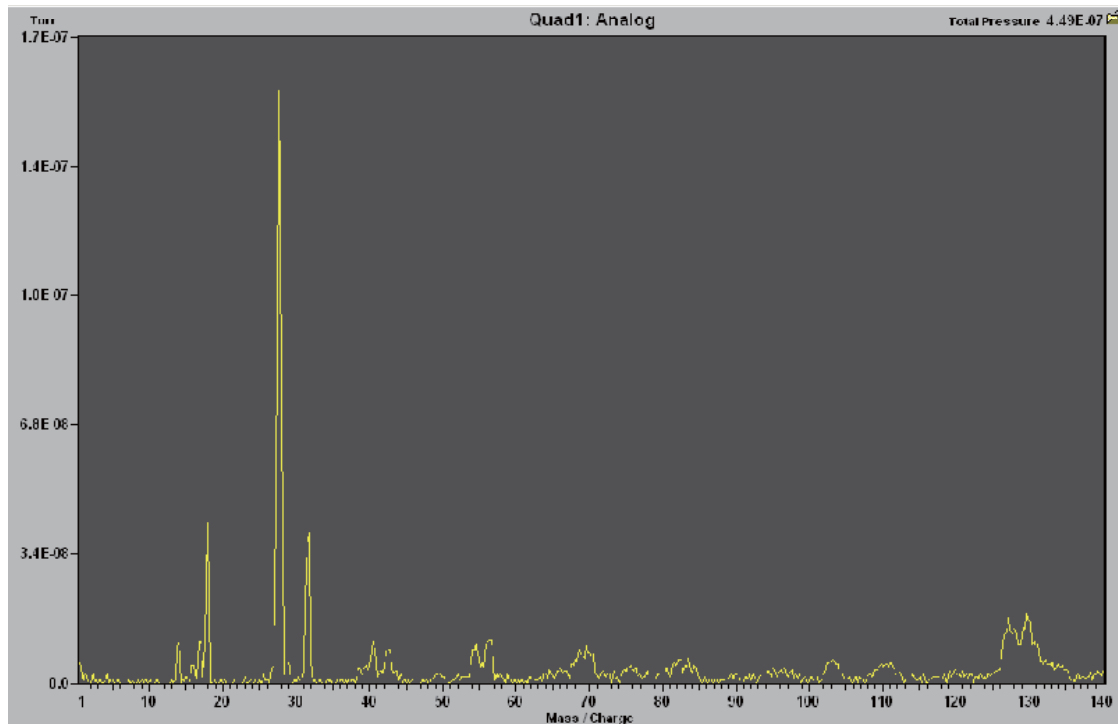
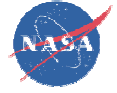
1. Soldi, J.D., and Hastings, D.E. "Arcing Predictions for PASP Plus Solar Arrays", PL-TR-94-2234, 1994

2. Jongeward, G.A., and Katz, I. "Effect of Conduction and Ion Currents on Solar Array Arc Threshold", 6th Spacecraft Charging Technology Conference, Hanscom AFRL, MA, November 1998.

3. Guidice, D.A., Davis, V.A., Curtis, H.B., Ferguson, D.C., Hastings, D.E., Knight, F.L., Marvin, D.C., Ray, K.P., Severance, P.S., Soldi, J.D., and Riet, M.Van. "Photovoltaic Array Space Power Plus Diagnostics (PASP Plus) Experiment", PL-TR-97-1013, 1997, p.5-11.

4. Katz, I., Davis, V.A., and Snyder, D.B. "Mitigation Techniques for Spacecraft Charging Induced Arcing on Solar Arrays", AIAA Paper 99-16135, Jan. 1999.

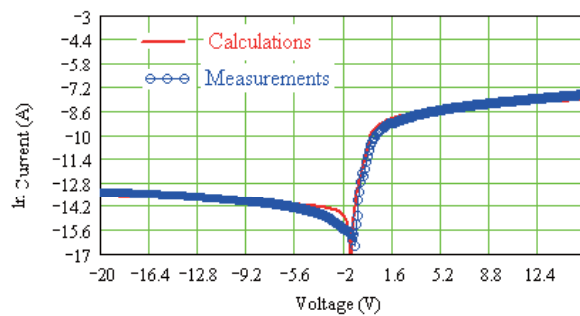
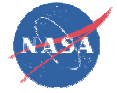




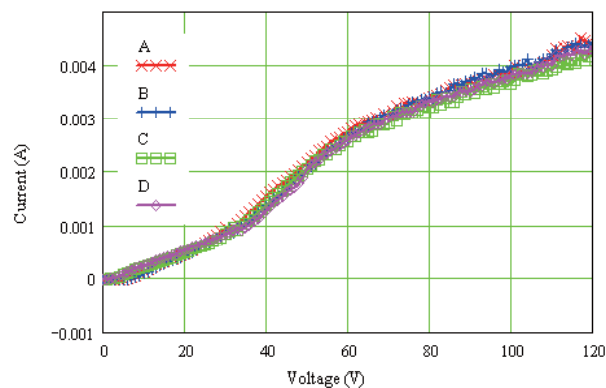
Residual gas composition after 20 hours pumping

www.nasa.gov

5



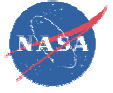
Plasma parameters were determined as the following (LP1/LP2): floating potential -1.2/-1.2 V; electron number density $(4/3) \times 10^6 \text{ cm}^{-3}$; electron temperature 0.2/0.3 eV; plasma potential 3.2/3.4 V; ion temperature 0.058/0.058 eV; ion speed 0.92/0.92 km/s.



Collection currents were measured for each string separately

www.nasa.gov

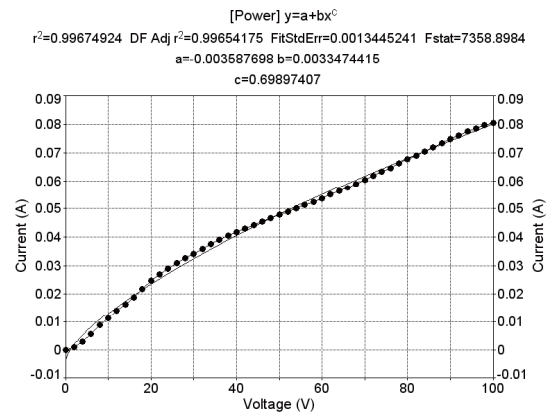
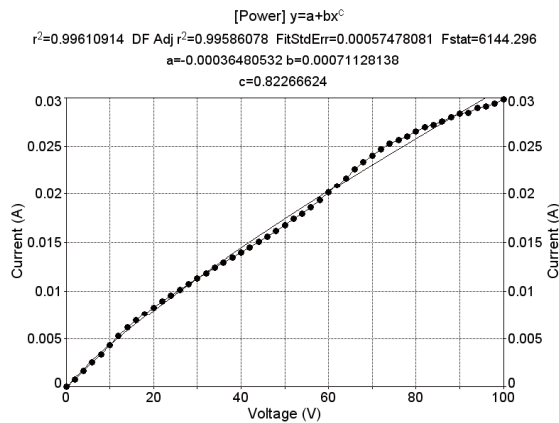
6



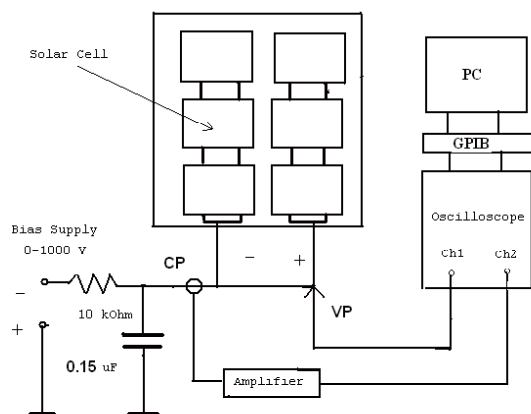
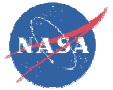
Collected current per one string:

$$\sum_{i=1}^N I_i(V_i) = \int_0^U I_i(V) \frac{dN}{dV} dV = \frac{1}{UN_{sam}} \int_0^U I_{test}(V) dV$$

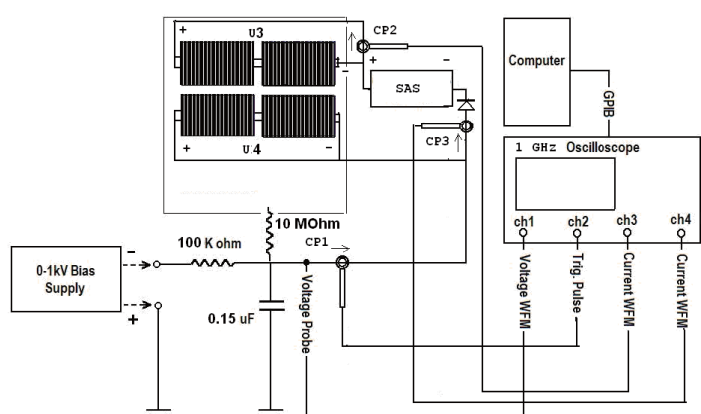
$I_{str} \leq 0.6$ mA. Thus, parasitic current does not exceed 0.1% of a string current



www.nasa.gov 7



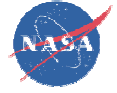
Circuitry diagram for determining a primary ESD inception voltage



Circuitry diagram for sustained arc inception measurements

Equipment: Oscilloscope LeCroy LC564 DL, 1 GHz bandwidth, 4 channels;
 Tektronix TDS 460 A, 400 MHz, 4 channels;
 Current probes: CP1-LeCroy AP015 DC 50 MHz;
 CP2 & CP3 -HIOKI 3273-50 DC 50 MHz ;
 Tektronix A6312 and A6302 current probes.
 Voltage probe: Tektronix DCx100;
 Solar Array Simulator (SAS): HP E4351B, 4 A, 120 V, $C_{out} < 50$ nF;
 Power Supply: Keithley K-237, 0-1.1 kV, 0-10 mA.
 K-240, 0-100 V, 0-1 A.
 Video cameras and VCR.

www.nasa.gov 8



SOLAR ARRAY THERMAL BALANCE

$$\left(\sum_m c_m \rho_m h_m\right) \frac{dT}{dt} = (1 - \chi) \cdot W - (\alpha_1 + \alpha_2) \epsilon T^4$$

Thermal Properties

Material : Density : Spec.Heat : Therm. Conduct. : Thickness :

: 10^3 kg/m^3 : J/kgK : W/mK : μm :

Glass	2.6	840	1.1	100
Adhesive	1.08	867	0.14	50
Silicon	2.33	712	149	100

$$\tau_e = \frac{\rho_m c_m h^2}{K}$$

Time scale is in *ms* range

$$\sum_m c_m \rho_m h_m = 430 \quad \frac{J}{m^2 K}$$



$$\frac{d\theta}{dx} = (1 - \chi)w - \theta^4 \quad \theta = \frac{T}{T_0}; \quad x = t \cdot \frac{(\alpha_1 + \alpha_2) \epsilon T_0^3}{\sum_m c_m \rho_m h_m} \quad w = \frac{W}{(\alpha_1 + \alpha_2) \epsilon T_0^4}$$

$$\chi = 0.1; \quad \alpha_1 = 0.85; \quad \alpha_2 = 0.2$$

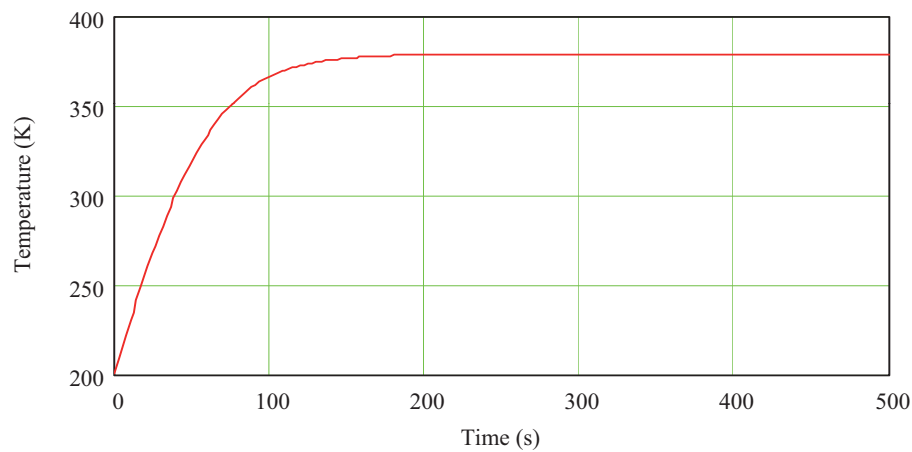
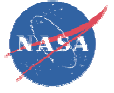
steady state temperature for a fully illuminated solar array is approximately equal to $T_{il}=370 \text{ K}$ ($\theta_{il}=1.23$).

When spacecraft is entering eclipse temperature decreases with the following rate

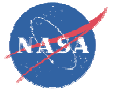
$$\theta(x) = \theta_{il} \left(1 + 3 \cdot x \cdot \theta_{il}^3\right)^{1/3}$$

During the time interval $x \approx 1$ ($t \approx 4 \text{ min}$) temperature drops to $T_{ec}=200 \text{ K}$, and it stays practically steady until spacecraft starts coming out of the eclipse.

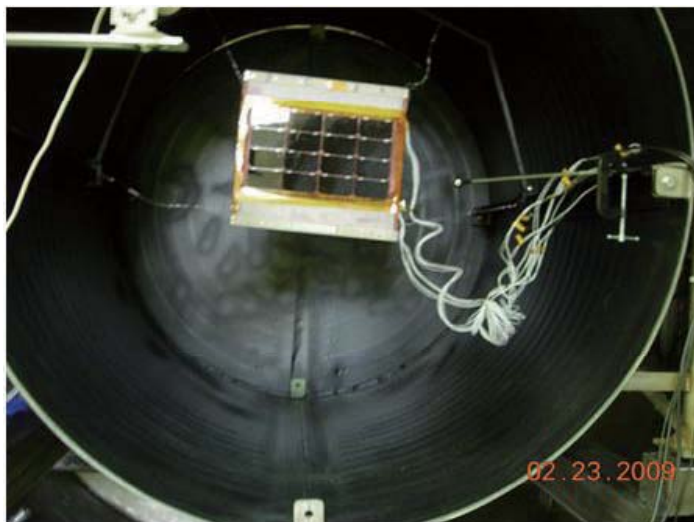
Warming rate under full solar illumination can be found from the solution of balance equation.



Thus, there is always a short time interval (≈ 1 min) during each orbit when array temperature is well below the room temperature

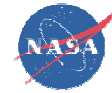


ARCING ON SOLAR ARRAYS

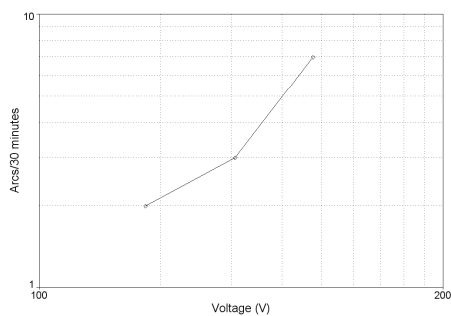


Plasma parameters are measured with spherical Langmuir probe (LP). Arc sites are determined by camera and VCR.

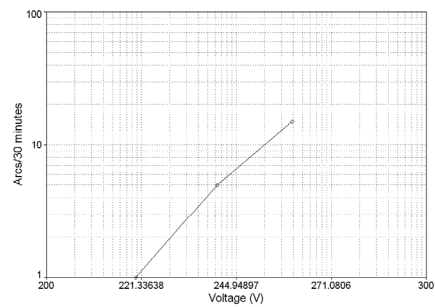
Galofaro, J., Vayner, B., and Hillard, G. "Experimental Tests of UltraFlex Array Designs in Low Earth Orbital and Geosynchronous Charging Environments", AIAA Paper 2009-3525, June 2009.



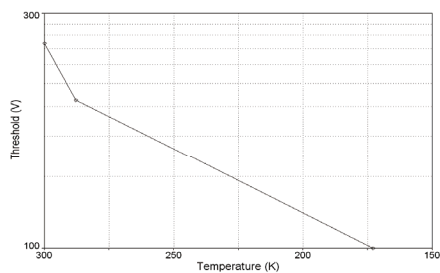
LEO



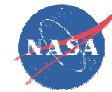
Arc rate vs. bias voltage at low temperature (-100 C).



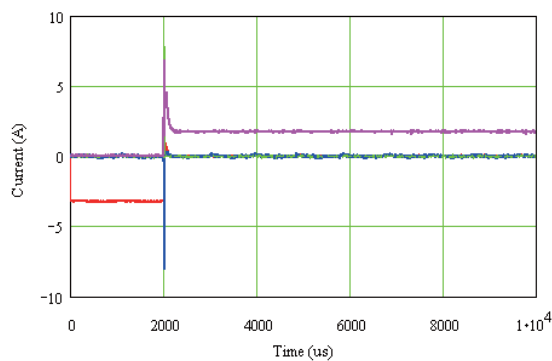
Arc rate vs. bias voltage at the temperature +10 C



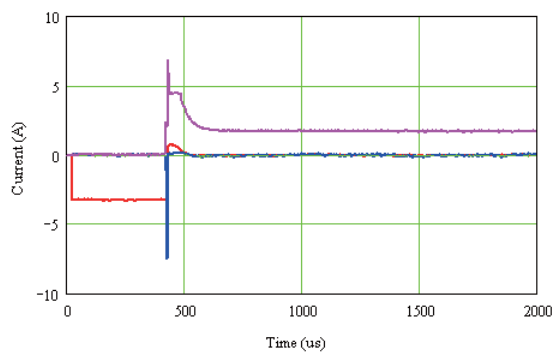
Arc threshold vs. sample temperature



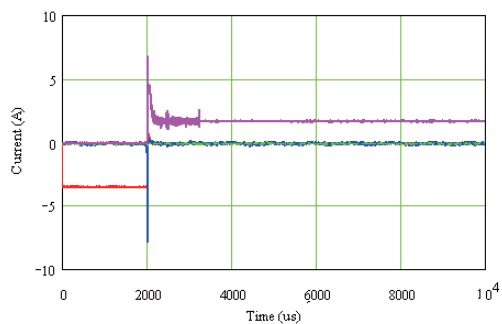
SAS 120 V, 1.75 A- NO SA of 10 events



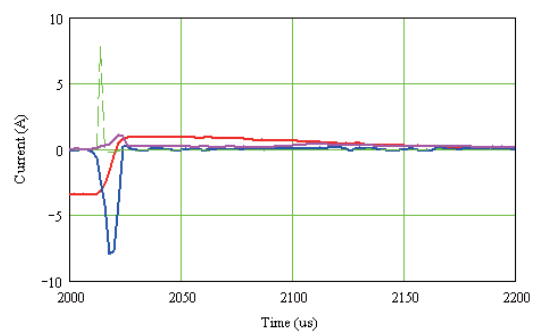
Event #2



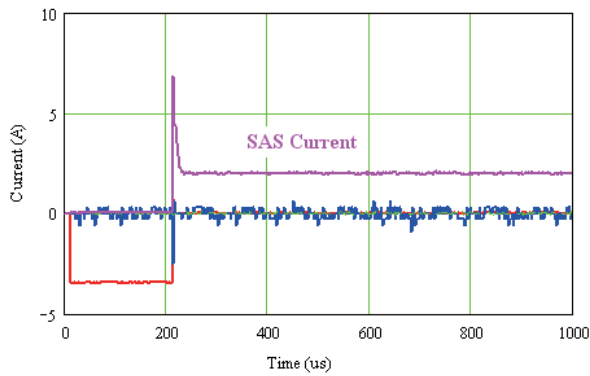
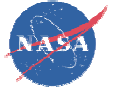
Event #1



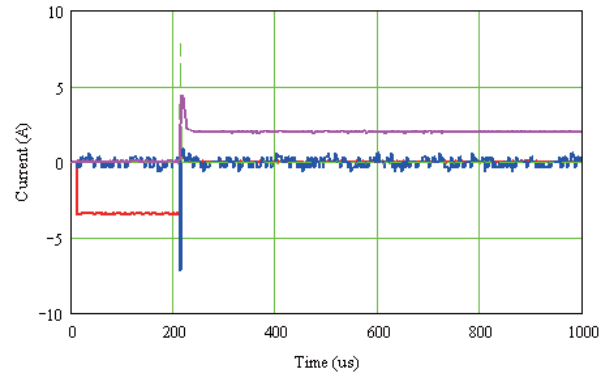
Event #7



Event #10



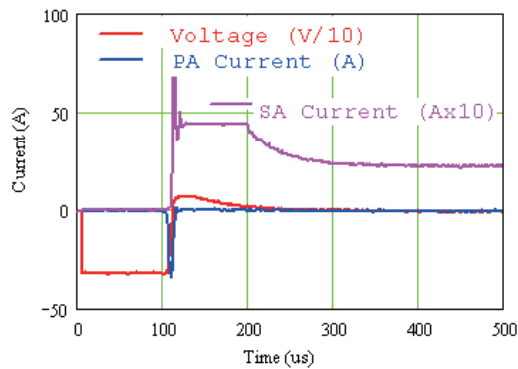
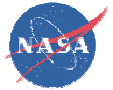
Event #4. SAS 120 V, 2 A. Temp. +15 C. $t > 8$ ms



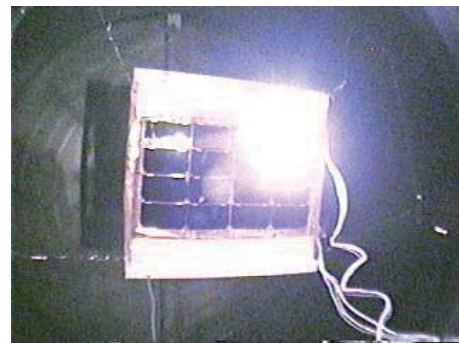
Event #6. SAS 120 V, 2 A. Temp. +15 C. $t > 8$ ms

Events #5 and #7 were short. Event #8 was SA.

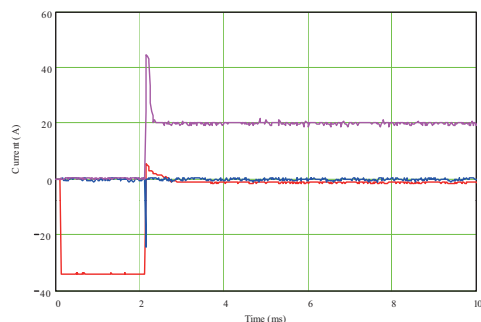
Voltage measured by SAS was 45-50 V during the SA.



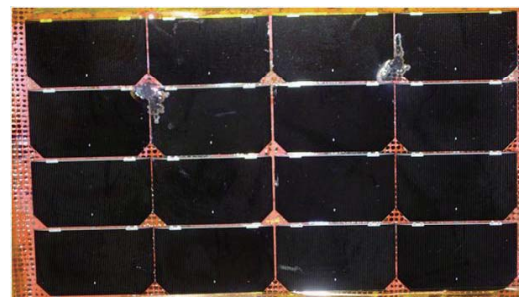
Sustained arc registered at -320 V bias, and 120 V and 2.25 A SAS parameters



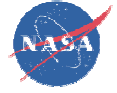
Sustained arc with SAS parameters 120 V and 2.25 A (one frame).



Sustained arc with SAS parameters 120 V and 2.0 A, and sample temperature 16 C



The resulting damage from two sustained arcs

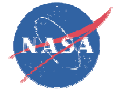
**Table 3. Sustained arc current thresholds for different cathode materials**

Material	Density g/cub.cm	Resistivity Ohm*cm	Th.Cond. W/m*K	Melting Temp. C	Melting Enthalpy J/g	Threshold Current A	Reference
Ag	10.49	1.55E-6	419	962	105	1.2	[24]
Cu	8.96	1.7E-6	385	1083	204.8	1.6	[24]
Ti	4.5	5.5E-5	17	1670	435.4	2.0	[24]
Si	2.33	1E-2	124	1412	1800	1.6-2.0	[33]
Ge	5.32	5E-5	64	937	478	2.0-2.6	[33]

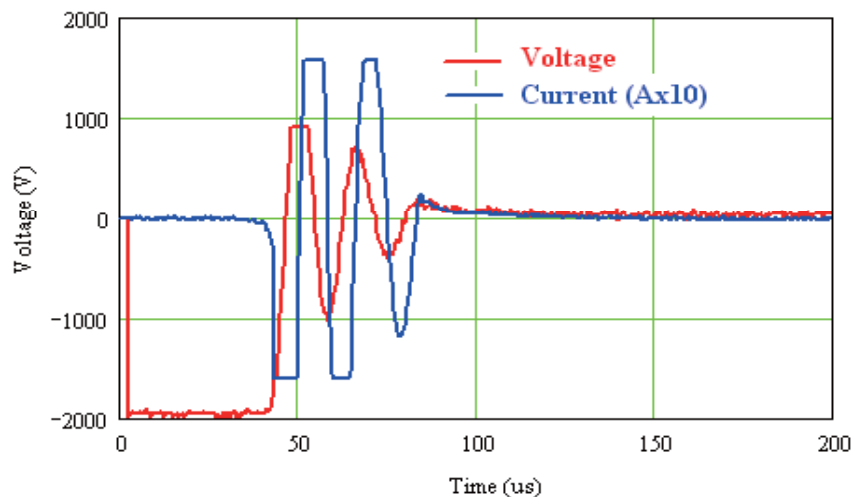
24. Mesyats, G.A. "Ectons and their role in plasma processes", Plasma Physics and Controlled Fusion, Vol.47, No.2, 2005, pp.A109-A151.

33. Vayner, B.V., Galofaro, J.T., and Ferguson, D.C. "Detrimental Effects of Arcing on Solar Array Surfaces", 10th Spacecraft Charging Technology Conference, Biarritz, France, 2007, 14 p.

GEO

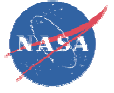


beam of 2.8 keV energy and 1 nA/cm² current density



Primary arc in GEO simulated environment on the sample with -70 0C temperature
No arcs with current density of 0.3 nA/cm².

$$E = \frac{\epsilon_1}{\epsilon_2 d_1 + \epsilon_1 d_2} (\Phi_{cg} - U_b) \quad E = 1.5 \text{ MV/m}$$



$$j = \beta \cdot \frac{E}{\rho_d} = 10^{-2} \beta \quad nA/cm^2 \quad \beta=100-500$$

leakage current density is about 1.5-7.5 nA/cm.sq at room temperature

The resistivity of adhesive increases from $\rho = 10^{15} \text{ Ohm}\cdot\text{cm}$ at 300 K to $10^{17} \text{ Ohm}\cdot\text{cm}$ at the temperature of 200 K

. Morgan, B.A. "Electrical Resistivity of DC93-500 Silicone Adhesive", *Aerospace Report No. TR-2003(1465)-1*, 2003, 14 pp

CONCLUSIONS

Tested solar arrays can be safely deployed in LEO providing operational voltages below 230 V. However, there is a short period of orbital time (about 1 min) when special care should be taken in order to prevent primary discharges on array surface. Current threshold for sustained arc inception is much higher than string current; thus, there is no concern regarding such catastrophic event as a sustained discharge between adjacent strings. Weakly conductive layer (ITO) should be implemented on top of cell coverglasses to avoid electrostatic discharges in GEO.



中国空间技术研究院总装与环境工程部
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

ESD Test on High Voltage Solar Array of LEO Spacecraft

Feng Weiquan

Beijing Institute of Spacecraft
Environment Engineering

Chinese Academy of Space Technology

1 Introduction



Chinese Academy of Space Technology (CAST) is now developing LEO spacecraft with high voltage array. This paper describe ESD tests of solar array coupon in CAST/BISEE. Tests are:

- primary discharge threshold test,
- primary discharge degradation test,
- secondary discharge threshold test,
- power leakage to plasma test.

The test methods are based on ISO11221 standard which proved very helpful to perform these ESD tests.

2 Test Facility



- Diameter: 1.5m, Length: 3m
- ECR plasma source
- Plasma temperature : $\sim 10\text{eV}$, density: $10^{10} \sim 10^{13}/\text{m}^3$
- DC power supply
- Video imaging device
- Plasma diagnostic device
- Digital Oscilloscope



中国航天
中国空间技术研究院空间环境工程中心
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test



Test method is according to ISO/ CD 11221 Space Systems –
Space Solar Panels – Spacecraft Charging Induced
Electrostatic Discharge Test Methods

- a) Primary discharge threshold test
- b) Primary discharge degradation test
- c) Secondary discharge threshold test
- d) Power leakage to plasma test

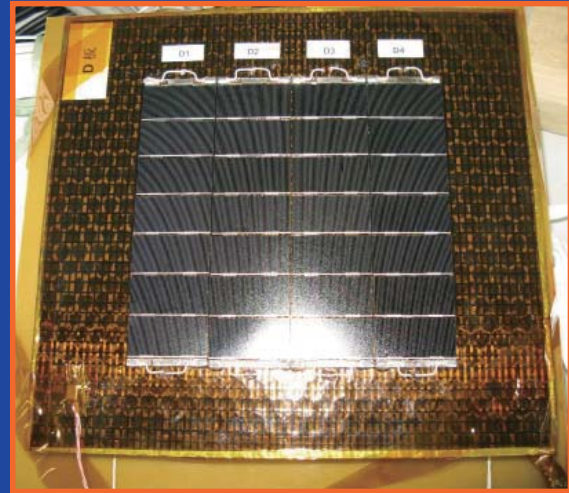
中国航天
中国空间技术研究院空间环境工程中心
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test (Continued)



a) Primary discharge threshold test

- Test coupons:
 - Silicon solar cells
 - 4s7p
 - Gap distance: 1mm



3 ESD Test (Continued)



- Test conditions

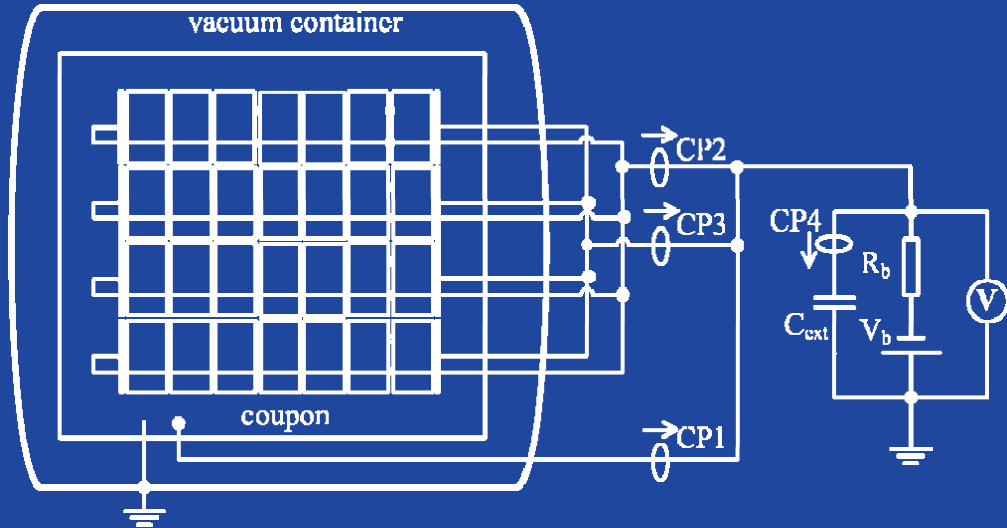
Density N_i	Temperature kT_e
$6.7 \times 10^{12} \text{m}^{-3}$	7.5eV

C_{ext}	Bias Voltage V_b	R_b
200nF	0V ~ -200V	10k Ω

Step Voltage	Waiting time
-5V	30min

3 ESD Test (Continued)

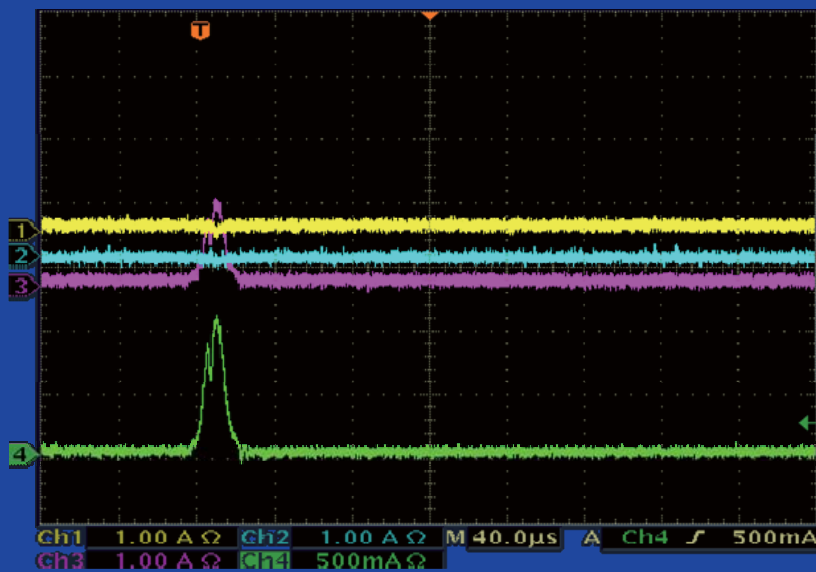
– External circuit



中国航天
中国空间技术研究院空间环境工程中心
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test (Continued)

– Test result



Threshold Voltage = -70V

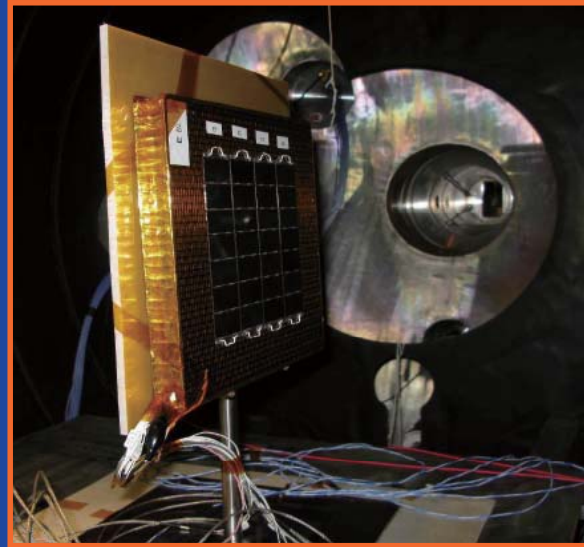
中国航天
中国空间技术研究院空间环境工程中心
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test (Continued)



b) Primary discharge degradation test

- Test coupons:
 - Silicon solar cells
 - 4s7p
 - Gap distance: 1mm



3 ESD Test (Continued)



- Test conditions

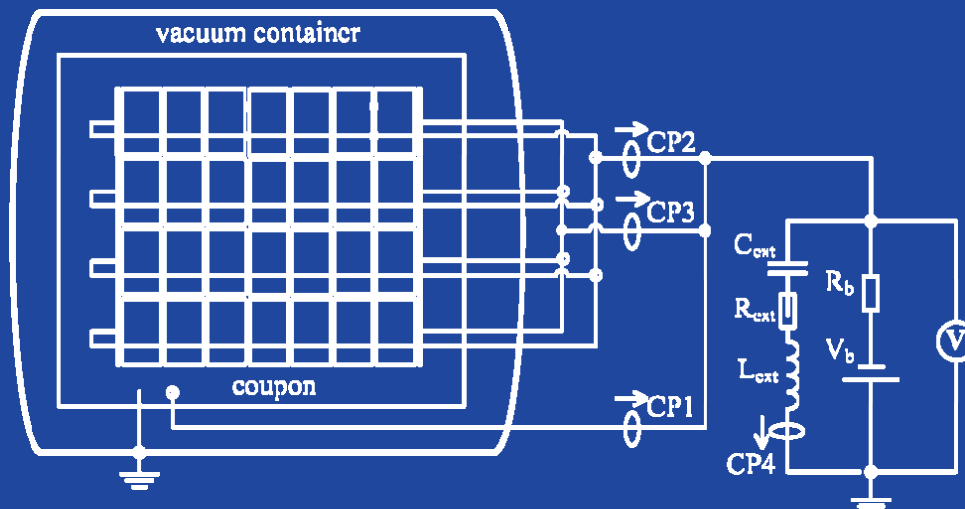
Density N_i	Temperature kT_e
$6.7 \times 10^{12} \text{m}^{-3}$	7.5eV

C_{ext}	R_{ext}	L_{ext}	V_b	R_b
2 μF	94 Ω	8mH	-200V	10k Ω

Total numbers of PA	I-V measurement rate
200	Once/10 events

3 ESD Test (Continued)

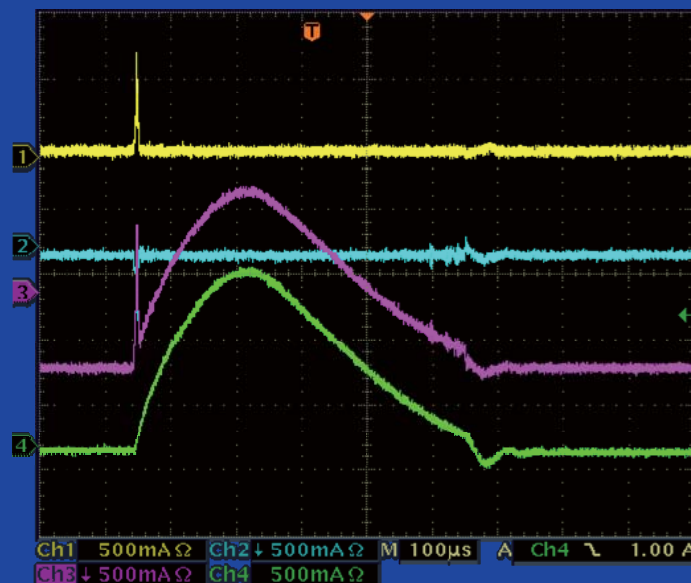
- external circuit



中国航天
中国空间技术研究院
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test (Continued)

- Test results - Discharge current

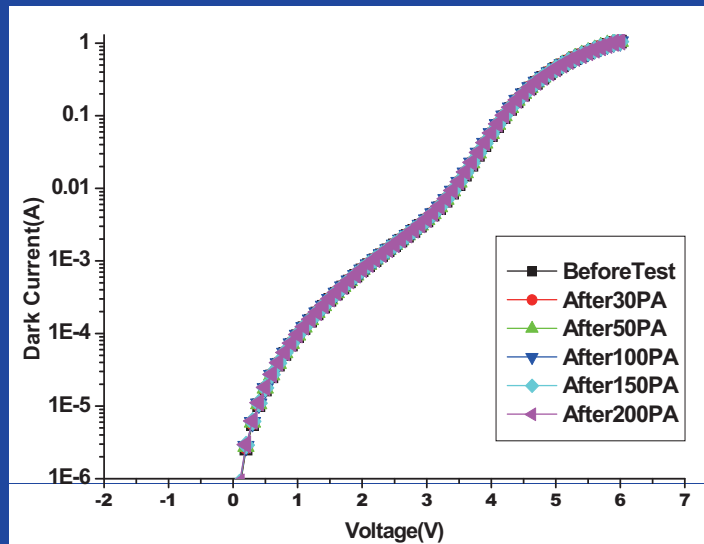


中国航天
中国空间技术研究院
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test (Continued)



– Test result-Degradation



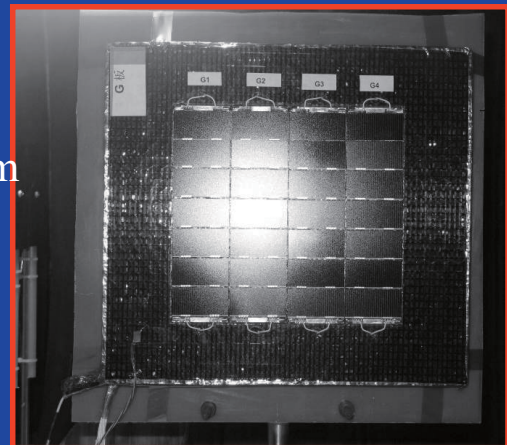
3 ESD Test (Continued)



c) Secondary discharge threshold test

Test coupons:

- Silicon solar cells
- 4s7p
- Gap distance: 1mm/ 1.5mm
- grouting-1mm
- no grouting- 1mm
- no grouting- 1.5mm



3 ESD Test (Continued)



– Test conditions

Plasma N_i	Temperature kT_e
$9.57 \times 10^{12} \text{m}^{-3}$	3.03eV

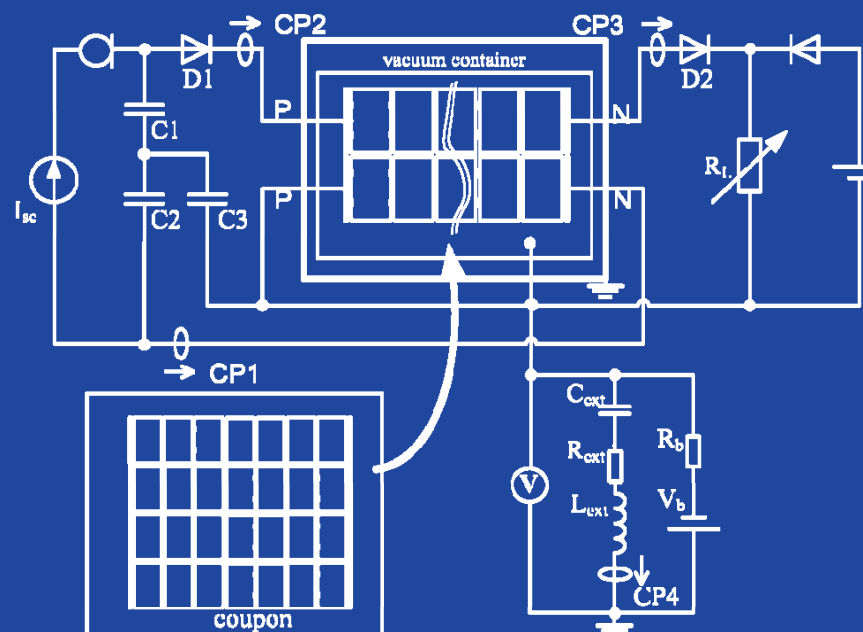
C_{ext}	R_{ext}	L_{ext}	Bias V_b	R_b
2 μF	94 Ω	8mH	-200V	10k Ω
Capacitance				
$C1=C2=20\text{nF}$, $C3=21\text{nF}$				

Voltage step	Current	Numbers of PA
5V	0.7A/1.4A/2.1A	40PA

3 ESD Test (Continued)



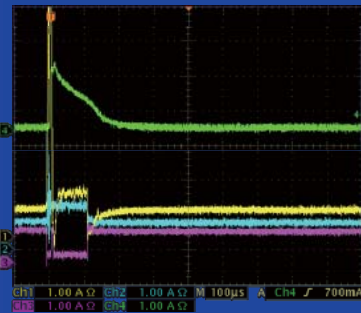
– External circuit



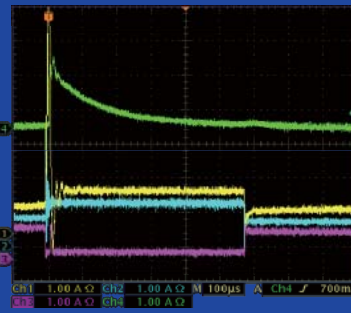
3 ESD Test (Continued)



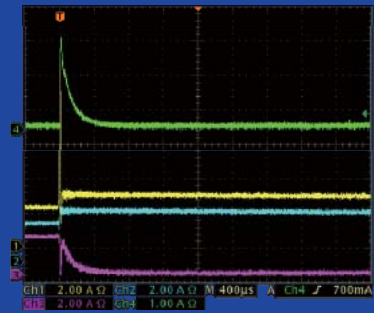
– Test results - Discharge current



NSA



TSA



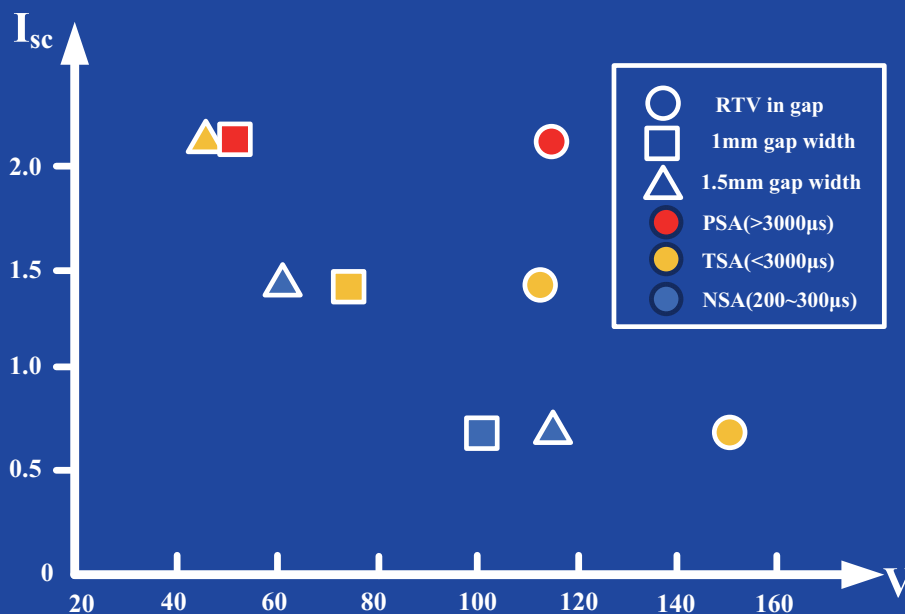
PSA

中国空间技术研究院空间环境工程中心
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test (Continued)



– Test results- threshold results



中国空间技术研究院空间环境工程中心
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test



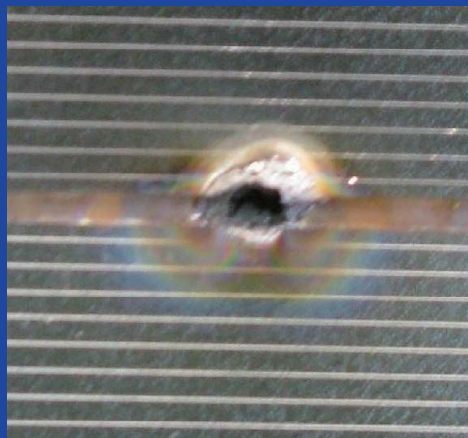
Second discharge threshold results

Grouting Gap=1mm	I/A	0.7	1.4	2.1
	U/V	150(NSA)	120(TSA)	115(PSA)
No grouting Gap=1mm	I/A	0.7	1.4	2.1
	U/V	100(NSA)	75(TSA)	55(PSA)
No grouting Gap=1.5mm	I/A	0.7	1.4	2.1
	U/V	115(NSA)	60(NSA)	55(TSA)

3 ESD Test (Continued)



– Photo after test (PSA)



Grouting-1mm

3 ESD Test (Continued)



d) Power leakage to plasma test

- Test coupons:
 - Silicon solar cells
 - 4s7p
 - Gap distance: 1mm



3 ESD Test (Continued)



– Test conditions

Plasma density N_i	Temperature kT_e
$9.1 \times 10^{12} \text{m}^{-3}$	8.0eV

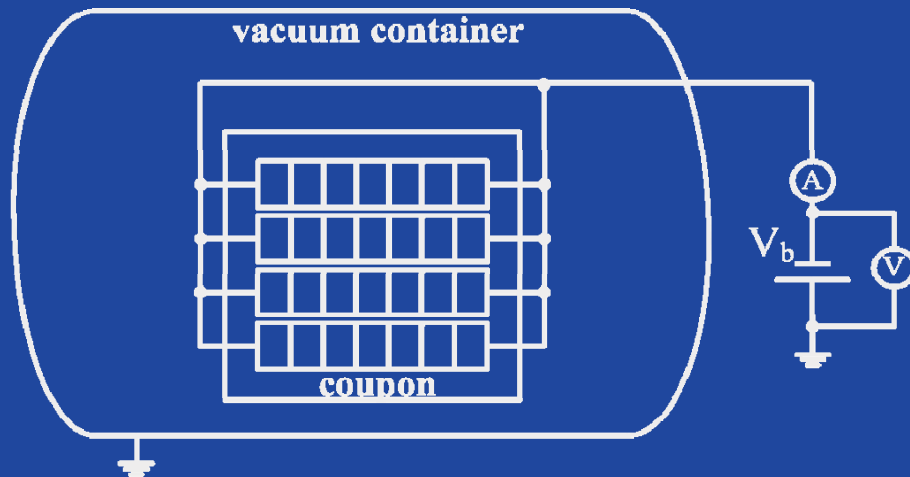
Bias V_b	0V ~ 210V
------------	-----------

Voltage step	Waiting time
0.1V	1min

3 ESD Test (Continued)



– External circuit

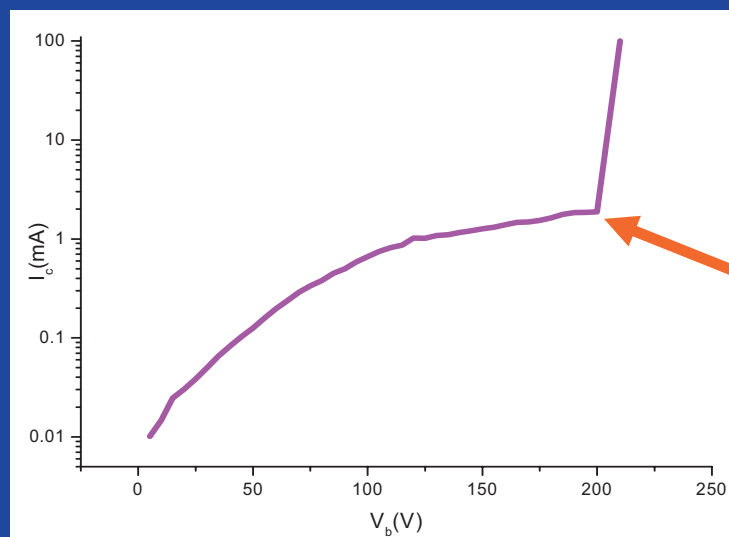


中国航天
中国空间技术研究院空间环境工程中心
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test (Continued)



-Test result



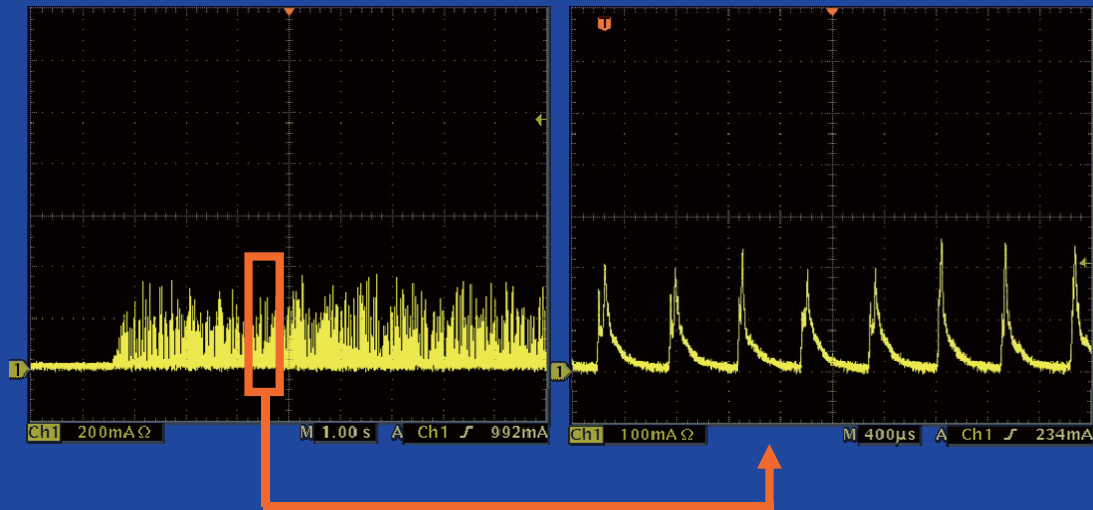
Snapover
(200V)

中国航天
中国空间技术研究院空间环境工程中心
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test (Continued)



– Current after snapover

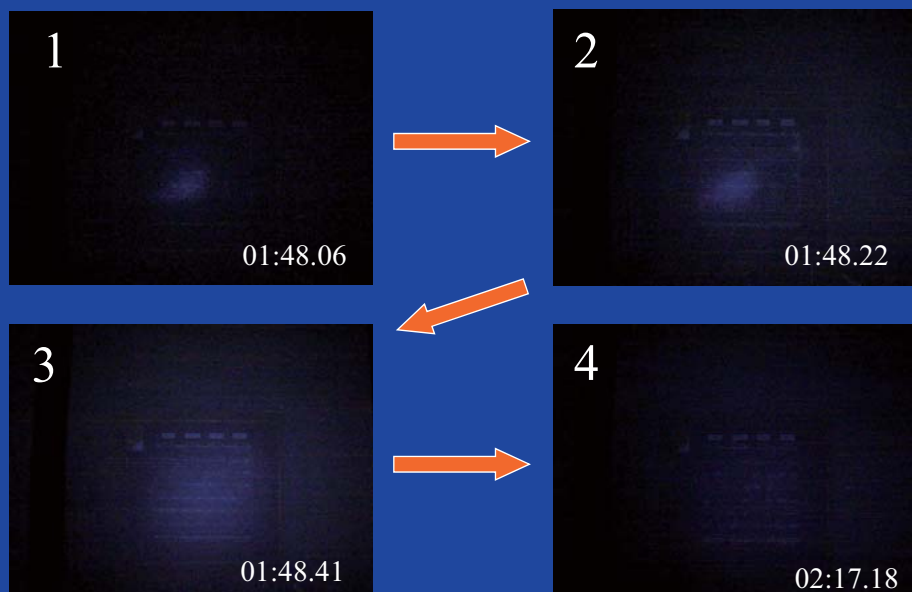


中国空间技术研究院
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

3 ESD Test (Continued)



– Discharge during snapover period



中国空间技术研究院
Center of Spacecraft Assembly, Integration and Test

4 Conclusion



- 1) Primary discharge threshold for the coupon is about -70V;lt;
 - 2) Primary discharge degradation is very small, undetected;
 - 3) Secondary discharge threshold is about 100V for 1mm-RTV grouting coupon.
 - 4) Snapover happened at about 200V, the current is more than 200mA, duration is about 1minut.
- All these tests proved that the ISO standard 11221 is much helpful for performing solar array ESD test.

谢谢!
Thanks

Spacecraft Plasma Interaction experiments SPIX performed in India

[Suryakant B. Gupta](#), Mukesh Ranjan, Naresh Vaghela,
Viren Acharya, Bhoomi K Mehta, Ramkrishna Rane, S. Mukherjee

guptasuryakant@yahoo.com

**FCIPT, Institute for plasma research,
Gandhinagar (INDIA)**

Problem Definition

- To carry more transponders **satellite bus voltage has to be increased** from the present 42V to 100V.
- This level of power is likely to grow further upwards, which further requires an increased bus voltage.
- **Increased satellite bus voltage leads to arcing** on solar arrays which is a serious threat to the spacecraft.
- **Mitigation techniques like grouting become questionable at the end of life conditions.**
- **A further complexity is caused due to the introduction of newer cells and cover glasses by manufacturers.**

Need for ground test

- Solar arrays arcing can not be studied in space, it has to be performed at ground.
- Therefore we have to design simulation chambers in the laboratories, where we can create the space like conditions/environment.
-

3

Introduction

- To initiate spacecraft plasma interaction activity an experimental facility has been commissioned at FCIPT.
- This is a collaborative project with ISRO. In this project arcing on solar arrays has been studied [for Low Earth Orbit (LEO) like plasma environment].

SPIX Project

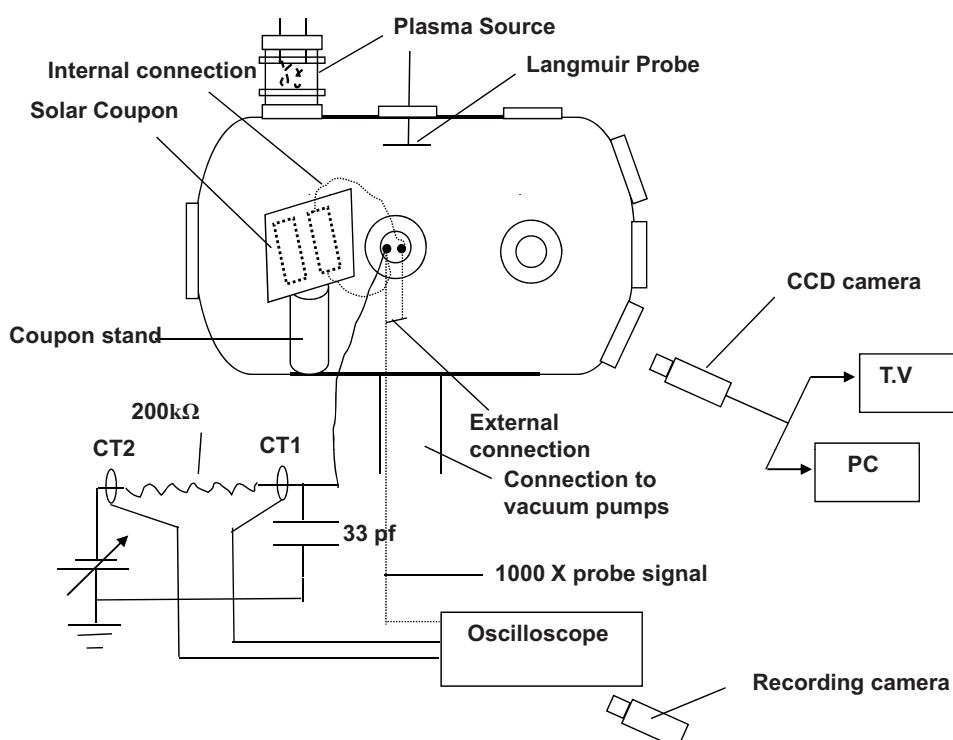
1. To develop the basic understanding of space plasma environment and formation of arcs in LEO environment.
2. To develop a data base for a variety of coupon configurations.
3. To develop preliminary models of charging and arcing.

4

Development at FCIPT

- i. Design and fabrication of experimental chamber
- ii. Plasma source (Source + high voltage power supplies)
- iii. Plasma diagnostics
- iv. Vacuum compatible feedthroughs
- v. Installation and testing of various components.

Schematic of System at FCIPT



Experimental chamber



SPIX Setup

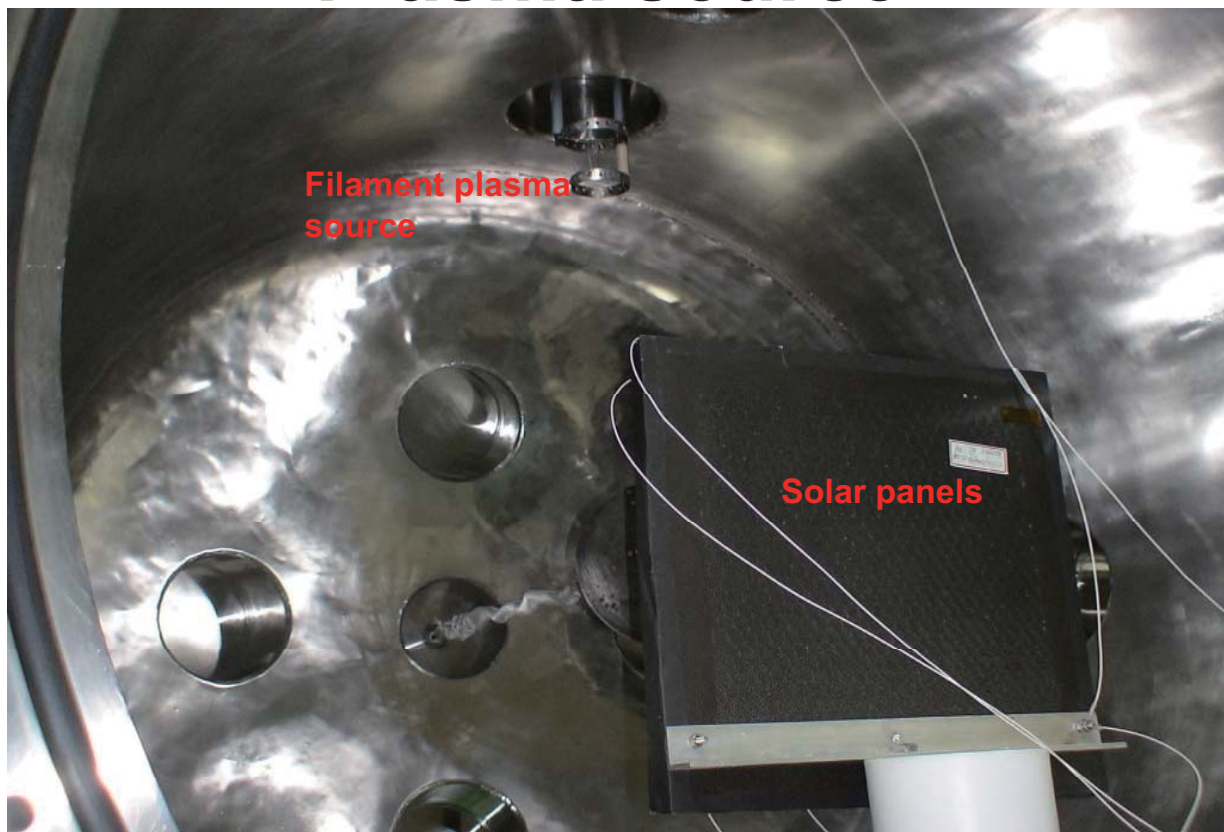


SPIX Setup



HV Power supply and Pumping unit

Plasma source



Diagnostic setup

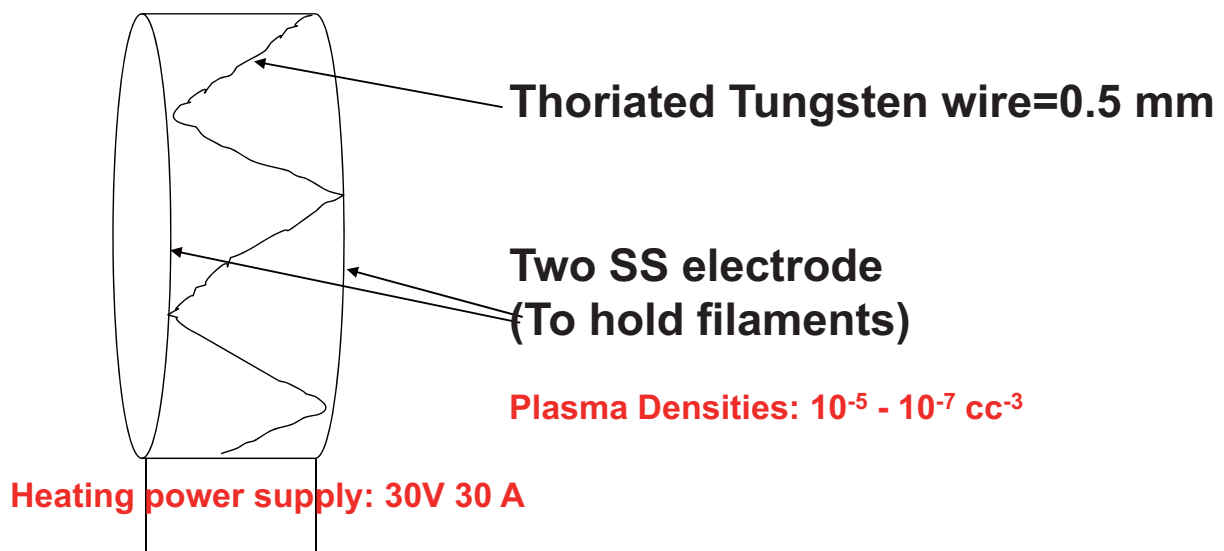


Langmuir Probe Unit

Plasma Generation Scheme

Plasma was produced by impact ionization of Ar gas by energetic electrons emitted by thermionic emission from heated tungsten filaments.

- The filaments are biased negative w.r.t. an anode to emit electrons.
- Emission of electrons from the filament can vary the plasma density.



Plasma Generation Scheme

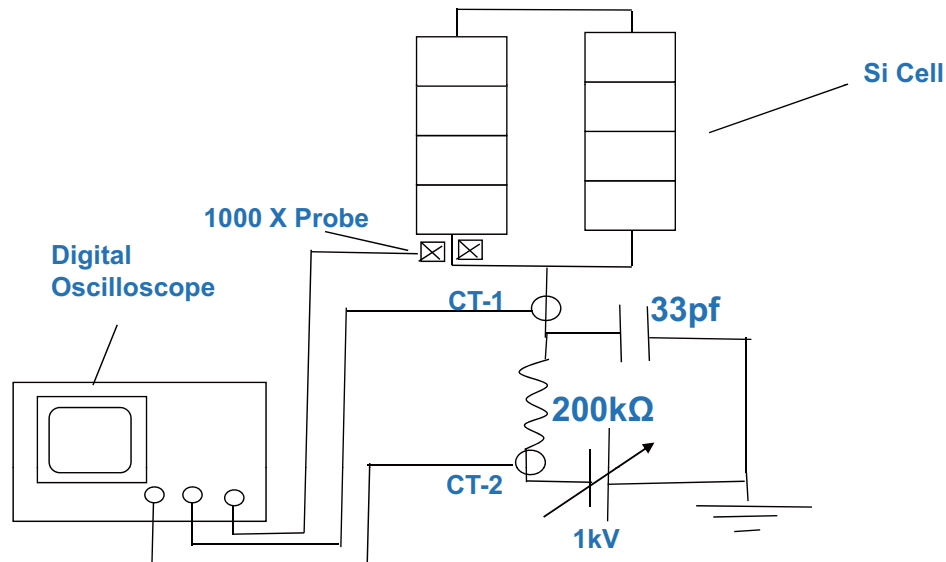
- Once the plasma density achieved and remains stable for 15 minutes external biasing to the solar coupon was applied. Initially voltage is increased. After applying this voltage, system is left for 30 minutes for curing.

Experimental parameter (LEO condition)

- Base pressure = 1×10^{-5} mbar
- Pressure during experiment = 5×10^{-5} mbar
- Gas used = Ar
- Filament power supply = 10.3 V / 23.1 A
- Biasing power supply = 63.0 V / 0.02 A
- Plasma Density = $\sim 10^6$ /cm³
- Temperature = 1-2 eV

Experiment Schematics

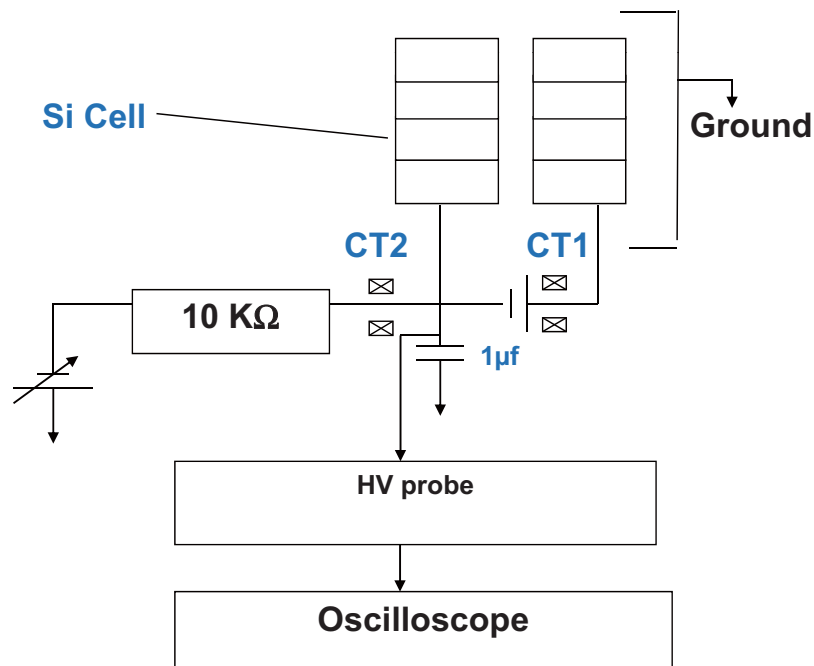
I- Cho's Configuration



Both terminals of solar coupons are shorted and negatively biased .
Minor arcs are observed.

Experiment Schematics

II - NASA Configuration

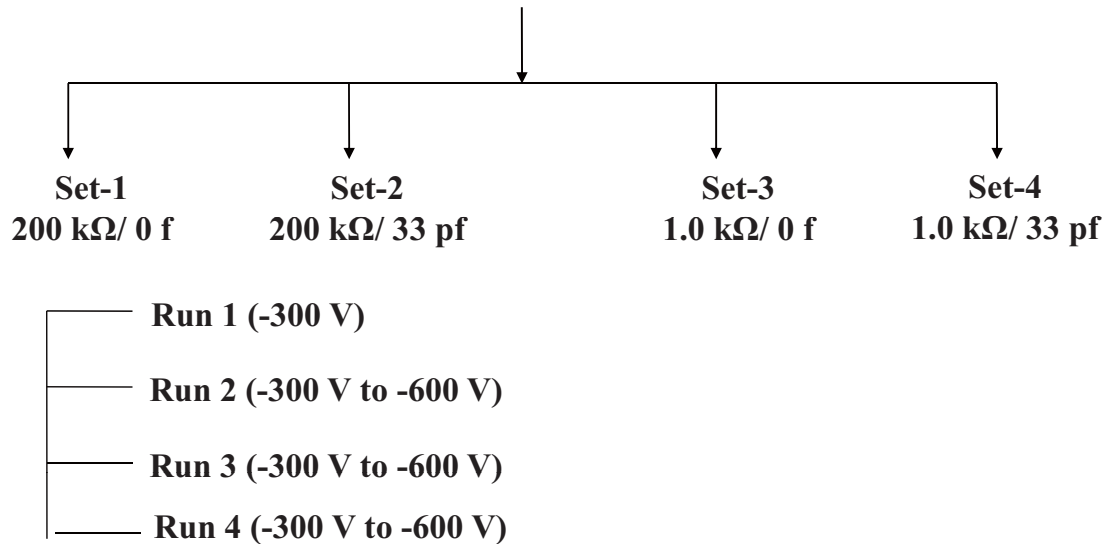


A potential is applied between to solar cell to simulate actual conditions.
Major arc take place at the triple junction

Experiments performed

Coupons given by ISAC : Si-Cell without grouting , Si-Cell with grouting , GaAs Cells, ATJ cells

Sets of experiment performed on each coupon



Curing Experiment

OBJECTIVES:

- To study the effect of curing on arc rate for Cho configuration with out grouting and partial or full grouting Si and ATJ solar arrays.
- To study the effect of density variation on arc rate for Cho's configuration with out grouting and partial or full grouting Si and ATJ solar arrays.

Base pressure : $\sim 1.7 \times 10^{-5}$ mbar
 Operating pressure : 5×10^{-5} mbar
 Cell biasing voltage : -600 V
 Resistance (R1) : 200KΩ
 Capacitance (C2) : 33pF

No.	Discharge Current (Amp)	Plasma Density (/cm ³)
1	0.02	0.65×10^6
2	0.03	1.85×10^6
3	0.04	2.28×10^6

Curing Experiment Results

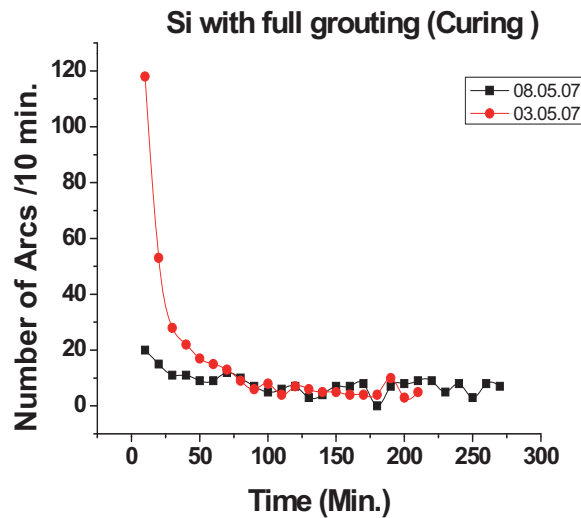


Figure of Curing data for Si with full grouting on 3rd may and then again repeated it on 8th may. It shows very good effect of curing.

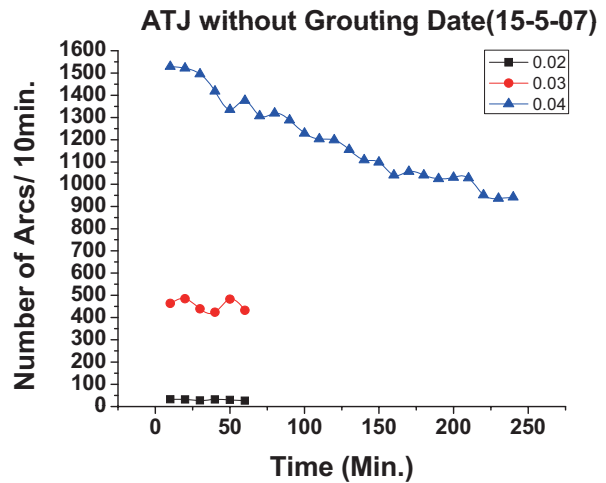
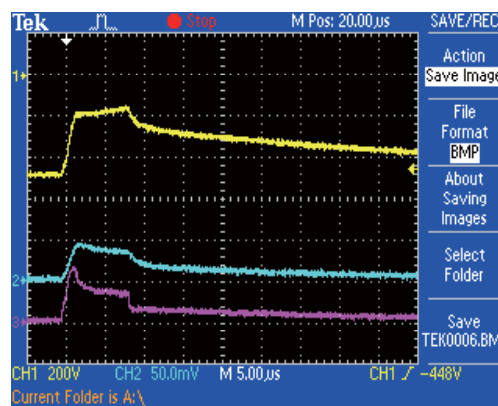


Figure of density variation results for ATJ without grouting coupon on 15th may 2007. It clearly shows that arc rate increases with increase in density.

Typical Data of Recoded Set

Oscilloscope trace



- 10 minutes of oscilloscope waveform movie was recorded for each biasing voltage.
- Using a CCD camera, solar coupon movie clips was recorded for different run and sets for all coupons.

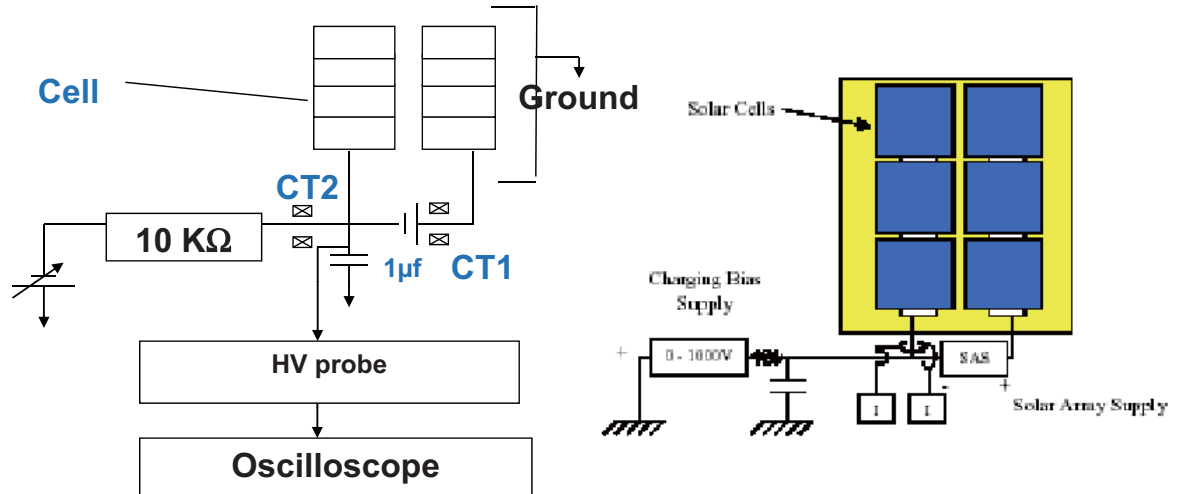
Discussion

- Initially in first few minutes the number of arcs were large in number and then it started decreasing with time and gets stabilized. **This period was different for various coupons.**
- During the next set of experiments, it again starts with the stabilized value of arcs, even when experiment was repeated after few days.
- Number of arcs increases with increase in plasma density.
- Arc rate is less in case of coupons with grouting whether partial or full grouting.
- In both Si and ATJ solar arrays with full or partial grouting after curing number of arcs reduces to 0 or 1 arc/10 min.

Conclusions

- For a given biasing voltage GaAs has minimum number of arcs per unit area.
- Si-Cell with grouting have less number of arcs.
- Number of arcs increases when an external capacitance (33 pf) is added to the circuit.
- More number of arcs occurs in coupling mode (1 k Ω resistance in circuit) compared to de-coupling mode (200 k Ω resistance in circuit).
- The results further indicate that for most of the cases the minimum number of arcs are obtained for GaAs, followed by Si-with grouting, Si-without grouting and ATJ cells comes after them.

NASA Type experiment in test setup



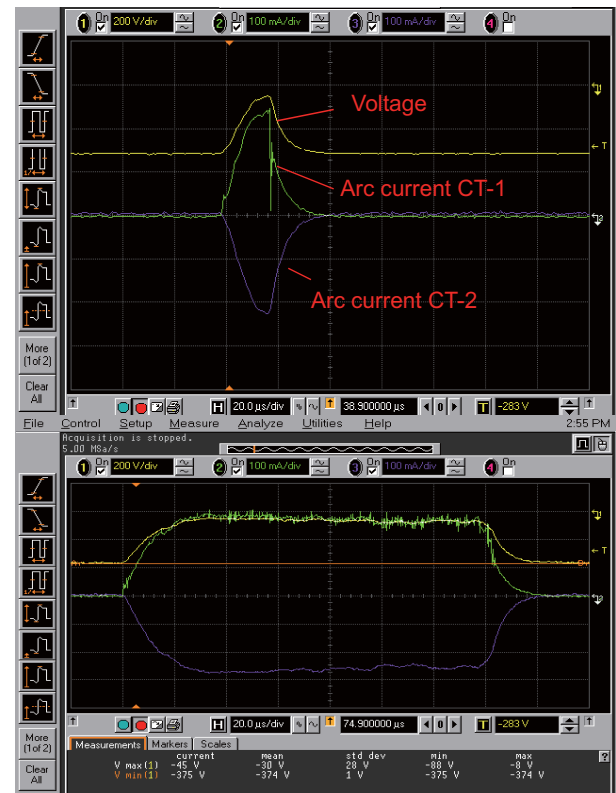
Comparison table of FCIPT/IPR and NASA Arc Experiments

Experimental Parameters	NASA	SPIX test setup
Operating Pressure	2×10^{-5} mbar	2.7×10^{-5} mbar
Gas Used	Xenon	Argon
Plasma Density	$3-5 \times 10^6 \text{ cm}^{-3}$	$1 \times 10^6 \text{ cm}^{-3}$
Solar Array Simulator	Used SAS voltage = 80V	Applied 80V
Bias Voltage	-200 V to -400 V	-200 V to -900V
Arc Site	Triple junction	Triple Junction
Capacitor Used	1 μf	1 μf
Resistance	10 k Ω	10 k Ω
Peak Current During Arc	1-3 A	313 mA

Parameter & Obtained Results

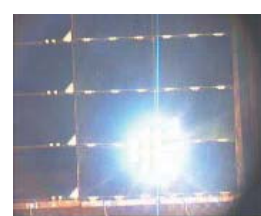
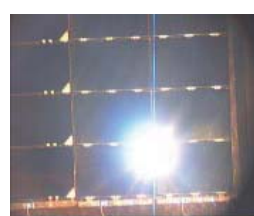
Experimental Parameters	SPIX setup
Operating Pressure	2.7×10^{-5} mbar
Gas Used	Argon
Plasma Density	$1 \times 10^6 \text{ cm}^{-3}$
Solar Array Simulator	Applied 80V
Bias Voltage	-200 V to -900V
Arc Site	Triple Junction
Capacitor Used	1 μf
Resistance	10 k Ω
Peak Current During Arc	313 mA

Biassing voltage	No of arc /min.	Time duration
-310 V	6	30 μs
-375 V	7	160 μs
-425 V	12	240 μs
-450 V	18	310 μs



Trace of arc current at - 310 V
& -375V applied voltage

Captured Images at the time of Arcing



Minor Arcs shown at different locations between inter connectors.

Evolution of the major Arc (SAS = 80 V, Bias = -407 V) with time (in seconds)

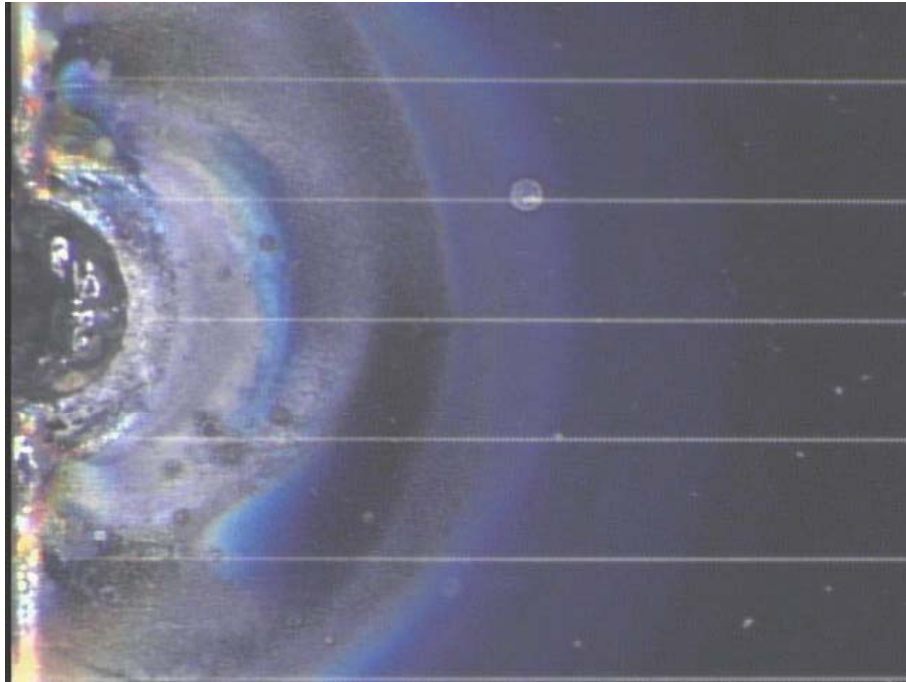


Damaged Solar Panel

PICTURE OF A PART OF A SOLAR CELL BEFORE PSA



PICTURE OF A PART OF THE SAME SOLAR CELL AFTER PSA



Conclusions

- In the absence of background plasma there is no arcing.
- If the pressure and/or plasma density increases arcing frequency and intensity increases.
- In this configuration, more than SAS, the overall bias contributes and control the arc properties.
- Once an sustained arc happens at some location all subsequent major (sustained) arcs have a tendency to initiate there.

SPIXFP & SPIXARC code

- Two codes have been developed:
- 1. **SPIXFP – Spacecraft Plasma Interaction Experiment Floating Potential finder** (Calculation of charging on a spherical body and body with tiny patch of different material on it). **(Excellent agreement with EQUIPOT code by SPENVIS)**
- 2. **SPIXARC - Spacecraft Plasma Interaction Experiment Arcing estimation** (Estimates the arcing characteristics from the arc experimental circuit/parameter). **(Good match with our experiment)**

Future work

- With suitable modification in existing LEO test facility we would like to upgrade it for GEO conditions.
- Therefore we are waiting for finalization of ISO document.
- The upgraded facility shall lead to saving of valuable time, money and use of existing facility in for both test purpose (LEO and GEO both).

Methodology

Plasma + Irradiation studies

- Up-gradation and modification of the existing test facility to ISO standard which requires new design finalization, specification generation, procurement and integration of subsystems including electron gun and track probe. **Development of necessary data acquisition software. Selection of sophisticated hardware to acquire the data.** Integration/Installation of the instruments, subsystems and interfacing with data acquisition systems to prepare test facility for LEO and GEO combined.
- Primary and secondary arc experiments and data analysis for test facility.

RECOMMENDATIONS

- **To minimize Charging**
 - Aluminum should not expose to the environment directly.
 - Major difference in potential comes during transition from eclipse to sunlit. To avoid this one can use some external circuit so that temporarily it can't draw any power.
- **To minimize Arcing**
 1. **Prevention of minor arcs**
 - All external circuit connector should be as small as possible.
 - Long duration curing before using cell to generate power.
 - Grouting of the solar panel coupon
 2. **Prevention of major arcs**
 - All external circuit connector should be as small as possible.
 - Putting a current limiting device such as resistor or some active device
 - Increasing the string gap
 - Grouting of the solar panel coupon

POSSIBLE FUTURE ACTIVITIES

- To generate data base for simulation repetition of experiments performed at various labs.
- Some flight experiment should also be included (to find the surface potential and arc rate). The data base from flight experiment may give some clues for simulation.
- Effect of curing for longer period should be studied.
- Transparent film should be developed which can physically blocks ions from charging the cover glass surface.
- Plasma thruster interactions studies is required. (ex. interaction of thruster plume with solar panel).
- To improve our understanding about material properties detailed SEM and AFM microscopy study should be considered for analysis of damage coupons.

**Thanks for your
kind attention!**

宇宙環境計測、宇宙機-宇宙環境相互作用

衛星搭載用原子状酸素モニター装置の地上キャリブレーションに関する一考察 A consideration for ground-based calibration of on-board atomic oxygen sensor

田川 雅人, 横田 久美子
Masahito Tagawa, Kumiko Yokota

神戸大学大学院工学研究科 〒657-8501 神戸市灘区六甲台町 1-1
Graduate School of Engineering, Kobe University,
Rokko-dai 1-1, Nada, Kobe 657-8501, Japan
Email: tagawa@mech.kobe-u.ac.jp

Atomic oxygen is one of the important environmental factors in space. It affects material properties for many spacecraft systems. Due to the importance of atomic oxygen effect, on-board atomic oxygen sensors have been developed. These atomic oxygen sensors have to be calibrated by ground-based atomic oxygen facility. However, the atomic oxygen beam conditions in a ground-based facility and in space are not consistent. The difference should be taken into account in a calibration process of the sensors. In this report, we are going to mention the points for atomic oxygen sensor calibration using a laser detonation atomic oxygen beam source.

Key Words: Atomic oxygen, Environmental monitor, Space environment, Calibration, Sensor

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. Thus, the assessment of the space environmental effect on materials and systems are important to provide the end-of-life (EOL) performance of the spacecraft.

One of the space environmental factors that gave serious changes for surface properties is atomic oxygen [2, 3]. High-energy collision of atomic oxygen to polymeric materials on satellites opens various reaction paths and results in material erosion. It has been well known that hydrocarbons are eroded by atomic oxygen with an erosion yield of $1\text{--}6 \times 10^{-24} \text{ cm}^3/\text{atom}$, depending on a material [4]. The erosion yield of polyimide (Kapton-H) has been reported to be $3 \times 10^{-24} \text{ cm}^3/\text{atom}$ in an early shuttle flight and has been used as a standard material for erosion studies. On the other hand, Kapton-H has been used not only for the standard material for erosion study but also for fluence measurement of atomic oxygen. The atomic oxygen fluence measured from the mass-loss or step-height is called “Kapton equivalent fluence” and widely accepted as a standard method to measure atomic oxygen fluence in exposure studies [5]. Mass-loss measurement or step-height measurement requires post exposure process such that it could be applied for sample retrieval missions such as SM-SEED (Japan) or MISSE

series (US) [6]. However, it could not be applied for flight missions in which the samples were not retrieved.

Because of the retirement of space shuttle in 2010, the sample retrieval from flight mission becomes difficult and the fluence measurement of atomic oxygen has to be carried out without sample retrieval, i.e., new methods need to be developed. Some efforts have already been carried out such as silver, carbon or ZnO actinometer, quartz crystal microbalance (QCM), or thickness measurement through light transmittance. All these new techniques are based on the material erosion phenomena by hyperthermal collision of atomic oxygen. Thus, in order to measure atomic oxygen fluence, the reaction yield of sensing material has to be calibrated through a ground-based research. Uncertainty of the reaction yield leads to inaccuracy of fluence measurements. It is thus quite important for atomic oxygen sensor to evaluate the reaction yield with atomic oxygen in a collisional condition in real LEO environment.

In this paper, a consideration for calibration of on-board atomic oxygen sensor is presented. Effect of energy distribution of the atomic oxygen beam is discussed.

2. On-board atomic oxygen sensor

Several types of atomic oxygen sensors have been developed for flight experiments. Silver actinometers use the change in resistance of thin silver films as they are exposed to atomic oxygen [7]. The progressive conversion of the silver into non-conductive silver oxides causes the film resistance to increase, the extent of which depends on the total fluence of atomic oxygen to which the film is exposed. This method assumes uniform oxidation. However, the silver oxidation process involves multiple stages, i.e., linear-parabolic growth of

oxidation film. Thus, response of silver actinometer is not linear with atomic oxygen fluence. Unlike silver, carbon releasing volatile oxidation products and hence carbon actinometers are not diffusion limited which resulted in linear response [8]. This method has a limited useful life as the silver or carbon is consumed in the oxidation process. In contrast, ZnO sputtered film can be regenerated by heating to moderate temperature. However, it was reported that the response of this sensor depends on the deposition conditions [9]. Polymer-coated QCM was flown both on MEDET and MISSE missions [10, 11]. The polyimide-coated QCM has been used in ground-based atomic oxygen tests for more than fifteen years [12]. The atomic oxygen reaction with polymer forms volatile products resulting in linear mass-loss. Due to its narrow dynamic range of QCM, the life of polymer coated-QCM is limited even though the sensitivity of measurement is quite high. The polymer-coated QCM is scheduled to launch on SDS-4 mission in Japan. On the other hand, thickness of material is directly related to transmittance of light. Diamond-like carbon (DLC) films are used as a sensor material. Light transmittance of DLC is detected by a photodiode to measure atomic oxygen fluence. This type of atomic oxygen sensor is developed by NASA-GRC [6]. All these sensors require calibration of their responses with hyperthermal atomic oxygen.

3. Atomic oxygen ground-simulation facility

3.1. Operation principle

Calibrations of atomic oxygen sensors have been carried out by various types of atomic oxygen facilities. However, the most widely used and the most advanced atomic oxygen beam facility for calibration of on-board atomic oxygen sensor is probably a laser-detonation beam source [13]. This type of atomic oxygen source is often called PSI-type source and uses pulsed supersonic valve for oxygen injection and pulsed carbon dioxide laser for formation of oxygen plasma (Figure 1). Principle of operation in the AO source is described as follows; pure oxygen gas is introduced into the nozzle throat through a pulsed supersonic valve. A giant pulse of carbon dioxide laser is focused to oxygen gas at the nozzle throat. By absorbing laser energy, high-density and high-temperature oxygen plasma is formed at the nozzle throat. Once plasma is formed, the plasma propagates

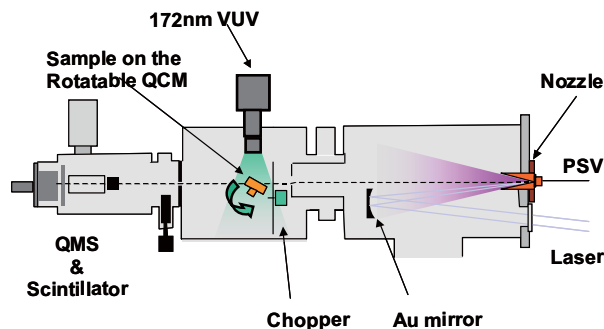


Figure 1. The laser detonation atomic oxygen beam source used in this study. Excimer and deuterium lamps are equipped as an external source of VUV.

with absorbing the laser energy that included in the tail of the laser pulse. The plasma propagation is along with the incident laser axis, and oxygen molecules are decomposed and accelerated at the shockfront of the plasma propagation. Thus, an intense hyperthermal atomic oxygen beam pulse is formed. Even though the laser detonation source provides hyperthermal atomic oxygen pulses with average translational energy of 5 eV, the energy distribution of beam pulses is much wider than that in low earth orbit. It includes high-energy tail of atomic oxygen beam pulse (Figure 2). The laser detonation atomic oxygen beam sources are used for atomic oxygen simulation in many space organizations and universities such as ESTEC, JAXA, Montana State University and Kobe University.

3.2. Calibration of atomic oxygen sensors

The purpose of sensor calibration is to obtain the response probability of a sensor material with atomic oxygen. This is basically because that the many atomic oxygen sensors operate based on the material degradation phenomena. The reaction yield of the material used in a sensor has to be evaluated through ground-based research. Thus, a calibration of atomic oxygen sensor has to be carried out under the same atomic oxygen condition in real low earth orbit. This is a reason why a laser detonation atomic oxygen source is selected for calibration purpose, i.e., collision velocity of 8 km/s (collision energy of 5 eV) could be simulated.

As following the general protocol for atomic oxygen testing [5], atomic oxygen fluence was measured by Kapton witness sample using a standard erosion yield of Kapton-H, $3.0 \times 10^{-24} \text{ cm}^3/\text{atom}$ (Kapton equivalent fluence). Therefore, a response of atomic oxygen sensing material is directly affected by the accuracy for Kapton equivalent fluence in the calibration experiment.

4. Erosion yield of Kapton-H in a laser detonation atomic oxygen facility

The atomic oxygen beam formed in a laser detonation source has average collision energy similar to that in low earth orbit. In many atomic oxygen testing, only average collision energy has been focused, i.e., no attention has been paid for collision energy distribution. In order to clarify the effect of collision energy dependence in reaction yield, atomic oxygen beam was sliced by a

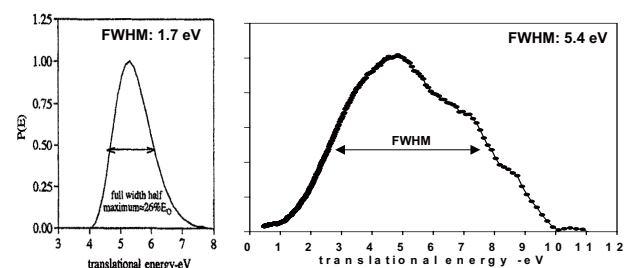


Figure 2. The energy distribution of atomic oxygen in low earth orbit space environment (left panel) and in laboratory simulated by a laser detonation source (right panel). Full-width at half-maximum (FWHM) is 1.7 eV and 5.4 eV for low earth orbit and for laboratory, respectively.

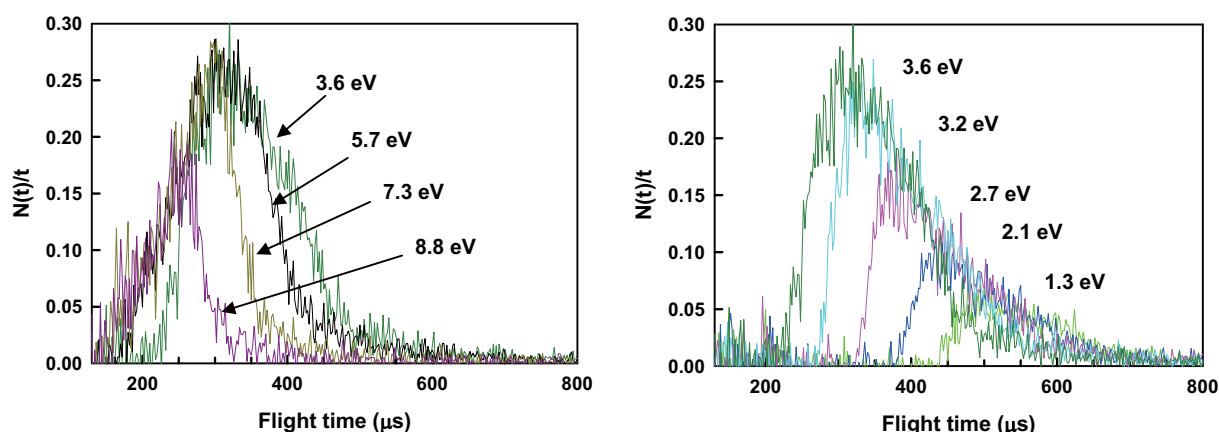


Figure 3 Time-of-flight spectra of atomic oxygen beam ($m/e=16$) sliced by the high-speed chopper wheel. For better view of the each TOF spectrum, left and right panels show the TOF spectra in which slow-part and fast-part of the beam pulses are blocked by the chopper wheel. The same TOF spectrum ($E_{\text{coll}}=3.6$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

mechanical chopper wheel and narrowed the energy distribution.

Time-of-Flight (TOF) spectra and average collision energy of atomic oxygen beam sliced by the chopper wheel are shown in Figure 3. Figure 3 (a) and 3 (b) show the TOF distributions in which a slow- and fast-part of the beam pulse was partially blocked by chopper wheel, respectively. It is clearly observed that the atomic oxygen beam pulse, overall average energy of 5.5 eV and full width at half maximum (FWHM) of 5.2 eV, is sliced by the chopper wheel operating 150 Hz. The average energy of the sliced beam is adjustable from 1.3 eV to 8.8 eV by changing the system delay.

The polyimide-coated QCM was installed in the beam line and the change in resonance frequency of QCM was recorded during the exposure to the sliced atomic oxygen beam. The results are presented in Figure 4. Figure 4 indicates the frequency shift of polyimide-coated QCM during the atomic oxygen beam exposure. Average

collision energy (E_{coll}) in each exposure condition is indicated at the right side of the graph.

The frequency shift of the polyimide-coated QCM, which is proportional to the mass-loss of the film, is negative when low-energy atomic oxygen beam was irradiated ($E_{\text{coll}} < 4$ eV). Such mass-increase phenomenon was observed only for the beginning of exposure and it was concluded that the initial surface oxidation reaction, which includes oxygen atom accommodation at the polyimide surface, was the origin of this unexpected results [14]. In contrast, it is clearly observed that the frequency shift of polyimide-coated QCM increased with increasing the collision energy of atomic oxygen beam ($E_{\text{coll}} > 5$ eV).

The flux of atomic oxygen beam changes with chopper timing, e.g., energy. The mass-loss rate was divided by the relative area of TOF spectrum and flux compensated mass-loss rate, which corresponds to relative reaction efficiency (R_E) of atomic oxygen, was calculated. The

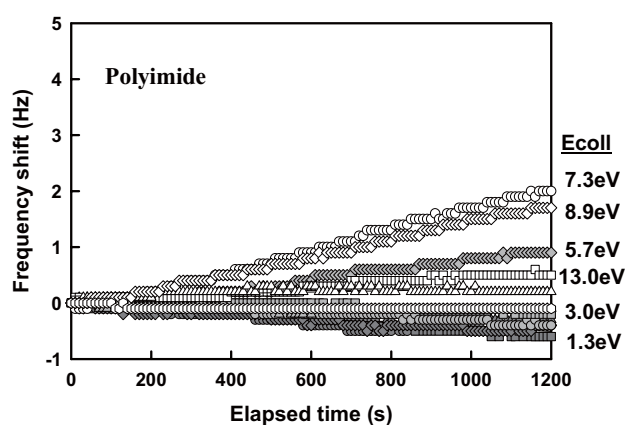


Figure 4 Frequency shift of polyimide-coated QCM during atomic oxygen exposures with various collision energies. Average collision energies (E_{coll}) in each exposure condition are shown in the right side of the panel.

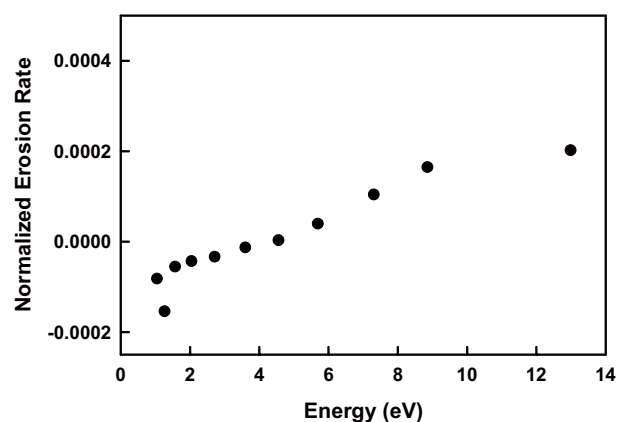


Figure 5 Normalized erosion rate of polyimide as a function of collision energy of atomic oxygen. Difference in atomic oxygen fluxes in the sliced beam was compensated with dividing by the area of TOF spectrum of the each beam.

results are shown in Figure 5. It is clearly indicated that the reaction efficiency almost linearly increases with collision energy for polyimide. The value of reaction yield of Kapton-H, 3×10^{-24} cm³/atom, is not accurate for ground-based simulation for atomic oxygen testing which include wide collision energy distribution. This is probably acceptable for material endurance tests, which compares erosion rate of materials with that of Kapton-H. However, for calibration purpose, the absolute value of reaction yield with 5eV atomic oxygen is needed. Much more careful experiments should be conducted for calibration experiment.

5. Conclusions

For the development of atomic oxygen on-board sensors, ground-based calibration is quite important. Unlike endurance test, atomic oxygen sensor needs an absolute value of reaction yield of sensing materials. Due to the lack of consistency of energy distribution of atomic oxygen beam between real space and ground-based facility, measurement of absolute value of reaction yield of atomic oxygen with sensing material is not an easy task. Use of mechanical chopping wheel is a possible solution for narrowing the energy spread of the atomic oxygen beam in laser detonation source. Careful attention needs to be paid, otherwise large systematic error of atomic oxygen fluence measurement could happen in flight mission.

Acknowledgments

The author would like to thank Mr. Kishida who contributed the experiment. A part of the work was supported under the Grant-in-Aid for Scientific Research from JSPS.

References

- [1] Anderson B. J., Ed., Natural orbital Environment Guidelines for Use in Aerospace Vehicle Development, **NASA-TM 4527** (1994).
- [2] Banks, B. A., Snyder, A., Miller, S. K., Demko, R., Issues and Consequences of Atomic Oxygen Undercutting of Protected Polymers in Low Earth Orbit, **NASA-TM 211577**, 2002.
- [3] Townsend, J. A., Hansen, P. A., Dever, J. A., de Groh, K. K., Banks, B. A., Wang, L., He, C., 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] Visentine, J. T., "Atomic Oxygen Effects Measurements for Shuttle Missions STS-8 and 41G," **NASA TM-100459**, September 1988.
- [5] Minton, T. K., "Protocol for Atomic Oxygen Testing of Materials in Ground-Based Facilities, Version Number 2", **JPL Publication 95-17**, September 1995.
- [6] de Groh, K. K., Banks, B.B., Dever, J. A., Jaworske, D. A., Miller, S. K., Sechkar, E. A., Pamko, S. R., NASA Glenn Research Center's material international space station experiments (MISSE-1-7), *Proc. 3rd International Symposium on "SM/MPAC&SEED Experiment"*, Tsukuba, Japan, March 2008, **JAXA-SP-08-015E**, pp.91-119.
- [7] Osborne, J. J., Harris, I. L., Roberts, G. T., Chambers A. R., *Review of Scientific Instruments*, **72** (2001) pp.4025-4041.
- [8] Harris, I. L., Chambers A. R., Roberts, G. T., *Review of Scientific Instruments*, **68** (1997) 3220-3238.
- [9] Osborne, J. J., Roberts, G. T., Chambers A. R., Gabriel, S. B., *Review of Scientific Instruments*, **70** (1999) pp.2500-2506.
- [10] Rejsek, V., Inguibert, V., Duzellier, S., Pons, C., Tighe, A., van Eesbeek M., *MEDET experiment on-board ISS: Preliminary results of materials degradation on the spectrometer SUB-UNIT*, *Proc. 11th International Symposium on Materials in Space Environment*, Aix-en-Provence, France, September 2009, in press.
- [11] Minton, T. K., Private communication
- [12] Tagawa M., Matsushita M., Umeno M., Ohnae N., "*Laboratory studies of atomic oxygen reactions on spin-coated polyimide films*", *Proceedings of the International Symposium on Materials in a Space Environment*, Noordwijk, The Netherlands, September 1994, **ESA SP-368**, pp.189-194.
- [13] Caledonia, G. E., Krech, R. H., and Green, B. D., "A High Flux Source of Energetic Oxygen Atoms for Material Degradation Studies," *AIAA Journal*, **25** (1987) pp.59-63.
- [14] Kenoshita H., Tagawa M., Yokota K., Ohnae N., *Nonlinear phenomenon in the mass loss of polyimide films under hyperthermal atomic oxygen beam exposures* ", *High Performance Polymers*, **13** (2001) pp.225-234.

Development of the neutron monitor onboard Space Environment Data Acquisition Equipment – Attached Payload (SEDA-AP)

By Kiyokazu.Koga¹⁾, Haruhisa.Matsumoto¹⁾, Takahiro.Obara¹⁾, Tateo.Goka¹⁾, Tokonatsu Yamamoto²⁾, Yasushi Muraki²⁾

¹⁾Aerospace Research and Development Directorate, JAXA, Tsukuba, Japan

²⁾Department of Physics, Konan University, Kobe, Japan

To support future space activities, it is very important to acquire space environmental data related to space radiation degradation of space parts and materials and spacecraft anomalies. Such data are useful for spacecraft design and manned space activity. A solar neutron detector will be launched in June, 2009 by the Space Shuttle and attached to the Exposed Facility (EF) on the Japanese Experiment Module “Kibo” of the International Space Station (ISS). The detector is composed of the scintillation fiber and is called as the FIB. It has a function of tracking the recoil protons induced by neutrons and a measurement of the proton energy by the range method. We report the development status and flight data of FIB.

Key Words: Neutron monitor, “Kibo”, ISS, Exposed facility, SEDA-AP

1. Introduction

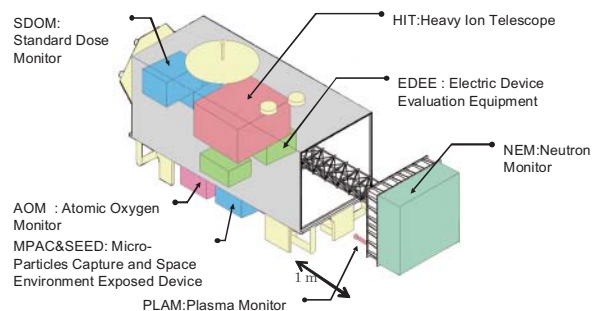
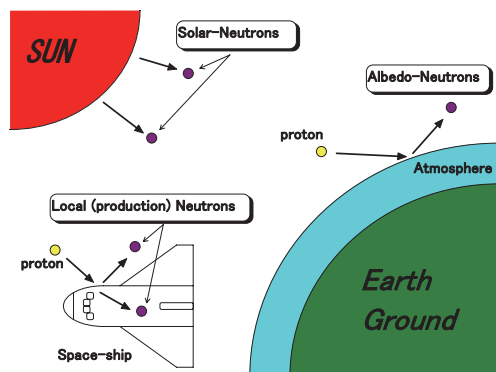
A new type of neutron detector, the FIBer neutron monitor (FIB), is developed. There are various origins of neutrons in space: solar-neutrons, albedo-neutrons, and local production neutrons (Figure 1). FIB measures high-energy neutrons, such as those of solar origin and albedo neutrons, in the energy range from 15MeV to 100MeV. One of the main purposes of this detector is to inform the cosmonauts of the arrival of strong charged particle radiation and to elucidate the ion acceleration mechanism at the solar surface. This detector will be launched in the Japanese Experimental Module (Kibo) exposed facility of the International Space Station (ISS), as one of the instruments of the Space Environment Data Acquisition Equipment (SEDA). SEDA has seven instruments to measure the space environment of the ISS orbit (Figure 2): neutron monitor, heavy ion telescope, plasma monitor, standard dose monitor, atomic oxygen monitor, electronic device evaluation equipment, micro-particle capture and space environment exposure device. The neutron monitor of SEDA has two instruments. One is the Bonner Ball Type Neutron detectors (BBND) (Matsumoto et al., 2001) and the other is FIB. Figure 3 shows the modules of

the neutron instrument at SEDA. The neutron measurement module will extend to about 1 meter in order to avoid the neutrons which are produced by the collisions between the wall of SEDA, the main body and protons as shown in Figure 2.

2. Instruments

High-energy neutrons undergo elastic collisions with hydrogen atoms in the scintillator and produce recoil protons. Since the produced recoil protons penetrate two or more scintillators, the energy of an incident neutron can be determined by measuring the path length. The trajectory of the recoil proton can be determined using the 512ch outputs of the scintillation fibers which are placed in the two orthogonal directions, X and Y, only if the incident direction of neutrons is known, e.g., neutrons of solar origin. Figure 4 shows the detection principle of FIB.

Light emitted by the scintillator is transported by 15-20 cm-long optical fibers to the Photomultiplier Tube (PMT) (Takasaki et al., 1987). Hamamatsu H4140-20 photomultiplier tubes are used as the multianode (256ch) photomultiplier tubes in the X and Y directions. The signals from the two PMT's are sent to the electronic equipment



which consists of a charge amplifier, an analog memory, and a data-processing board. The circuit was designed using CMOS circuits by the High Energy Accelerator Research Organization (KEK) advanced technology group (Ikeda et al., 1993).

A detailed design of this FIB and examination results of the Bread Board Model (BBM) and the Engineering Model (EM) have already been reported (Imaida et al., 1999, Koga et al., 2001).

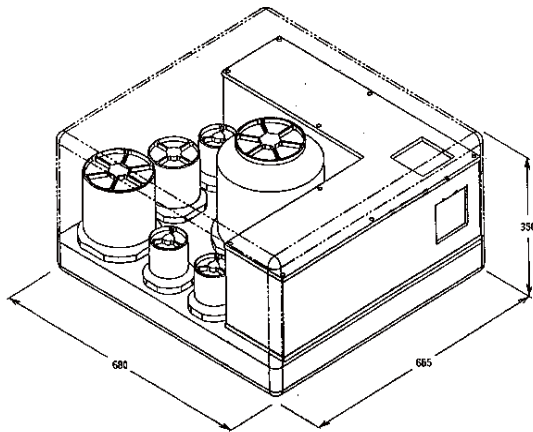


Fig. 3. The schematic view of neutron monitor inside SEDA-AP

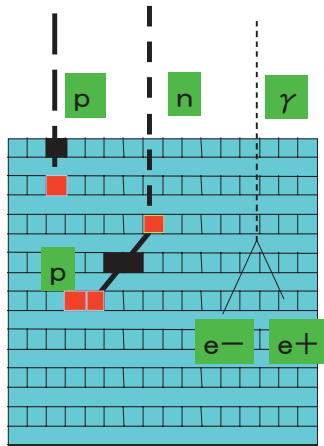


Fig. 4. The detection mechanism of neutrons and protons by FIB

3. Irradiation Test

The flight model (FM) of this FIB was investigated using an accelerated beam at Riken. A 160MeV proton beam was bombarded in front of the FIB. The different proton energy was realized to install various thicknesses of the aluminum plates. The energy radiated on the FIB detector is equivalent to the energy of 27MeV, 44MeV, 68MeV, 102MeV respectively. The range of tracks was scanned by eye and obtained the range distribution. We have regarded that the mean value of the range corresponds to the incident proton energy, while the distribution from the mean value corresponds to the energy resolution of the detector. Thus

the energy resolution has been obtained. An example of the results are plotted in Figure 5. Fitting the data to a function of $1/E$, we have obtained the energy resolution of the FIB to the proton tracks as $\Delta E/E \approx 10\% / (E/50\text{MeV})$.

However when the number of trigger events for neutrons will increase over 16 Hz, the FIB detector cannot record the pattern of the event, since the transmission rate is limited by the baud rate of the communication between the ISS and the ground based station. In this case, they can measure the number of layers, i.e., the range of charged particles. Furthermore in case the trigger rate exceeds 64Hz, the total deposited energy will be only measured with use of the mesh type dynode of the multi-anode photomultipliers. In this time, the energy resolution is not so good in comparison with the range method and it turns out as $\Delta E/E \approx 40\%$, being independently from energy.

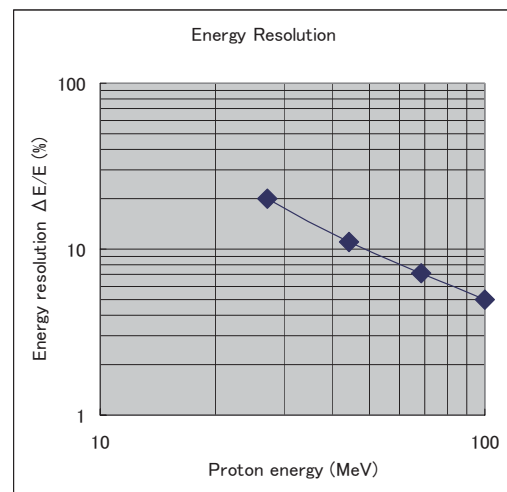


Fig. 5. The energy resolution of the sensor

3. Initial checkout result

Development of the Flight Model (FM) of SEDA-AP has been completed and was lanced on July 16 in 2009. SEDA-AP was attached to Exposed Facility(EF) of “Kibo” on July 25 using the robot arm of “Kibo”. Initial checkout was started on August 4 and successfully ended on September 17.

4.Measurement result

Figure 6 shows the neutron tracks actually obtained from the onboard sensor. The left side is Y direction of sensor, and the right side is X direction. The both direction has 256 (16x16) squares shows each scintillation fiber (6x3mm) output. Figure 7 shows proton tracks which started from the first layer of the fiber (in the case of the neutron measurement mode was off).

5. Summary

Manufacturing of the FM of FIB was stated in 2000, and finished in 2002. From irradiation tests of the FM,

performance of FIB is confirmed. Prot-flight test was done successfully and shipped to SEDA-AP system integrator.

SEDA-AP was launched by the Space Shuttle and attached to the JEM-EF. Measurement of space environment started, and will be continue for 3 years.

Space environment data in JAXA, which include data from SEDA-AP, are available to the public as data of the Space Environment and Effect System (SEES; <http://sees.tksc.jaxa.jp>). Those data will be used widely by academic and industrial users in laboratories, universities, JEM experiment investigators, and others in spacecraft operation, engineering fields, and scientific research. Data from SADA-AP will also be used to develop the Japanese space environment model.

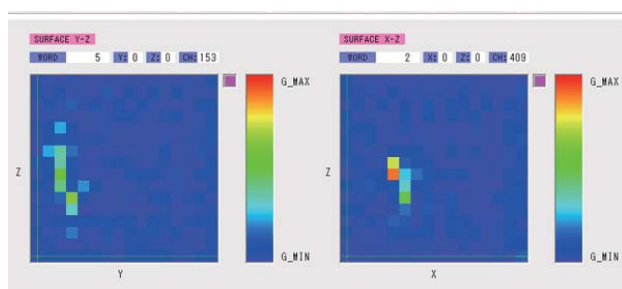


Fig. 6 a neutron track obtained on ISS

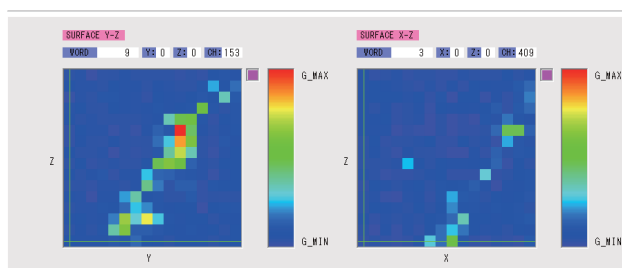


Fig. 7 a proton track obtained on ISS

References

- 1) Takasaki F., H. Saito, T. Fukui, T. Matsushita and T. Suzuki, 1987, *Development of Multianode Photomultiplier Tube*, Nucl. Instr. Meth. in Phys. Res., A260, 447-450
- 2) Ikeda H., Y. Fujita, M. Ikeda, S. Inaba, M. Tanaka, T. Tsuboyama and S. Okuno, 1993, *Design study of CMOS VLSI for KEK B-factory silicon micro-vertex detector*, Nucl. Instr. and Meth. in Phys. Res. A332, 269-276
- 3) Imaida I., Y. Muraki, Y. Matsubara, K. Masuda, H. Tsuchiya, T. Hoshida, T. Sako, T. Koi, P.V. Ramanamurthy, T. Goka, H. Matsumoto, T. Omoto, A. Takase, K. Taguchi, I. Tanaka, M. Nakazawa, M. Fujii, T. Kohno and H. Ikeda, 1999, *A new tracking satellite-borne solar neutron detector*, Nucl. Instr. Meth. in Phys. Res. A 421, 99-112
- 4) Koga, K., T. Goka, H. Matsumoto, Y. Muraki, K. Masuda, and Y. Matsubara, *Development of the fiber neutron monitor for the energy range 15-100 MeV on the International Space Station (ISS)*, Radiation Measurements, 33, 297, (2001).

帯電・放電実験及びシミュレーション

高エネルギー電子ビーム環境におけるフラッシュオーバー放電の伝搬範囲

奥村 哲平 仁田 工美 高橋 真人
宇宙航空研究開発機構 研究開発本部

原田 次郎 萩原 洋一
Advanced Engineering Service

豊田 和弘
九州工業大学 宇宙環境技術研究センター

1. 研究背景

一次放電は、太陽電池の劣化や、太陽電池アレイ回路の短絡原因となる[1, 2]。人工衛星を打ち上げる前に、太陽電池アレイの放電に対する耐性を調べるための帯電放電試験が行われることがある[3-5]。こうした帯電放電試験は、一次放電電流のエネルギーや電流ピーク値によって結果が異なる可能性が示唆されており[6]、一次放電の正しい理解に基づいた波形の模擬が求められている[7]。

一次放電の波形を正確に模擬するためには、放電プラズマの伝搬距離と伝搬速度といった放電プラズマの特性値を求める必要がある。そのため、世界各国の研究機関が、放電プラズマの特性を求めるための研究に取り組んでいる[8-11]。文献8から文献11までの研究に用いられた太陽電池アレイパネルは最大でも、 1m^2 である。実際の太陽電池アレイパネルは遥かに大きいので、 1m^2 程度の太陽電池アレイパネルを用いて行った実験結果から、放電プラズマの伝播範囲を議論するのは難しい。また、放電プラズマの伝搬速度の時間変化も調べる必要がある。そこで、我々は 5m^2 の太陽電池アレイパネルを用いて放電プラズマの特性を求めるための実験をおこなった。本論文では、放電プラズマの伝搬距離に関して議論をおこなう。

2. 実験方法

〈2・1〉太陽電池アレイクーボン 図1に実験に用いた太陽電池アレイクーボンパネル（以下、クーボンパネル）を示す。クーボンパネルのサイズは $2\text{m} \times 1.2\text{m}$ である。このクーボンパネルは、実際の人工衛星に用いられる太陽電池アレイと同等のデザインである。クーボンパネル上には 700 枚程度の化合物太陽電池が配置されている。一列あたりの太陽電池の枚数は 30 枚から 31 枚で、パネル一枚当たりの

並列数は 24 である。太陽電池にはカバーガラスが取り付けられており、表面には反射防止コーティングが施されている。

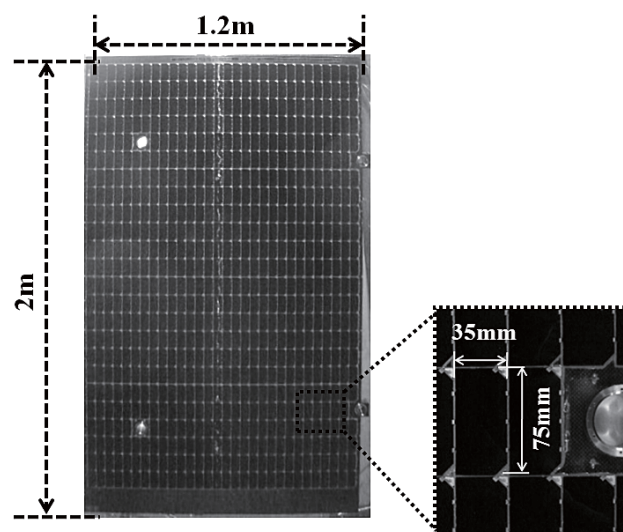


図1 太陽電池アレイクーボン

〈2・2〉実験システムと放電試験回路 放電電流の波形は直流電流プローブと 32ch オシロスコープを用いて測定する。32ch オシロスコープは、放電が発生した時にトリガを出力することができる。真空チャンバー内部の様子は近赤外カメラを用いて観察することができる。近赤外カメラのビデオ出力は、画像取り込み PC に入力されている。画像取り込み PC には、32ch オシロスコープのトリガも入力されており、放電が発生した時の真空チャンバー内の画像を取り込むことができる。

図2に放電試験回路を示す。 V_b は人工衛星が周辺プラズマに対して持つ電位差を模擬する。 C_{ext} は人工衛星が周辺プラズマに対して持つ静電容量を模擬する。今回の実験では、

240pFとした。この値は、特定の人工衛星の静電容量を模擬したものではない。ブローオフ電流は電流プローブ I_b で測定する。また、フラッシュオーバー電流（または中和電流）は電流プローブ I_{st1} から I_{stx} で測定する。

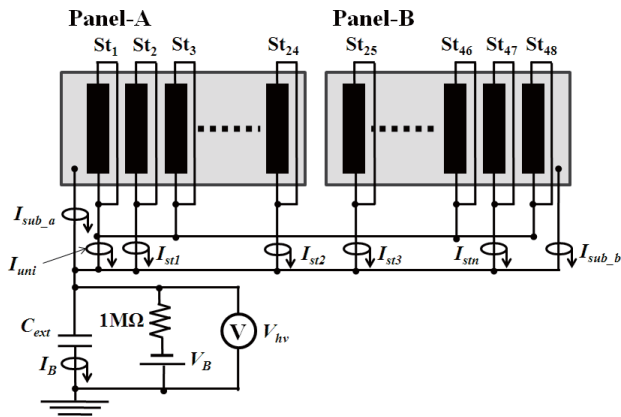


図2 放電試験回路

〈2・3〉実験環境 図3に実験システムの概念図を示す。真空チャンバーのサイズは、直径が2.5mで、奥行きが5mである。クライオポンプを二基搭載しており、試験中の背圧は 1×10^{-4} Pa から 5×10^{-5} Pa 程度となる。図1に示したクーボンパネルを二枚、真空チャンバー内に投入した。クーボンパネル間の距離は、実際の衛星におけるパネル間の距離を模擬するために60mmとした。サブストームが発生した時の、高エネルギー電子を模擬するために、真空チャンバーには二基の電子銃が取り付けられている。電子銃の加速電圧は9keVとした。電子銃の正面には、電子銃を拡散させるための100nmのアルミ箔が取り付けられている。電子はアルミ箔を貫通する際に2keV程度のエネルギーを失うので、アルミ箔直後の電子のエネルギーは大きくても7keV程度である。 V_b は6kVに設定したので、クーボンパネル表面には大きくても1keV程度の電子が照射される。二次電子放出係数は1keV以下のエネルギー領域に最大値を持つので、カバーガラス内部には逆電位勾配が発生する。

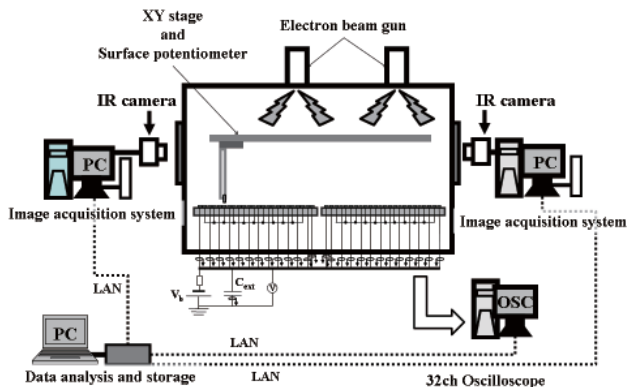


図3 試験システム

3. 実験結果

図4に典型的なフラッシュオーバー電流、中和電流、ブローオフ電流の波形を示す。ここでは、フラッシュオーバー電流の波形を用いて、電荷量やパルス幅の計算方法を説明する。電流波形のピーク値を I_{peak} とする。電流が I_{peak} の5%となった時の、時間をそれぞれ T_{i1} と T_{i2} とする。電流波形のパルス幅 T_{arc} は式1で定義する。

$$T_{arc} = T_{i1} - T_{i2} \quad (1)$$

また、電荷量 Q_{arc} は式2で定義する。

$$Q_{arc} = \int_{T_{i1}}^{T_{i2}} i(t) dt \quad (2)$$

ブローオフ電流や中和電流についても、同様な計算式を用いて電荷量やパルス幅を計算した。

図4の放電について、全ての中和電流の電荷量を計算した。図5にフラッシュオーバー電流が発生した列からの距離と電荷量の関係を示す。図5より、電荷量はフラッシュオーバー電流が発生した列から離れるほど小さくなっている。これは、放電発生点から遠く離れるほどフラッシュオーバープラズマによって中和される電荷量が少なくなること示唆している。ここで、図6に放電の発生個所を示す。放電は、真空チャンバーのほぼ中央部で発生している。前述の通り、クーボンパネル間には60mm程度の空隙が存在するが、空隙の存在とは関係なく放電発生点から1m以内では、中和電荷量が 10^{-5} C 以上ある。よって、空隙の存在によってフラッシュオーバープラズマが極端に減衰する可能性はないと考えられる。

伝搬範囲を測定する場合、放電前後の表面電位分布から求めることができる[9, 10, 12]。しかしながら、我々は試験の効率化を図るために、フラッシュオーバー電流や中和電流の電流波形から伝搬範囲を求めた。

フラッシュオーバー電流のパルス幅を見積もる上で、放電プラズマの伝搬距離は重要な指標となる。フラッシュオーバープラズマの伝搬距離が広いと、フラッシュオーバー電流のパルス幅は長くなるという予測も存在している[10]。そこで、フラッシュオーバー電流のパルス幅とフラッシュオーバープラズマの伝搬距離の関係について検討した。図7(100μs)、図8(200μs)、図9(300μs)、図10(>400μs)に、それぞれパルス幅が100μs、200μs、300μs、400μs以上の時の、フラッシュオーバー放電が発生した列からの距離と電荷量の関係を示す。例えば中和電荷量が 10^{-5} C 以上の範囲で考えると、パルス幅が増加することによって電荷が中和される範囲がより広範囲になっている。図7と図8より、パルス幅が100μsから200μs台に増加したことによって、フラッシュオーバープラズマが電荷を中和する範囲が広がっていることがわかる。しかしながら、図9と図10より、パルス幅が300μs以上になっても、電荷の中和範囲は広がっていないことがわかる。以上のことから、放電が発生してから300μsより短い時間では、フラッシュオーバープラズマ伝搬

範囲は放電発生点を中心として広がると考えられる。また、放電が発生してから 300 μ s 以上の時間が経過すると、フラッシュオーバープラズマの進展は停止すると考えられる。

パルス幅が 300 μ s 以上の場合について、フラッシュオーバープラズマの最大伝搬距離を検討する。図 11 に、各フラッシュオーバー放電の最大伝搬距離と個数の関係を示す。電荷の中和距離は最大で 3.4m だった。今、太陽電池アレイの面積が十分に広くて、フラッシュオーバープラズマは放電発生点から同心円状に広がると仮定する。今回の実験より、フラッシュオーバープラズマは最大で半径 3.4m 以内の誘電体に蓄積された電荷を中和すると言うことができる。

図 11 より、166 個の放電ではフラッシュオーバープラズマの伝搬範囲は 1.5m から 2m の範囲内におさまっている。これに対して、伝搬距離が 3m を超えるような放電は 1 回しか発生していない。フラッシュオーバープラズマが、ある距離まで到達する確率を検討するために、フラッシュオーバープラズマの伝搬距離の正規分布 $N(\mu, \sigma^2)$ を考える。個体数となる放電回数は 367 回である。伝搬距離の平均値 μ は 1.76m、分散 σ は 0.18 である。伝搬距離が 1.5m から 2.5m の範囲内となる確率は 0.92 で、伝搬距離が 2.5m 以上となる確率は 2.0×10^{-5} となった。よって、伝搬距離が 2.5m を超えるようなフラッシュオーバー放電は極めて発生しにくいと言うことができる。

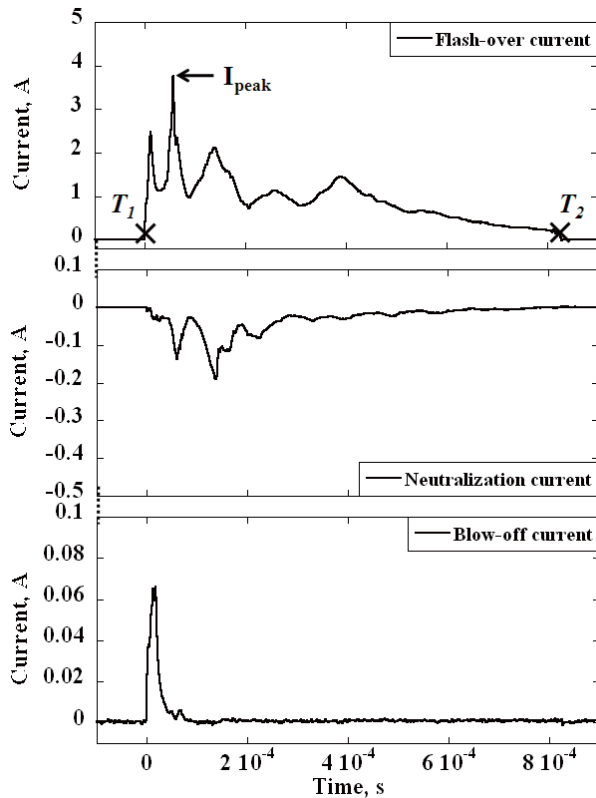


図 4 典型的なフラッシュオーバー電流，中和電流，ブローオフ電流の波形

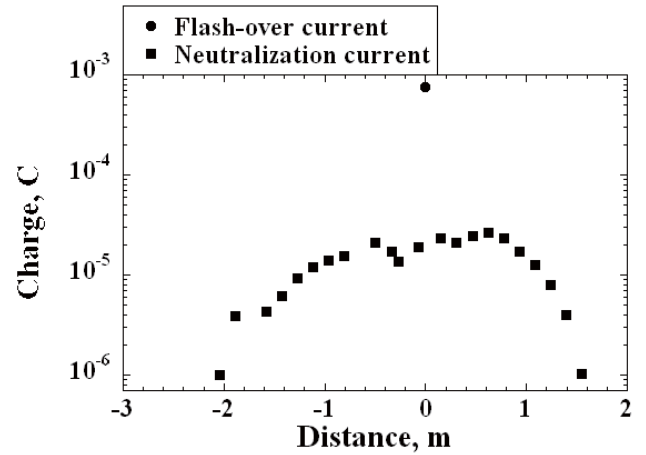


図 5 中和電流の電荷量と放電発生点からの距離

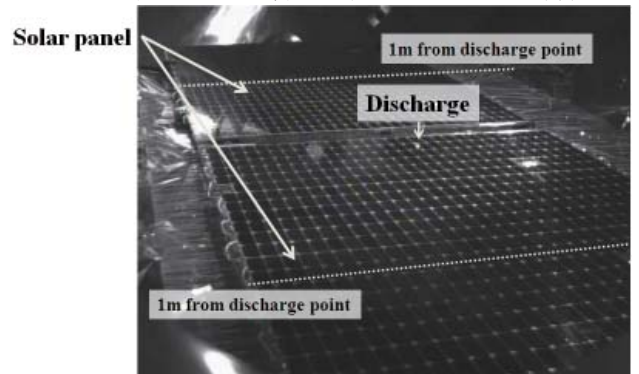


図 6 図 4 の放電の発光

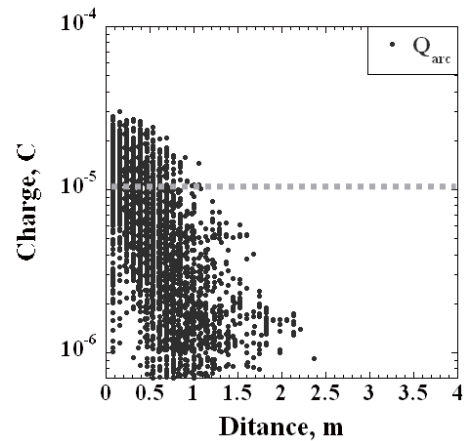


図 7 放電発生点からの距離と中和電流の電荷量 (100μ s < T_{arc} < 200μ s)

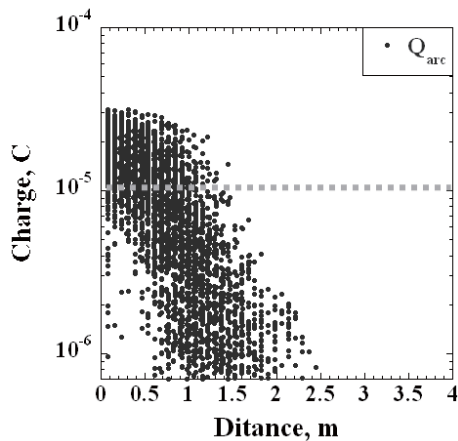


図8 放電発生点からの距離と中和電流の電荷量 ($200\mu\text{s} < T_{\text{arc}} < 300\mu\text{s}$)

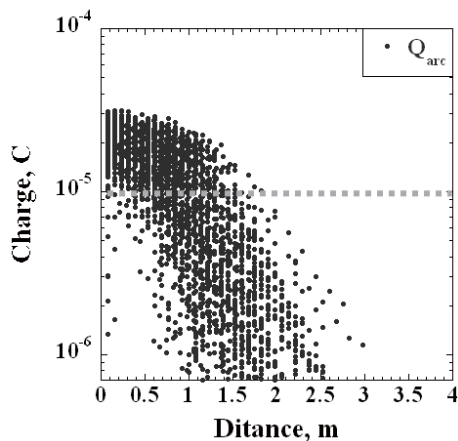


図9 放電発生点からの距離と中和電流の電荷量 ($300\mu\text{s} < T_{\text{arc}} < 400\mu\text{s}$)

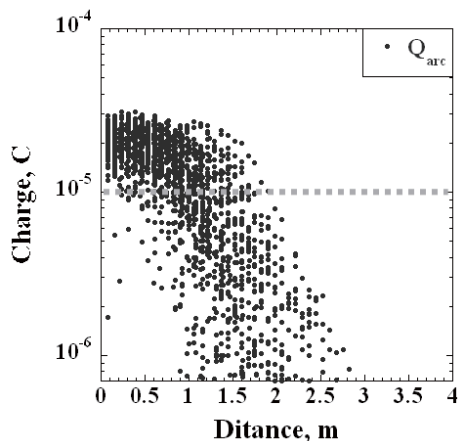


図10 放電発生点からの距離と中和電流の電荷量 ($T_{\text{arc}} < 400\mu\text{s}$)

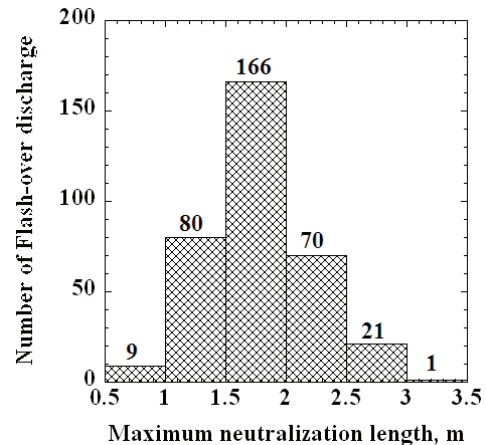


図11 パルス幅が $300\mu\text{s}$ 以上の時の電荷の最大中和距離と個数の関係

4. まとめと今後の課題

静止軌道のプラズマ環境における太陽電池アレイ上のフラッシュオーバー放電の伝搬距離を調べるために、模擬静止軌道プラズマ環境下で放電試験をおこなった。放電試験に用いた太陽電池アレイクーポンパネルの総面積は約 5m^2 で、放電試験に用いられた太陽電池アレイクーポンパネルの面積としては世界最大である。太陽電池アレイクーポンパネル上の太陽電池列を流れる中和電流やフラッシュオーバー電流の波形から、フラッシュオーバープラズマの伝搬範囲を調べた。

フラッシュオーバープラズマの伝搬範囲は、フラッシュオーバー電流のパルス幅が $300\mu\text{s}$ 以下では、フラッシュオーバー電流のパルス幅の増加とともに広がる傾向にある。しかしながら、パルス幅が $300\mu\text{s}$ 以上になるとフラッシュオーバープラズマの伝搬範囲は 3m を上限として広がることはなかった。フラッシュプラズマは放電発生点から同心円状に伝搬すると仮定すると、静止軌道のプラズマ環境において、今回の試験から最大でも半径 3.4m 程度しか伝搬しないことがわかった。

5. 謝辞

本論文で報告した実験を実施するにあたり協力していただいた AES 山本氏, JAXA 須藤氏, 九州工業大学 鈴木氏に感謝します。

文 献

- (1) Okumura, T., Masui, H., Toyoda, K., Imaizumi, M., Cho, M., "Degradation of electric performance due to electrostatic discharge on silicon solar cell for space," *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Science*, Vol.55, No.647, 2007, pp.590-596.
- (2) Inguibert, V., Sarraill, D., Mateo-Velez, J-C., Reulet, R., Levy, L., Boulay, F., Payan, D.: Electrostatic Discharge and Secondary Arcing on Solar Array – Flashover Effect on Arc Occurrence, 2008, IEEE Transaction on

- Plasma Science, Vol.36, No.5, pp.2404-2412.
- (3) Toyoda, K., Masui, K., Muranaka, T., Cho, M., Urabe, T., Miura, T., Kawakita, S., Gonohe, Y., Kikuchi, T.: ESD Ground Test of Solar Array Coupons for a Greenhouse Gases Observing Satellite in PEO, 2008, IEEE Transaction on Plasma Science, Vol.36, No.5, pp.2413-2424.
 - (4) Toyoda, K., Matsumoto, T., Shikata, Y., Cho, M., Tetsuo, Sato., Nozaki, Y.: ESD Ground Test of Solar Array Coupons for a Wideband Internetworking Satellite, 2004, Journal of the Japan Society of Aeronautical and Space Science, Vol.52, No.606, pp.328-336.
 - (5) Toyoda, K., Matsumoto, T., Cho, M., Nozaki, Y., Takahashi, M.: Power Reduction of Solar Arrays due to Arcing Under Simulated GEO Environment, 2004, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.41, No.5, pp.854-861.
 - (6) Okumura, T., Masui, K., Toyoda, K., Cho, M., Nitta, K., Imaizumi, M.: Environmental Effects on Solar Array Electrostatic Discharge Current Waveforms and Test Results, 2009, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.46, No.3, pp.697-705.
 - (7) Cho, M.: Status of ISO standardization efforts of solar panel ESD test methods, *10th Spacecraft Charging Technology Conference*, June, 2007, Biarritz, France.
 - (8) Leung, P., Bodeau, M.: Plasma Phenomena Associated with Solar Array Discharges and Their Role in Scaling Coupon Test Results to a Full Panel, *8th Spacecraft Charging Technology Conference*, Huntsville USA, October 2003.
 - (9) Masui, H., Toyoda, K., Cho, M.: Electrostatic Discharge Plasma Propagation Velocity on Solar Panel in Simulated Geosynchronous Environment, 2008, IEEE Transaction on Plasma Science, Vol.36, No.5, pp.2387-2394.
 - (10) Amorim, M., Payan, D.: Electrostatic Discharges on a 1M2 Solar Array Coupon – Influence of the Energy Stored on Coverglass on Flashover Current, *9th Spacecraft Charging Technology Conference*, Tsukuba Japan, April 2005.
 - (11) Vayner, B., Ferguson, D., Galofaro, J.: The Effect of Solar Array Size on Sustained Arc Inception, 47th AIAA Aerospace Science Meeting, AIAA 2009-115, Orlando, Florida, USA, January 2009.
 - (12) Kawasaki, T., Hosoda, S., Kim, J., Toyoda, K., Cho, M.: Charge Neutralization via Arcing on Large Solar Array in the GEO Plasma Environment, 2006, IEEE Transaction on Plasma Science, Vol.34, No.5, pp.1979-1985.

宇宙機用ワイヤ間の持続放電特性

藤井 治久、上谷 佑介（奈良高専）

Characteristics of Sustained Arcing Discharges between Wires in Vacuum
Haruhisa Fujii and Yusuke Uetani (Nara National College of Technology)

1. はじめに

宇宙機の帯電問題は約30年前から取り上げられており⁽¹⁾、以来、宇宙機の帯電に関する技術開発が活発に行われて来た。その結果、帯電に対し信頼性の高い宇宙機が開発・運用され、我々の社会生活に多大の恩恵をもたらして来た。これらの技術開発においては、宇宙機の表面帯電を如何に防止するかということに主眼が置かれていた。一方、昨今の人工衛星や宇宙ステーションなどの宇宙機は大型化・大電力化の傾向にあり、バス電圧の高電圧化が進められている中、2003年10月、我が国の地球観測技術衛星ADEOS-IIが機能不全に陥った。その原因は、太陽電池パネルから衛星本体に電力を送る電力線ワイヤハーネス部のMLI (Multi-Layer Insulation) が宇宙プラズマにより帯電したことと、ワイヤ線の一部の絶縁被覆が損傷を受け導体が露出したため、その導体とMLI蒸着層との間で静電気放電 (ESD : Electrostatic Discharge) が発生し、その放電プラズマにより導体間で持続放電が生じたためであると考えられた⁽²⁾。しかし、このような持続放電のメカニズムや発生条件は明確になっていないのが現状である。

そこで、筆者らは導体間の持続放電現象の特徴を調査することにより、そのメカニズムを明らかにし、その成果を持続放電防止技術に反映しようと考えた⁽³⁾。ここでは、実際に衛星の電力線に使用される1対のワイヤを用いて、静電気放電をワイヤ導体間に注入し、持続放電発生条件を検討したので報告する。

2. 実験方法

図1に実験装置の概略図を示す。

真空チャンバ内に設置された1対のワイヤ導体間に抵抗 R を挿入し、その回路に DC 電流源 (Agilent、E4351B) から電流 I を流すことによって、導体間に電位差 $V_a = R \cdot I$ を発生させた。また、DC 電源 (菊水電子、PAD1K-0.2L) (電圧 V_c) によって $5M\Omega$ の抵抗を通してコンデンサ C に充電された電荷を、スイッチにより ESD パルスとして針電極または刃型電極に注入した。ESD パルス注入により放電が発生した時、

回路に流れる電流と導体間の電圧を、それぞれ CT (Current Transformer、Peason 411) 3 個と電圧プローブ PT によりデジタルオシロスコープ (Tektronix、TDS2014) で測定した。

針電極を取り付けた試料の写真を、図2に示す。ワイヤは ETFE 絶縁被覆電線で、外径 $\phi 1.2\text{mm}$ 、絶縁被覆厚 0.15mm 、導体径 $\phi 0.9\text{mm}$ である。1 対のワイヤそれぞれにワイヤの損傷を模擬し、絶縁被覆を幅 $l = 1\text{mm}$ に剥ぎ取った。本実験では、ワイヤ同士が接触している場合を模擬したため、導体間隔は 0.3mm であった。また、刃形電極 (厚さ 0.1mm) の場合は、ワイヤ被覆にトリプルジャンクションを形成するため接触させた (図3)。

今回、導体電流 I 、抵抗 R 、真空チャンバの真空度 P 、充電電圧 V_c などをパラメータとして実験を行った。なお、実験は全て室温で行った。

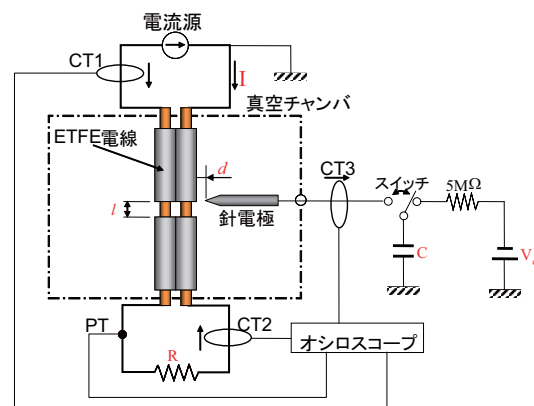


図1 実験装置の概略

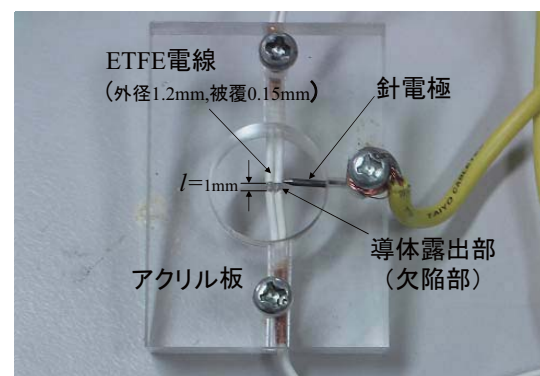


図2 針電極試料の写真

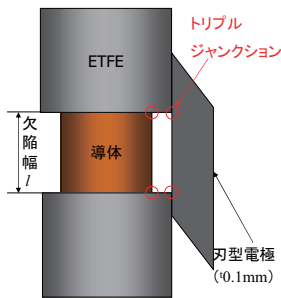
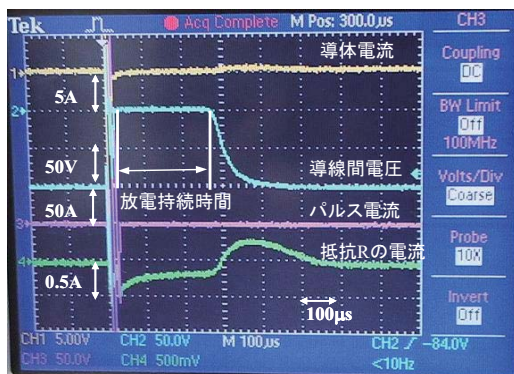


図3 刃型電極

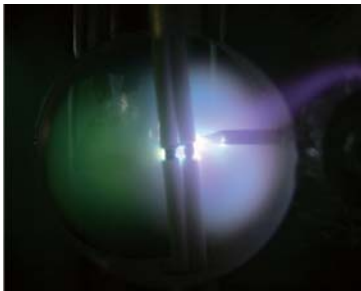
3. 実験結果

3.1 針電極を使用した場合

図4(a)に、真空チャンバ内圧力 $P=2\text{Torr}$ でワイヤと抵抗 $R=200\Omega$ に電流 $I=0.5\text{A}$ を流し（導体間電圧 $V_a=100\text{V}$ ）、キャパシタ $C=1\mu\text{F}$ に電圧 $V_c=-1000\text{V}$ で充電した電荷パルスによるESDによってトリガーされた放電電流と電圧波形を示す（ $l=1\text{mm}$ 、 $d=0\text{mm}$ ）。ESDパルスを注入した直後導体間電圧 V_a は 0V になり、約 $260\mu\text{s}$ 間その状態が継続した（以後、この継続時間を放電持続時間と呼ぶ）。この間、導体間に注入されたESDプラズマにより、露出した導体間でアーク放電が成長し橋絡したことを示している。このときの放電の様子を図4(b)に示しているが、導体近傍で強烈な発光が見られ、アーク放電が発生していることを示している。



(a)放電時の電流・電圧波形



(b)放電光

図4 $P=2\text{Torr}$ 、 $I=0.5\text{A}$ 、 $V_a=100\text{V}$ 、 $V_c=-1000\text{V}$ 、 $C=1\mu\text{F}$ で発生した放電

図4に示したような放電持続時間がESDを発生させるためのコンデンサ容量 C や充電電圧 V_c にどのように依存するかを調査した。図5に、 $P=10\text{Torr}$ 、 $I=0.5\text{A}$ 、 $V_a=100\text{V}$ （ $R=200\Omega$ ）、 $l=1\text{mm}$ 、 $d=0\text{mm}$ の条件で、 C および V_c を変化させたときの放電持続特性を示す。図5(a)は、 $V_c=-1000\text{V}$ 一定条件下で C を変えた場合で、放電持続時間はコンデンサ容量 C とともに長くなることがわかる。また、同図(b)は、容量 $C=1\mu\text{F}$ 一定条件下で V_c を変えた場合で、 V_c が大きくなると放電持続時間は長くなるが、閾値が存在すると思われる。これらから、充電電荷量（ CV_c ）が大きくなると放電持続時間は長くなるが、放電発生は充電電圧 V_c で制約されられると考えられる。

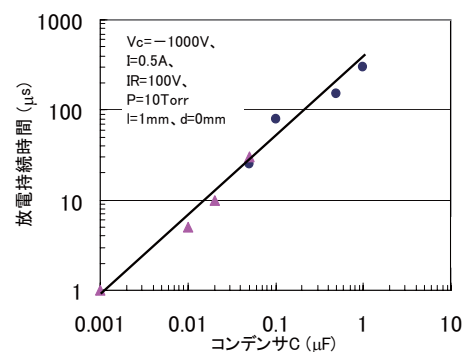
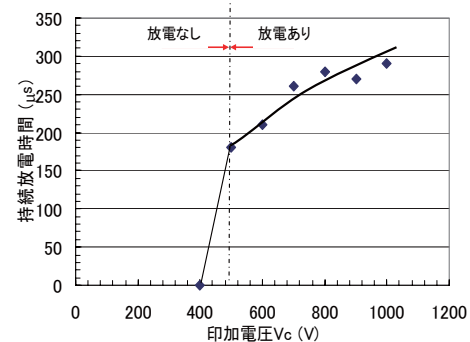
(a)コンデンサ容量 C 依存性(b)充電電圧 V_c 依存性

図5 $P=10\text{Torr}$ 、 $I=0.5\text{A}$ 、 $V_a=100\text{V}$ 、 $l=1\text{mm}$ 、 $d=0\text{mm}$ での放電持続特性

次に、持続放電が導体を流れる電流の向きによってどのように変化するかを調査した。その結果を図6に圧力依存性として示す。対向する導体に流れる電流が同方向の場合、放電持続時間が長くなることを示している。導体電流 I が流れることにより導体の周りに磁界が発生するが、同方向の場合、導体間の磁界はお互い弱めあう。一方、逆方向の場合は導体間の磁界が強めあうように形成される。このため、同方向電流の場合は導体間に形成されたプラズマに作用する Lorentz 力が弱くなるため、荷電粒子が対向導体電極に到達しやすくなり、放電持続時間が長くな

ると考えられる。なお、本研究では通常、図 1 に示したように、電流はお互い逆方向になっている。

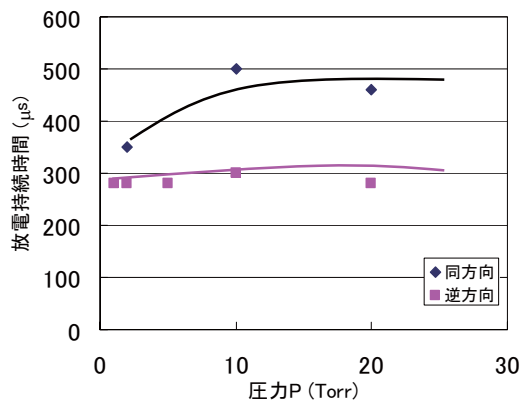


図 6 放電持続時間の圧力依存性に及ぼす電流の向きの影響 ($V_c = -1000V$ 、 $C = 1\mu F$ 、 $I = 0.5A$ 、 $V_a = 100V$ 、 $l = 1mm$ 、 $d = 0mm$)

次に、欠陥幅 l の放電持続時間に及ぼす影響についての結果を述べる。 $l = 1mm$ と $0.5mm$ の場合を図 7 に示す。欠陥幅 l の短い方が放電持続時間は長いことがわかる。これは、針電極から欠陥部に注入された荷電粒子が欠陥幅の狭い領域に閉じ込められるので、その荷電粒子の密度が高くなり導電性を増すため、放電持続時間が長くなるものと考えられる。

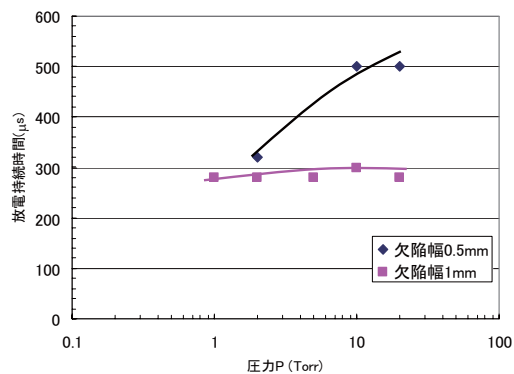


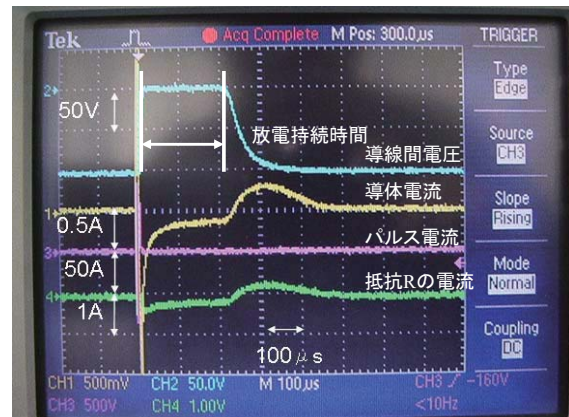
図 7 放電持続時間の圧力依存性に及ぼす欠陥幅 l の影響 ($V_c = -1000V$ 、 $C = 1\mu F$ 、 $I = 0.5A$ 、 $V_a = 100V$ 、 $d = 0mm$)

3.2 刃型電極を使用した場合

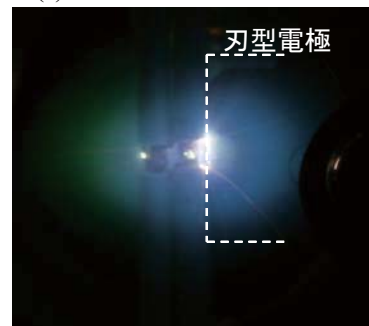
針電極により電荷を注入する場合、圧力が $10^{-1}Torr$ 台以下では持続放電の発生は困難であったので、低圧力での持続放電を検討するため、トリプルジャンクションが形成できる刃型電極を用いて実験を行った。

図 8(a)に、真空チャンバ内圧力 $P = 3.75 \times 10^{-5}Torr$ で、ワイヤと抵抗 $R = 200\Omega$ に電流 $I = 0.5A$ を流し(導体間電圧 $V_a = 100V$)、キャパシタ $C = 1\mu F$ に電圧 V_c

$= -1000V$ で充電した電荷パルスによる ESD によってトリガーされた放電電流と電圧波形を示す。ESD パルスを注入した直後導体間電圧 V_a は $0V$ になり、約 $200\mu s$ 間その状態が継続した。この放電の様子を図 8 (b)に示しているが、導体近傍で強烈な発光が見られ、蒸発金属の飛散を伴ったアーク放電が発生していることがわかる。



(a)放電時の電流・電圧波形



(b)放電光

図 8 $P = 3.75 \times 10^{-5}Torr$ 、 $I = 0.5A$ 、 $V_a = 100V$ 、 $V_c = -1000V$ 、 $C = 1\mu F$ で発生した放電

図 8 に示したような放電持続時間が圧力に対してどのように変化するかを調査した。図 9 に、 $V_c = \pm 1000V$ 、 $C = 1\mu F$ 、 $I = 0.5A$ 、 $V_a = 100V$ ($R = 200\Omega$) の条件で、圧力を変化させたときの放電持続時間特性を示す。刃形電極を用いると低圧力下でも放電させることができ、負極性パルス ($V_c = -1000V$) を注入すると、 $2 \times 10^{-5}Torr$ 程度でも持続放電を発生させることができた(但し、この圧力が、使用した真空チャンバの到達圧力である)。

負極性パルス注入の場合、 $10^{-3}Torr$ 台で若干放電持続時間が長くなるようであるが、 $10^{-5} \sim 10^{-4}Torr$ の広い圧力範囲で、ほぼ $200 \sim 250\mu s$ の持続時間であることがわかる。一方、正極性パルス注入の場合 ($V_c = +1000V$)、 $10^{-4}Torr$ 台以下では放電が持続しないことを示している。また、放電が持続する場合、負極性パルス注入時に比べて持続時間が短いこともわかる。

これは、負極性パルス注入の場合、刃型電極とワイヤ絶縁物・真空が接触するトリプルジャンクションが電子の電界放出点となるが、正極性パルス注入時には导体側のトリプルジャンクションが電子の電界放出点となり、その電界は刃型電極側に比べて低くなるため、トリガー放電のための電子放出が起こりにくいからであると考えられる。

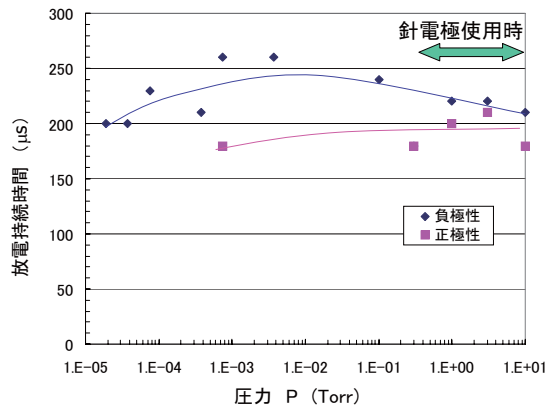


図9 $V_c = \pm 1000\text{V}$, $I = 0.5\text{A}$, $V_a = 100\text{V}$, $C = 1\mu\text{F}$ での放電持続時間の圧力依存性

次に、図10は、 $C = 1\mu\text{F}$, $I = 0.5\text{A}$, $V_a = -1000\text{V}$ の条件下で、 V_c を変えた場合の放電持続時間特性を二つの圧力で測定した結果である。 V_c が大きくなると放電持続時間は長くなるが、閾値が存在すると思われる。この閾値は、圧力の高い $P = 10\text{Torr}$ の方が低い。

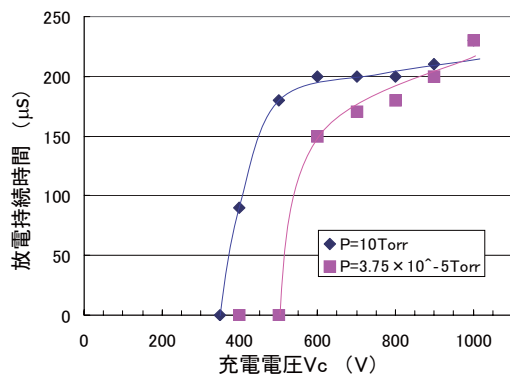


図10 放電持続時間の充電電圧 V_c 依存性 ($C = 1\mu\text{F}$, $I = 0.5\text{A}$, $V_a = 100\text{V}$)

次に、放電持続時間が导体間電圧 V_a や导体を流れる電流 I によってどのように変化するかを二つの圧力 $P = 10\text{Torr}$ と $P = 3.75 \times 10^{-5}\text{Torr}$ で調査した。図11は、 $V_c = -1000\text{V}$, $C = 1\mu\text{F}$, $I = 0.5\text{A}$ の条件で、导体間電圧 $V_a = IR$, つまり抵抗 R を変えることにより、放電持続時間を測定した結果である。図からわかる

ように、导体間電圧 V_a が高くなっても放電持続時間はあまり変化しないようである。これは、一旦导体間の放電が始まると导体間が短絡し電位差が小さくなるので、電位差の影響をあまり受けないためと考えられる。一方、放電持続時間に及ぼす导体電流 I の影響は、図12に示すように、電流値 I の大きい方が持続時間は短くなった（但し、导体間電圧 $V_a = 100\text{V}$ ）。これは、図1に示したように、対向する导体電流は逆方向に流れているので、导体間の磁界が強め合っており、Lorentz力により荷電粒子が导体に到達するのを阻止するようになり、電流の大きい方がその影響が大きくなり持続時間が短くなったと考えられる。なお、これら导体間電圧・导体電流依存性では、圧力の影響はほとんどないと考えられる。

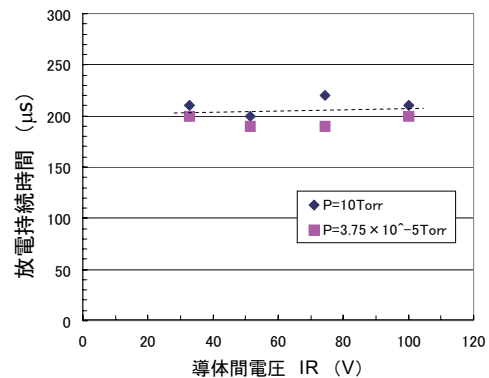


図11 放電持続時間の导体間電圧依存性 ($V_c = -1000\text{V}$, $C = 1\mu\text{F}$, $I = 0.5\text{A}$)

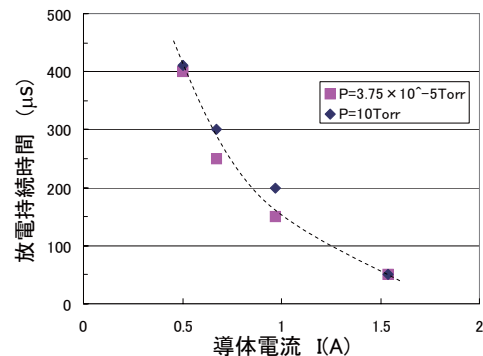


図12 放電持続時間の导体電流依存性 ($V_c = -1000\text{V}$, $C = 1\mu\text{F}$, $V_a = 100\text{V}$)

3.3 放電実験後の試料の様子

図13に、実験後の刃型電極を付けた状態の試料の写真を示す。露出导体表面がアーク放電によって損傷し、欠陥部近傍のETFEが炭化していることが認められる。また、刃形電極表面も放電痕跡が認められる。

4. まとめ

宇宙機で生じる可能性のある、宇宙プラズマによる静電気放電によってトリガーされた導体間の持続放電現象を把握するため、真空中に設置された導体

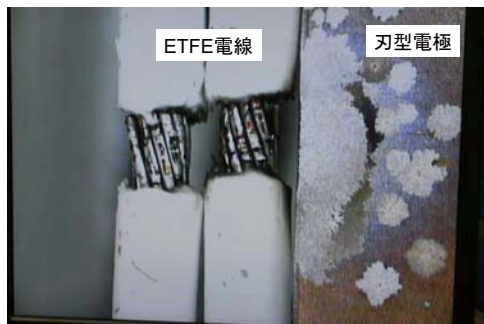


図 13 実験後の刃型電極試料の状況

間に、キャパシタに充電された電荷を ESD として注入することにより、導体間放電の持続時間がどのように変化するかを調べた。その結果、次の結論が得られた。

- (1) 放電持続時間は、キャパシタ容量に大きく依存する。
- (2) 放電持続時間は、電流によって発生する磁界の影響を受ける。
- (3) 放電持続時間は、導体間電圧にあまり依存しないが、導体電流の大きい方が短くなる。
- (4) 放電持続時間は、負極性パルス注入の方が長くなる。
- (5) 電荷注入用に刃型電極を用いることにより、針電極よりも低い圧力 (3.75×10^{-5} Torr 程度) でも持続放電現象が起きる。

参 考 文 献

- (1) H. B. Garrett, Rev. Geophys. Space Phys., Vol.19, pp.577-616 (1981)
- (2) S. Kawakita, et al., 9th Spacecraft Charging Technology Conf., JAXA-SP-05-001E (2005)
- (3) 藤井・柴田、電気学会パルスパワー／放電合同研究会資料、ED-08-48 (2008)

小型沿面放電分布測定装置による低気圧中の沿面放電観測

鈴木祥太*, 八島巧実, 小宮山洋平, 高田達雄,

三宅弘晃, 田中康寛 (東京都市大学)

Observation of surface discharge under low pressure using LED light source and Pockels effect

Shota Suzuki*, Takumi Yashima, Yohei Komiyama, Tatsuo Takada, Hiroaki Miyake, Yasuhiro Tanaka (Tokyo City University)

Two dimensional dynamic surface discharge phenomena have been investigated using an electro-optical Pockels effect with a flat red-light source of LED (Light Emitting Diode) array. To make clear the surface condition damaged due to the cosmic ray such as high energy electrons, photon and gamma ray, etc., the size of electro optical measurement system should be down to less than 70 mm cubic and the pressure inside the vessel also should be reduced less than atmosphere pressure. We have experimentally studied the dynamic surface discharge phenomena on a BSO crystal or some high molecular insulating film (Polyimide, Polyethylene terephthalate and Polyvinylidene-fluoride) with the HVC (High-speed Video Camera) under the ac peak voltage of 5 kV during one cycle at the pressures of 21 to 101kPa. From this work, it is found that the pattern obtained by the negative discharge was always a concentric circle, which is caused by the electron emission from the needle electrode. On the other hand, the pattern of positive streamer has characteristic shape that depends on the kind of insulating material. These results show that the propagation of positive streamer is influenced by photoelectric effect from insulating film.

キーワード：沿面放電，低気圧放電，ポッケルス効果，偏光位相差，表面帯電

1. はじめに

宇宙機が運用される宇宙空間には、太陽から放射される高エネルギーの電子やプロトンなどの荷電粒子、ガンマ線やエックス線などの高エネルギー電磁波が多量に存在している。このような環境下で飛行している宇宙機はその表面を構成している高分子材料が帯電し、沿面放電の事故が発生している⁽¹⁾。このような事故は、宇宙機に搭載された機器の誤作動を引き起こし、故障の原因の 50%以上になると報告されている⁽²⁾。沿面放電が宇宙機の表面で起きると、強力な電磁波雑音が発生すると共に制御機器を破損させることになる。また、太陽電池で発電した数kWの電力が放電路に集中的に消費され、絶縁材料の損傷を招き、電力供給の回復ができなくなるなどの重大事故を招いている。

実際の宇宙機は真空中($10^{-5} \sim 10^{-9}$ Pa)で運用されているので、前述したような放電は起こらない。しかし、宇宙微粒子や荷電粒子の衝突により、衛星機器表面からプラズマなどが放出され、局所的な気圧が真空中から低気圧状態(10～50kPa)に変化する。その結果、このような低気圧状態の場所に放電開始電圧以上の電圧が発生すると、放電事故を引き起こすことになる。

宇宙機システムの高信頼性と長寿命化を実現するために、沿面放電の事故対策が必要である。そこで、沿面放電発生時の絶縁体表面状態を時間的および空間的に詳細に観察する必要がある。

筆者らはこれまでに、電気光学効果の一種であるポッケ

ルス効果を応用し、レーザ光を用いて光学的に沿面放電の2次元分布を計測する装置を開発してきたが、宇宙環境を模擬した小型真空容器内での観測を行う場合は装置が小型であることが必要となる⁽³⁾。そこで、光源に発光ダイオード(LED)を用いた小型沿面放電測定装置を作製し、小型真空容器内に格納することのできる装置を開発してきた。本稿では作製した小型装置を用いて低気圧環境下におけるBSO結晶上および高分子絶縁体フィルム上での沿面放電観測を行ったので報告する。

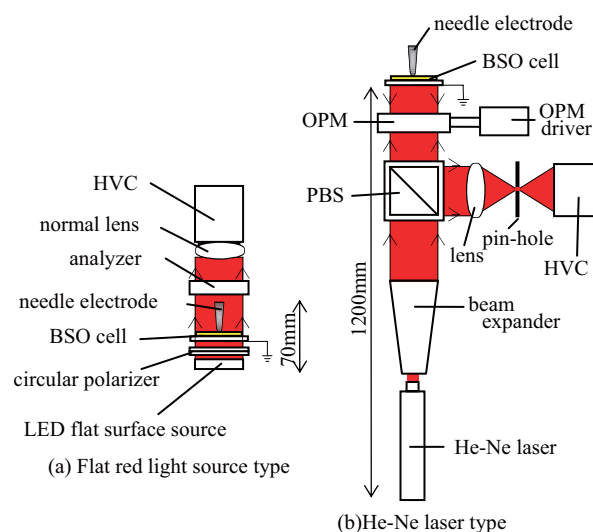


図1 表面電位分布測定システム

Fig. 1. Surface electric potential distribution of electro-optical measurement system.

2. LED 平面光源型の小型沿面放電測定装置

〈2・1〉 平面光源型とレーザ光源型 図 1 はポッケルス効果による偏光位相差 $\Delta\theta(x,y)$ を計測して、残留電荷の表面電位分布 $V_s(x,y)$ を測定するシステムである。図 1(a)に示した平面光源型は本研究で開発した計測系であり、同図(b)のレーザ光源型⁽³⁾⁽⁴⁾は以前に報告した計測系である。両者ともポッケルス素子にBSO結晶($\text{Bi}_{12}\text{SiO}_{20}$)を用いており、(1)式のポッケルス効果の偏光位相差が表面電位 $V_s(x,y)$ に比例する関係を利用したものである。(2)式は計測される光強度分布 $I(x,y)$ と $\Delta\theta(x,y)$ の関係式である。この光学系で $V_s(x,y)$ を測定する場合、直接計測できる量は $\Delta\theta(x,y)$ である。したがって、 $V_s(x,y)$ を求めるためには、(1)式による校正曲線が必要である。

$$\Delta\theta(x,y) = \frac{2\pi}{\lambda} n_0^3 d_{13} V_s(x,y) \dots\dots\dots (1)$$

$$I(x,y) = I_0(x,y) \sin^2 \left[\frac{\Delta\theta \pm \Delta\theta_m}{2} \right] \dots\dots\dots (2)$$

図 1(b)の場合、光位相変調 $\Delta\theta_m$ を利用して雑音を除去したが、図 1(a)の場合には、 $\Delta\theta_m = \pi/2$ に固定した円偏光を使用した。ここで、 n_0 は常光線屈折率であり、 d_{13} はポッケルス定数である。

〈2・2〉 小型沿面放電測定装置の構成 本研究は低気圧下における沿面放電を観測することが目的であるので、光学測定装置を真空容器内に設置することが望ましい。そのために光学測定装置の小型化を図ることが必要になった。以下に示すように、光学測定系の長さはレーザ光源型の1200mmから平面光源型の70mmに縮小した(図 1 参照)。

(1) LED平面光源の採用 図 1(a)は小型化を図った平面光源型の測定装置である。図 1(b)のレーザ光源型は、光源にHe-Neレーザを用いており、ビーム径の拡大のためビー

ム・エキスパンダを必要とした。そのため、光学測定装置の全長は1200mmと大型になった。そこで、He-Neレーザ管(長さ:350mm)とビーム・エキスパンダ(長さ:300mm)の代わりに、LED(波長 651nm \pm 50)を6 \times 6個配列した平面光源を採用した。結果として、平面光源の大きさは35mm \times 27mm \times 30mmになった。

(2) 透過型光学系 図 1(b)のレーザ光源型は、偏光された光をBSOポッケルス素子で反射させる反射型を採用した。反射光は偏光ビーム・スプリッタにより高速度カメラ(HVC)に導いている。そこで小型化を図るために、この偏光ビーム・スプリッタを削除して透過型を採用した。この透過型測定装置を図 2 に示す。装置の筐体の底に平面光源(30mm)があり、その上部に円偏光板(0.75mm)、BSO cell(1.2mm)、針電極の順番で配置した。

(3) 画像処理によるS/N比の向上 図 1(b)のレーザ光源型では、S/N比を向上させるため位相変調の画像ロックインを行っている。この処理のために位相変調器が挿入されていたので、光路長が延長し装置の長尺化につながっていた。そこで、図 1(a)の平面光源型では、画像データの雑音成分を空間周波数領域の低周波フィルタ(LPF)と空間的移動平均および時間的加算平均による画像処理を行い、S/N比の向上を図った。

(4) 低気圧容器 上記の改良を行うことにより、位相差 $\Delta\theta(x,y)$ 測定装置の小型化が可能となった。図 2 に描いたように、沿面放電の光学観測装置は、低気圧容器の亚克力製真空デシケータ(170mm \times 170mm \times 180mm)に格納されている。気圧の制御範囲は大気圧(101kPa)から0.01 気圧(1kPa)である。

(5) 沿面放電の光学観測装置 センサ部である BSO cell の構造は、BSO 単結晶(20mm \times 20mm \times 0.2mm)の下面にBK7(25mm \times 25mm \times 1mm)を貼り合わせて補強し、BK7 の下面全体に ITO 透明電極を施し、接地させている。この BSO 単結晶表面またはその上に高分子絶縁体フィルムを置き、針電極を通して正弦波高電圧(最大振幅値 5kV、周波数 20Hz)を 1 周期印加して沿面放電の観測を行った。使用した高分子絶縁体フィルムは宇宙機でよく用いられるポリイミド(PI:7.5 μ m)と、比較のためにポリエチレンテレフタレート(PET:25 μ m)およびポリビニリデンフルオライド(PVDF:4.5 μ m)を用いた。

(6) 沿面放電の観測画像 偏光位相差を持って出射した偏光は、デシケータと検光子を透過し、高速度カメラ(HVC: Photron社製FASTCAM-PCI)で記録される。HVCは2次元画像(256 \times 240pixel)を1000fpsで撮影した後記録した。HVCによる撮影範囲は7.9 mm \times 8.5 mmである。このHVCを用いることにより、2次元の沿面放電による表面電位分布 $V_s(x,y)$ の経時変化を1msecの時間間隔で観測が可能である。現在の段階では、偏光位相差 $\Delta\theta$ を表面電位 V_s に校正できていないので、観測結果は偏光位相差 $\Delta\theta[\text{rad}]$ の大きさを示している。

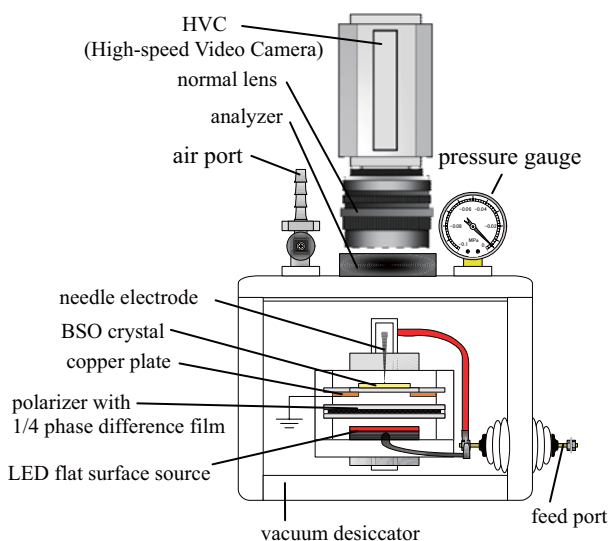


図 2 小型沿面放電測定装置と小型真空容器の概略

Fig. 2 Compact surface discharge measurement system under low pressure conditions

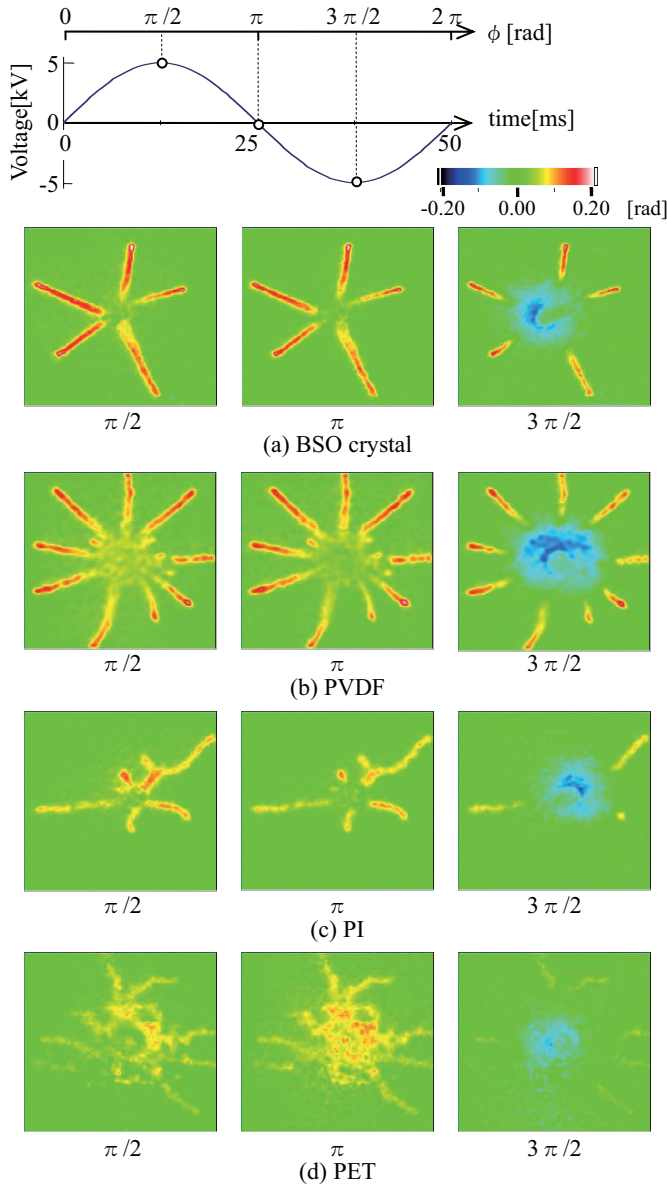


図3 正極性開始正弦波電圧の沿面放電
(101kPa、1 気圧)

Fig. 3. Surface discharge pattern by a cycle application of positive start sine wave form voltage for atmosphere.

3. 高分子絶縁体上の沿面放電

〈3・1〉 観測条件 本測定装置は針電極に高電圧(周波数 20Hz、振幅 5kV、1 周期)を印加し、BSO結晶上および高分子絶縁体(PVDF,PI,PET)上において針電極先端から発生する沿面放電を観測している。観測は 1ms毎に計測しており、1 周期で 50 画像を記録している。

〈3・2〉 正極性開始の正弦波高電圧の沿面放電 図3に大気圧(101kPa)下において、正極性から始まる正弦波高電圧をBSO結晶上および高分子絶縁体上に印加した時の沿面放電の観測画像を示す。同図は、電圧印加の振幅値が正の最大値($\phi = \pi/2$)の 13msec、零クロス($\phi = \pi$)の 25msec、負最大値($\phi = 3\pi/2$)の 38msecなどの電位に比例関係を持つ偏光位相差の分布画像を示している。また、それぞれ同図(a)がBSO

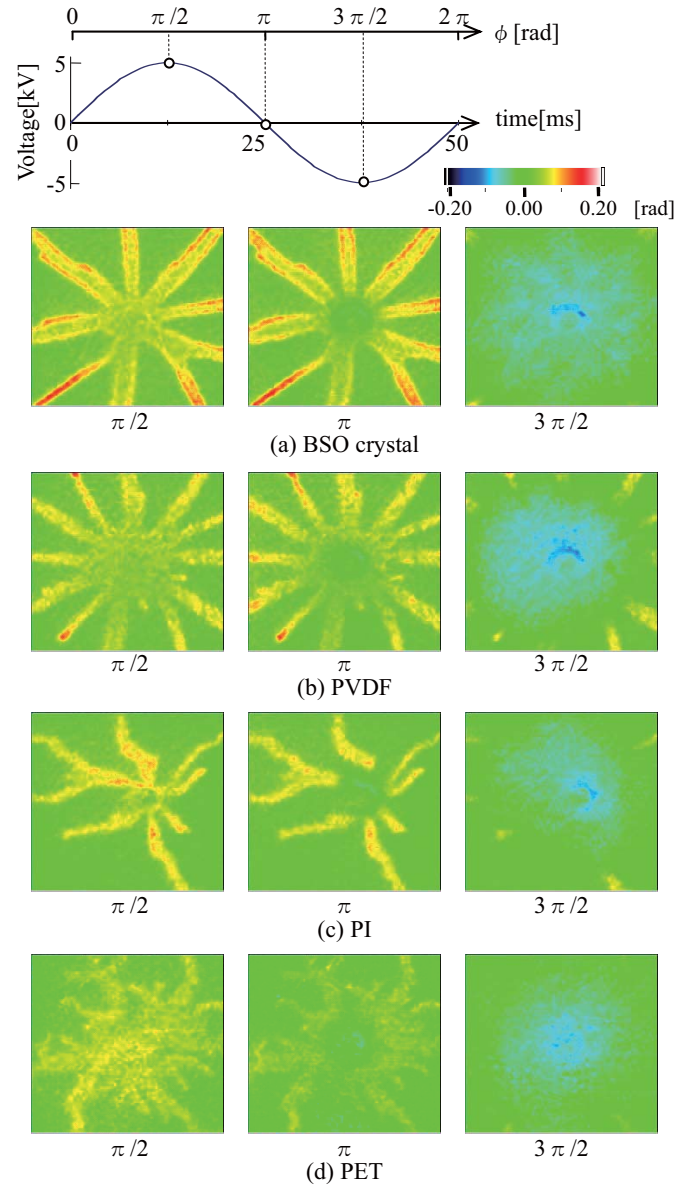


図4 正極性開始正弦波電圧の沿面放電
(61kPa、0.6 気圧)

Fig. 4. Surface discharge pattern by a cycle application of positive start sine wave form voltage for low pressure.

結晶、(b) PVDF、(c) PI、(d) PET上での測定結果である。

(1) 正ストリーマの発生と進展 図3左の $\phi = \pi/2$ (13ms)に示した観測結果は正ストリーマが進展し、停止した後を示している。同図より BSO 結晶上および PVDF 上の正ストリーマは直線的に進展し、PI および PET 上の正ストリーマは湾曲・枝分かれをしながら進展している。

正極性電圧を印加した際に発生する沿面放電は、針電極を中心に進展する正ストリーマ放電である。正ストリーマは各々の 1 本が独立して進展している。これは、インパルス電圧印加の沿面放電の終了後に、帯電粉末のトナーをふりかけるリヒテンベルグ法 (またはダストフィギャ法)で得られる正ストリーマ放電のパターンと同じである⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

正ストリーマの発生と進展は次のように考えられている。正極性の針電極先端に 8~10 kV/cmの高電界が発生する

と、その近傍に存在していた電子はこの電界で加速され、針電極先端に向う⁽⁷⁾。その過程で電子は気体分子と衝突し、最初の電子雪崩(アバランシェ)放電を起こす。これが、正ストリーマの発生である。

最初に発生した正ストリーマ先端に正電荷が残存し、その正電荷の先端近傍に高電界(正電荷による電界と印加電界の重畳)が発生する。従って、その近傍に存在している電子を加速し、中性分子と衝突電離のアバランシェ放電を継続的に起こす。この場合、放電は正ストリーマ先端の電離可能な電界まで進展する。電離できない電界になると正ストリーマの進展は停止する。

(2) 低気圧下での正ストリーマの進展 図4は大気圧より減圧した 61kPa(0.6 気圧)下での沿面放電の観測結果である。図3および図4を絶縁体の種類ごとに比較すると、どの結果も大気圧下に比べて61kPa下では正ストリーマの1本1本の進展距離および正ストリーマ幅が増加していることが確認できる。大気圧の電子の平均自由行程 λ_e は $\lambda_e=0.34\mu\text{m}$ であるが、61kPa(0.6 気圧)になると1.7倍程度長く($\lambda_e=0.57\mu\text{m}$)なる。パッシェンの法則に代表されるように、平均自由行程が長いと電子の電界から得るエネルギーは大きくなる。⁽⁸⁾その結果、気圧が低くなると電離に必要な正ストリーマ先端電界は低くても放電が容易に起こるので、正ストリーマ先端での電離は維持され、より先まで進展することになる。また、正ストリーマ幅が広がる理由として、正電荷同士の反発による横方向へのドリフトが考えられる。正ストリーマは絶縁体表面近傍の気中放電によるものである。よって、電離した正イオンと電子は気相中で発生し、絶縁体の誘電分極電界により正イオンと電子は絶縁体表面に引き寄せられる。その過程で、平均自由行程が長くなった気相中では、正イオン同士の反発力で幅を広げる方向に移動しやすくなる。その結果、正ストリーマの正電荷の幅が広がって観測されると考えられる。

(3) 正ストリーマの進展形状 図3-(a),(b)および図4-(a),(b)はそれぞれBSO結晶上およびPVDF上の大気圧下および61kPa(0.6 気圧)下での観測結果である。BSO結晶上およびPVDF上での正ストリーマは1本ずつ独立し、直線的に放射状に進展している。この特徴は気圧による依存性はなく、大気圧下および減圧下での正ストリーマは直線的進展をみせる。一方、図3-(c),(d)および図4-(c),(d)はそれぞれPIおよびPET上での大気圧下および61kPa(0.6 気圧)下での観測結果より、PIおよびPET上での正ストリーマは1本毎に独立して進展し、それぞれが湾曲や枝分かれをしながら進展している。この特徴もまた気圧に依存することがなく、大気圧下および減圧下で同様の特徴を示す。また、この正ストリーマの進展形状の試料依存性については次節で詳しく述べる。

(4) 負電荷による正ストリーマの中和 図3および図4中央の $\phi=\pi$ (25msec)のデータに示されるように、印加した正弦波電圧が正から負に極性反転する過程で、正ストリーマの残留電荷は負電荷により中和した形状を表してい

る。この負電荷分布は電極先端を中心に同心円形である。この中和は極性が負に反転した後に起きておらず、極性反転以前の低電圧になった正極性のときに中和現象が起きている。この段階で残留正電荷と電極先端との間の電界は強調され、電極先端から電子放出が開始している。その結果、この電子放出は残留正電荷を中和している。

〈3・3〉 負極性開始の正弦波高電圧の沿面放電 図5は大気圧(101kPa)下において、負極性から始まる正弦波高電圧を高分子絶縁体上に印加した時の沿面放電の観測画像である。また、図6は小型真空容器内の気圧を61kPa(0.6 気圧)に調節した時の結果である。

(1) 負帯電分布領域の進展 図5および図6の沿面放電図形は図3および図4と形状が全く違う。図3および図4で示した正ストリーマは直線的または樹枝状に進展しているが、図5および図6で示した負帯電分布は電極先端を中心に同心円形である。そして、負の最大電圧で負帯電分布の直径は最大となる。

(2) 負帯電分布領域の正ストリーマの進展 図5および図6の右 $\phi=3\pi/2$ (38ms)で示されるように、正弦波電圧の極性が反転し針電極が正極性になると、正ストリーマが負帯電分布の中に広がって進展している(厳密に言いますと、極性が反転する直前にも同様の現象が起こっている)。負帯電分布領域中の正ストリーマの進展はBSO結晶上および各高分子試料上の種類に依存せず、著しく湾曲し直線から逸脱し非対称に進展する。

4. 正ストリーマの湾曲機構

〈4・1〉 正ストリーマの進展パターン 図3,4,5,6から、正ストリーマの進展には以下のような特徴が観測された。まず、残留電荷が存在していないときの正ストリーマの進展は図3,4で示したように、BSO結晶上およびPVDF上では直線的進展を見せ、PI上およびPET上では湾曲・枝分かれといった試料による正ストリーマの進展形状の依存性が確認できた。次に、図5,6から、負帯電領域中の正ストリーマの進展ではBSO結晶上および全ての試料上で湾曲して進展し、試料による依存性は確認できない。さらに、図5,6において負帯電領域以外の正ストリーマの進展形状に着目すると、BSO結晶上およびPVDF上では直線的であり、PI上およびPET上では湾曲・枝分かれといった特徴を示した。これは図3,4で示した試料の依存性と一致する。

〈4・2〉 電子による正ストリーマの湾曲 残留した負帯電領域に正ストリーマが進展する場合、絶縁体表面にトラップされた電子が豊富に帯電しているので、電子の供給源がすでに存在している領域で正ストリーマが進展することになる。従って、正ストリーマの進路が湾曲することは、たまたま絶縁体表面の帯電電子が放出された方向に正ストリーマが進展するためである。ストリーマ先端の正電界は8~10 kV/cm程度である。このような高電界になると、表面トラップ電子は気中に放出され、衝突電離により起す種電子になる可能性は十分にある。つまり、電子の供給が豊富

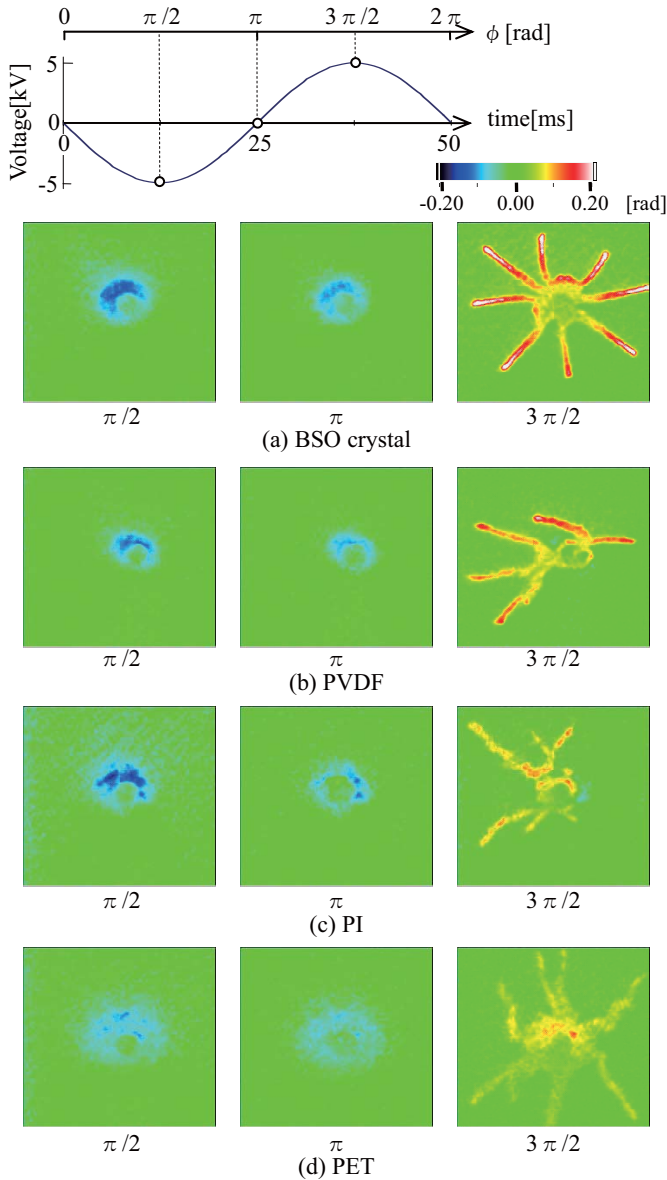


図5 負極性開始正弦波電圧の沿面放電
(101kPa、1 気圧)

Fig. 5. Surface discharge pattern by a cycle application of negative start sine wave form voltage for atmosphere.

であれば正ストリーマの進展形状は湾曲・枝分かれが発生すると考えられる。

〈4・3〉 正ストリーマの試料依存性 残留電荷のないPI上およびPET上で正ストリーマが湾曲・枝分かれを起こす要因として電子の供給が関係している可能性が考えられる。絶縁体表面から電子が供給される要因として以下の2通りが考えられる。

- (i) 電子のホッピングによる2次電子の叩き出し
- (ii) 再結合による発光によって引き起こされる光電効果による絶縁体からの電子の放出

本測定は大気圧下および減圧下(0.1 気圧)での沿面放電を観測しているため、絶縁体表面からの電子が供給される要因としては(ii)が妥当と思われる。そこで、図7に密度汎関

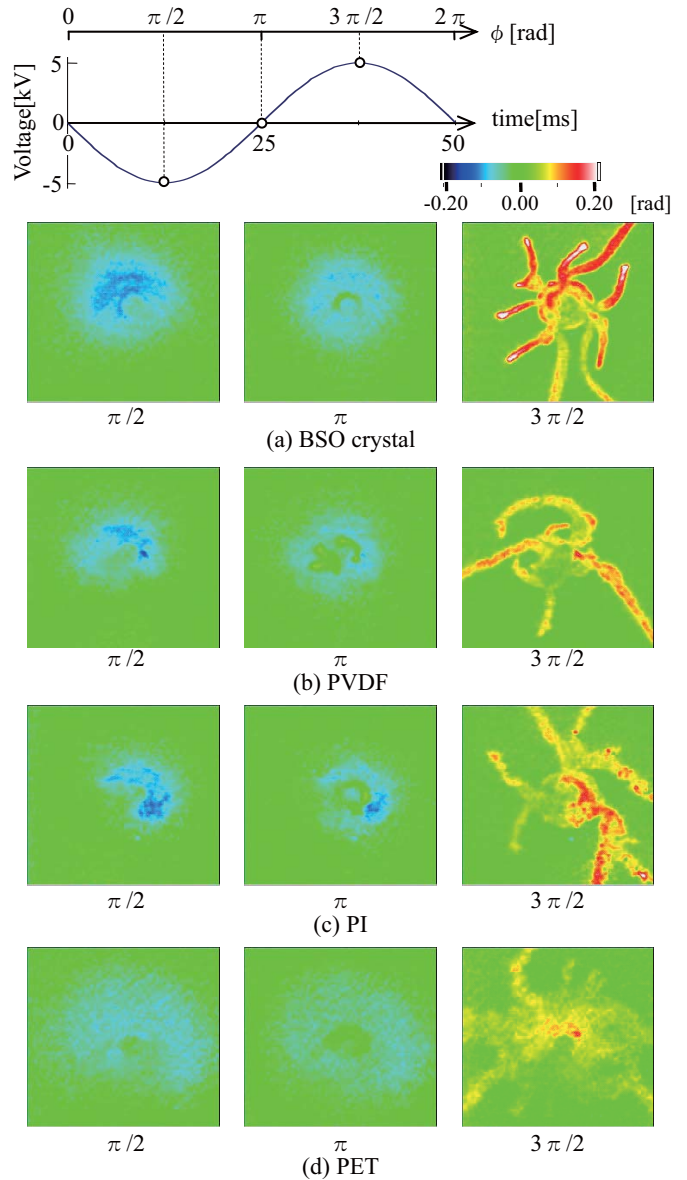


図6 負極性開始正弦波電圧の沿面放電
(61kPa、0.6 気圧)

Fig. 6. Surface discharge pattern by a cycle application of negative start sine wave form voltage for low pressure.

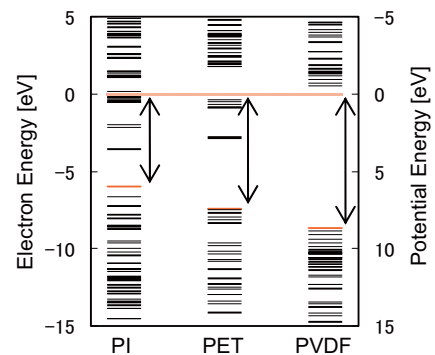


図7 試料のエネルギーバンド
(DFTによる計算結果)

Fig.7. The result of Energy Band of Sample
(by DFT method)

表1 試料のイオン化エネルギー

Table 1. Ionization energy of samples

sample	Ionization energy [eV]
PI	5.90
PET	6.98
PVDF	8.70
BSO crystal	166

数法(DFT)によって計算した各試料のエネルギー準位を示す。また、表 1 に各試料のイオン化エネルギーをまとめたものを示す。ただし、表 1 で示した BSO 結晶の結果のみ半経験的分子軌道法によって算出したイオン化エネルギーである。

図 7 および表 1 から、PI と PET のイオン化エネルギーはそれぞれ 5.99eV と 6.98eV であり、BSO 結晶と PVDF はそれぞれ 166eV と 8.70eV である。これは PI と PET が PVDF と BSO 結晶より電子を試料表面へ放出しやすいことを示している。このことより、PI および PET 上の正ストリーマは試料から供給されるために湾曲・枝分かれをし、BSO 結晶および PVDF 上では電子が試料より供給されにくいため直線的に進展すると考えられる。

5. まとめ

LED 平面光源およびポッケルス効果を用いた小型沿面放電の光学測定装置を開発した。本測定装置は真空容器に設置できるので、低気圧下の沿面放電現象の電位分布に比例した偏光位相差の 2 次元分布を 1ms の時間間隔で計測できるようになった。この実験では、気圧は大気圧(101kPa)から 0.2 気圧(21kPa)の範囲で BSO 結晶上および高分子絶縁体試料(PI,PET,PVDF)上での沿面放電現象を測定した。その主な成果は以下の通りである。

(1) 正ストリーマは 1 本 1 本独立して進展し、その進展形状は絶縁体の種類によって直線的に進展するものと湾曲・枝分かれをするものがある。

(2) 負帯電分布領域を進展する正ストリーマは試料によらず湾曲・枝分かれをする。

(3) 密度汎関数法および半経験的分子軌道法による計算により、PI および PET のイオン化エネルギーが BSO 結晶および PVDF に比べ低く、それらの試料は正ストリーマが湾曲・枝分かれをする傾向にある。一方、比較的イオン化エネルギーの高い BSO 結晶および PVDF 上の正ストリーマの進展は直線的である。

今後の研究課題としては偏光位相差 $\Delta\theta(x,y)$ の値を表面電位 $V_s(x,y)$ のそれに校正することが必要である。さらに、現在は 3 種類の高分子絶縁体上でのみの結果であるため、比較対象を増やすために新たな高分子絶縁体試料上での沿面放電観測を行い、密度汎関数法などの計算結果との比較を行う必要がある。

文 献

- (1) H. C. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder, and P. C. Anderson: "The Impact of The Space Environment on Space Systems", 6th Spacecraft Charging Technology Conference, AERL-VS-TR-20001578 (2000)
- (2) 五家建夫:「宇宙環境リスク事典」, 丸善 (2006)
- (3) Y. Zhu, T. Takada and Demin Tu: "An Optical Measurement Technique for Studying Residual Surface Charge Distribution", J.Phys.D:Appli.Phys.,Vol.28, pp.1468-1477 (1995)
- (4) Y. Zhu, T. Takada, Y. Inoue and Demin Tu: "Dynamic Observation of Needle-plane Surface Discharge using the Electro-optical Pockels Effect", IEEE Trans. DEI, Vol.3, No.3, pp460-468, (1996)
- (5) Y. Murooka and S. Koyama: "A nanosecond surface discharge study in low pressures", J. Appl. Phys., Vol.50, pp.6200 (1979)
- (6) Yotsuo Toriyama:「Dust Figure of Surface Discharge and its Applications」, Kinokuniya pp.9-15 (1961)
- (7) 熊田, 千葉, 日高, 濱田, 宅間:「ポッケルス効果を用いた正極性沿面放電進展時の電位分布直接測定」, 電学論誌 A, Vol.120, No.2, pp.204-210 (2000)
- (8) 八田吉典:「気体放電」, 近代科学社(1968)

リアルタイム磁気圏シミュレーションを用いた静止軌道衛星表面帯電予測

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）

Prediction of geosynchronous satellite surface charging using real-time magnetosphere simulation

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静止軌道夜側のプラズマ環境を推定し、その推定値を用いた静止軌道衛星表面帯電の予測手法について述べる。

はじめに

静止軌道上での衛星障害の約4分の1は表面帯電にともなう放電が原因と考えられている。そのため、静止軌道衛星の表面帯電を予測することで、衛星障害を予防したり、障害が発生した場合でも、迅速な原因究明に役立てたりすることができる。衛星帯電予報には、静止軌道上のプラズマ環境を予測する必要があるため、情報通信研究機構でおこなわれている3次元の電磁流体（Magneto-hydrodynamics: MHD）計算手法を用いたリアルタイムで磁気圏シミュレーションの結果を利用する[Tanaka, 1994, Den, et al., 2006]。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リアルタイムに地球へ送っている。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4百km/sの速度を持ち、AEC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。その計算結果から、静止軌道のプラズマ環境を推定し、衛星帯電を予測する。

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。一般に、静止軌道への数～数十keVの電

子の侵入は、磁気圏・地磁気擾乱に伴っておこり、地上でオーロラの爆発的発光（ブレイクアップ）を伴うサブストームが観測されるため、磁気圏サブストーム・プラズマ・インジェクションとも呼ばれる。

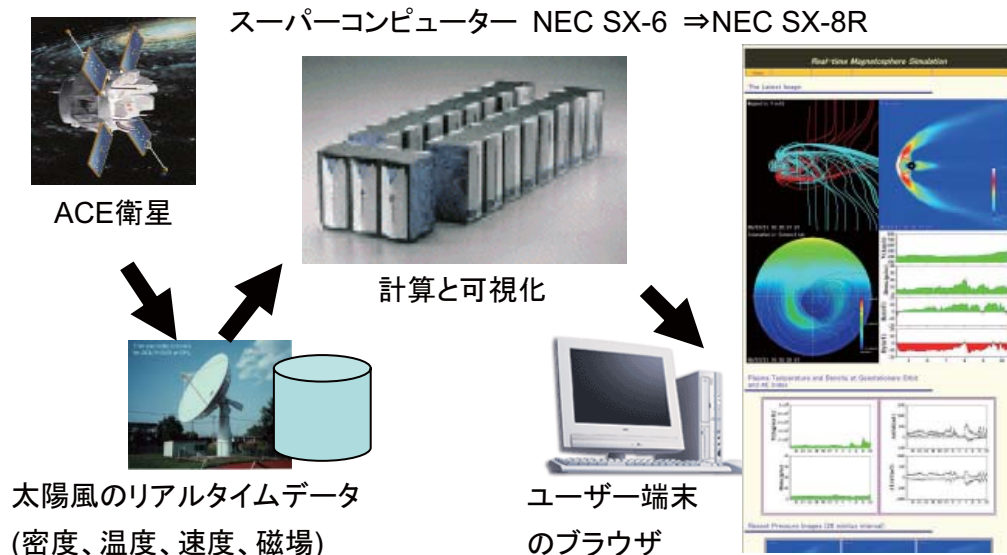


図1：情報通信研究機構のリアルタイム磁気圏シミュレーションシステムの概要
(公開 URL: <http://www2.nict.go.jp/y/y223/simulation/realtime/home.html>)

計算手法に関する留意点

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している。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、粒子効果による非断熱的な加熱・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、対して実質的にイオン流体運動を取り扱っている。

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2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。計算結果が約1時間後の磁気圏を計算していることを考慮すると、プラズマ・インジ

エクシジョンの発生タイミングを定性的に予測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は定量的に合わないことが明らかになっている[中村 et al., 2006, 2008]。まず図の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とがわかる。このことは、電子はプラズマ・インジェクションのときに、磁気圏尾部から流体的な断熱過程による圧力上昇を受けることから、電磁流体計算から得られる圧力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、観測頻度が高い値の 0.5 個/cc と仮定して、圧力から再計算して求めた温度と観測で得られた電子温度を比較した。その結果、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。

この再計算による温度の推定値と観測で得られた電子温度との分散図を、図3に示す。ほぼ全ての点が、図中の線（電子温度の推定値＝観測された電子温度）より下に分布している。つまり、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、推定した温度は、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、計算では、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。

この電子温度の推定値を用いて、衛星電位の最悪値を予測する。衛星の電位の計算には過去の研究[Cho, et al., 2005]で得られたプラズマ環

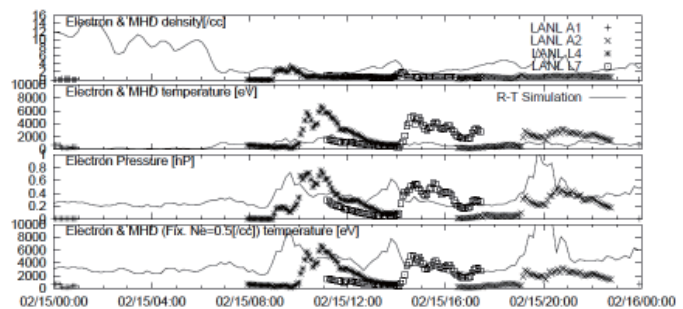


図2：2006年2月15日に4機のLANL静止軌道衛星（A2,A1,L4,L7）が観測した夜側（MLT：21時～3時）の、上から電子密度、電子温度、電子圧力の5分平均値に、計算結果の静止軌道の真夜中位置で得られた密度、温度、圧力を重ねて示した。一番下のグラフは、密度を 0.5 個/cc とおいて計算結果の圧力から再計算した温度。計算結果は、観測に比べ太陽風の到達時間（約1時間）だけ前にずれている。

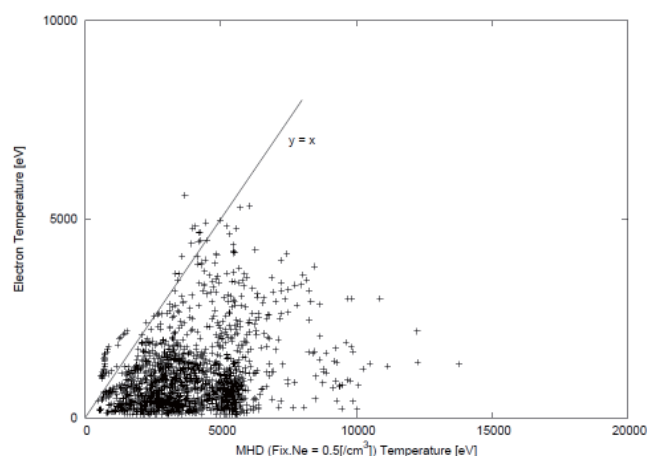


図3：2006年1月-4月の計算結果の圧力から密度を 0.5 個/cc と仮定して推定した電子温度と、観測で得られた1時間後の電子温度の分散図。

境と静止軌道衛星 (ETS-8) の電位および乖離電圧の対応表を用いた。ただし、衛星電位を求めるためには、電子温度の他に、電子密度とイオンの温度と密度が必要である。ここでは、電子密度を 0.5 個/cc とイオンの温度と密度は、観測から得られる分布の主要部分の下端の値を用いて推定をおこなった。その結果を用いて静止軌道衛星(ETS-8)図4に示す。この図から衛星帯電がおこることを、約1時間前に予測できていることがわかる。ただし、電位の値は、観測結果と異なっている。

これは、モデルとして用いた衛星(ETS-8)と LANL 衛星の形や素材などの違いや、推定に用いた対応表の精度が十分でないためであると考えられる。

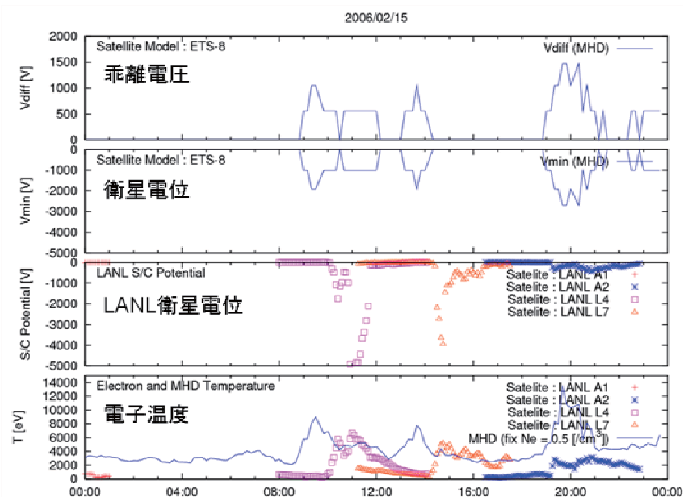


図4：2006年2月15日の静止軌道衛星 ETS-8 の乖離電圧、衛星電位の予測、夜側 (MLT : 21 時～3 時) の 4 機の LANL 静止軌道衛星 (A2,A1,L4,L7) の電位、電子温度の推定値と観測値。

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から、静止軌道のプラズマ環境、特に電子温度の上限値を約1時間前に推定し、それを用いて静止軌道衛星の表面帯電を約1時間前に予測することの可能性を示した。

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
- ・中村 雅夫、他、「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」、第5回「宇宙環境シンポジウム」講演論文集、JAXA-SP-08-018、2008
- ・Cho, M., S. Kawakita, M. S. Nakamura, M. Takahashi, T. Sato, Y. Nozaki; Number of arcs estimated on solar array of a geostationary satellite, *J. Spacecraft and Rockets*, 42, 740, 2005.
- ・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.

惑星間航行に向けたソーラーセイル周辺のプラズマ挙動基礎解析

○村中崇信 (JEDI/JAXA) , 上田裕子 (ISAS/JAXA, JST/CREST) , 臼井英之 (神戸大院) ,

篠原育 (ISAS/JAXA)

Fundamental Analysis of Plasma Behavior around a Solar Sail for Interplanetary Flight

by

Takanobu Muranaka, Hiroko O. Ueda, Hideyuki Usui, and Iku Shinohara (ISAS/JAXA)

Key Words: solar sail, 3D electrostatic full Particle-In-Cell Code, spacecraft charging, photoelectron emission

1. はじめに

現在、本研究グループでは宇宙機とその周辺に存在するプラズマとの相互作用の詳細を解析するツールのひとつとして、大型計算機での大規模並列演算用3次元完全粒子静電コードを開発している。本コードは、Particle-In-Cell (PIC) 法¹⁾に基づき、プラズマ中のイオンと電子について、運動方程式を陽に解くことで直接軌道を求め、静電場についてはフーリエ変換によって直接解を求めるため、それぞれについて厳密解を得ることができるという特徴を持つ。現在開発の第一段階として、3次元等幅直交格子を適用した計算モデルの基本機能の開発をほぼ完了した。開発したコードを使用して、これまでに、科学衛星による電位計測の高度化に関するシミュレーションなどを行ってきたが、ここでは、本コードの新たな解析対象への展開として、惑星間航行システムのひとつであるソーラーセイル周辺のプラズマ挙動解析を行った。

2. ソーラーセイル動作原理とプラズマ環境

ソーラーセイルは、その名が示すように、太陽光圧を推進力として利用する宇宙機である。およそ μPa 程度の微小な太陽光圧から宇宙機の推力を得る為に、 10^4m^2 程度の面積の薄膜を、太陽光圧を受ける帆として使用することが考えられている。ソーラーセイルは、惑星間航行時には太陽風プラズマ環境中に存在する。このとき、セイルのスケール長が太陽風プラズマのデバイ長より大であるため、セイル周辺のプラズマ空間分布を解析する事は、セイル周辺に位置するペイロードおよび各種計測器の配置を決定する上で重要であると言える。また、日照時における太陽風プラズマ環境では、背景プラズマに加えて、光電子電流が主要な電流成分であるため、この影響も考慮する必要がある。

3. ソーラーセイル周辺のプラズマ挙動解析

本節では、開発した3次元完全粒子静電コードによる、ソーラーセイル周辺のプラズマ挙動解析結果について報告する。主な解析目標は、1) ソーラーセイルの構体浮動電位を求める事、2) 放出光電子を含むソーラーセイル周辺のプラズマ空間分布を求める事、の2点である。1) については、宇宙機帯電解析ソフトウェアMUSCATによる予備的解析を参照した。また、2) については、ソーラーセイルのスケール長による違いも検証した。

Table 1にシミュレーションに使用した各種パラメータを示す。シミュレーションに考慮した荷電粒子は、背景電子、水素イオン、および光電子である。計算格子は光電子のデバイ長相当の長さ0.5mを空間刻み幅として構成した。Fig. 1に計算体系を示す。ソーラーセイルは航行時、太陽光および太陽風に対して45度の傾斜角を持つが、ここでは簡単のためこれらがセイルに対して垂直入射するとした。

まず始めに、これらのプラズマ環境でのソーラーセイルの浮動電位を求めた結果、およそ+4.3Vの定常値が得られた。本シミュレーション以前に、細田と八田によって、MUSCATによる同ソーラーセイルモデルの帯電計算²⁾が実施された。この結果ではFig.2

Table 1. Computation parameters for a solar wind environment.

plasma density [m^{-3}]	6×10^6
plasma temperature [eV]	10
drift velocity [km/s]	470
mi/me (H ⁺)	1836
Debye length [m]	9.6
photoelectron temperature [eV]	1.5
photoelectron current flux [$\mu\text{A}/\text{m}^2$]	10
numerical domain	128*128*128
object size	1*28*28
dx [m]	0.5
dt [s]	1.0×10^{-7}

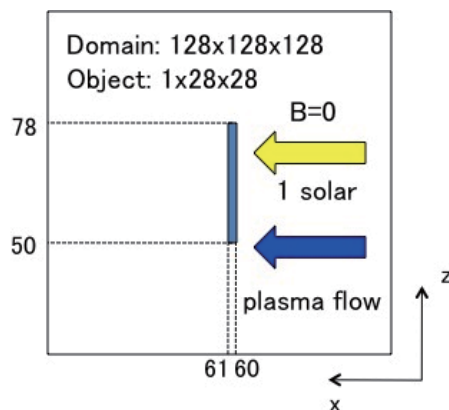


Fig. 1 Numerical domain and geometric condition of the simulation. The y-direction into the paper has the same geometry as the z-direction.

に示すように、ソーラーセイルの浮動電位定常値はおよそ+10Vとなり、裏面絶縁体との電位差である乖離電位も帯放電現象に問題ない程度である結果が得られている。ここで、MUSCATシミュレーションでは、太陽光および太陽風はソーラーセイル面に対して45度入射の条件で帯電計算が実行されており、また、荷電粒子の影響として、光電子に加えて、二次電子も考慮されている。

Fig. 3にシミュレーション結果によって得られた、背景イオンおよび電子の空間分布を示す。太陽風ドリフト速度は、背景イオンの音速に対してマッハ数10程度の超音速であるため、ソーラーセイルの下流で密度が希薄となるwake領域が発生する。一方、背景電子に対しては、同ドリフト速度は亜音速であるため、明瞭なwake領域は発生しない。このため、ソーラーセイルの下流では、背景電子が密となり、Fig. 4に示すように、負の空間電位が形成される。

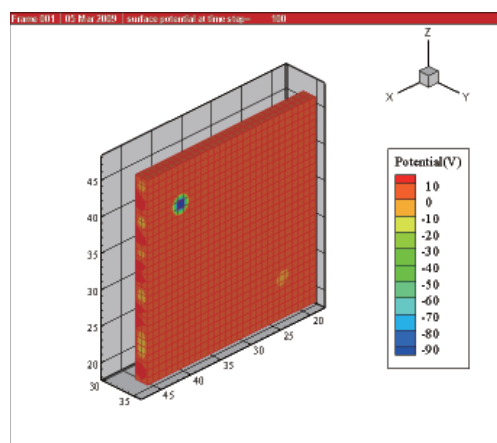


Fig. 2 Electric potential distribution on a conductor of a solar sail model obtained by MUSCAT analysis. We use the same plasma parameters for our computation as used in this simulation. The direction of the solar flux and the solar wind is 45 degrees from the normal of the surface.

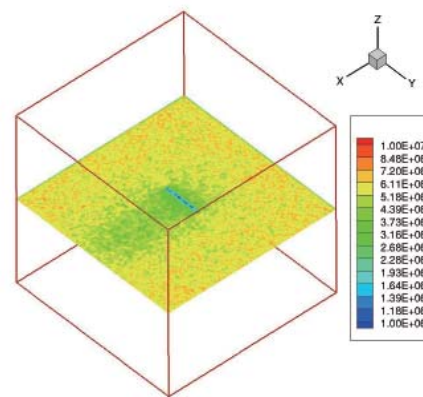
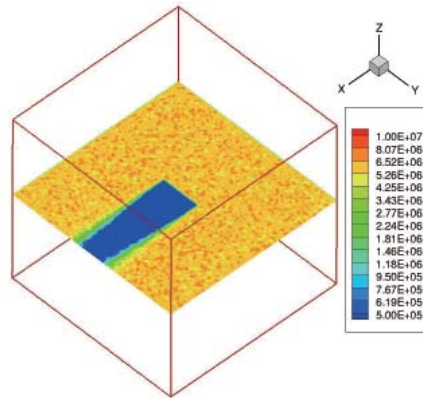


Fig. 3 Spatial distributions of the ambient ions (above) and electrons (below) at 0.5 ms in xy-plane ($z=64$). Contours show the number density of the ions and electrons in m^{-3} . Numerical domain is $128*128*128$ in $X*Y*Z$ dimensions. A wake structure of ambient ions is recognized in the downstream region behind the model.

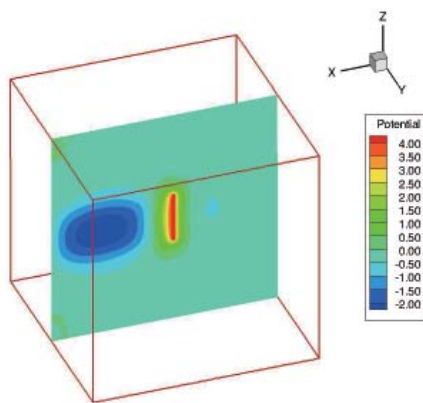


Fig. 4 Spatial distribution of the electric potential (V) in zx-plane ($y=64$) at 0.5 ms. Negative potential up to -2.0 V is shown in the downstream region behind the model due to ion wake.

Fig. 5にソーラーセイル中心でスライスした、光電子数密度の2次元空間分布の時間発展を示す。これらの図の中心に位置するセイルの右側が日照面で、この

面から光電子が放出される。放出された光電子は、

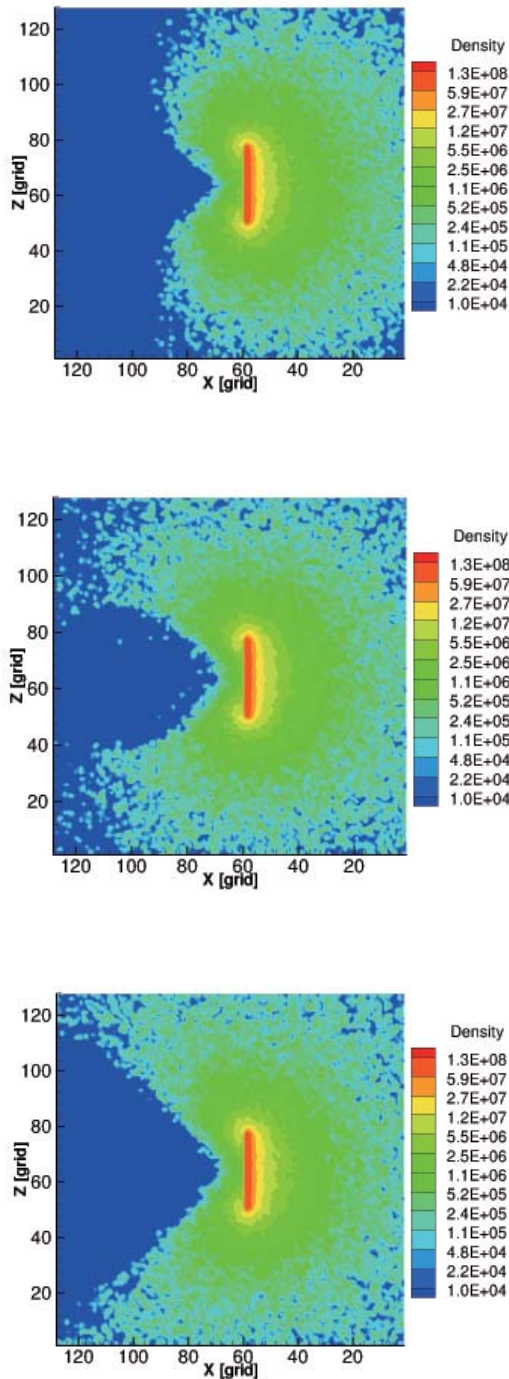


Fig. 5 Spatial distributions of the photoelectrons at $t=0.025$ ms (top), 0.125 ms (middle) and 0.5 ms (bottom) in xz -plane, respectively. Contours show the number density of the photoelectrons in m^{-3} . Numerical domain is $128 \times 128 \times 128$ in $X \times Y \times Z$ dimensions. Part of photoelectrons originally emitted from the right hand side surface of the model in the figures diffuse to the rear surface of the model.

セイルの裏面へと拡散していく様子が確認出来るが、太陽風下流側で負の空間電位が形成される領域には、光電子は拡散できないことが分かる。また、本ケー

スではセイルの裏面中心近傍に拡散する光電子数密度は、背景電子数密度とおおよそ等しいオーダーとなった。

次に、ソーラーセイル周辺のプラズマ挙動に対する、セイルのスケール長の影響を調査する為に、セイル面積を前ケースの4倍として同様のシミュレーションを行った。セイルのサイズは $28 \times 28 \times 0.5$ (m)である。Fig. 6およびFig. 7に、それぞれ空間電位と光電子数密度の二次元プロットを示す。前ケースと同様に、ソーラーセイル下流側では、イオンwakeに起因する負の空間電位が形成されるが、その最小値が前ケースでは -2V であったのに対して、本ケースでは -6V まで低下した。空間電位の最小値が低下する事で、ソーラーセイルの裏面中心に拡散する光電子数密度も低下し、本ケースでは背景電子数密度と比較して2桁以上低い値となることが分かった。このように、ソーラーセイルのスケール長が変化すると、セイルの下流側に形成される空間電位に影響を及ぼし、セイル裏面近傍への光電子拡散範囲が変化するとと言える。

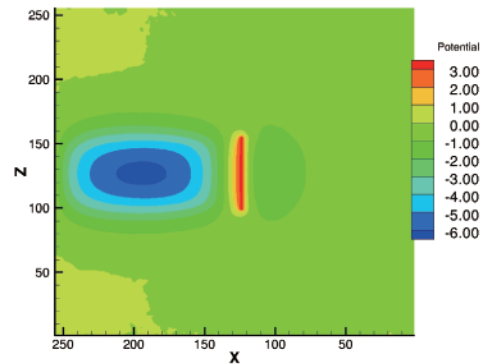


Fig. 6 Spatial distributions of the photoelectrons at $t=0.5$ ms in xz -plane at $y=128$ grid without plasma flow. Contours show the number density of the photoelectrons in m^{-3} . The X - and Z -axis are in grid number.

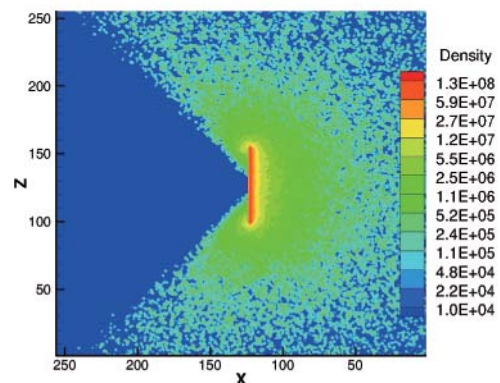


Fig. 7 Spatial distributions of the photoelectrons at $t=0.3$ ms in xz -plane at $y=128$ grid around the object of $0.5\text{m} \times 28\text{m} \times 28\text{m}$. Contours show the number density of the photoelectrons in m^{-3} . The X - and Z -axis are in grid number. Numerical domain is $256 \times 256 \times 256$ in $X \times Y \times Z$ dimensions.

4. まとめ

本研究グループでは宇宙機とその周辺に存在するプラズマとの相互作用の詳細を解析するツールのひとつとして、大型計算機での大規模並列演算用3次元完全粒子静電コードを開発している。開発したコードを使用して、次世代惑星間航行システムのひとつと考えられているソーラーセイル周辺のプラズマ挙動の基礎的解析を行った。太陽風プラズマと光電子が存在する環境条件でこの解析を行った結果、以下の様な結論が得られた。

- 1) 太陽風プラズマと光電子環境では、ソーラーセイルの浮動電位は+4V程度となる。裏面が誘電体の場合の乖離電位は帯放電現象に問題ない程度である事がMUSCATによる解析から得られている。
- 2) ソーラーセイル裏面側では、イオンwakeに起因する負の空間電位が形成され、この領域への光電子拡散範囲に影響を及ぼす事が確認出来た。
- 3) ソーラーセイルのスケール長は、セイル裏面側に形成される負の空間電位の大きさを変化させ、その結果としてセイル裏面中心付近に拡散する光電子数密度を変化させる事が分かった。本シミュレーションの例では、大きさ $14.0*14.0*0.5(m)$ のセイルの場合、この領域に拡散する光電子数密度は、ほぼ背景電子数密度と等しいオーダーであり、この4倍面積 $28.0*28.0*0.5(m)$ の場合、同光電子数密度は、背景電子数密度と比較して2桁以上少ない事が分かった。

謝辞

MUSCATによるソーラーセイルの予備的帯電解析結果の提供に対して、JAXA宇宙科学研究本部の細田聡史氏、株式会社MUSCATスペースエンジニアリングの八田真児氏に謝意を表します。

参考文献

- [1] Birdsall, C. K., and Langdon, A. B, *Plasma Physics via Computer Simulation*, McGraw-Hill, New York, 1985.
- [2] Hosoda, S., Tanaka, K., Toyoda, H., Miyake, H., “Fundamental Experiment for Charging Measurement on a Solar Sail Foil,” Space Plasma Workshop 2008, ISAS/JAXA, Sagamihara, March 6, 2009. (in Japanese)

宇宙機環境プラズマ解析の高解像度化

○上田裕子 (ISAS/JAXA, JST/CREST), 村中崇信 (JEDI/JAXA), 篠原育 (ISAS/JAXA),
臼井英之 (神戸大)

An Approach for High-resolution Analysis of Spacecraft-Plasma Interactions

Hiroko O. Ueda (ISAS/JAXA, JST/CREST), Takanobu Muranaka (JEDI/JAXA),
Iku Shinohara (ISAS/JAXA) and Hideyuki Usui (Kobe Univ.)

1. 目的および背景

我々は宇宙機とその周辺プラズマの相互作用に関する高精度解析を目的に、スーパーコンピュータ上で並列化された Full PIC シミュレーション技術を中心とするコードを開発し、極軌道衛星に搭載された電位プローブの動作の再現¹⁾や、磁気圏など希薄な背景プラズマに比べて高密度な光電子の影響が支配的な環境における電位計測の解析²⁾などが可能となった。しかしこれまでポアソン方程式の解法の制約から全解析空間に一樣な等幅格子を用いており、またノード並列計算の規模を拡大することも難しかった。したがって、衛星サイズに比べて小さい構造、たとえば細長いブームとその先端に取り付けられたセンサやセイル薄膜の厚さなどの現実的なモデル化には不適であり、また能動的帯電緩和装置やイオンエンジンからのプルームのように背景プラズマに比べて数桁以上の密度比を有する状況を解析することは困難であった。しかし新たな宇宙探査ミッションの検討においてはこのような条件の解析が期待されている。そこで、大規模な計算機資源をより有効に使用しながら高精度な空間解像度での解析を可能にするため、一部の空間に高解像度格子を用いる nested grid に対応したコードへと拡張を行っている。

そのためにはポアソン方程式の解法の変更と、解像度の異なる境界領域における粒子の処理が必要となる。本稿では開発の途中経過として、これまでに実装した Multigrid 法を用いたポアソン方程式ソルバについて、その精度と速度などの検討結果を示す。

2. Multigrid法によるポアソン方程式ソルバ

Nested grid では、図2に示すようにたとえば宇宙機構造の詳細なモデル化が必要な部分にだけ細

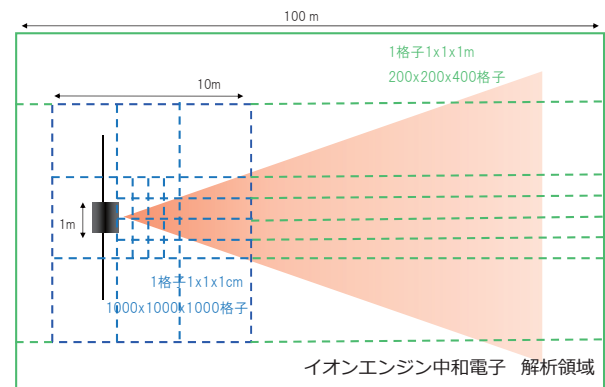


図1. 期待される解析モデルの例。高密度領域は高解像度格子（青線内）、周辺は粗格子を用い、高密度領域ほど多数の計算機ノードが担当する。

い格子を用い、一方デバイ長が大きい背景プラズマ領域には粗い格子を用いるなどして、計算機資源を有効に利用しながら解析モデルの制約を大きく緩和することができる。従来はポアソン方程式の解法として高速に厳密解が得られるフーリエ変換法を用いており、全空間に一樣な等幅格子が必要であった。新たなポアソン解法は、nested grid に対応できることはもちろん、十分な精度と高速性を有し、さらにスーパーコンピュータを活用するために領域分割並列化が容易であることが要求される。これらを満たす手法として我々は Multigrid 法³⁾を採用することとした。

これは解像度の異なる複数の格子を導入し、各格子上で直接法や反復法により解を計算し、さらにこの手続きを何回か繰り返して最終的に最も細かい格子での解を求める方法である。一般には図3に示すように格子幅は上位のレベルに向かって1/2倍ずつ小さくなる。図4に示すようにまず最も粗い格子上で直接法により厳密解を求めるが、我々はここにフーリエ変換法を用いる。上位レベルの格子上ではそれを補間した値を初期値とし

て反復法により近似解を計算し、また各レベルで残差を求め、最上位の格子の最終的な解に反映させる。すなわち Multigrid 法は、下位の格子から上位の格子に対して適切な初期値を提供することで、少ない反復回数で最終的な解に到達させることができる。反復法としてはアルゴリズムが単純で領域分割並列化に適している Red-black Gauss-Seidel 法を採用した。

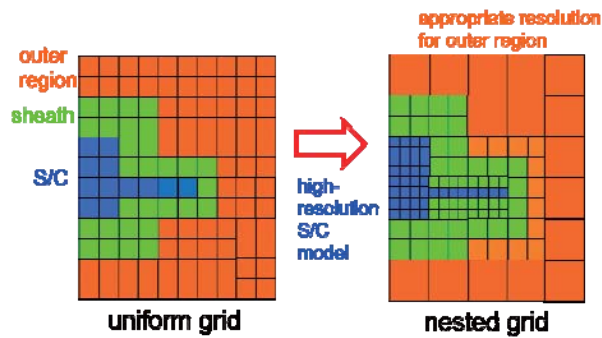


図 2. 等幅格子と多層格子(nested grid)

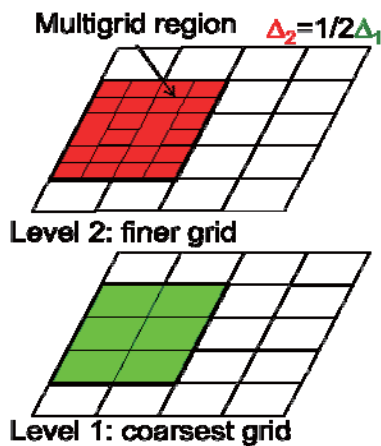


図 3. Multigrid 法における格子レベル

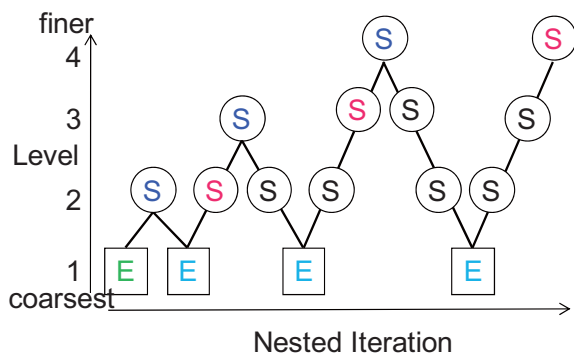


図 4. Multigrid 法の反復シーケンス

3. 精度と速度

前節で述べた Multigrid 法によるポアソン解の精度を 2 次元モデルにより確認した。解析空間は図 5 の赤線で示す領域内とし、参考のためまず全領域に対して格子幅 1/64m の等幅格子上でサイン変換による解を求め (SFT)、それに対して図 5 の緑線で示す範囲を Multigrid 領域としレベル 1 の格子幅は 1m、最上位のレベル 7 では 1/64m とする場合 (MG32) と、青線で示す中央の 10m 四方だけを同じ格子幅の Multigrid 領域とする場合 (MG10) を比較した。表 1 に 3 つのケースそれぞれの格子数と格子幅を示す。

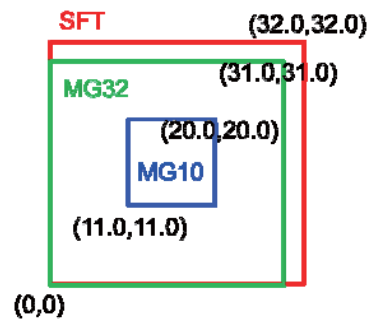


図 5. 計算領域

表 1. 各ケースの格子数(上)と格子幅(下)

	SFT	MG32	MG10
Total	2048x2048 1/64m	33x33 1m	33x33 1m
Multigrid (coarsest)	---	32x32 1m	10x10 1m
Multigrid (finest)	---	1985x1985 1/64m	577x577 1/64m

$$\rho(x, y) = \exp(-(x - 16)^2) \cdot \exp(-(y - 16)^2)$$

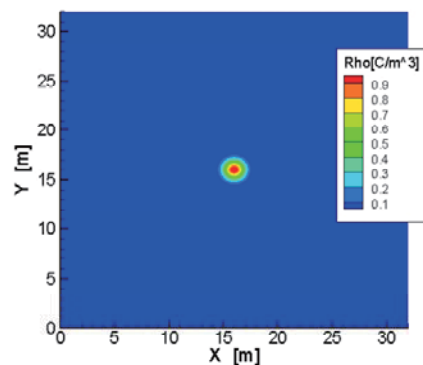
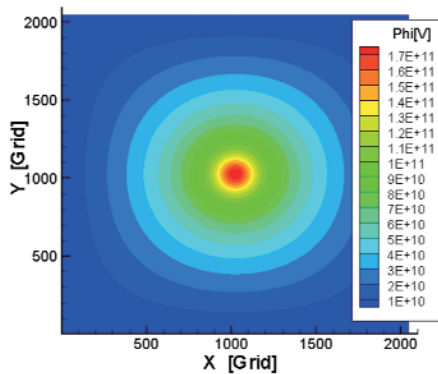
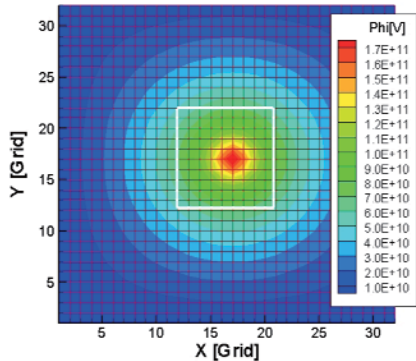


図 6. 電荷密度分布

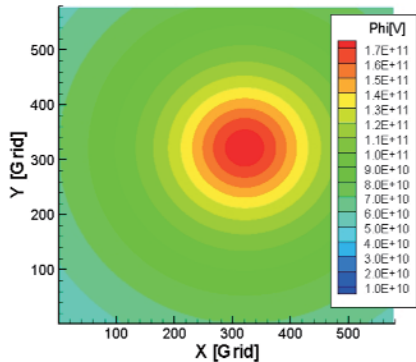
また電荷密度を図6のように設定した。図7(a)はサイン変換により得られた電位分布、図7(b),(c)はそれぞれ全領域の粗格子上的初期電位とMG10の場合の最上位レベルの解である。また図8には3ケースの $y=16.0$ 上の1次元電位分布を示す。図8からわかるようにMultigrid法による解はサイン変換による解と良く一致し、このモデルではMG10の場合はMultigrid領域外との境界における不連続は見られない。



(a) 2048x2048



(b) coarsest: 32x32



(c) finest: 577x577

図6. 電位分布 (a)SFTの解, (b)全領域の粗格子上的初期値, (c)Multigrid領域MG10の解

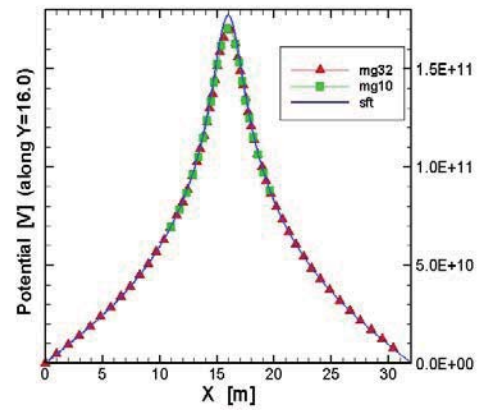
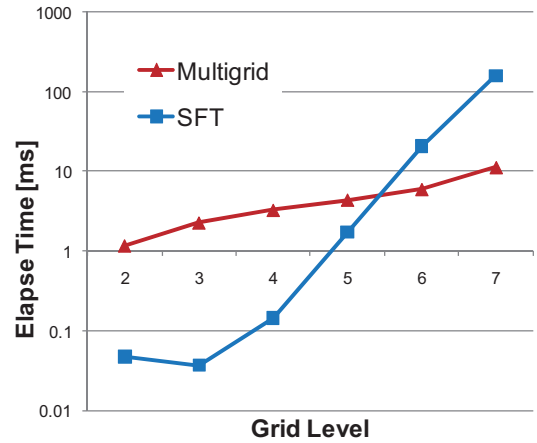


図8. Y=16.0上の電位分布



Grid Level 1: 8x8x8 grid
Grid Level 7: 512x512x512 grid

図9. 計算時間の比較

一方図9には、3次元の8x8x8粗格子に対して各レベルの解像度の解を得るのに要した計算時間を、サイン変換法で同じ解像度の場合と比較して示す。その結から、レベル5(128x128x128格子)以下はサイン変換法が速いが、それ以上では逆転することがわかる。すなわち高解像度の大規模差分ポアソン解法としては、Multigrid法は勝ることが明らかである。

また既にこの3次元コードの領域分割並列化に着手しているが、並列化によるオーバーヘッドは数%以下、並列化効率も十分に高いというデータが得られている。

従ってPICコードをnested grid化し、その部分的に高解像度の領域を高並列化されたMultigrid法で解くことの有効性は十分に期待できる。

4. まとめと今後の予定

宇宙機環境プラズマ解析の高解像度化および解析領域拡大を同時に満たすために nested grid の導入は重要な課題であった。これに対応するポアソン解法として今回検討した Multigrid 法は精度、速度共に十分に有効であることが確認された。これまでに本稿で述べた Multigrid 法による 3 次元ポアソン・ソルバを実装し、領域分割並列化の評価を行っている。

一方、PIC シミュレーションとしては格子幅が異なる境界を出入りする粒子を監視しその際の粒子の分割や合体といった処理の実装が残されており、境界におけるエネルギーなど物理量の不連続などの問題に注意する必要がある。

完成後には、次世代の惑星間空間航行システムとして検討されているソーラーセイルの帯電解析や、イオンエンジンからのプルームの宇宙機への影響解析などに適用が期待できる。

参考文献

- 1) H. O. Ueda, M. Okada, H. Usui, T. Muranaka, I. Shinohara: Estimation of Auroral Environment by Electrostatic Full-particle Simulations Modeling of REIMEI Satellite Observations, Trans. JSASS Space Tech. Japan, vol.7, no.ists26, pp.Pr_2_13-Pr_2_18, 2009.
- 2) T. Muranaka, H. O. Ueda, H. Usui and I. Shinohara: Numerical Evaluation of Electric Field Observed in the Magnetospheric Plasma, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2009-0457, 2009.
- 3) W. H. Press and S. A. Teukolsky: Multigrid methods for boundary value problems. 1., Compt. in Phys., vol.5, pp.514-519, 1991.

宇宙用太陽電池アレイ上での持続放電抑制法に関する研究

和田智博 増井博一 豊田和弘 趙孟佑

九州工業大学, 宇宙環境技術研究センター
福岡県北九州市戸畑区仙水町 1-1

人工衛星は通信容量の増大、複数ミッションの搭載等によるミッションペイロード重量の増加、大電力化、長寿命化の方向に向かっている。この大電力化に伴って、太陽電池アレイ上での放電事故が確認されるようになった。太陽電池アレイで発生した放電は場合により太陽電池アレイの発電能力の低下や運用停止などの深刻な問題を引き起こした。本研究において、私たちはコーティング、電気振動及びシリコン系接着剤として用いられている RTV の形状を変化させることによる放電の抑制法を実験により調べた。それぞれの条件で発生する二次放電の発生確率を求めることで放電が抑制されていることを確認した。

Nomenclature

C_{ext}	: external capacitance
C_{BC}	: bypass capacitance
C_1	
C_2	: string capacitance
C_3	
CRD	: Current regulated diode source
I_{peak}	: peak current
I_{sc}	: short-circuit current of solar array
I_{ST}	: string current
R_b	: bias power supply protecting resistance
R_L	: load resistance
T_{start}	: start of blow-off current
T_{end}	: end of blow-off current
t_{arc}	: duration of TSA
V_1	: constant power supply voltage
V_2	
V_{ST}	: string voltage
V_{bias}	: bias voltage

1. 研究背景

現在、人工衛星は私たちにとって欠かすことのできないものである。静止気象衛星「ひまわり 6 号 (GMS-6)」は天気予報などの気象情報を送っている。また、地球観測衛星「だいち (ALOS)」は地形情報を正確に取得することができる。近年、人工衛星の高機能化や大型化、大電力化が必要となった。衛星の発電電力は 10kW 超の規模に達している。この様な大電力を効率的に運用するため、衛星のバス電圧は約 100V を採用している。しかし、人工衛星のバス電圧を増加させるに伴って、太陽電池アレイ表面上での放電事故が確認された。太陽電池アレイで発生した放電は場合により太陽電池アレイの発電能力低下や運用停止などの深刻な問題を引き起こした。そこで、地上実験により、太陽電池アレイで発生する放電現象を抑制する必要がある。

1.1 放電

宇宙機の電位は、宇宙機に流出入する電子のバランスによって決まる。日照中の通常状態において、光電子放出が機体電位及び機体表面の絶縁体電位をほぼ数 V に保つ。日陰中において、絶縁体電位は電子温度程度の負電位をもち、数 kV 近く負の電位をもつことがある。日照中であっても、磁気嵐 (サブストーム) に遭遇すると電位は大きく負に沈む。それは、高エネルギーの電子が多量に流入するためである。二次電子放出係数の違いにより、カバーガラス電位と衛星電位は乖離し、カバーガラス電位が機体電位を上回る逆電位勾配状況が作られる。さらに、トリプルジャンクションで電子が放出され、電界の向きとは逆の方向に誘導され、カバーガラス側面に衝突し、そこから二次電子が放出される。更に衛星電位とカバーガラスとの間の電位差が大きくなり、トリプルジャンクション近傍での電界が強められ、フィードバック効果によって、電界放出電流は増大する。電界放出電流が増えるにつれて、カバーガラス側面を叩く電子が増えるために、カバーガラス側面に吸着していたガスが脱離し、薄いガス層を形成する。そのガスの中で電離が起きて放電が発生する¹⁾。その後、カバーガラスの電荷が中和される。入射電子の流入により再帯電し、再び同じ過程を繰り返し放電に至る。このような単発の放電である静電気放電 ESD (Electrostatic discharge) がきっかけとなり、二次的な放電が引き起こされることから、単発の放電を一次放電 PA (Primary arc) と呼ぶ。一次放電のエネルギー源は、衛星と宇宙プラズマ間の静電容量と太陽電池アレイのカバーガラスに蓄えられた電荷による静電エネルギーである。なお、発生した放電プラズマは、放電点から、カバーガラスの電荷を中和しながら周囲に拡散する。さらに、一次放電が発生すると、太陽電池セルが損傷され、出力電力の低下も確認されている²⁾。一次放電は単発な現象であるが、これよりもさらに懸念されるのは一次放電が起因となり発生する持続放電である。太陽電池アレイは限られた面積に出来るだけ多く太陽電

池セルを敷き詰めるために、回路がパドル端で折り返されている。このため、正極端と負極端のギャップに 1 回路分の出力電圧差がかかる箇所が存在する。その近傍で一次放電が発生すると、放電プラズマを介して列同士が短絡し、永続的な電流が流れ続けることがある。これを二次放電 SA (Secondary arc) という (図 1)。

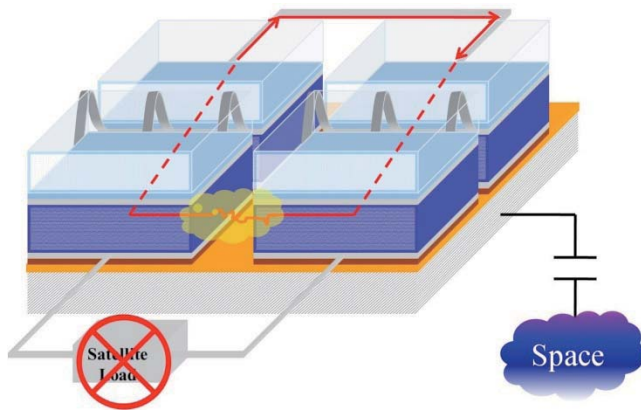


Fig. 1. Occurrence of secondary arc.

二次放電は PA 時に流れる電流 (ブローオフ電流) と I_{ST} により三種類に分類される。ブローオフ電流が終わる前に二次放電が終われば、その放電は NSA という。TSA と PSA はブローオフ電流が終わっても二次放電がおこり続けている放電である。詳細は図 2 に示す。

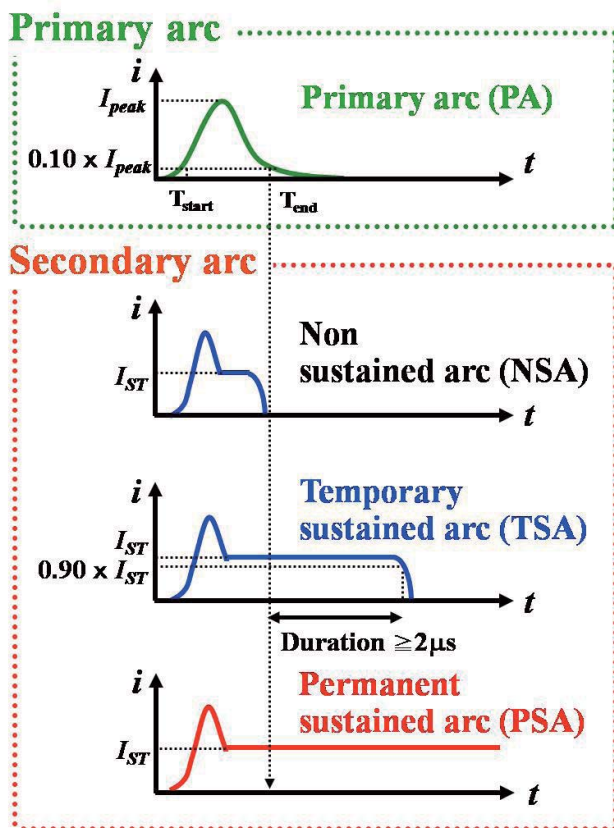


Fig. 2. Definition of arc current based on current waveform.

1.2 現在の放電抑制法

現在の放電の抑制方法はセルのギャップ間を RTV で埋めてしまうグラウティングという手法である (図 3)。グラウティングの放電抑制効果は実験的に示されている³⁾。しかし、グラウティングには欠点が存在し、十分な持続放電抑制法とは言えない。また、人工衛星を運用するにあたって欠点も数多く存在している。その欠点とは RTV 近傍で発生した放電によって RTV が揮発し、カバーガラスに付着することによって形成されたコンタミネーションによる発電電力の低下である。また、グラウティングはセルのギャップ間すべてに RTV を埋めているため、RTV の量は莫大なものとなり、人工衛星の重量が増大してしまう。次に、ギャップ間を埋めている RTV 内に存在するボイドやクラックは宇宙環境で放電の原因になるかもしれない。そのため、人の手によって除去されている。しかし全てのギャップ間に存在するボイドやクラックを除去するには多大な労働力が必要であり、人件費がかかる。最後に、宇宙環境で人工衛星の表面温度は 190K~360K まで変化する。RTV が宇宙環境の熱サイクルに耐えられるのか未だ解決されていない。持続放電を抑制するという観点においてはグラウティングによる持続放電抑制法は十分であるが、今現在上記に挙げた欠点に対する問題は解決されておらず、グラウティングに代替する持続放電抑制法を研究する必要がある。

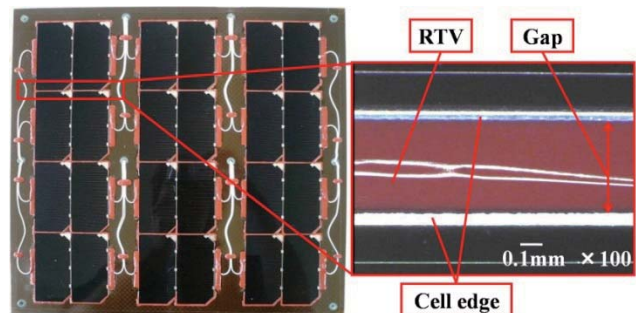


Fig. 3. RTV barrier between cells (grouting).

1.3 放電抑制法

本研究ではコーティングによる PA を抑制する手法と RTV の形状を変化させることによる持続放電の抑制法、そして電気的な振動を用いることによる SA の抑制法を試みた。コーティングによる PA の抑制法は太陽電池の列間にコーティング剤を塗ることによってギャップ間に存在するトリプルジャンクションを無くし、放電の抑制を試みたものである。RTV の形状変化による持続放電の抑制法は RTV の奥行きや高さを変化させることによって持続放電経路を形成させないことを試みたものである。そして、電気振動による SA の抑制法は試験回路にキャパシタンスやインダクタンスを導入することで放電電流に振動を与え、SA が発生したときの短絡電流を不安定化することにより SA の放電抑制を試みたものである。

2. 実験手法

本研究は真空チャンバーを使用した。到達圧力は 2.0×10^{-4} Pa である。図 4 に実験回路を示す。チャンバー上

部に電子ビーム銃 (ULVAC: RHEED) が取り付けられている。サブストーム時の高エネルギー電子を模擬することができる。電子ビームの最大加速電圧は 30kV、最大ビーム電流は 300 μ A である。チャンパー側面に ECR プラズマ源を搭載している。 $10^{11}\text{m}^{-3}\sim 10^{12}\text{m}^{-3}$ 程度のプラズマ環境を作ることができる。 V_{bias} (0V~60kV, 0A~10mA) (Glassman: EW60R10) を供給する高電圧電源はサブストーム時の衛星の負電位を模擬するために使用される。太陽電池アレイシミュレータ SAS (Agilent: E4351B) は太陽電池アレイの発電電力を模擬するために使用される。発電電力は R_L に供給される。CRD は低突入電流の負荷に対する応答速度を高速化している⁴⁾。 C_{ext} は衛星で使用される全ての太陽電池に蓄積される電荷量である。これはチャンパーの中に全ての太陽電池を置くことができないために使用される。ストリングキャパシタンスはセル 30 直列分に含まれる寄生キャパシタンスであり、分布乗数論に基づいて計算された。 C_1 と C_3 は 23 nF であり、 C_2 は 400nF である。

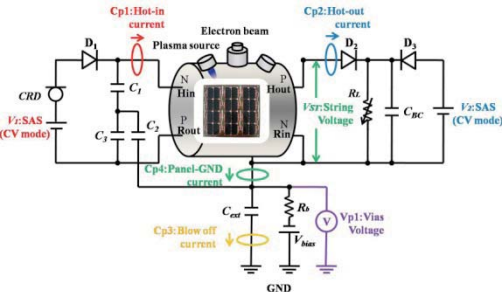


Fig. 4. Experimental circuit.

2.1 コーティングによる太陽電池

図 5 に示す太陽電池アレイクーポンはコーティング試験で使用した。図のクーポンには Si セルが使用されている。セルの大きさは 70mm x 35mm である。クーポンは Si セルが 4 枚直列に接続されている。その 4 枚の太陽電池セルが 3 列に配置されている。セルにはバイパスダイオードが取り付けられている。クーポンの基板はアルミハニカム/CFRP パネルにカプトンフェーズシートを張ってある。太陽電池セルの P バスバーと N バスバーはカプトンテープにより覆われている。コーティング剤は半導電性コーティング剤を使用しており、列間に刷毛で一往復塗ってある。

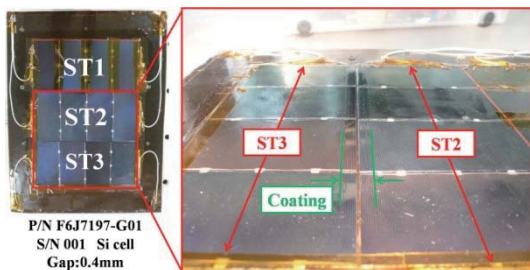


Fig. 5. Solar array coupon for coating.

図 6 は別のコーティングをした TJ セルクーポンである。TJ セルが二枚使用されている。列間のセルエッジは半導電性コーティング剤で 30 秒間浸してある。クーポン基盤はアルミ板にカプトンテープを貼ってある。その上にセルを乗せて、カプトンテープで固定してある。以下この

クーポンをコーティングサンプルと記す。

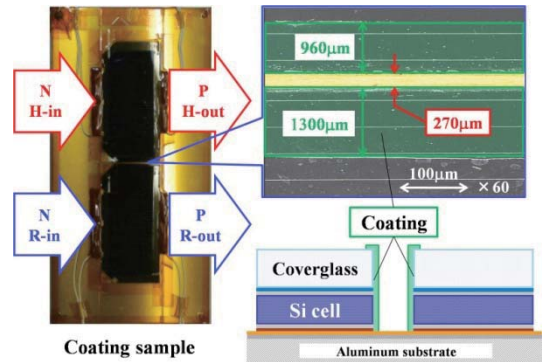


Fig. 6. Coating sample.

2.2 RTV 形状変化を模擬したサンプル

図 7 に示す模擬クーポンは RTV 形状変化試験で使用した。カプトンテープはカバーガラスを模擬している。銅テープは電極を模擬している。スライドガラスは RTV を模擬している。図 7 に示してある箇所のスライドガラスの厚さや奥行きを変化させることで RTV の形状変化を模擬することができる。基板はアルミ板にカプトンフェーズシートを張ってある。表 1 にスライドガラスの厚さと奥行きの変化を記す。

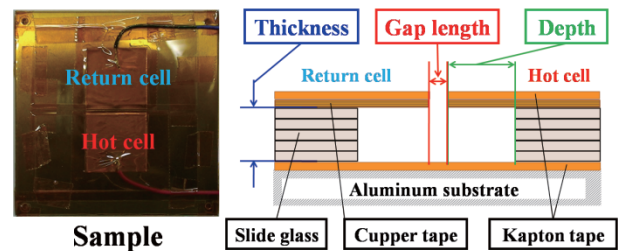


Fig. 7. Imitation coupon changed the position of glass slide.

Table 1. Imitation coupon samples parameter.

name	thickness	depth	Gap length
sample base	0.1 mm	0.0 mm	267 nm
sample 1	0.1 mm	2.0 mm	298 nm
sample 2	0.5 mm	0.0 mm	278 nm
sample 3	0.5 mm	2.0 mm	288 nm
sample 4	0.5 mm	4.0 mm	208 nm
sample 5	1.0 mm	0.5 mm	328 nm

2.3 RTV の形状を変化させたクーポン

図に RTV の形状を変化させた TJ セルクーポンを示す。基盤の構造及びセルの配列はコーティングサンプルと同様である。TJ セルはカプトンテープから 0.5 mm 浮かせてある。以下このクーポンを RTV サンプルとする。

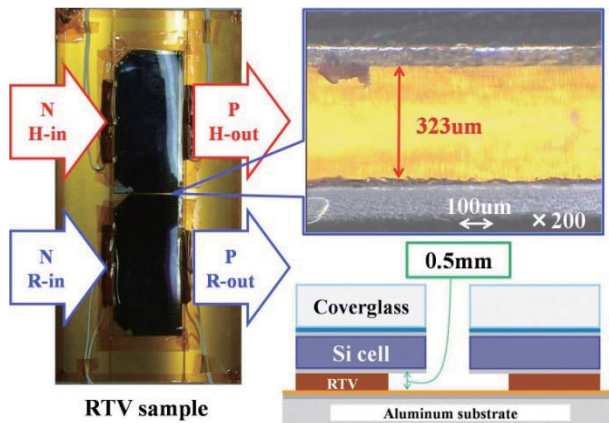


Fig. 8. RTV sample.

2.4 電気振動を利用した放電抑制

本研究で使用した実験回路を図 9 に示す。太陽電池の列間にキャパシタンス及びインダクタンスを入れることで放電が発生した際に電氣的な振動を発生させることができる。

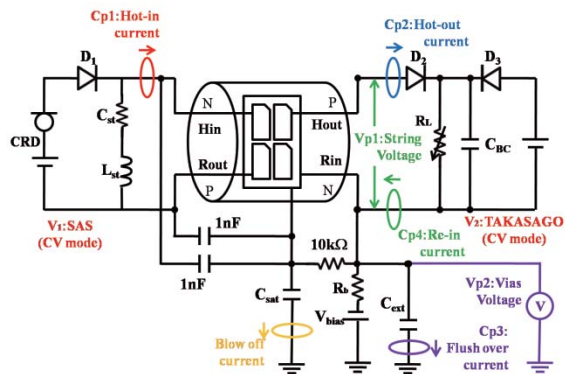


Fig. 9. Experimental circuit.

試験回路としてはブリーフ電流とフラッシュオーバー電流の計測を行うためにブリーダー抵抗を介して計測を行っている。更に太陽電池と構体の間に存在する電荷が試験回路の長い配線上、早く抜けてしまうために 1nF のキャパシタンスを挿入している。

実際に放電が発生した時の電流波形の原理図を図 10 及び図 11 に示す。本来、二次放電が発生した場合、Hot-in および Hot-out に流れる電流波形は図 10 のようになる。しかし太陽電池の列間にキャパシタンスを挿入することで、放電時にキャパシタンスに蓄えれた電荷が放電電流となり流れることになる。その後、電流源から供給される電流はキャパシタンスに流れ込み放電が抑制される。

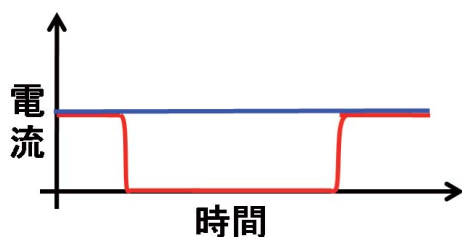


Fig. 10. Current waveform (No Capacitance) .

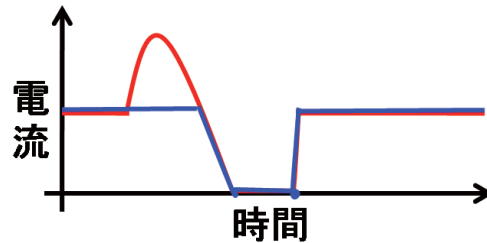


Fig. 11. Current waveform(There is capacitance).

3. 実験結果

表2にはコーティング試験パラメータを、表3にはRTV形状変化試験パラメータを記す。

Table 2. Experimental parameter for coating.

Sample name		P/N F6J7197-G01		Coating sample
Back Pressure		2.0x10 ⁻³ Pa~ 3.6x10 ⁻³ Pa	1.0x10 ⁻³ Pa~ 1.2x10 ⁻³ Pa	1.0x10 ⁻³ Pa~ 2.0x10 ⁻³ Pa
V_{bias}		-400 V~ -600 V	-5 kV	-5kV
C_{ext}		20 nF	5 nF	5 nF
R_b		100 k Ω	10 M Ω	10 M Ω
V_{ST}		100 V	100 V	100V
I_{sc}		0.5 A, 1.0 A	0.5 A, 1.0 A	1.0 A
Plasma density		5.09x10 ⁻¹² m ⁻³	-	-
Electron beam	Energy	-	5.0 keV	4.0 keV~ 5.0 keV
	Current	-	8 μ A~10 μ A	20 μ A~40 μ A

Table 3. Experimental parameter for changing the shape of RTV.

Sample name		Imitation coupon	RTV sample
Back Pressure		2.0x10 ⁻³ Pa~ 4.0x10 ⁻³ Pa	2.0x10 ⁻³ Pa~ 3.0x10 ⁻³ Pa
V_{bias}		-5 V	-5 V
C_{ext}		5 nF	5 nF
R_b		10 MΩ	10 MΩ
V_{ST}		50 V	50 V
I_{sc}		0.5 A, 1.0 A, 1.5 A, 2.0 A, 2.5 A, 3.0 A, 3.5 A	1.0 A 1.5 A 2.0 A
Electron beam	Energy	5.0 keV~ 7.0 keV	4.0 keV~ 5.0 keV
	Current	25 μA~75 μA	20 μA~40 μA

3.1 コーティングによる PA の抑制効果

実験において得られた結果を表 4 に示す。放電は全てギャップ間で起きたものである。

Table 4. Result of coating experiment.

Cell	Isc	Number of arcs in gap			Probability		
		PA	NSA	TSA	NSA	TSA	SA
P/N F6J7197-G01	0.5 A	0	0	0	0 %	0 %	0 %
	1.0 A	8	0	0	0%	0 %	0 %
	0.5 A	8	0	0	0%	0 %	0 %
	1.0 A	13	0	1	0%	7 %	7 %
Coating sample	1.0 A	34	0	17	0	33%	33%

P/N F6J7197 に関して、TSA が一回、PA が 8 回発生した。TSA と PA は別の場所で発生した。図 12 に PA の放電箇所を、図 13 に TSA の放電箇所を示す。どちらの放電もコーティングのムラで発生した。

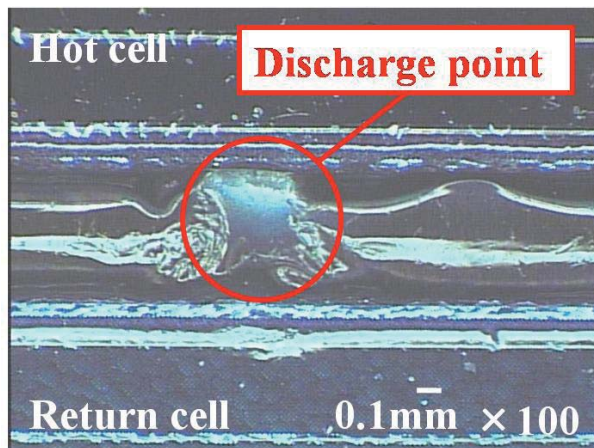


Fig. 12. Discharge point of PA.

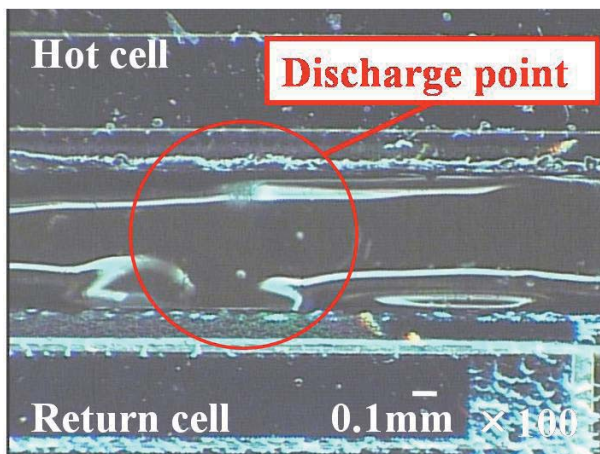


Fig. 13. Discharge point of TSA.

しかし、セルエッジをコーティング剤に浸したコーティングサンプルはセルエッジのクラックがある場所で PA が発生し、コーティング剤が剥がれることによって短絡経路が形成され TSA が発生した。放電前の写真を図 14 に、放電後の写真を図 15 に示す。

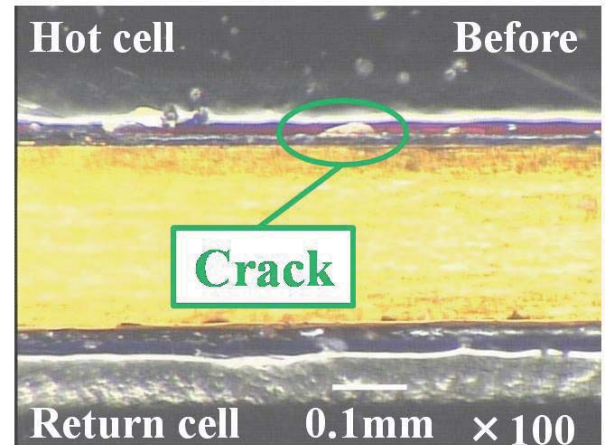


Fig. 14. Picture before the discharge (TSA) .

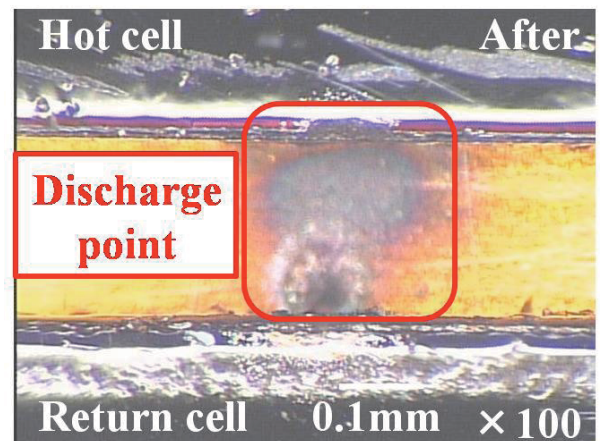


Fig. 15. Picture after the discharge (TSA) .

3.2 RTVを形状変化させたことによる PSA の抑制効果

本実験において、スライドガラスが 0.5mm 以上のサンプルでは持続放電は発生しなかった。しかし、スライドガラスの厚さが 0.1mm の場合、持続放電が発生した。図 16、17 に示すように、持続時間はサンプルの厚さや深さを変化させても影響はなかった。尚、エラーバーは標準偏差を表している。

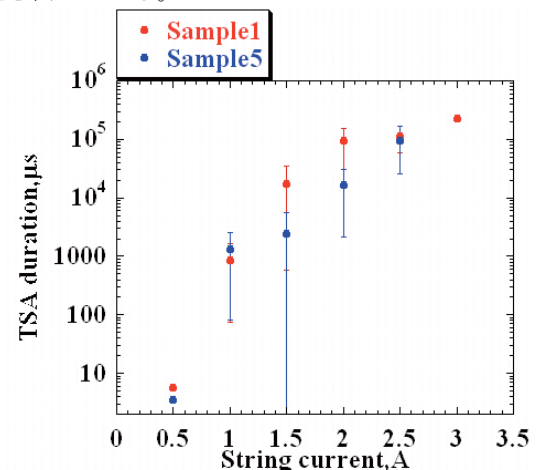


Fig. 16. TSA durations of Sample 1 and Sample 5.

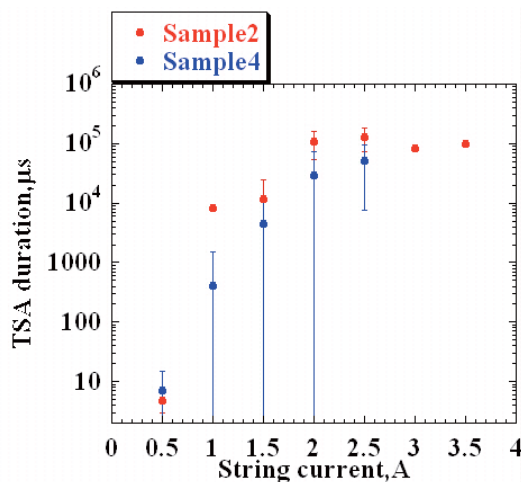


Fig. 17. TSA durations of Sample 2 and Sample 4.

また、各サンプルの Panel Ground、Return cell、Hot cell 間の抵抗値を測定した。測定結果を表 5 に示す。持続放電が発生したサンプルでは著しく抵抗値が低下している。しかし、厚さが 0.5mm 以上のサンプルではほとんど抵抗の降下は見られなかった。

Table 5. Resistance value of imitation coupon.

Sample name	Hot-GND	Return-GND	Gap
Sample base	2.4 k Ω	1000 M Ω	1 M Ω
sample 1	2.0 k Ω	38 k Ω	40 k Ω
sample 2	O.F.	O.F.	O.F.
sample 3	O.F.	1500 M Ω	O.F.
sample 4	O.F.	O.F.	O.F.
sample 5	O.F.	O.F.	O.F.

続いて、RTV サンプルでの試験結果を表に記す。各電流値に対して TSA は発生したものの PSA に移行することはなかった。

Table 6. Result of changing the shape of RTV.

Cell	Isc	Number of arcs in gap			Probability		
		PA	NSA	TSA	NSA	TSA	SA
RTV sample	1.0 A	10	0	6	0%	38 %	38 %
	1.5 A	8	0	2	0%	20 %	20 %
	2.0 A	6	0	3	0%	33 %	33 %

持続時間も 130ms を超える TSA が発生した。しかし PSA には移行しなかった。実験終了直後、模擬クーポンと同様に抵抗値を測定した。列間のみ抵抗値が 105k Ω に低下した。しかし、数分後再び計測すると 4.5k Ω に低下した。そこで、再び 2.0A の Isc を 1 分間流し、10 秒ごとに列間の抵抗値を計測した。図 18 に結果を記す。

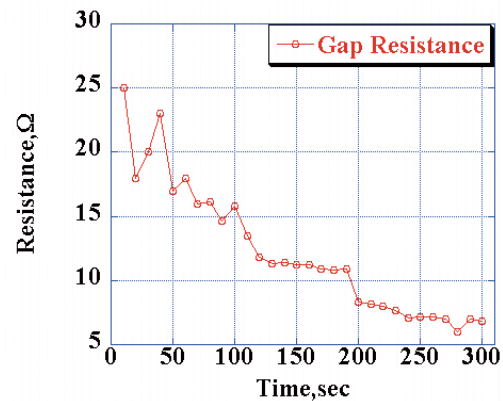


Fig. 18. Change in resistance value between cells.

時間とともに抵抗値が低下していることがわかる。おそらく長い TSA が発生すると、放電熱によって電極やセルが溶解し周りに拡散される。これは持続時間に依存し、長い TSA がおきると、多量の導電性物質が拡散されると思われる。拡散された導電性物質が短絡経路を形成する可能性がある。短絡経路が形成された放電箇所を図 19 に示す。

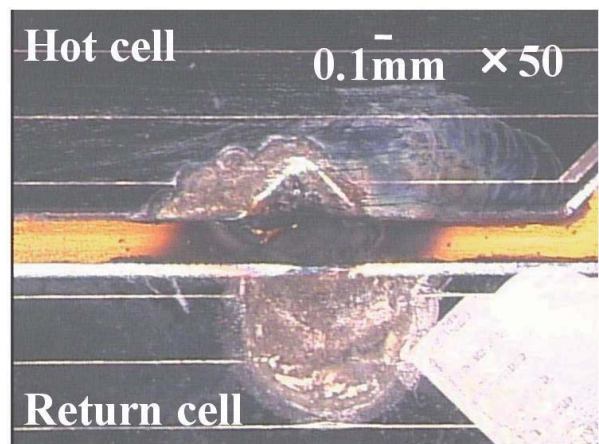


Fig. 19. Picture of gap with the resistance value decreased

3.3 電気振動による二次放電抑制

本研究で実際に得られた放電波形を図 20、21 に示す。図 20 は列間にキャパシタンスを挿入しないで実験を行ったものであり、図 21 はキャパシタンスを導入して実験を行ったものである。

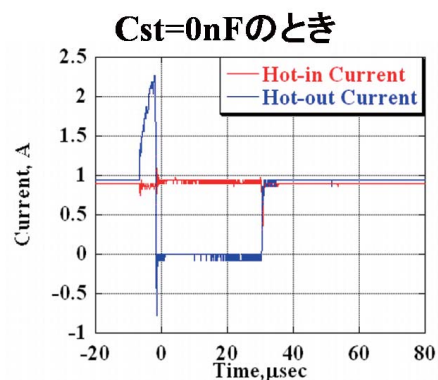


Fig. 20. Current waveform (No capacitance)

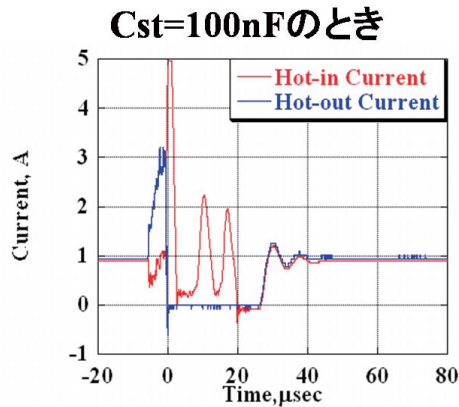


Fig. 21. Current waveform (There is capacitance)

図 20 と図 21 を比較してみると、キャパシタンスを導入した場合には放電後にキャパシタンスに電流が流れることによって放電電流が減少していることがわかる。実際にキャパシタンスを変化させて TSA と NSA の放電発生確率を計算したものを図 22 と図 23 に示す。

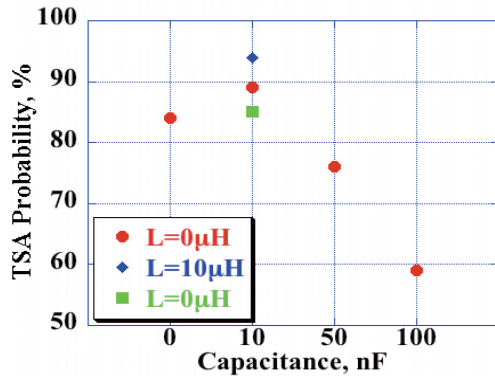


Fig. 22. Probability of TSA

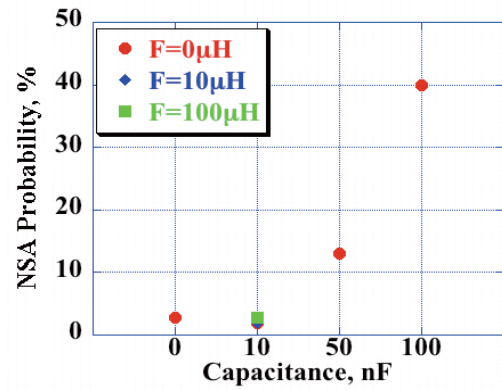


Fig. 23. Probability of NSA

大きな値のキャパシタンスを導入すれば TSA の発生確率は大幅に減少し、NSA の発生時間が大幅に増加していることがわかる。このことから、二次放電の持続時間はキャパシタンスを導入することで減少する傾向にあると考えられる。

4. まとめ

コーティング試験において、コーティングを施した場所で一次放電を抑制することができた。しかし、コーティングをした際にできるムラが放電箇所となり、TSA が発生してしまうことがわかった。RTV 形状変化試験では持続放電を抑制する RTV の厚さ求めることができた。しかし、長い持続時間の TSA が発生すると列間のみの抵抗値が降下することがわかった。放電熱により発生した導電性物質の拡散により短絡経路が形成された可能性がある。放電箇所を成分分析するなどの更なる研究が必要である。電気振動による二次放電抑制に関しては、太陽電池の列間にキャパシタンスを導入することで二次放電の持続時間を減少させることができると考えられる。

参考文献

- 1) Cho, M., Fujii, H.: Review on Charging and Discharging Phenomena in Space Environment: Arcing on High Voltage Solar Array and Future Issues, Aeronautical and Space Sciences Japan, Vol.51 (2003), pp.139-145.
- 2) Okumura, T., Masui, H., Toyoda, K., Cho, M., Imaizumi, M.: Electrical performance degradation with Si solar array for space craft, JSASS, 55 (2007), PP.590-596.
- 3) Cristopher F. Hoeber., Ernest A. Robertson., Ira Katz., V. A. Davis., David B. Snyder., : Solar Array Augmented Electrostatic Discharge in GEO, AIAA 98-1401, 1998.
- 4) Kitamura, K., Masui, H., Toyoda, K., and Cho, M.: Secondary Arc Tests on Solar Arrays for International standardization of ESD Test and Japanese Spacecraft Charging Guideline, 10th Spacecraft Charging Technology Conference, Biarritz, France, June 2007.

帯電測定技術、材料物質

Research Activities about Spacecraft Materials

Yugo Kimoto

Space Materials Section

Electronic Device and Materials Group

Aerospace Research and Development Directorate, JAXA

2-1-1, Sengen, Tsukuba, Ibaraki 305-8505, JAPAN

kimoto.yugo@jaxa.jp

ABSTRACT

Space environment effects on materials are very severe and complex because orbital environments include influential factors such as high-energy radiation particles, atomic oxygen (AO), ultra violet (UV) radiation and micron size particles (space debris, etc.). Furthermore, surface degradation associated with contamination can negatively impact optics performance. The space environment and data related to its effects are therefore extremely important for spacecraft design. One approach to solving this problem is ground-based evaluation of materials. Ground simulation technology is therefore a key technology for space exploration. Moreover, materials that have high tolerance against the space environment have been developed. In this paper, these research activities in the Space Materials Section, Electronic Device and Materials Group of JAXA are summarized.

1. Introduction

Our mission is to establish fundamental technologies and enhance the reliability and performance of materials for spacecraft. Therefore we support projects concerning space materials.

For the mission, we have evaluated materials on the ground in the spacecraft design phase. We provide the material data at the end of life of the spacecraft. Thus it is important to simulate the space environment. We also have proceeded with a space exposure experiment for to demonstrate space materials and enhance the ground evaluation test technology.

In this paper, research activities concerning space material evaluation are summarized. First, we describe the specification of ground simulation test facilities and a research activity where they are used. Next, an example of development of materials with high tolerance against the space environment is presented. Activities related to spacecraft material exposure experiments are described in the following section. In addition, the group also treats the safety of space materials and equipment used in manned space systems. The associated research activities are also introduced in this paper.

2. Ground simulation technology

2.1 Combined Space Effects Test Facility

We utilized the Combined Space Effects Test Facility, which accommodates the irradiation of independent or coincidental electron beams, vacuum ultraviolet (VUV) rays, and atomic oxygen. The equipment specifications are presented in Table 2-1 [1].

Table 2-1 Specifications

Equipment	Specification
Irradiation Chamber	Inner volume: 250 l Ultimate Pressure: 10^{-7} Pa (Under AO irradiation: 10^{-3} – 10^{-2} Pa) Temperature control: -150–100°C Standard test sample: 25 mm ϕ × 3 mm thickness MAX up to 18 pieces
EB Irradiation Facility	Accelerating voltage: 100–500 kV Current: 2–20 mA
AO Irradiation Facility	Type: Laser detonation AO velocity: ca. 8 km/s AO fluence: ca. 5×10^{16} atoms/ cm ² s
VUV Irradiation Facility	VUV source: 30 W VUV lamp × 48 pieces Spectrum: 115–400 nm

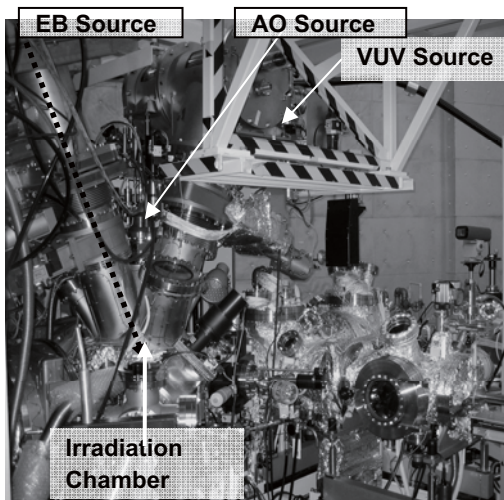


Fig. 2-1 Combined space effects test facility [1]

The visual appearance of the Combined Space Effects Test Facility is portrayed in Fig. 2-1.

Surface topographies of AO-irradiated polyimide films at 1.30×10^{21} atoms/cm² are shown in Fig. 2-2. The sample surfaces were deeply eroded by AO attacks, exhibiting a rough texture with numerous cones.

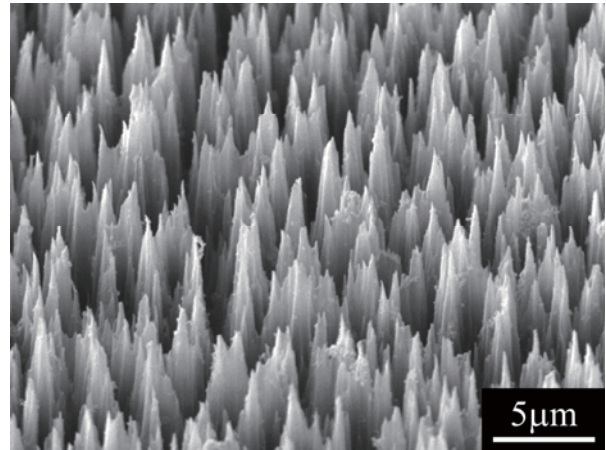


Fig. 2-2 Surface topographies of polyimide film [2].

An example of research activity related to combined space effects is described [2]. The synergistic effects of AO and VUV on Kapton H and Ag-coated FEP were investigated using single, sequential, and simultaneous irradiation, where both AO and VUV fluence were equivalent to the LEO environment at an altitude of approximately 400 km for 3 months. The results showed no obvious difference in erosion yields attributable to irradiation method for either material. Thermo-optical properties of Kapton H were degraded by AO irradiations, and the degradation levels were similar in each sample. The Ag-coated FEP underwent no marked changes in thermo-optical properties after each irradiation. These results indicate that the synergistic effects of AO and VUV have no influence on the erosion yield and the thermo-optical properties for either material under the experimental conditions used in this study. Kapton H samples exhibited needle-like surfaces after AO irradiation; the VUV irradiation had no effect on the Kapton H surface morphology. For Ag-coated FEP, the surface irradiated by AO was also characterized by a needle-like surface. The surface of Ag-coated FEP irradiated by VUV became flatter than the original, which suggests that VUV might have a smoothing effect on Ag-coated FEP surfaces. After sequential irradiation, the surface morphology differed depending on the irradiation sequence. A rougher surface with low blunt cones was produced by simultaneous irradiation resulting from the interaction between the erosion by AO attacks and smoothing by VUV irradiation.

2.2 UV Test equipment

We also have a Xenon source type UV irradiation facility called JAXA UV test equipment, shown in Figure 2-3. Table 2-2 presents the UV irradiation specifications. UV flux and fluence levels were obtained from the spectral radiant intensity at a wavelength of 200 - 400 nm, as measured using a multispectral radiometer. Because the Xenon lamp light includes an infrared wavelength region resulting in heating of the samples, the base plate to hold the samples was cooled by water flow to prevent sample heating. The irradiation area temperature was monitored by using thermocouples attached to the reference sample.



Fig. 2-3 JAXA UV test equipment

Table 2-2 Specifications of UV test equipment.

Spectrum	200–400 nm
Power	6000 W
UV flux	12 Solar Constant (Max.)
Irradiation area	150mm × 150mm
Sample temperature	< 60 °C (Normal)
Vacuum	10^{-4} – 10^{-5} Pa

2.3 Outgassing

Outgassing is the release of a gas from an organic or other material in a vacuum environment. Since 1980, the National Space Development Agency of Japan (NASDA), the forerunner of JAXA, has been measuring outgassing in accordance with ASTM E 595 [3].

Fig. 2-4 shows the outgassing measuring system and table 2-3 presents the system's specifications. Three items are measured as outgas data: total mass loss (TML), collected volatile condensable material (CVCM), and water vapor regained (WVR) in accordance with ASTM E 595. All the data has been compiled in a database [4].



Fig. 2-4 Outgassing measuring system

Table 2-3 Specifications of outgassing measuring system.

Sample numbers	For normal measurement (26mm ϕ): 15 chambers
	For standard reference samples (26mm ϕ): 3 chambers
	For large samples (40mm ϕ): 3 chambers
	For film thickness measurement (26mm ϕ): 1 chamber
	Five tests can be undertaken simultaneously
Temperature control	Heating Rod: Normally heated to 125°C.
	Cooling for Condensation: Normally 25°C.
Vacuum	7×10^{-3} Pa or less

Contamination effect is one of the concern for high resolution optics sensors. Numerical analysis of molecular contamination deposition has been conducted in order to identify a major contaminant source and contaminated optics. Some assessments and experiments have been in progress [5-8].

3 Advanced material research

Materials with high tolerance against the space environment have been developed. Silicon containing polyimide is proposed as an AO-tolerant material for Low Earth Orbit flight [9]. AO irradiation tests were performed

at the Combined Space Effects Test Facility. The results demonstrate that the polysiloxane-block-polyimide mass loss is one hundredth or less than that of Kapton®. Cross-sectional transmission electron microscopic (TEM) observation and X-ray photoelectron spectroscopic (XPS) analysis reveal that the AO protective SiO₂ layer is self-organized by AO irradiation. In addition, the self-organized SiO₂ layer was damaged intentionally to investigate the formation of a new layer on it. After further AO irradiation on the damaged surface, it was found that a new layer was built with a 500-nm-deep eroded region. It can be said that the result confirms the “self-healing” ability of polysiloxane-block-polyimide.

These results suggest that polysiloxane-block-polyimide has high potential to provide many advantages for use in space, especially on LEO spacecraft. This polysiloxane-block-polyimide will be evaluated on the International Space Station (ISS) in the space environment exposure experiment which is described in the next section.

4 Space demonstration experiment

We conducted research through spacecraft materials exposure experimentation, which assesses and demonstrates the performance of prospective spacecraft materials on the space shuttle and the ISS. JAXA conducted space-material exposure experiments in the STS-85/Evaluation of Space Environment and Effects on Materials (ESEM) mission in 1997 [10], and in the Exposed Facility Flyer Unit (EFFU) of the Space Flyer Unit (SFU) in 1996 [11]. Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device experiments (MPAC&SEED) is a JAXA-owned experiment for particle capture and material exposure, mounted on the Russian Service Module (SM) and the KIBO Exposed Facility (EF) of the International Space Station (ISS) [12,13]. The MPAC&SEED experiment that used the Russian SM on the ISS was executed from 2001 to 2005 (SM/MPAC&SEED). This was the first experiment that prepared the same samples in three sets and evaluated the relation between material deterioration and exposure period (ten months (0.9 years), 28 months (2.4 years), and 46 months (3.8 years)). In the SEED experiment, we were able to get data on space environmental effects on the material, as well as orbital

induced environment effect data such as contamination effect data [14-18]. The MPAC experiment succeeded in capturing dust and a component analysis was performed. The impact flux from captured dust and debris models were compared. The impact fluxes of aerogel appeared to be inversely proportional to the exposure period and the fluxes were greater than the model results [9]. Combined scanning electron microscopy (SEM), transmission electron microscopy (TEM), micro Raman spectroscopy, and synchrotron radiation X-ray diffraction analyses revealed the existence of space debris, secondary debris and a micrometeoroid [13]. Figure 4-1 shows the orbit configuration of SM/MPAC&SEED.



Fig. 4-1 Orbit configuration of MPAC&SEED (October 2001).

JEM/MPAC&SEED is exposed to the space environment attached to the Space Environment Data Acquisition Equipment-Attached Payload (SEDA-AP). This is on the KIBO Exposed Facility (EF) and is mounted on the Experiment Logistics Module-Exposed Section (ELM-ES) to be launched by Space Shuttle flight 127 (2J/A mission) [19]. The position of JEM/MPAC&SEED on SEDA-AP is shown in figure 4-2. This picture was taken at the Kennedy Space Center (KSC) when JEM/MPAC&SEED was attached to the SEDA-AP. After the experiments are completed, the JEM/MPAC&SEED sample assembly will be returned to the Earth by the space shuttle 19A mission (2010) according to the current plan. Currently, the ground irradiation test for SEED samples is in progress [20].

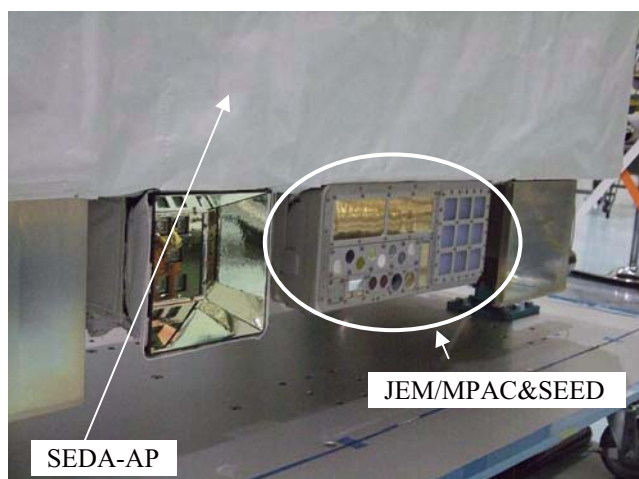


Fig. 4-2 JEM/MPAC&SEED attached to the bottom of the SEDA-AP at KSC.



Fig. 5-1 The test chamber for Tests 1, 4, 8, and 18.

5. Safety and compatibility of materials

JAXA conducted experiments to evaluate inflammability, offgassing of equipment, parts and materials used in a manned space environment such as “Kibo”, installed on the ISS and H-II Transfer Vehicle (HTV) to verify the safety of the equipment, parts, and materials for astronauts. JAXA has been conducting these tests in accordance with NASA-STD-6001 [21]. Table 5-1 shows the test contents. Figure 5-1 shows a test chamber for Tests 1, 4, 8, and 18. Figure 5-2 shows gas chromatography equipment for Test 7 for CO, H₂, organic and inorganic gas measurement.

Table 5-1 Safety and compatibility of materials test contents at JAXA.

Test No.	Test name
Test 1	Upward flame propagation test
Test 3	Liquid flashing point test
Test 4	Electric wire insulating material combustion test
Test 6	Odor test
Test 7	Offgassing test
Test 8	Combustion test of materials inside container
Test 18	Arc Tracking Test

Figure 5-3 shows the annual number of tests for safety and compatibility of materials at JAXA. Tests 1, 3, 4, 8, and 18 are defined as inflammability tests. Approximately 250 tests are conducted per year. 144 offgassing tests and 38 inflammability tests were conducted in 2008. In 2006, the odor requirement was changed and thus offgassing tests have been conducted instead of odor tests since 2007 [21].



Fig. 5-2 Gas chromatography equipment for Test 7.

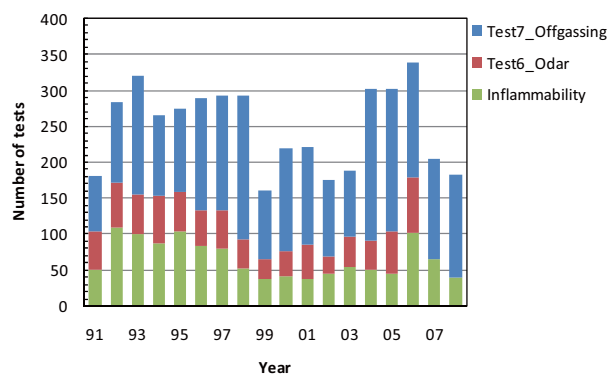


Fig. 5-3 Annual number of tests for safety and compatibility of materials at JAXA.

6. Conclusion

The research activities of the Space Materials Section, Electronic Device and Materials Group of JAXA are summarized. In designing spacecraft, we should reflect on the results from ground evaluation tests and space material exposure experiments. These activities have been conducted in order to

develop a Materials database [4] which is utilized to improve spacecraft design.

6. References

- [1] Hiroyuki Shimamura and Eiji Miyazaki "Investigations into Synergistic Effects of Atomic Oxygen and Vacuum Ultraviolet," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 46, No. 2, March–April 2009, p241.
- [2] Hiroyuki Shimamura and Takashi Nakamura, "Mechanical properties degradation of polyimide films irradiated by atomic oxygen," Polymer Degradation and Stability 94, 2009, p1389.
- [3] ASTM E 595, "Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from Outgassing in a Vacuum Environment".
- [4] <http://matdb.jaxa.jp/>
- [5] Fumitaka Urayama, Kei-ichi Yano, Riyo Yamanaka, Eiji Miyazaki, Yugo Kimoto, "Molecular Contamination Assessment on Hinode Solar Optical Telescope", J. The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Vol.56, No.658, pp.543-550, 2008 [in Japanese].
- [6] Fumitaka Urayama, Takamasa Bando, Ryouhei Kano, Hirohisa Hara, Noriyuki Narukage and Taro Sakao, "Molecular Contamination Assessments on Hinode X-Ray Telescope", J. The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences Vol.56, No.658, pp.536-542, 2008, [in Japanese].
- [7] Eiji Miyazaki, Koji Matsumoto, Riyo Yamanaka, and Yugo Kimoto, "Ground Experiment of Interaction between Molecular Contamination and Atomic Oxygen", Proc. of 53rd Space Sciences and Technology Conference, 2009 (CD-ROM).
- [8] Fumitaka Urayama, Kei-ichi Yano, Riyo Yamanaka, Eiji Miyazaki and Yugo Kimoto, "Characterization of molecular contaminant behaviors - outgassing and reflection -", Proc. of 53rd Space Sciences and Technology Conference, 2009 (CD-ROM).
- [9] Eiji Miyazaki, Masahito Tagawa, Kumiko Yokota, Rikio Yokota, Yugo Kimoto, Junichiro Ishizawa, "Investigation into tolerance of polysiloxane-block-polyimide film against atomic oxygen", Acta Astronautica, In Press,
- Corrected Proof, Available online 12 October 2009.
- [10] Kichiro, Imagawa, "Evaluation and Analysis of Parts and Materials installed on MFD-ESEM". NASDA-TMR-000011, 2002.
- [11] T. Fukatsu, Y. Torii, Y. Koyari et al.: Post-flight analysis of the exposed materials on EFFU, Proc. 7th ISMSE, ESA SP-399, 1997, p.287
- [12] Yugo Kimoto et al., "Japanese Space Materials Exposure Experiment Utilizing International Space Station", Proc. of the 59th IAC, 2006.
- [13] Proc. of International Symposium on "SM/MPAC&SEED Experiment", Japan, 2008, JAXA-SP-08-015E, 2009.
- [14] Naoko Baba, Yugo Kimoto, "Contamination Growth Observed on the Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device", J. Spacecraft and rockets 46, 33-38, 2009.
- [15] Yugo Kimoto, et al., "Passive Space-Environment-Effect Measurement on the International Space Station", J. Spacecraft and rockets 46, 22-27, 2009.
- [16] Courtney A. Steagall, et al., "Induced-Contamination Predictions for the Micro-Particle Capturer and Space Environment Exposure Device", J. Spacecraft and rockets 46, 39-44, 2009.
- [17] Hiroyuki Shimamura, Ichiro Yamagata, "Degradation of Mechanical Properties of Polyimide Film Exposed to Space Environment", J. Spacecraft and rockets 46, 15-21, 2009.
- [18] Eiji Miyazaki, Ichiro Yamagata, "Results of Space-Environment Exposure of the Flexible Optical Solar Reflector", J. Spacecraft and rockets 46, 28-32, 2009.
- [19] Yugo Kimoto, Shoichi Ichikawa, Eiji Miyazaki, Koji Matsumoto, Junichiro Ishizawa, Hiroyuki Shimamura, Riyo Yamanaka and Mineo Suzuki, "Space Environment Effects on Materials at Different Positions and Operational Periods of ISS ", Proc. of the 9th International Conference on "Protection of Materials and Structures from Space Environment", Canada, 2008, (2009)pp.207-211.
- [20] Yugo Kimoto, et.al., "Outline of Micro-Particles Capturer and Space Environment

Exposure Device on board Japanese Experiment Module Exposed Facility”, Proc. of the 52nd Space Sciences and Technology Conference,[CD-ROM], (2008) [in Japanese].

[21] NASA-STD-6001, "Flammability, Odor, Offgassing, and Compatibility Requirements and Test Procedures for Materials in Environments that Support Combustion".

[22] Sachie Eguchi, Satoru Tachihara, "Advancement of the Materials Applicability Analysis/Evaluation for the Manned Space Systems", Proc. of the 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008-c-44, June 2008.

プロトン照射ポリイミドフィルムの帯電特性

沼田誠也*, 三宅弘晃, 田中康寛, 高田達雄 (東京都市大学), 岩井岳夫 (東京大学)

Charging Characteristics in Proton Beam Irradiated Polyimide

Seiya Numata, Hiroaki Miyake, Yasuhiro Tanaka, Tatsuo Takada (Tokyo City University),
Takeo Iwai (Tokyo University)

ABSTRACT

The purpose of our research work is to measure the space charge distribution in proton beam irradiated dielectric materials for spacecrafts. Spacecrafts sometimes have a serious damage due to the electro static discharge accident. It is said that the charge accumulation in dielectric materials irradiated by high energy charged particles in space environment causes the discharge accident. Therefore, we need to measure the charge distribution in the bulk of dielectric materials. We have been developing a system for measuring internal charge distribution in dielectric materials using Pulsed Electro-Acoustic (PEA) method. Using the system, we tried to measure the charge distribution after proton beam irradiated polyimide (PI) and fluorinated ethylene propylene copolymer (FEP) films which have been used as a thermal control layers or an optical solar reflector of spacecrafts. From the result, it is found that positive charges accumulate in bulk of PI and FEP films after proton beam irradiation of the proton beams. However, the amounts of accumulated positive charge in PI increase with increase of irradiation time, while those in FEP decrease. Therefore, it is found that the charge accumulation properties strongly depend on the kinds of irradiated materials.

キーワード：宇宙機，絶縁材料，プロトン，電荷分布，PEA 法，ポリイミド

(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、高分子の多層断熱材(Multi Layer Insulator : MLI)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。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運用異常につながるという報告がなされている⁽¹⁾。そのため、宇宙機的设计には高分子絶縁材料の電気特性が重要なパラメータとなるが、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(Pulsed Electro-acoustic : 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、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^(2,3)。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. 測定方法

2-1. パルス静電応力法(PEA法)の原理

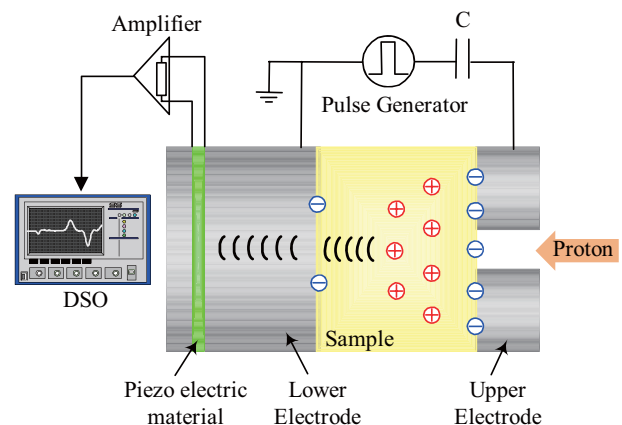


図1 PEA法測定原理

Fig. 1 Principle of PEA method

図1にパルス静電応力法(PEA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観測された信号を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。

2-2. 計測システム

図2にPEA装置の概略図および写真を示す⁽⁴⁾。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⁽⁵⁾。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68 mm、横48 mm、高さ24 mmまで小型化することに成功し、比較的小さなチャンパ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 μm 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 μm を得ている。つまり、100 μm 程度の試料は位置分解能約10%で測定が可能である。

3. プロトン照射下におけるリアルタイム帯電計測

3-1. 測定試料および実験条件

測定試料として厚さ125 μm のポリイミドフィルム（宇部興産社製：Upilex[®]）（以下PI）を用いた。PIは実際の宇宙機のMLIとして用いられている。プロトン照射実験はチャンパー内の真空度を約 1×10^{-5} Paとし、測定試料に照射エネルギー1.5 MeV一定とし、電流密度を0.03-30 nA/cm^2 の範囲で変化させ、プロトン照射中における絶縁材料内の空間電荷分布をそれぞれ測定した。なお、電流密度0.03 nA/cm^2

というプロトンは内帯に存在し、太陽の活動が活発になると0.3 nA/cm^2 のプロトンも存在すると言われている。各測定における実験条件を表1に示す。また、プロトン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3MVタンデム加速器、東京大学原子力専攻重照射設備のバンデグラフ、および宇宙航空研究開発機構筑波宇宙センターの宇宙環境試験設備を用いて行った。

表1 実験条件

Table.1 Measurement condition

Conditon No.	Energy [MeV]	Current Density [nA/cm ²]	Irradiation Time [min]	Irradiation facility
実験 1	1.5	30	30	高崎
実験 2		3		
実験 3		0.3		
実験 4		0.03	300	JAXA

3-2. 実験結果および考察

図3に実験1,2,3,4におけるプロトン照射中のPI内の最大蓄積時の電荷分布を示す。図3の電荷分布の結果より、照射面から試料内約50 μm まで正電荷の蓄積が確認され、これら正電荷の蓄積は照射電極側のみ見られ、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。

また、同照射条件におけるPI内のプロトン飛程を数値計算により算出したところ、37 μm であった⁽⁶⁾。図4(a)より正電荷蓄積分布のピーク値は35 μm であり、これは装置の位置分解能10 μm 程度であるため、37 μm と35 μm ではほぼ差がなく、一致していると言える。これらより、同図における正電荷分布は、プロトン照射により生じた蓄積電荷が観察されたものと考えられる⁽⁷⁾。また、同図(b), (c), (d)より、照射面からの電荷蓄積位置は、同図(a)と同様の結果が得られている。つまり、電流密度変化の差としては、最大電荷蓄積位置が最大飛程の位置から照射面近傍に変化し

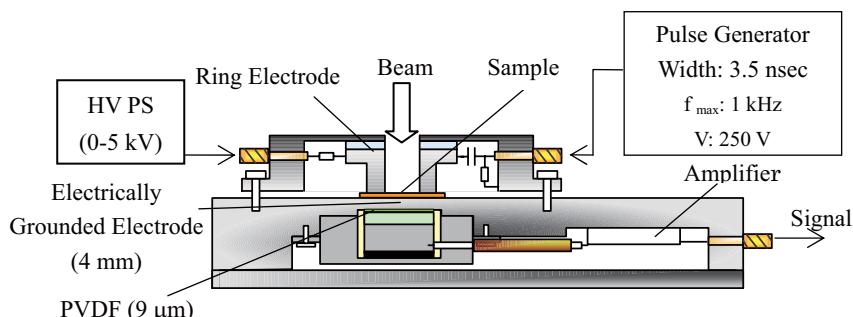
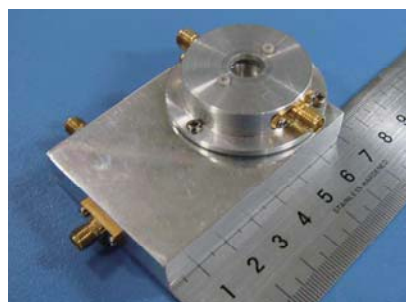


図2 PEA 装置概略図および写真

Fig. 2 Schematic diagram and Picture of the measurement apparatus

ていることがわかる。

図 4 に照射中・照射後にかけてのPI内蓄積総電荷量の経時変化を示す。蓄積総電荷量は電荷分布の測定結果より、試料内の蓄積正電荷分布を積分することにより算出した。まず、最大蓄積量に注目し同図(a), (b)を比較すると、電流密度が 10 倍程異なっても最大量がそれぞれ 0.084 mC/m^2 、

0.063 mC/m^2 となり、蓄積電荷量が比例しないのがわかる。さらに同図(c), (d)より、電流密度を $1/100$, $1/1000$ としても最大蓄積量がそれぞれ 0.05 , 0.067 mC/m^2 であり、顕著な差は見られない。

次に蓄積挙動をみると同図(a)の結果よりプロトン照射開始直後に蓄積量は最大となり、その後は照射中にもかかわ

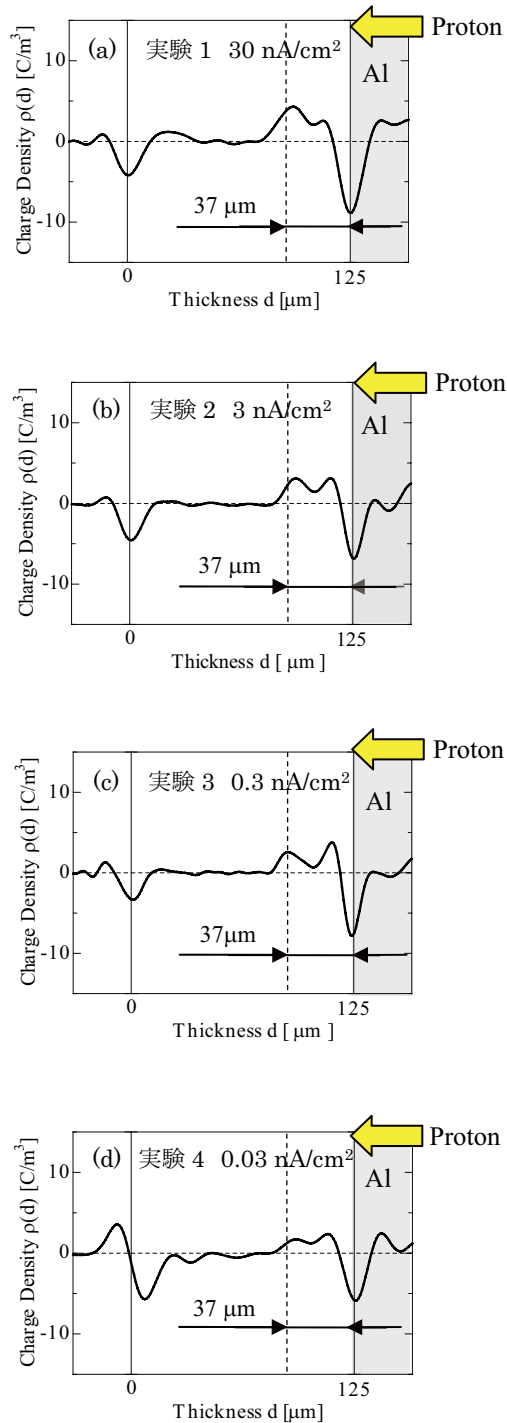


図 3 プロトン照射下における電荷分布

Fig.3 Charge distribution under proton beam irradiation

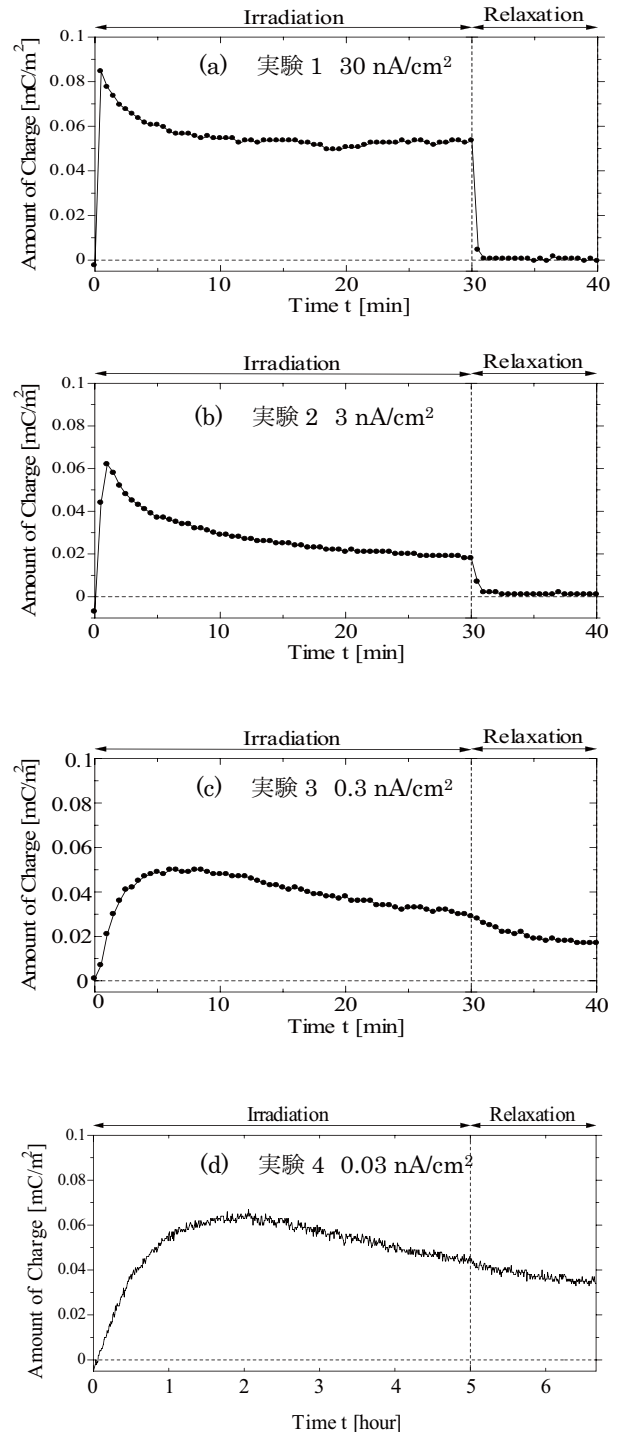


図 4 蓄積総電荷量の経時変化

Fig.4 Time dependence on accumulated amount of charge

らず蓄積量は減少し、照射開始 10 分後には 0.055 mC/m^2 の一定値を取り、電荷量の変化は観察されなくなった。同図(b)においては照射開始 1 分後に最大となり、その後減少に転じている。さらに電流密度を $1/10$ とした同図(c)においては、5 分後に最大値に達し、さらに $1/10$ の同図(d)においては約 2 時間後に最大値に達している。

照射後に着目すると電流密度が比較的高い場合には照射終了直後に素早く電荷が減少し、1 分後以降は電荷が観察されない。電流密度が低い場合においては、日単位の減少傾向である。これらより、電流密度を変化させると最大蓄積量に達する時間、および照射後における電荷の減少時間が変化し、電流密度を高くすると飽和時間が早くなり、照射後の電荷の減衰が早くなる。一方、電流密度を低くするとその逆の現象が得られた。

次に、照射中の蓄積電荷現象について考察する。照射しているのにも関わらず電荷の蓄積が減少していく傾向について、以下のことが挙げられる。

- ① プロトンが侵入した範囲の導電率の上昇
- ② プロトン照射による温度上昇

まず、①の原因においては、プロトン通過領域の導電率が上昇し、上部電極部に存在する自由電子が試料内部に侵入することで、マクロ的に中和状態を取るために電荷量が減少しているようにみえると考えられる。導電率が上昇する原因としては、分子間の結合が高エネルギープロトンにより切断されることや、プロトンを照射したことにより生じる放射線誘起電導(RIC)が考えられるが、まだ推定の段階であるため詳細な検討を行うことが今後の課題である。

また、図 4 (a)における照射後 10 分以降にみられる一定値の状態は、プロトンの注入量と電極からの電子注入量がつりあっている状態であると考えられる。

次に②についてであるが、IR カメラによる温度測定予備実験により、プロトンビームを照射した際の PI の温度は、 100°C を超えることが確認された。つまり、プロトン照射による温度上昇により、蓄積電荷の移動度が上昇し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。

以上のことは、現在解析途中の段階にあり、今後さらなる検証が必要である。

以上のようなプロトン照射 PI 中の電荷蓄積現象は、電子線を照射した場合においても同様な電荷蓄積現象が確認されているため、今後比較検討を行っていく予定である。

4. まとめ

プロトンを照射下することによって試料内に正電荷の蓄積が確認できた。侵入深さにおいては数値計算によって求めた値と蓄積ピーク位置がほぼ一致し、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。電荷の蓄積挙動に関しては、高電流照射の場合は照射開始直後から電荷が素早く蓄積し、

照射後は素早く減少する。一方、低電流照射の場合には緩やかに蓄積し、減少することがわかった。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。また、プロトンを照射することで絶縁材料の電気的特性が変化すると考えられる。これらについては、今後さらに検討する。

文 献

- (1) H. C. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder and P. C. Anderson, "The Impact of the Space Environment on Space Systems", 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) Tatsuo TAKADA, Hiroaki MIYAKE, and Yasuhiro TANAKA, "Pulse Acoustic Technology for Measurement of Charge Distribution in Dielectric Materials for Spacecraft", IEEE NPSC Transactions on Plasma Science, Vol. 34, No. 5, pp.2176-2184, 2006
- (4) 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.
- (5) T. Takada, "Acoustic and Optical Methods for Measuring Electric Charge Distributions in Dielectrics", IEEE Trans. DEI, Vol.6, No.5, pp.519-547, 1999
- (6) J. F. Ziegler, J. P. Biersack and U. Littmark, "The Stopping and Range of Ions in Solids", Pergamon Press, New York, 1985.
- (7) T. Takada, H. Miyake and Y. Tanaka, "Pulse Acoustic Technology for Measurement of Charge Distribution in Dielectric materials for Spacecraft", IEEE Trans. PS, Vol. 34, No. 5, pp.2176-2184 (2006)

宇宙環境下で使用される 材料の光電子放出電流分布の測定

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

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

1. まえがき

人工衛星の帯電・放電の抑制には、様々な波長を持つ電磁波の照射による光電子放出や荷電粒子の入射による帯電を考慮した衛星の電位解析を行う事で、その対策を取る事が必要である。このような電位解析においては種々の材料における光電子放出特性を調べる必要がある。本報告では衛星用の黒色塗料 2 種(導電性、非導電性)、太陽電池のカバーガラス 2 種、および絶縁体試料 2 種(アルミナ、カプトン)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、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。本装置では、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、電子放出点を観測するための蛍光板に接続されている高電圧電源と接地の間には微小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。

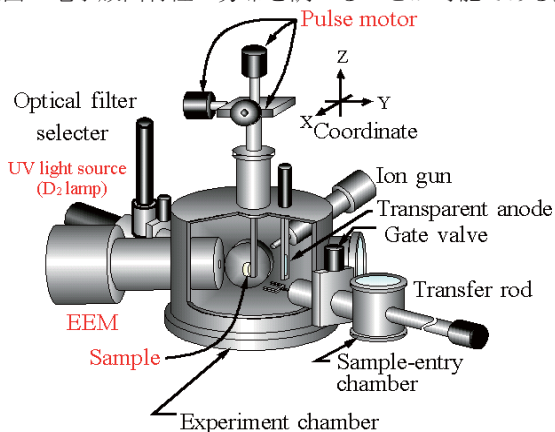


図 1 実験装置概略図

図 2 に、放出型電子顕微鏡の概略図を示す。詳細は参考文献^[1]を参照されたい。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。

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。真空紫外光は、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。

今回測定した試料は衛星内部で使用されている黒色塗料 2 種と太陽電池のカバーガラス 2 種、アルミナ(HA997)、カプトンである。これらの試料には参照電極として金が試料表面 6mm 角の部分を除き蒸着されている。

実験の手順の詳細についても参考文献^[1]を参照されたい。放出型電子顕微鏡により約 150 倍に拡大して、光電子放出像を撮影する。その際に蛍光版に流れる電流を 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。

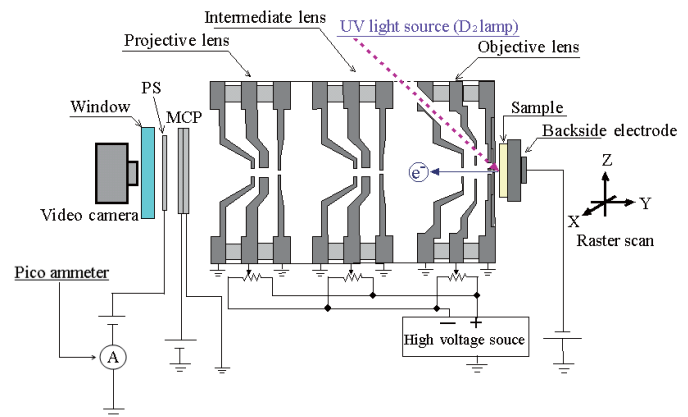


図 2 放出型電子顕微鏡概略図

3. 光電子電流分布特性

図 3 に今回測定した光電子電流分布を示す。図 3 の電流値は金を 1 としたときの相対的な比の値として示してある。図 3 から、Black Paint A(導電性)は、金の 1/2 程度の電流値であり、体積抵抗率が約 $10^6 \Omega \text{m}$ の白色塗料と近い値を示すことがわかった。また、その他の Black Paint B(非導電性)を含む絶縁性の高い材料では、光電子電流値が非常に小さく、帯電の影響を受け、電流が測定されない範囲が大きくなっていた。

図 7 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が、黒い点線以下の測定値は測定装置のノイズレベル以下の電流値であるため、より詳細に値を求めるには、新たな実験方法を確立する必要がある。

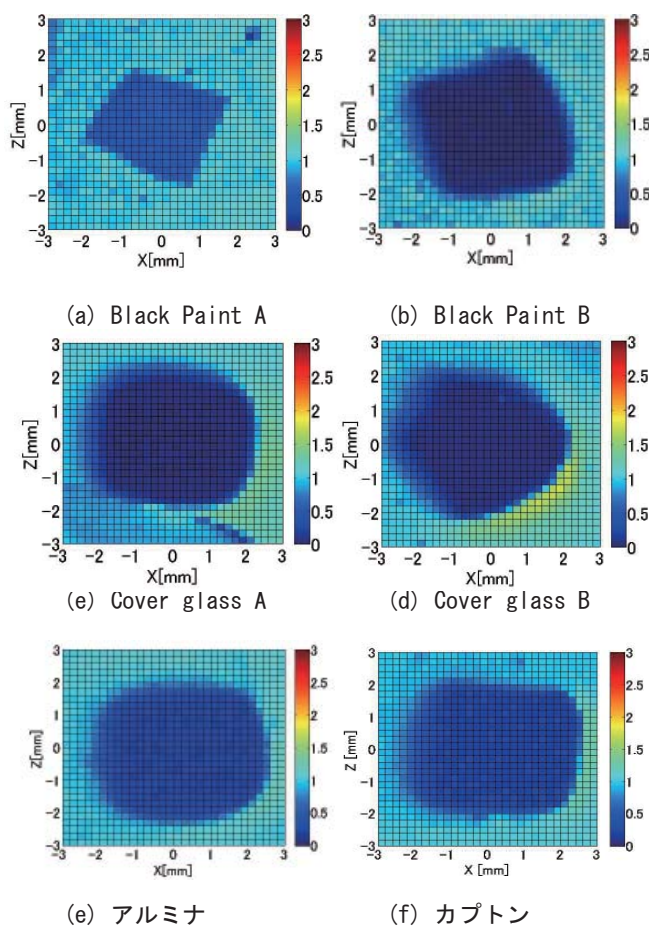


図3 各試料における電子電流値の分布

まとめ

- 導電性の高い黒色塗量は金の 1/2 程度の光電子電流量を示した。
- 絶縁性の高いカバーガラスや黒色塗料は今までの絶縁体試料と同様に光電子電流量が非常に少ない。
- 電流が非常に小さいので、より詳細に分布を測定するために今後実験方法を検討する必要がある。

文献

- [1] 伊藤, 生井, 山納, 小林, 仁田:「各種絶縁材料の光電子電流分布の測定」,第5回宇宙環境シンポジウム講演論文集,pp.104-108 (2009)

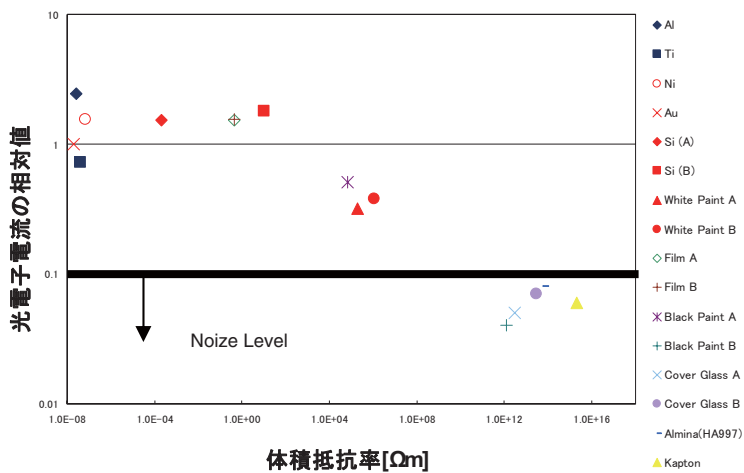


図4 体積抵抗率と光電子電流の関係

誘電体体積抵抗率計測時の温度可変システムについて

○櫻井和也, 江面裕貴, 森岡祐貴, 渡邊力夫, 目黒在, 三宅弘晃 (東京都市大学)
仁田工美 (JAXA)

Temperature Control for Volume Resistivity Measurement
Kazuya Sakurai, Yuki Ezura, Yuki Morioka, Rikio Watanabe,
Akira Meguro, Hiroaki Miyake (Tokyo City University)
Kumi Nitta (JAXA)

Key Words: Dielectrics, Volume resistivity, Charge storage method

Abstract

A sample temperature control system using Peltier device is developed for volume resistivity measurement of dielectrics. Four Peltier devices are installed under a dielectric film to keep sample temperature from -40 deg. to +80 deg. As a result of heat conduction test under vacuum, we found that the temperature is controlled within 1 deg when the temperature setting is 80 deg, but in the case of negative temperature setting, the temperature does not decrease because heat dissipation is not adequate. We measured volume resistivity of polyimide film by a charge storage method with temperature variation. The results indicate that volume resistivity in dark current region decreases as the sample temperature increases as theoretically estimated.

1. 研究背景

1.1. 諸言

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

従来、誘電体等の体積抵抗率は、JIS[2]や ASTM[3]に規定されたコンデンサ法 (Capacitor method) で計測された。しかし、実際に宇宙機が帯電するような高電界下では、オームの法則が成り立たず、実際に

宇宙機が帯電した時との差異が指摘されてきた[4][5]。

2003年に米国の Frederickson と Dennison らは、真空チャンバと電子銃を用いて、宇宙機が宇宙空間にて帯電する状況を模擬し、試料の表面電位の減衰から体積抵抗率を求める電荷蓄積法 (Charge storage method) を考案した。電荷蓄積法で計測された体積抵抗率は、コンデンサ法で測定された時の $10^2 \sim 10^4$ 倍程度大きくなると報告されている[4]。

この報告が正しければ、電界の緩和時間が長くなり、周期的に荷電粒子照射を受けるような宇宙機の帯電設計に大きな影響を与えるため、帯電解析を根本的に見直す必要がある。しかしながら、電荷蓄積法に関しては、開示されているデータや研究例が乏しい。

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

1.2. これまでの研究

著者らは、体積抵抗率計測装置及び計測手法の確立を目指して研究を行ってきた。2008年度までに計測手法が確立し、計測ができるようになった。これまでの計測結果によると、電荷蓄積法によって得られた体積抵抗率はコンデンサ法に対して、1桁程大きな値となった。また、減衰時定数を電子線照射後数日で取るか、一週間後程経ってから取るかにより、体積抵抗率が2桁程変動することもわかった[7]。

電荷蓄積法による計測では、計測に2週間程度の時間を要し、試験数を稼ぐことが難しい。そこで、一度に3つの試料をチャンバ内に入れて計測することができる試料台を製作した。同時に、温度制御システムとしてペルチェ素子を使った制御システムを試料台内に組み込んだ。温度制御実験を実施した結果、高温側は+80℃までの温度上昇及び温度制御システムによる温度維持を確認できた。しかし、低温側は十分に下がらなかった。

2. 研究目的

本研究では、温度制御システムを確立し、ポリイミドフィルム等の宇宙機に利用されている代表的な誘電体試料の体積抵抗率に対する温度の影響を定量的に解析することを目的とする。また、温度変化については、宇宙機が軌道上で曝されるであろう-150℃～+120℃を最終目標とする。

本稿では、主に3連試料台設計、3連試料台の伝熱試験、試料を高温にした場合の体積抵抗率計測実験について示す。

3. 電荷蓄積法による体積抵抗率の測定

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

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

式(1)中の τ_d [s]が減衰時定数であり、式(2)で表される。

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

式(2)より、実験で取得できる τ_d [s]を代入することで導電率 κ [1/Ωm]を計算することができる。ここで、 ε [F/m]は試料の誘電率である。

また、体積抵抗率 ρ_v [Ωm]は式(3)のように表すことができる。

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

ここで減衰時定数 τ_d [s]は、式(2)、(3)より式(4)で表せる。

$$\tau_d = \rho_v \varepsilon \quad (4)$$

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

4. 体積抵抗率の温度依存性[5]

誘電体の活性化エネルギーを U [J], ボルツマン定数を κ [J/K], 真の体積抵抗率を ρ_0 [Ωm]とすると温度 T [K]における体積抵抗率 ρ [Ωm]は、

$$\rho(T) = \rho_0 \exp(U/\kappa T) \quad (5)$$

と表せる。

5. 体積抵抗率計測システム

Fig.1に電荷蓄積法による体積抵抗率計測システム構成図を示す。体積抵抗率計測システムは、表面電位計（トレック製、Model 341B）、微小電流計（アドバンテスト製、TR8652）、真空チャンバ、電子銃（日本ビーテック製）、試料台、真空チャンバ内でプローブ及び試料台を移動させるためのリニアドライブ、熱電対で構成されている。

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

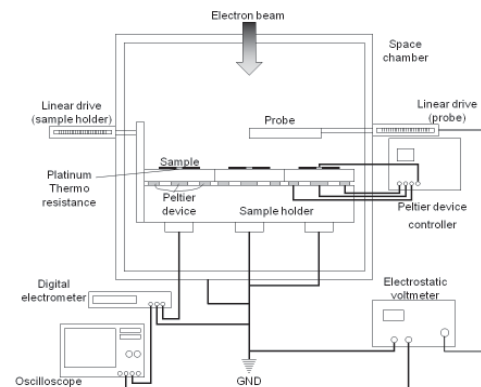


Fig.1 System configuration for charge storage method

6. 試料台設計

Fig.2 に製作した 3 連試料台を示す。

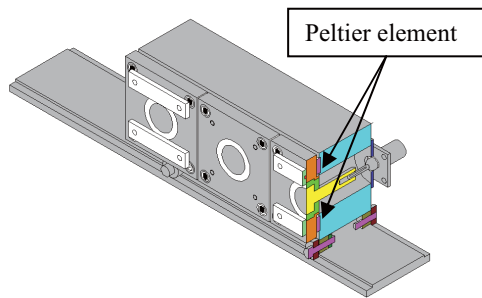


Fig.2 Present sample holder

6.1. 要求条件

電荷蓄積法により体積抵抗率計測を行うには、案電流領域までの表面電位計測が必要で、通常 2 週間以上の時間が必要である。2008 年度まで使用していた試料台は、一度に 1 つの試料しか置くことができなかった。そのため、効率化が必要であった。そこで、以下の 2 点を満たす試料台を設計した。

- ・複数の試料を固定できること。
- ・試料の中心温度を -40°C ～ $+80^{\circ}\text{C}$ の範囲で変えることができ 2 週間以上維持する。

6.2. 温度制御システム

一週間以上の長期間で $\pm 1^{\circ}\text{C}$ 程度の精度で保持できる必要があるため、ペルチェ素子を使用することにした。ペルチェ素子は温度を電氣的に制御でき、チャンバ汚染の可能性も少ないことから選定した。

6.3. ペルチェ素子

ペルチェ素子には株式会社フジタカ製のマイクロペルチェモジュール(FPM1-71008)を使用する。温度保障使用範囲は -40°C から 80°C である。ペルチェ素子とは、電力により加熱・冷却量の調節を行える素子のことである。主成分はビスマステルリウムという半導体でできており、電流を流すと吸熱側から放熱側に熱を移動させる。電流の方向により加熱面・冷却面の反転が行える。また電流の大きさにより吸熱量を変えることができるという様々な利点がある。

6.4. ペルチェ素子コントローラー

ペルチェ素子のコントローラーには株式会社フジタカ製のペルチェコントローラー(T-099-4067Pt)を使用する。このコントローラーは白金測温抵抗体で温度を計測し、PID 制御でペルチェ素子表面を目標温度に制御するようになっている。

6.5. 試料台の断面図について

Fig.3 に試料台断面図を示す。

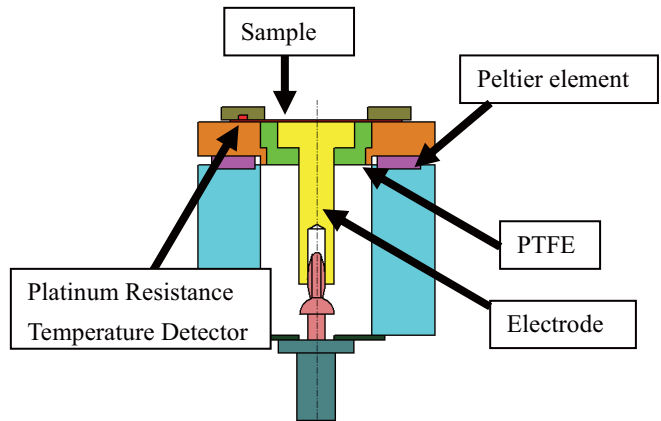


Fig.3 Cross section of sample holder

ペルチェ素子は、試料側のアルミ板と BNC コネクタ側のアルミブロックに挟まれており、対角で 4 個配置されている。温度制御点は、白金測温抵抗体すなわち試料押さえ直下の試料表面温度である。

7. 3 連試料台の伝熱試験

7.1. 試験条件

Fig.4 のように白金測温抵抗体と K 型真空用熱電対を用いて、微小電流測定用試料部分の温度測定を行った。実際に試料を温めることを考慮するため、3 連試料台の 1 つに Kapton[®]200H を取り付けて、大気中及び真空チャンバを用いて真空中で試験を行った。ペルチェコントローラーに白金測温抵抗体とペルチェ素子を配線し、ペルチェコントローラーの設定温度を 80°C と -9°C に設定した。また、温度制御された点の試料温度（白金測温抵抗体）と試料中心温度が目標温度に到達するかも同時に試験を行った。

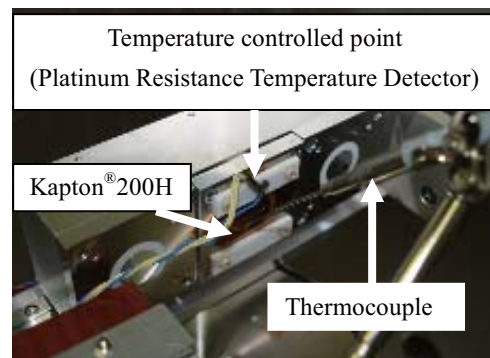


Fig.4 Heat conduction test

7.2. 大気中における伝熱試験結果及び考察

(1) 加熱設定（目標温度 80℃）

Fig.5に測定結果を示す。Fig.5の縦軸は温度 $T[^\circ\text{C}]$ を示し、横軸は時間 $t[\text{min}]$ を示している。温度制御点の温度は白金測温抵抗体の測定値であり、試料中心温度はK型真空用熱電対による試料中心点の測定値である。

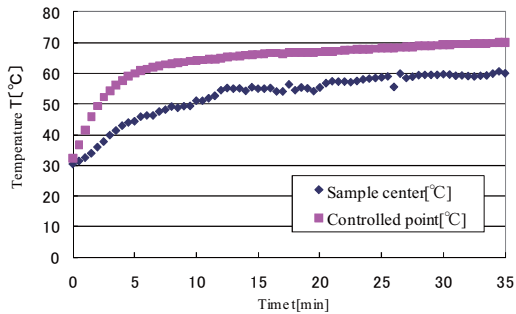


Fig.5 Temperature of sample [under atmosphere]

Fig.5より、大気中でペルチェコントローラーを加熱設定（目標温度 80℃）にしても、制御点の温度は目標温度である 80℃まで達しなかった。大気中であるため、ペルチェ素子の効率が低くなってしまったことが原因であると考えられる。試料中心温度に関して、60℃程度までしか上昇しなかった。

(2) 冷却設定（目標温度 -9℃）

Fig.6に測定結果を示す。

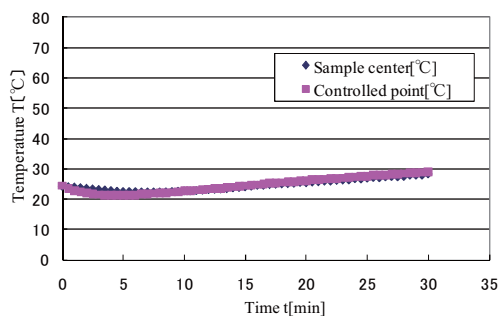


Fig.6 Temperature of sample [under atmosphere]

Fig.6より、大気中でペルチェコントローラーを冷却設定（目標温度 -9℃）にすると、試験開始から 5 分までは温度制御された点の試料温度、試料中心温度ともに 2℃程度減少する。しかし、目標温度まで減少する前に上昇に転じている。放熱側の排熱処理を行っていないため、十分な冷却が行われなかった。今後は排熱処理を適切に行う必要がある。

7.3. 真空中における伝熱試験結果及び考察

(1) 加熱設定（目標温度 80℃）

Fig.7に測定結果を示す。Fig.7の縦軸は温度 $T[^\circ\text{C}]$ を示し、横軸は時間 $t[\text{min}]$ を示している。温度制御点の温度および、試料中心温度の値を示している。

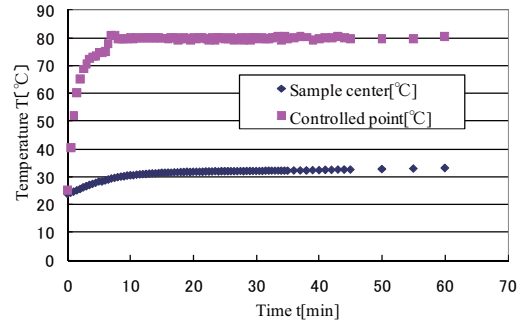


Fig.7 Temperature of sample [under vacuum]

Fig.7より、真空中でペルチェコントローラーを加熱設定（目標温度 80℃）にすると、温度制御点における温度は、開始 7 分で目標温度に達する。その後は、80℃±1℃程度で制御されている。試料中心温度は、最終的には 30℃程度であり、温度制御点と約 50℃の差が生じてしまった。これは、試料内の温度分布が大気中に比べて大きくなったためであると考えられる。対策としては、温度制御点を試料中心部直下に設定することが必要である。

(2) 冷却設定（目標温度 -9℃）

Fig.8に測定結果を示す。

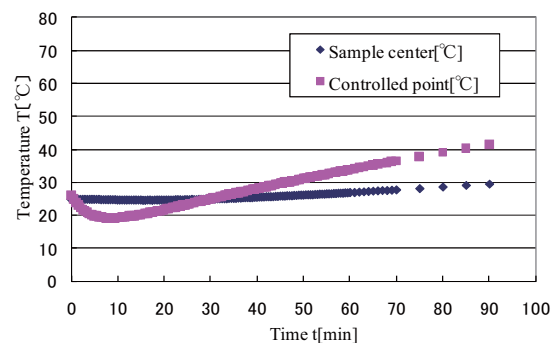


Fig.8 Temperature of sample [under vacuum]

Fig.8より、真空中でペルチェコントローラーを冷却設定（目標温度 -9℃）にすると、温度制御点の温度は、一旦は減少するものの、最終的には試料中心点温度とともに上昇してしまう。これも同じく排熱処理を行っていないので、温度は減少しなかった。

8. 試料温度について

Table 1 にペルチェコントローラーの温度設定を温度設定なし、50℃、80℃にした場合の電子線照射前、電子線照射後、計測終了後の温度制御された点の試料温度と試料の右端温度を示す。なお、温度設定した場合は、温度制御された点の試料温度の温度が設定温度に達したときの試料温度を電子線照射前の温度とする。温度制御された点の試料温度は、白金測温抵抗体の測定値でペルチェコントローラーの温度表示である。試料の右端温度は、K 型真空用熱電対とヒートゲージの測定値である。

Table 1 Comparison of sample temperature

Location of measurement	Temperature controlled point[°C]		
Temperature setting[°C]	RT	50	80
Before Irradiation[°C]	-	50.0	80.4
After Irradiation[°C]	-	50.1	80.0
After measurement[°C]	-	50.0	80.3
Location of measurement	Right edge temperature of sample[°C]		
Temperature setting[°C]	RT	50	80
Before Irradiation[°C]	26.3	28.0	33.8
After Irradiation[°C]	26.2	30.9	34.0
After measurement[°C]	26.6	35.9	39.3

温度制御された点の試料温度は、設定した温度に到達している。しかし、温度制御された点以外の試料温度は設定した温度に達していない。試料内に温度分布が生じ、試料中心部の温度が十分に上昇していないことがわかる。

9. 温度上昇の体積抵抗率計測実験

9.1. 実験条件

試料は、ポリイミドフィルムである東レ・デュポン社製の Kapton®200H を用いた。ペルチェコントローラーの温度設定を温度設定なし、50℃、80℃の3つの温度を変化させた場合で計測を行った。なお、温度設定を行った計測は、温度設定した温度に温度制御された点の試料温度の温度が達してから電子線を照射した。また、温度設定なしは、従来の試料台を使用している。実験条件を Table 2 に示す。

Table 2 Experimental conditions

Temperature setting[°C]	RT	50	80
Sample	Kapton®200H		
Sample temperature[°C]	26	36	39
Sample thickness[μm]	50		
Electron beam irradiation energy[keV]	20		
Irradiation time[s]	60		
Vacuum level[Pa]	10 ⁻⁶		
Measurement time[h]	240		

9.2. 実験結果及び考察

表面電位の時間履歴を Fig.9 及び Fig.10 に示す。

Fig.9 は、両軸とも線形のグラフであり、Fig.10 は、Fig.9 の縦軸を対数表記にした片対数グラフを示している。縦軸は試料の表面電位（負電位）V[V]を示し、横軸は電子線照射終了後からの時間t[h]を示している。

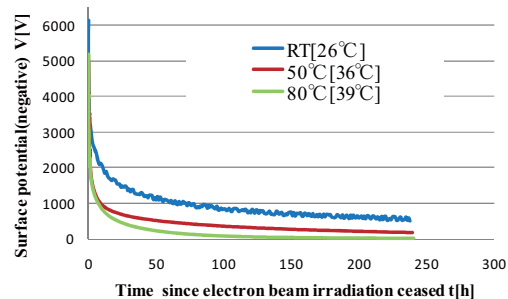


Fig.9 Time history of surface potential (linear plot)

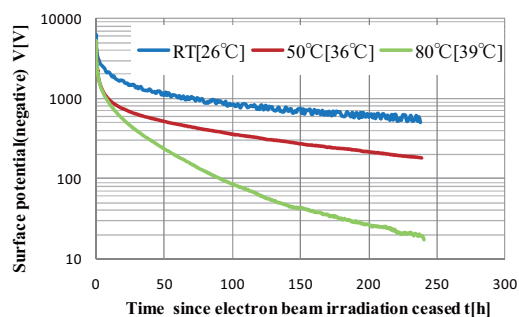


Fig.10 Time history of surface potential
(Single-logarithmic plot)

電子線照射直後の試料の表面電位は、温度設定なしの場合は-6145V、温度設定 50℃の場合は-4999V、温度設定 80℃の場合は-5200V である。電子線照射終了後に表面電位の絶対値が急速に減衰し（表面電位は上昇し）、温度設定なしの場合で約 120s、温度設定 50℃の場合で約 270s で、温度設定 80℃の場合で約 60s で 1000V 減衰している。3つの場合とも、表面電位は急激に減衰し、その後、緩やかに減衰している。

温度設定が高いほど減衰が大きくなっている。

今回の試料台では、温度設定を変えても試料中心温度は約 13℃しか変化はなかったが、50℃設定と 80℃設定において、数度程度の温度の違いによっても、得られる表面電位は大きく変動することがわかった。数度の温度変動とは、宇宙機の熱設計では誤差範囲であろうから、誘電体の体積抵抗率に対する温度の影響は非常に強く、宇宙機の熱解析および帯電解析は十分注意して行う必要があることが伺える。

Fig.10 をみても、試料中心温度が数度しか違わないのに、表面電位の暗電流領域における傾き（時定数）

は大きく変化し、その結果として体積抵抗率も大きく変動することがわかる。体積抵抗率の算出は、電子線照射終了後約 100 時間後以降からの減衰が指数的（片対数グラフ上で直線）になっていることから、この領域を暗電流領域と仮定し、指数減衰モデルを適用して時定数を出すことにより得られる。また、参考までに短時間領域[<1h]においても、指数減衰モデルを適用して体積抵抗率を算出してみた。Table 3 に温度を変化させた場合の体積抵抗率を示す。

Table 3 Comparison of volume resistivity

Temperature[°C]	Volume resistivity[Ωm]	
	Dark current region	Short time[<1h]
RT[26]	4.2×10^{16}	3.3×10^{14}
50[36]	3.3×10^{16}	1.7×10^{14}
80[39]	1.1×10^{16}	1.7×10^{14}

これより、暗電流領域では、 $10^{16}\Omega\text{m}$ オーダーの体積抵抗率を示しているが、温度が上昇するにつれて体積抵抗率の値が減少していることがわかる。このことは、Fig. 10 の暗電流領域における直線の傾斜が異なっていることから見て取れる。参考までに、コンデンサ法で測定された体積抵抗率は $1.0 \times 10^{15}[\Omega\text{m}]$ である[8]。

短時間領域[<1h]では、 $10^{14}\Omega\text{m}$ オーダーの値を示しており、温度による変化はあまりない。短時間領域の表面電位変動というのは、誘電分極による分極電流が支配的であり、比較的大きな電流が流れる時には、温度の影響が体積抵抗率という観点では、顕著に出てこないのではないかと考える。

次に、Fig.11 に体積抵抗率と温度の関係を示す。縦軸は体積抵抗率 $\rho[\Omega\text{m}]$ を示し、横軸は温度 $1/T[\text{K}^{-1}]$ を示している。なお、温度設定なしは試料温度[26°C]としている。

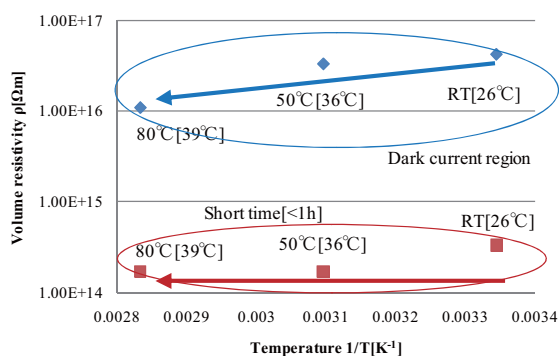


Fig.11 Relation of volume resistivity and temperature

一般的な傾向を論じるためには、もっと広い範囲の温度範囲に対する体積抵抗率の変化を見るべきで

はあるが、逆に、この狭い温度範囲内においてさえ、マクロな指標である体積抵抗率が影響を受けているということがわかった点は興味深い。今後はさらに広い温度変化に対する体積抵抗率の変動を解析する予定である。

10. 結論

一度に 3 つの試料を計測することができ、ペルチェ素子による温度制御システムを組み込んだ試料台を製作した。

3 連試料台の伝熱試験を大気中、真空中で行った。加熱設定（目標温度 80°C）では真空中で制御された点の試料温度が 80°C まで上昇し、制御された温度値を示した。しかし、試料中心温度は、目標温度には到達しない。また、冷却設定（目標温度 -9°C）では、排熱処理を行っていないため、十分に温度が下がらなかった。

温度を変化させた場合の体積抵抗率は、暗電流領域では、 $10^{16}\Omega\text{m}$ オーダーの値の体積抵抗率を示し、温度が上昇するにつれて減少している。短時間領域[<1h]では、 $10^{14}\Omega\text{m}$ オーダーの値を示し、温度による影響は少なかった。

今後は、試料中心を目標温度に到達することができるよう温度制御を変更することと排熱処理を行うことが必要である。その他、照射エネルギーや試料厚さなどの影響も含めて、体積抵抗率の計測を行う。なお、本研究の一部は、科研費（21760655）の助成により実施した。

11. 参考文献

- [1] 五家建夫：宇宙環境リスク，丸善株式会社サービセンタ，pp. 110-116，2006.
- [2] JIS C2139
- [3] ASTM D257-99
- [4] A.R.Frederickson and J.R.Dennison：IEEE Trans. on Nucl. Sci., Vol. 50, No. 6，2003
- [5] 電気学会：誘電体現象論，電気学会，pp. 203-258，1973.
- [6] 日本航空宇宙学会：第 2 版航空宇宙工学便覧，丸善株式会社，pp. 1081，1992.
- [7] 渡邊力夫，三宅弘晃，仁田工美：宇宙機用誘電体材料に対する体積抵抗率計測法，平成 21 年電気学会全国大会，2009.
- [8] 東レ・デュポン株式会社カプトン®総合カタログ

原子状酸素照射装置開発を目的とした原子状酸素速度および流束の計測

○ 植賀将、Danish Noor、Arifur Khan、増井博一、岩田稔、豊田和弘、趙孟佑 (九州工業大学)

Measure the velocity and flux of Atomic Oxygen for the development of AO facility

Abstract

Atomic oxygen (AO) environment sample low earth orbit (LEO) is generated in chamber by dissociating molecular oxygen (O_2) using pulsed CO_2 of 5.5Joule energy. The energy of the generated AO is controlled by primary molecular oxygen injection pressure, pulse duration of AO injection through pulse valve and delay time between laser and pulse valve opening signal. The velocity and energy of generated AO is measured by analyzing time of flight (TOF) signal detected by quadrupole mass analysis system (QMS). The velocity of AO at 2.0MPa primary injection pressure, 550us opening pulse duration for pulse valve and having a delay of 450-650[μs] is about 10.0~15.0 [km/s]. We are still manifesting above mentioned parameters to get a similar environment of LEO having 8km/sec or 5eV AO. The generated AO flux is 2.1×10^{18} [atoms/m²*s] and it is enough to experiment erosion test at LEO environment 1 year.

Key Word : Atomic Oxygen , flux, LEO

1.序論

宇宙機は宇宙空間において過酷な環境に曝される。紫外線・真空・熱サイクル・原子状酸素などである。原子状酸素は地球大気に含まれる酸素分子が宇宙空間からの強烈な紫外線に曝されることにより、原子に解離したものである。原子状酸素は非常に活性であるうえに、宇宙機との相対速度 8km/s で宇宙機に衝突する。これは 5eV のエネルギーに相当する。宇宙環境における原子状酸素による宇宙機の劣化は深刻な問題である。特に、低軌道環境において原子状酸素は宇宙機表面材料の劣化の主要因であり、低軌道衛星の今後さらなる長寿命・高性能のためには原子状酸素対策が重要である。また材料劣化により二次電子放出係数や光電子放出係数などの衛星帯電に関する諸量も変わってくる可能性があり、複合劣化環境曝露後の諸係数のデータベースを作成する必要がある。本研究では、原子状酸素照射装置の開発および帯電に関する材料パラメタの複合劣化環境曝露後のデータベース構築を目的としている。

2.原子状酸素照射装置

2.1 原子状酸素の生成方法

本研究で開発する原子状酸素発生装置はレーザーデトネーション方式と呼ばれる。図 1 はその模式図であり、図 2 はレーザーデトネーション方式に基づいて構築した原子状酸素発生装置の写真である。原子状酸素を発生させるための真空チャンバーを AO チャンバーとしている。AO チャンバーの圧力はロータリーポンプとターボ分子ポンプにより 5.0×10^{-5} Pa 程度に保たれる。AO チャンバーへはパルスバルブにより酸素分子ガスが導入される。パルスバルブへの導入圧力は酸素ボンベにとりつけられたレギュレータにより調節し、最大 1MPa である。酸素ガスの導入はパルスバルブにより制御され、導入時間、導入するタイミングを変

えることができる。酸素ガスはパルスバルブによりパルス状にチャンバー内部へと導入される。ガスが導入された後に少しの遅れをとまって炭酸ガスレーザーがチャンバー内部へと導入される。1パルスの出力は 5.5J で最高 10Hz の照射が可能である。レーザーの焦点はガスの導入を制御するパルスバルブに合わせられる。チャンバーへと照射されたレーザーはチャンバー内部にとりつけられたノズルによって直径数 mm にまで集光され、先に導入されていた酸素分子ガスに衝突する。レーザーからエネルギーを付与された酸素ガスは解離し、紫外線の発生を伴って原子状酸素が発生する。また原子状酸素はレーザーからエネルギーを付与されたことで加速される。このときの原子状酸素の速度は、ガス噴射とレーザー照射との時間間隔を調節することにより変えることができる。

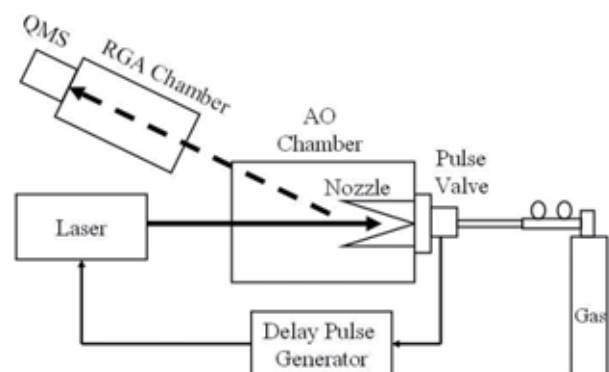


Fig. 1 AO generation system by laser detonation

2.2 原子状酸素の検出・計測

レーザーデトネーション方式では原子状酸素を計測するために、QMS(Quadrupolar Mass Spectrometer: 四重極質量分析計)を用いた。QMS

は試料をイオン化するイオン源・四重極電極・検出部(二次電子増倍管)からなる。イオン源では、試料はイオン化される。四重極電極は四本の円柱の電極から構成されている。これら四本の電極に直流電圧と高周波電圧を重ねて印加すると、特定の質量電荷比を持つイオンのみが四重極電極内を通過できる。四重極電極を通過したイオンは検出部で検出され、オシロスコープで計測される。QMAはRGA(Residual Gas Analysis: 残留ガス分析)チャンパーに設置した。RGA チャンパー自体もターボ分子ポンプにより排気されており、圧力は 2.0×10^{-7} Pa程度とAOチャンパーよりも低く保たれる。AO チャンパーと RGA チャンパーを接続した際に、2つのチャンパーの間に穴の直径が 1mm のオリフィスを取りつけ圧力差を維持した。

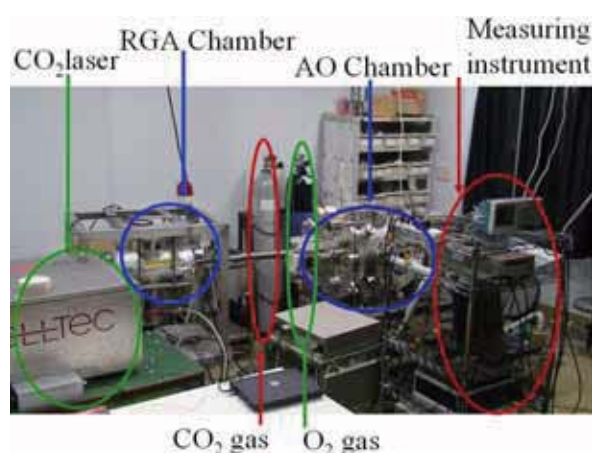


Fig.2 Whole figure of AO ge neration system by laser detonation

2.3 原子状酸素の生成方法

レーザーデトネーション方式の原子状酸素発生装置では、各機器の作動遅延時間・ガスの速度・レーザーの速度を考慮しなければならない。原子

状酸素の発生方法の手順としてまず最初に AO チャンパー内部へ酸素ガスを導入する。導入圧力はガスボンベに取り付けられたレギュレータにより調節する。酸素ガスの導入はパルスバルブにより制御されるが、 $200\mu\text{s}$ 程度の遅延が発生する。次に、導入されたガスへレーザーを照射する。レーザーは光速でガスへと照射されるが、レーザーへのトリガ信号とレーザー発射装置で約 $50\mu\text{s}$ の遅延が発生する。パルスバルブで $200\mu\text{s}$ 程度の遅延が発生する事と、レーザーの速度が非常に大きいことを考慮すると、レーザーはガスの導入よりも遅れて照射させる必要がある。レーザーを照射されたガスは付与されたエネルギーにより原子状酸素へと解離しチャンパー内部で拡散していく。RGA チャンパーへ移動した原子状酸素は QMS で検出され、オシロスコープで計測される。図 3 はその一連の流れを示したタイミングチャートである。[Pulse valve signal]はパルスバルブコントローラがパルスバルブに酸素ガスを AO チャンパーへ導入するように指示する信号を送った時間を示す。[O₂ Gas emission]は実際にパルスバルブから酸素ガスが AO チャンパーへと導入された時間を示す。[Laser emission signal] はレーザーの発射を指示するトリガ信号が送られた時間を示す。[Laser emission]は実際にレーザーが発射された時間を示す。[AO generation]は原子状酸素が発生した時間を示す。レーザーの速度は光速であるので、[Laser emission]と[AO generation]はほぼ同時とみなせる。

まず、酸素分子ガスを AO チャンパー内部に導入するために、[Pulse valve signal]が送られる。 $200\mu\text{s}$ の遅延を伴い酸素分子ガスが AO チャンパーへと導入される。[Pulse valve signal]よりも $600\mu\text{s}$ 遅れて[Laser emission signal]が送られ、 $50\mu\text{s}$ 遅れてレーザーが発射される。レーザーの発射と同時に原子状酸素が発生する。これらの遅延時間は Delay

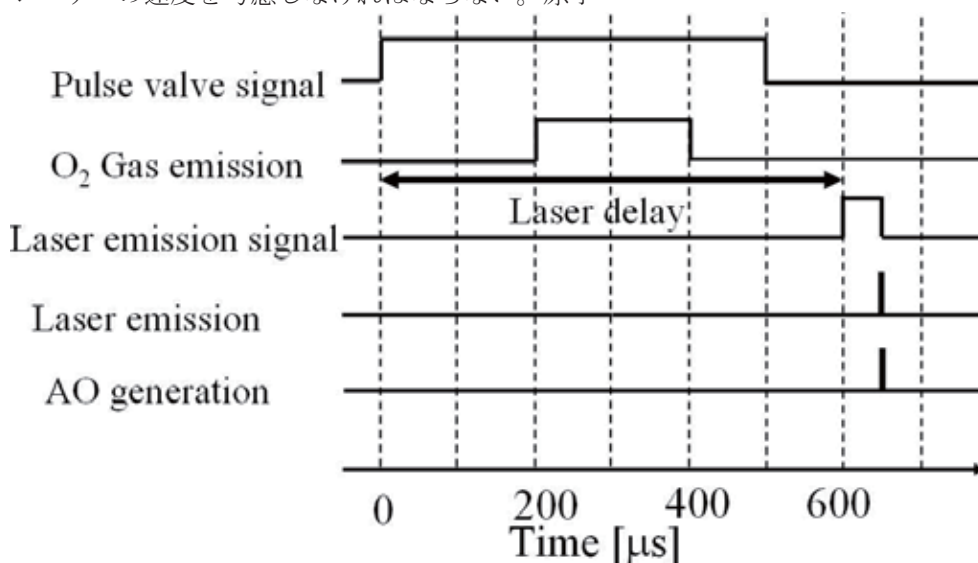


Fig.3 Time chart of AO generation

Pulse Generator により制御される。タイミングチャート図中の laser delay は、パルスバルブシグナルとレーザートリガの時間差を示す。

3 発生させた原子状酸素の計測と速度

図 4 はレーザーデトネーションにより発生した原子状酸素の QMS による計測結果である。150 μ s 付近から立ち上がり 200 μ s 付近で最大となっている信号は計測物質を原子状酸素に設定し QMS で検出された信号である。50 μ s 付近で立ち上がっている信号はレーザーシグナルである。このときのガス導入圧力は 2.0MPa、パルスバルブ開放時間は 550 μ s、レーザーディレイは 550 μ s である。QMS の値が最も大きい時の時間を T2、レーザーシグナルを T1 とすると、QMS の出力が最も大きい時の原子状酸素の速度は

$$V = \frac{1.90 \times 10^{-3}}{T_2 - T_1} [km/s] \quad (1)$$

と求めることができる。図 5 から求めた原子状酸素の速度は約 12.2km/s であった。本研究では宇宙空間の原子状酸素(8.0km/s)を模擬するため、発生させる原子状酸素の速度をさらに落とす必要がある。

図 6 は図 5 の原子状酸素の速度分布図である。最も粒子数が多い速度は 12km/s 付近であると分かる。また、速度は 10km/s~15km/s と幅広く分布している。宇宙機表面材料の評価のための原子状酸素装置としては、速度分布ができる限り狭いことが理想である。よって、速度分布の幅を狭くする必要がある。

4.1 レーザーの遅延時間の変更による原子状酸素の速度調節

レーザーデトネーション方式では原子状酸素の速度を、レーザーのパルスバルブシグナルに対する遅延時間・酸素ガスの導入圧力と導入時間を調節することにより、任意に変えることができる事が知られている。宇宙機に使用される材料の評価を正しく行なうには、発生させる原子状酸素の速度は非常に大切な要素である。速度が異なれば、材料劣化の速度が異なるからである。よって、宇宙機に使用される材料の評価を正しく行なうには、速度を制御し宇宙での原子状酸素の速度 8km/s と同じにしなければならない。そこで、パルスバルブ開放時間・ガス導入圧力を固定し、レーザーの遅延時間だけを変えることで、原子状酸素の速度がどのように変わっていくかを調べた。図 6 はガス導入圧力は 2.0MPa、パルスバルブ開放時間は 550 μ s、レーザーの遅延時間は 450・500・550・600・650 μ s で原子状酸素を発生させたときの、レーザー遅延時間と原子状酸素の速

度の関係である。横軸 laser delay はレーザーの遅延時間である。縦軸は式(1)より求めた原子状酸素の速度を表す。レーザーの各遅延時間 450・500・550・600・650 μ s において 8~10 回計測し、その平均値を○で表している。図 7 では、レーザーの遅延時間が大きくなるにつれて原子状酸素の速度が遅くなるのが分かる。しかし、最も遅いときでさえ、10km/s の速度がある。よってこの結果より、8km/s の原子状酸素を得るにはレーザ遅延時間の調整だけでは無理であると分かった。また、酸素ガスの導入圧力やパルスバルブの開放時間を変えることで酸素ガスの発生量を制御できるので、速度 8km/s を得るにはこれらの要素全てを調節する必要があると思われる。

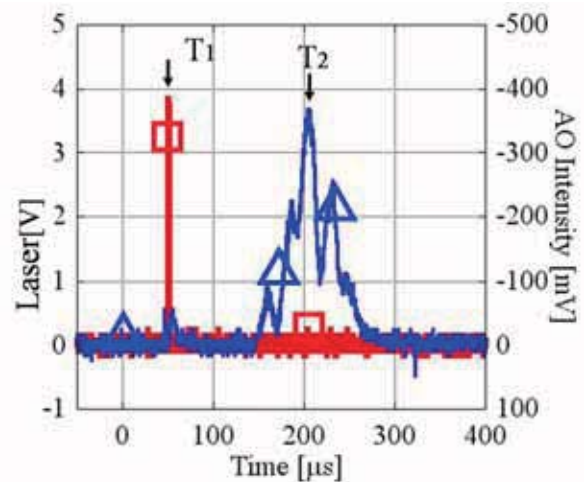


Fig.5 A O ge neration at 2.0 MPa Gas pressure and 550 μ s Pulse Valve opening time , 550 μ s Laser delay

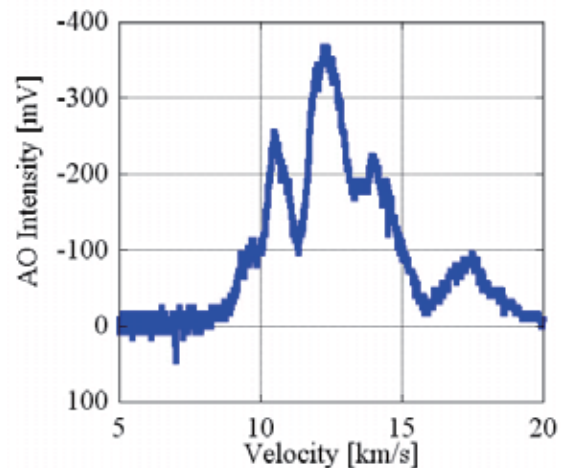


Fig.6 A O Velocity di stribution at 2.0MPa Gas pressure and 1000 μ s Pulse Valve opening time , 500 μ s Laser delay

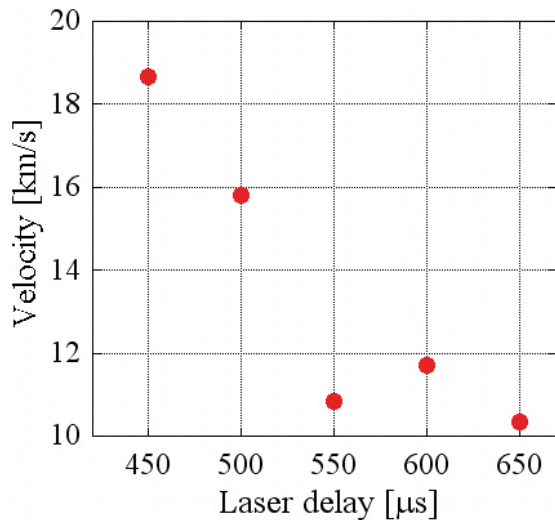


Fig.7 AO Velocity at 2.0 MPa Gas pressure and 550μs Pulse valve opening time, 450~ 650μs Laser delay

4.2 ガス導入圧力変更による原子状酸素速度の調整

4.1 において、レーザーの遅延時間による速度調整には限界があるとわかった。よって、ガス導入圧力変更することで原子状酸素の速度調節をこころみた。パルスバルブ開放時間・レーザー遅延時間を固定し、ガス導入圧力だけを変化させることで原子状酸素の速度がどのように変化するかを調べた。図8はパルスバルブ開放時間 550[μs]、レーザー遅延時間 550,600[μs]としてガス導入圧力を変化させたときの原子状酸素の速度とガス導入圧力の関係図である。縦軸は原子状酸素の速度を表し、横軸はガス導入圧力を表している。図8より、ガス導入圧力を変化させても、大きな速度変化は見られない。この事より、ガス導入圧力を変化させても原子状酸素の速度変化はほとんどないと言う事ができる。

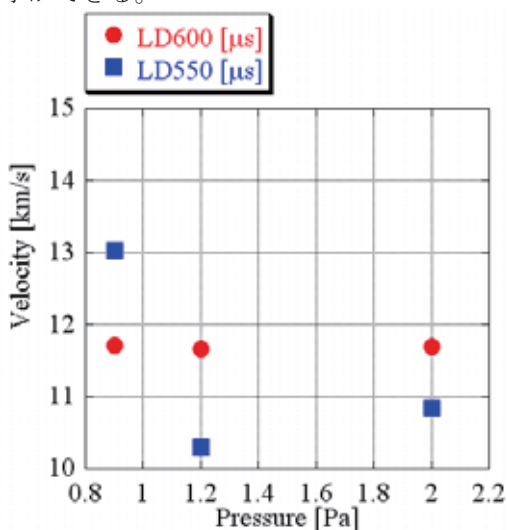
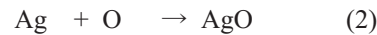


Fig8 AO velocity at 0.9,1.2,2.0 MPa Gas pressure and 550μs Pulse valve opening time, 550,600μs Laser delay

5 流束の計測

5.1 実験方法

原子状酸素による劣化においては、流束量 (fluence)が非常に重要な要素となってくる。よって、本研究で開発した原子状酸素照射装置で生成される原子状酸素の流束(flux)を計測する必要がある。測定には銀コーティングクリスタルを装着した QCM(水晶振動子)を使用した。銀に原子状酸素を照射すると以下の反応がおこる。



よって、照射された原子状酸素に比例して QCM の質量が変化する。質量変化から原子状酸素の流束を求めることができる。

原子状酸素は生成直後からチャンバー内部で拡散するため、測定場所によって流束が異なる。よって、図で示した①、②、③の3箇所測定した。

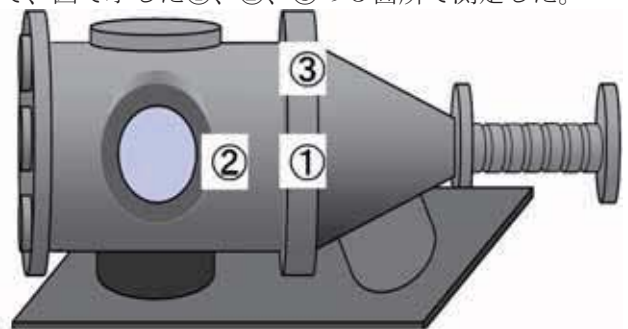


Fig9 QCM set position

5.2 実験結果および考察

実験結果は図で示したとおりとなった。横軸は照射時間を示し、縦軸は QCM の質量変化を示す。図より、①②③全ての場合において照射時間に比例して質量変化が大きくなっている事がわかる。なお、①において照射開始から約 50 秒間、質量変化が見られないのは、クリスタル表面に付着した水分等の汚染物が原子状酸素の照射により除去されているためである。

各箇所における質量変化は次の通りである。

① +1.431[μg]

② +0.632[μg]

③ +0.46[μg]

原子状酸素生成箇所により近い①における質量変化は②、③よりも大きい事がわかる。また、これらの結果より流束を求めると次のようになる。

① 2.14×10^{18} [atoms/m²*2]

② 9.52×10^{17} [atoms/m²*2]

③ 6.92×10^{17} [atoms/m²*2]

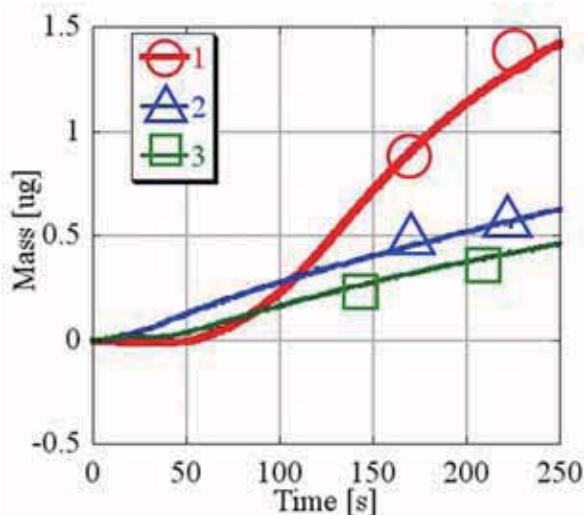


Fig. 10 Mass change of QCM by 11km/s AO

ISS 軌道付近では一年間の原子状酸素被照射量は 1.0×10^{24} [atoms/m²*year] とされている

①の流束において、 1.0×10^{24} という流束量を再現するのに必要な時間は

$$\begin{aligned} & (1.0 \times 10^{24} / 2.1 \times 10^{18}) / (60 \times 60) \\ & = 132 [hour] \end{aligned}$$

より、およそ 130 時間とわかる。

なお、今実験においては QCM の形状により設置が適切に行えず、発生箇所に対して QCM が数十度傾いた状態であった。よって、QCM によって計測された流束は実際の流束よりもかなり少なかったと思われる。今後は計測方法を改善してより詳しい流束量を計測する必要がある。さらに、今実験では測定箇所が 3 箇所と非常に少なかった。前述のように原子状酸素の流束は測定箇所によって異なる。よって、今後は計測箇所を増やしてより詳細で正確な流束の分布を調べる必要がある。また、今実験では 2Hz で原子状酸素を照射したが、本実験設備では最終的に 4Hz での運用を予定している。よって、劣化試験に要する時間は更に短縮できると思われる。

6 結論

レーザーデトネーション方式により原子状酸素を発生させるができた。しかしながら発生した原子状酸素の速度は 10km/s 以上であり宇宙空間の原子状酸素の速度 8.0km/s よりも大きかった。宇宙空間における原子状酸素を模擬するには更に実験が必要である。また発生させた原子状酸素は LEO (ISS 軌道) 環境での一年分の劣化試験を 130 時間で行える流束であった。今後は更に詳細な流束の測定を行う必要がある。

参考文献

[1] Bertrand G. Gazaubon,* Alain Paillou s,1" and Jean

Siffre* Cent re d' Etudes et de Recherches de Toulouse-ONERA, T oulouse 31 055, Fra nce And Roger Thomas "Five-Electron-Volt Atomic Oxygen Pulsed-Beam Characterization by Q uadrapolar Mass Spectrometry " JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS Vol. 33, No. 6, November-December 1996

宇宙天気予報

ニューラルネットワークによる 静止軌道の電子フラックス予測

中村祐輔, 北村健太郎 (徳山工業高等専門学校),
徳光政弘, 石田好輝 (豊橋技術科学大学),
亘慎一 (情報通信研究機構)

Prediction of High-Energy Electron Flux at Geosynchronous Orbit by using the Neural Network

Yusuke NAKAMURA, Kentarou KITAMURA, Masahiro TOKUMITU,
Yoshiteru ISHIDA, Shinichi WATARI

It is important for spacecraft operation to make a forecast of high-energy electron flux at geosynchronous orbit. Because enhancement of high-energy electron flux often causes deep electrical charging. This study to predict a critical enhancement of high-energy electron flux at geosynchronous orbit using the neural network. The program of neural network is tested using the several kinds of input data and various numbers of middle layers. As a result, the prediction efficiency is improved by combining solar wind data and ground magnetic data as input data compared to that by only solar wind data or ground magnetic data. This result indicates that combining solar wind data and ground magnetic data is effective for improvement of the predictive efficiency.

Key Words : Neural network, High-energy electron flux, Deep electrical charging,

1. 緒 論

衛星の帯電現象のために引き起こされる衛星の誤作動・故障の原因は、高エネルギー電子であることは知られている。そのような誤作動・故障を引き起こすプロセスは以下のとおりである。高エネルギー電子が宇宙機の外被を通り抜け、宇宙機内部の回路や導体に帯電を起こしたり、宇宙機の外被のケーブルシールドなどの絶縁物に入り込んで帯電を起こしたりする⁽¹⁾。そうして帯電した電子が放電することによって、回路内に異常な電流が流れ、誤作動・故障、さらには衛星の短寿命化を引き起こす⁽²⁾。

⁽³⁾。そのような障害を防ぎ、衛星の運用を安全に行うために、高エネルギー電子フラックスが危険なレベルに達することをあらかじめ知り、必要な対策を練ることが重要となる。また、高エネルギー電子フラックスの増加は、太陽風速度の変化や、地磁気の変化と相関があることも知られている。そのため、高エネルギー電子の増加を予測する経験的予測モデルが必要となる。

これまでに、太陽風速度を入力として用いた線形フィルタによる予測研究等がされている⁽⁴⁾。この手法では、1日平均値の予測が行われた。また、Fukata他は、磁気嵐時における地上で観測された磁場データを入力として用いたニューラルネットによる予測を行った⁽⁵⁾。

本研究では、非線形であるニューラルネットワークを用い、地上データと太陽風データを組み合わせることで、予測精度を向上させることを目的とする。

2. ニューラルネットワーク

ニューラルネットワークとは、認識・記憶・判断などの処理をコンピュータ上で実現するために人間の脳の仕組みを模倣したシステムのことである

⁽⁶⁾。本研究では、階層型ニューラルネットワークに対して教師ありの誤差逆伝播学習法を適用した。ここで学習とは、ある入力パターンが与えられたとき、その出力と理想的な出力である教師信号との誤差を減らすようにニューラルネットワークの各ニューロンの結合荷重の修正を行い、与えられている問

題に適応していくことである。誤差逆伝播学習法のプロセスを以下に示す。まず、ある入力パターンに対する教師信号を用意し、その入力パターンを-1から1に規格し、入力層に入力する。そして、中間層の出力は、すべての入力層からの出力の重み付け加算で表現される。他のニューロンも同様に計算され、最終的に1つの出力を得て、その出力と教師信号の比較を行い最も近い値になるように重みが変更される。その後、同じように計算を繰り返し行われ、誤差が設定値以下になるまで繰り返される。図1に誤差逆伝播学習法のネットワーク構造を示す。

本研究では、教師信号のデータとして、実際に測定されている電子フラックスのデータを用い、計算終了条件となる設定値を 10^2 とした。この教師信号と設定値をもとに過去 7 年間のデータを学習させることにより、24 時間後の高エネルギー電子フラックスを予測する。また、本研究では、予測精度を高めるために、誤差逆伝播学習法における入力データ・中間層について検討を行った。入力の種類については、次項にて記述する。

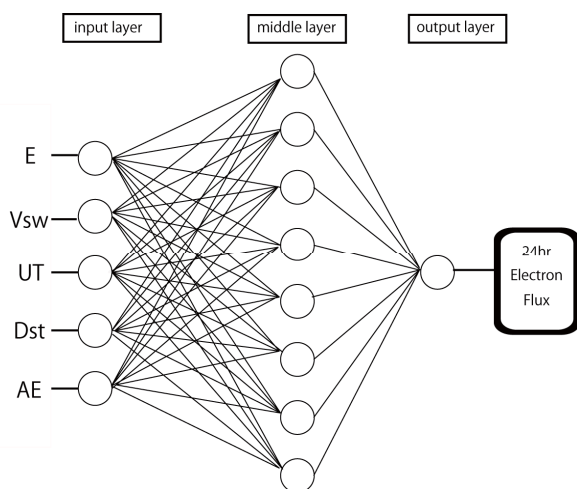


図1 ネットワーク構造

3. 入力データの説明

本研究で使用した入力データは、現在値の高エネルギー電子フラックス (E)、太陽風速度 (V_{sw})、磁場データ (B_x , B_z)、太陽風の密度 (N_{sw})、 $\Sigma \mathcal{E}$ 、Dst 指数、 ΣDst 、AE 指数、世界標準時間 (UT) の 10 個の 1999 年から 2006 年までのデータである。以下にデータが得られる環境別にそれぞれのデータについて述べる。

宇宙で測定されるデータのうち、高エネルギー電子フラックスは、衛星 GOES10 でローカルタイムに

観測されたデータを用いた。高エネルギー電子フラックスとは、2MeV以上のエネルギー帯の電子の流量のことである。また、太陽風速度、磁場データ、密度はNASAのOMNI 2 Data Baseより提供いただいたデータを用いた。また、 $\Sigma \varepsilon$ は、速度と磁場データによって次式で計算される地球磁気圏に流入する太陽風の電磁エネルギーである ε を過去3日間分足し合わせたものである。なお、衛星・探査機の位置関係・磁場の向きについては図2に示す。

$$\varepsilon = V_{sw} |B|^2 f(t) (7 \text{Re})^2 \quad [1]$$

$$f(t) = \sin^4\left(\frac{t}{\gamma}\right) \quad [2]$$

$$t = \tan^{-1}\left(\frac{|B_y|}{|B_z|}\right) \quad (B_z < 0) \quad [3]$$

$$t = \pi - \tan^{-1} \left(\frac{|B_y|}{|B_z|} \right) \quad (B_z > 0) \quad [4]$$

地上で測定されたデータは、磁気嵐の強さを表す低緯度の地磁気指数である Dst 指数、オーロラ活動に伴って流れる極域オーロラジェット電流の大きさを表す高緯度の地磁気指数である AE 指数、世界標準時間 UT を用いた。これらの地磁気指数データは WDC Kyoto より提供いただいたデータを用いた。

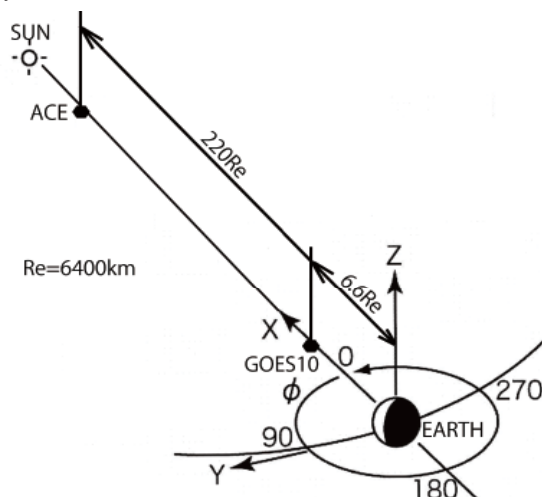


図2 宇宙空間における座標系

4. 評価法

本研究では、予測モデルの検討を行うために相互相関係数(CC)、二乗誤差(MSE)、予測効率(PE)を用いて評価を行った。以下に式を示す。なお、Nは予

測値の数, f_i は予測値, x_i は予測値に対応する観測値を表す.

$$MSE = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (f_i - x_i)^2 \quad [5]$$

$$VAR = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2 \quad [6]$$

$$\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \quad [7]$$

$$PE = 1 - \frac{MSE}{VAR} \quad [8]$$

5. 結果および考察

ニューラルネットワークは初期値をランダムに与えるため, 出力は毎回異なる. そのため, それぞれのケースに対して 10 回ずつ試行し, その平均値を求めた.

まず, 入力データの違いによる予測効率の変化を見るために, 入力データは, 以下の 3 つに分けて実験を行った.

ケース 1: 太陽風データのみ

電子フラックス, 太陽風速度, B_z , ΣE , UT

ケース 2: 地上データのみ

電子フラックス, UT, D_{st} , AE, ΣD_{st}

ケース 3: 太陽風データと地上データの組み合わせ

電子フラックス, 太陽風速度, UT, D_{st} , AE

図 3, 図 4, 図 5 に入力を太陽風データのみ, 地上データのみ, 組み合わせデータとした中間層の層数とニューロン数の変化による PE の変化を示す. なお, これらの図において, 縦軸が中間層の層数, 横軸がニューロン数であり, 予測効率は図中の領域で表される. また, これらの図においては, 中間の値が直線補間されていることに注意が必要である. 図 6, 図 7, 図 8 にそれぞれの入力に対する予測効率が最高時の相関図を示す. 縦軸が実測値, 横軸が予測値として, プロットしたものである. 直線にプロットが一致すれば, 実測値と予測値が一致しているといえる.

ケース 1 のように入力に太陽風データのみを用いた場合, 図 3 においてニューロン数が 1 であれば中間層数が増えたとしても, およそ 0.520 と一定の値をとっている. それに対しニューロン数が 10 である場合には, 中間層が増えるにつれて効率は上がるのではなく上下している. この結果は, 単にニューロン数を増やしただけでは, 良い結果は得られないことを示している. また, ニューロン数が 5 付近の値であれば, この入力に対する比較的良い予想効率が得られている. なお, この入力に対する最も良い予測効率は, 0.561 でニューロン数が 5, 中間層数が 2 のときである. また, 図 6 では, 電子フラックスが高いほど, 相関係数が高くなる傾向が見られる.

ケース 2 のように入力に地上データのみを用いた場合, 図 4 において, どのニューロン数に対して層数を増加しても, 予測効率は変化していない. ケース 1 と比較すると, 予測効率は安定しているが, 効率は全体として低いと言える. なお, この入力に対する最も良い予測効率は, 0.526 でニューロン数が 4, 中間層数が 3 のときである. また, 図 7 より, ケース 1 と同様に電子フラックスが高いほど, 相関係数が高くなる傾向が見られるが, 太陽風データのみの場合ほど一致はしていない. これらの結果より, 入力に地上データのみを用いるだけでは, 高エネルギー電子を予測するのに不十分であると考えられる.

ケース 3 のように入力に太陽風データと地上データを組み合わせて用いた場合, 図 5 において, 入力データをそれぞれ組み合わせることで, 予測効率は急激に改善された. また, 層数が少ない場合においては, ニューロン数を増やすことにより予測効率は改善されていくが, 層数が多い場合はあまり改善されていない. 図 8 において, 電子フラックスが低い場合はあまり相関がないが, 高い場合は予測値と実測値がよく一致している. また, この入力に対する最も良い予測効率は 0.609 でニューロン数が 9, 中間層が 1 のときであるが, ニューロン数が 5 以上で, 層数が少なければ予測効率は大きく安定している. つまり, 24 時間後の予測をする際には, 入力として太陽風と地上のデータの組み合わせを用い, 中間層のパラメータは, ニューロン数が 5 以上で層数を少なくすることでより良い結果を期待できる.

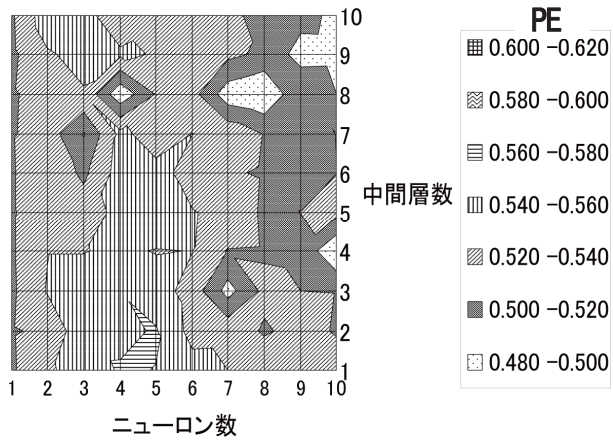


図3 ケース1の層数・ニューロン数・PEの関係

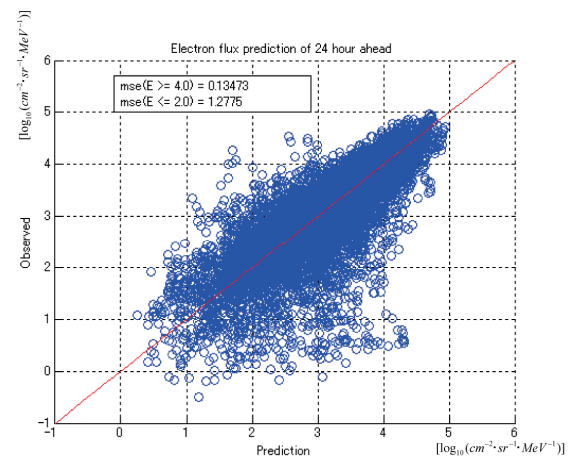


図6 ケース1の相関図

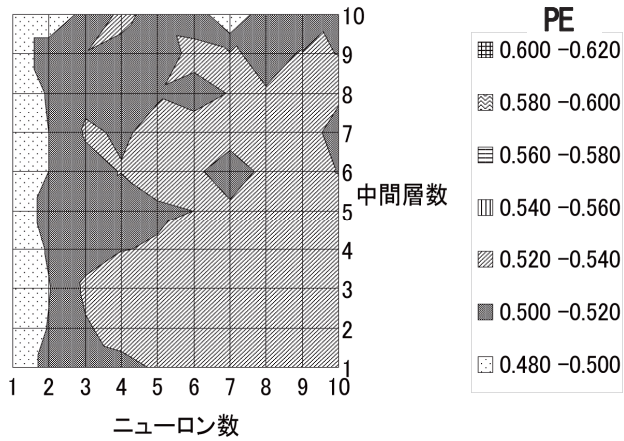


図4 ケース2の層数・ニューロン数・PEの関係

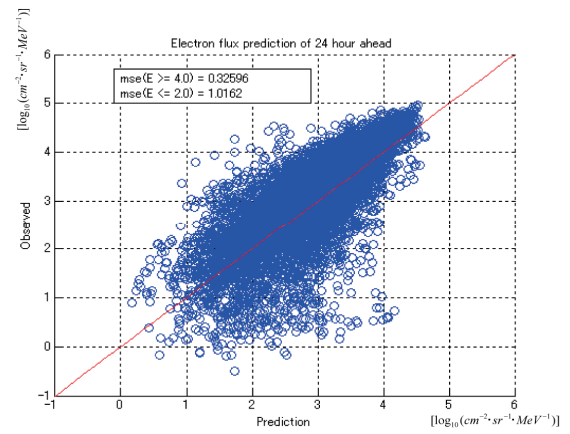


図7 ケース2の相関図

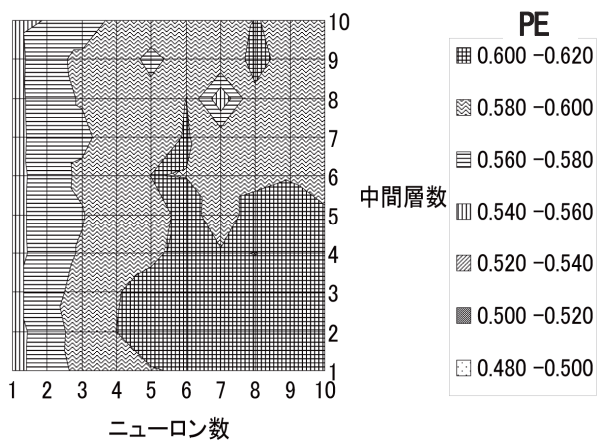


図5 ケース3の層数・ニューロン数・PEの関係

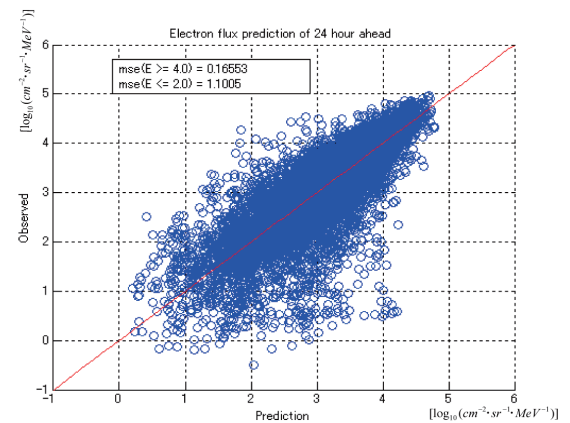


図8 ケース3の組み合わせたものを用いた相関図

以上より、予測効率を改善するためには、入力データとして電子フラックス、太陽風速度、UT、Dst、AEの5入力を用い、中間層数を4層以下、ニューロン数を5個以上にする必要がわかった。そこで、入力データの内、どのデータの影響が大きいのか明らかにすることで、物理過程解析の手助けになるのではないかと考えられるため、ニューラルネットワークの重み・閾値の視覚化を行った。解析を簡単にするために、中間層数を1、ニューロン数を6として解析を行った。ネットワーク構造を図9に示す。

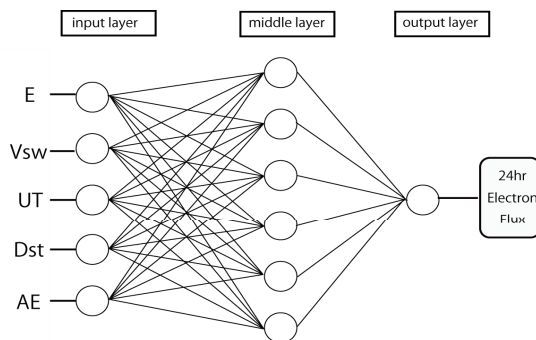


図9 視覚化ネットワーク構造

まず、単純に視覚化した重みを図10に示す。各丸がニューロンを表し、その丸の中に書かれている値が閾値である。ニューロン間を結ぶ直線がそれぞれの重みを表している。また、線の色、線の種類により、重みの値を区別し、実線が正の値を示し、点線が負の値を示している。また、線の色は絶対値により分類され、1.0以上の値を赤、0.8~1.0の値をオレンジ、0.6~0.8の値を緑、0.4~0.6の値を青、0.2~0.4の値を紫、0.0~0.2の値を黒とした。なお、この図は、重み・閾値の初期値を0.5と設定した場合である。

図10からだけでは、ニューロン間の関係の解析が困難なため、1つのニューロンに対するそれぞれのシナプスの重みを規格化することによって、そのニューロンに対する寄与率を定義することで、ニューロン間の関係をより明確なものとするに決した。ここで規格化とは、各ニューロンに対して入ってくる入力の重みの絶対値の合計を算出し、任意の重みに対して割ることで、順位付けを行うことをいう。そのように、規格化したものから、寄与率の高い上位3位までを抽出したものが、図11である。図11においても、各丸がニューロンを表し、丸の中の値が閾値を表している。図10と異なる点は、線の色により、規格化した場合

の重みの重要度を表している点である。重要度の高いものから順に、1番のものを赤、2番のものをオレンジ、3番のものを緑、4番のものを青、5番のものを黒、6番のものを線なしとして、分類した。

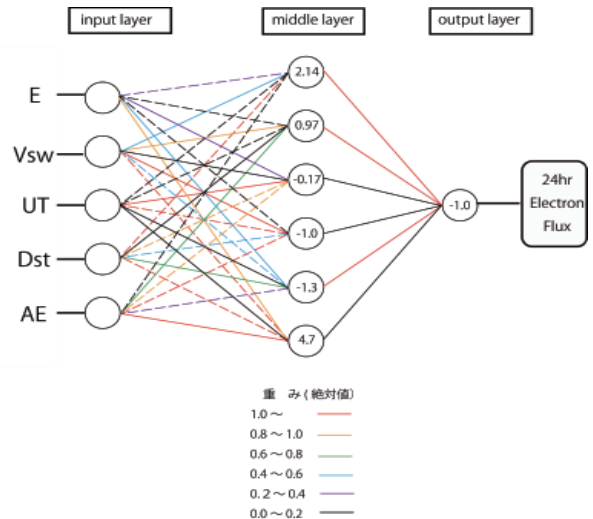


図10 生データの視覚化

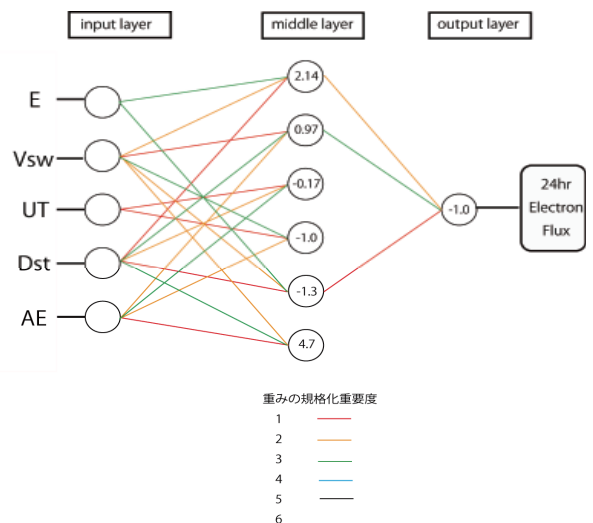


図11 規格化データの上位3位まで視覚化

図11より、出力に大きく影響しているのは、中間層1, 2, 5である。それぞれのニューロンを個別に見ていくと、ニューロン1ではDst, Vsw, Eの寄与が大きいことがわかる。また、ニューロン2であれば、Vsw, AE, Dst, ニューロン5であれば、Dst, Vsw, Eの寄与が大きい。よって、出力に大きく影響を与えているパラメータは、Dst, Vswであると考えられる。

6. 結 言

本研究では、ニューラルネットワークを用いた静止軌道における高エネルギー電子フラックスの予測精度の向上のため、入力データ、中間層のパラメータについて実験を行った。そして、そのようにして得られたネットワークに対し構造解析を行い、以下のような結果が得られた。

- (1) 太陽風データと地上データを組み合わせた入力を用いた場合、太陽風データのみや地上データのみを入力として用いた場合と比較して予測精度が向上した。本研究で用いた、電子フラックス、太陽風速度、UT、Dst、AE の組み合わせが良いことがわかった。
- (2) 入力として太陽風データと地上データの組み合わせを入力データとしたネットワークに対する中間層のパラメータとして、ニューロン数は 5 以上、中間層は 4 までの簡単な構造であれば高精度となることがわかった。また逆に複雑な構造であれば、予測精度は悪くなる。
- (3) 構造解析を行った結果、結果に大きく寄与しているパラメータは、Dst、Vsw であることがわかった。これにより、過去の研究より知られていた、太陽風速度が電子フラックスの増大に効いているということが確認でき、また、地上データの内、AE 指数よりも Dst 指数の方が、寄与が大きいこともわかった。

以上のことから、太陽風データと地上データの組み合わせることによって、太陽風データのみ、地上データのみを用いた場合と比較し、予測精度が大きく向上し、入力データの中で Dst、Vsw の寄与が大きいことが明らかになった。

今後、磁場データなどを加えた場合におけるデータの寄与について解析を行う予定である。

7. 謝 辞

アメリカ海洋大気局 (National Oceanic and Atmospheric Administration, NOAA) より、衛星 GOES10 で観測された高エネルギー電子フラックス (>2MeV) データ、NASA より太陽風データを提供いただいた。また、京都大学院理学研究科附属地磁気世界資料解析センターより、Dst 指数、AE 指数のデータを提供いただいた。

参考文献

- (1) 亘慎一・徳光正弘・北村健太郎・石田好輝, ニューラルネットワークによる静止軌道の高エネルギー電子フラックス予測について, 信学技報 SANE2007-83(2007)
- (2) 山田弘善・笠井鯉太郎・藤井治久, 人工衛星と帯電現象, 電気学会雑誌, (1984)
- (3) 恩藤忠典・丸橋克英, 宇宙環境科学, オーム社 (2000)
- (4) 古賀清一・越石英樹・松本晴久・五家建夫・小原隆博, 放射線帯電子の変動予測, 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-05-024 (2006)
- (5) M. Fukata・S. Taguchi・T. Okuzawa・T. Obara, Neural network prediction of relativistic electrons at geosynchronous orbit during the storm recovery phase: effects of recurring substorms, Annales Geophysicae 20:947-951 (2002)
- (6) 吉富康成, ニューラルネットワーク, 朝倉書店 (2002)

グローバル MHD シミュレーションによる AE 指数予報の可能性

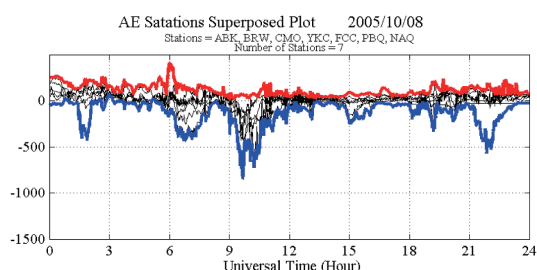
北村健太郎(1)、島津浩哲(2)、藤田茂(3)、亘慎一(2)、国武学(2)、田中高史(3)

(1): 徳山工業高等専門学校、(2): 情報通信研究機構、(3): 気象大学校、(4): 九州大学理学研究院

1. はじめに

高緯度の地磁気変動から算出される AE (Auroral Electrojet) 指数はオーロラ活動を示す指数であり、サブストームを始めとする磁気圏中の電磁じょう乱の目安として広く利用されている。本報ではリアルタイム磁気流体力学 (MHD) シミュレーションによって AE 指数の再現を試みた結果について報告する。

$$AO = (AU + AL) / 2$$

図 1. AU, AL 指数の算出方法2. AE 指数とは

AE 指数は、オーロラ帯で経度方向におおむね均等に分布した 12 観測点で観測された地磁気データを元に作成される [Davis and Sugiura, 1966; Kamei et al., 1981]。観測所は磁気緯度 60 度から 70 度にかけて分布しており、その磁場変動にはオーロラジェット電流の効果が大きく寄与する。

AE 指数の算出方法は、これらの観測点で得られた地磁気変化のうち、南北成分 (H) を用いる。図 1 に示したように、最大 12 観測点での磁場変動プロットを重ね書きした後、上部の包絡線(赤)を AU 指数とし、下部の包絡線 (青) を AL 指数とする。 AL, AU 指数より以下のように AE 指数及び AO 指数を求める。

$$AE = AU - AL$$

3. MHD シミュレーション

本シミュレーションでは上流の境界条件として、ACE で観測された太陽風データ (磁場、速度、密度、温度) を利用する [Tanaka, 1995, 2000, 2001]。

図 2 はリアルタイムシミュレーションによって、惑星間空間衝撃波が磁気圏に衝突した後の時刻 (右下図参照) における磁気圏の様子を再現している。右上図は子午面上でのプラズマ圧の分布を示して。衝撃波の衝突によって、磁気圏前面のシース領域における圧力上昇と尾部におけるプラズマシートの薄層化およびプラズモイドの放出が再現されている。また、左下図は北極から見た電離層上での電場ポテンシャル (コンタープロット) 及び電気伝導度 (カラーマップ) を示しており、

衝撃波衝突直後に夜半前の領域においてオーロラ粒子の振込みによる電気伝導度の増大と、朝一夕方向の電場の発達がよく再現されていることが分かる。ここで、求めた電場ポテンシャルと、電気伝導度より電離層中の電流密度を求め、 AE 指数を算出する。

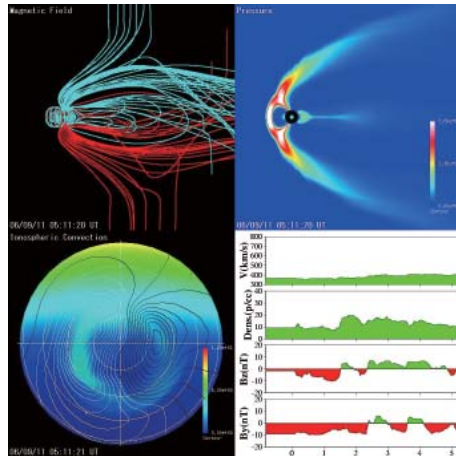


図 2. MHD シミュレーションの例

4. シミュレーションと観測との比較

図 3 に観測で求まる指数とシミュレーションから算出した指数の比較プロットを示す。青線が観測から求まる実際の AE 指数である。赤線は、シミュレーションで計算した指数のうち、オーロラ帯の全格子点から算出した結果である。黒線は、実際の AE 観測点に最も近い 12 格子点から算出した結果を示している。

観測の AE 指数では、0200UT から 0500UT にかけて、最大振幅約 1000nT を超える明白なオーロラの活動が認められる。一方シミュレーションの AE 指数は同時時間帯に同じような活動度が見られるが、その振幅は約 1700nT を越えており、かつ、観測では見られないようなピーク間振幅が約 700nT に達する変動が同時時間帯に重畳している。しかし、0600UT から 0800UT にかけてのオーロラ活

動に関しては、観測とシミュレーションの AE 指数は非常によく一致している。

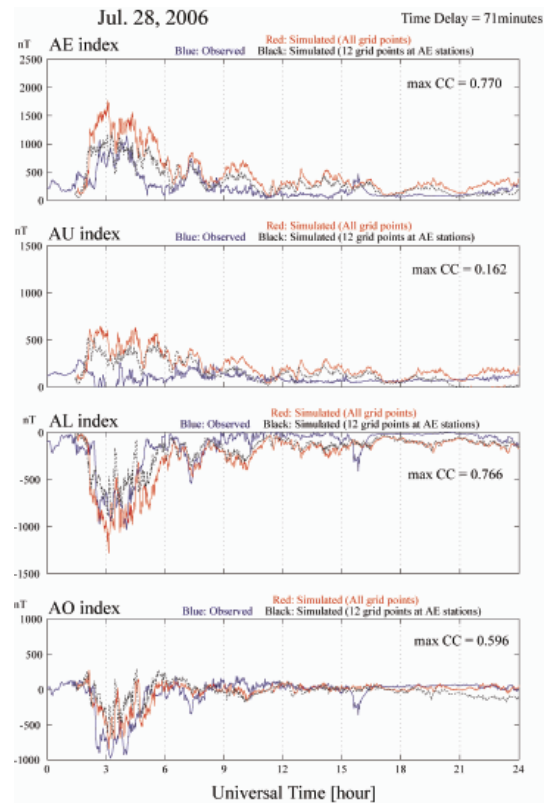


図 3. シミュレーション指数と観測の指数との比較

AU 、 AL 、 AO 指数のそれぞれについて、観測とシミュレーションの指数の相互相関係数を計算した結果が図中に示されている。 AL 指数と AO 指数はそれぞれ、0.766 及び 0.596 と高い相関を示しているのに対して、 AU 指数は 0.162 と非常に相関が悪い結果となった。このことは、 AU 指数のプロットにおいて観測(青)とシミュレーション (赤、黒)の変動が 0200UT—0500UT 間において大きく異なっていることから明らかである。シミュレーションの AU 指数は、じょう乱時において、観測の AU 指数の値を大きく上回っている。この差は最大で 500nT にも達する。

この結果は本研究で用いたグローバル MHD シミュレーションにおいて、 AL 指数に

寄与する西向きオーロラジェット電流はよく再現されているものの、 AU 指数に寄与する東向きのジェット電流はサブストームなどのじょう乱時には実際よりも大きく再現されていることを示唆している。ここでは典型的なサブストームイベントの一例を示して紹介したが、同様の傾向は他の多くのイベントにおいても見られた。

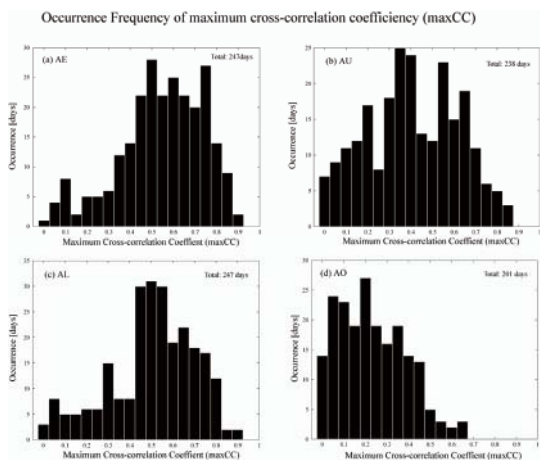


図 4. 相互相関係数の統計結果

本研究では、オーロラ帯の全格子点から求めた指数をシミュレーションから算出した指数と定義し、観測から求まる指数との相互相関係数を計算した。それぞれの時間を1分ずつずらしながら、相互相関係数を計算し、その値の最大値を maxCC と定義し、そのときの時間差も求めた。これらの値は図3にも記載されているが、274日分のデータにおける統計結果を図4に示す。 AE 指数の maxCC は主に、0.4 から 0.8 の間に分布しており、全体の64%となる158日において0.5以上を示した。このことより、シミュレーションによる AE 指数は実際のオーロラ活動の状態をよく再現しており、1時間後の予報に利用可能であると考えられる。図4(b)-(d)にはそれ

ぞれ AU 、 AL 、 AO 指数の maxCC の頻度分布が示してある。 AL 指数の分布は AE 指数と同様の傾向を示しており、約54%が0.5以上を占めている。しかしながら、 AU 指数と AO 指数に関してはそれぞれが異なる頻度分布を示した。 AU 指数に関しては0.4をピークに幅の広い分布をしている。また、 AO 指数に関しては、0.2をピークに96%が0.5を下回り、非常に再現性の悪いことが明らかになった。

AE 指数の maxCC は主に、0.4 から 0.8 の間に分布しており、全体の64%となる158日において0.5以上を示した。このことより、シミュレーションによる AE 指数は実際のオーロラ活動の状態をよく再現しており、1時間後の予報に利用可能であると考えられる。図4(b)-(d)にはそれぞれ AU 、 AL 、 AO 指数の maxCC の頻度分布が示してある。 AL 指数の分布は AE 指数と同様の傾向を示しており、約54%が0.5以上を占めている。しかしながら、 AU 指数と AO 指数に関してはそれぞれが異なる頻度分布を示した。 AU 指数に関しては0.4をピークに幅の広い分布をしている。また、 AO 指数に関しては、0.2をピークに96%が0.5を下回り、非常に再現性の悪いことが統計的にも明らかになった。

5. AU 指数の問題点

シミュレーションと観測の指数の比較において、 AU 指数における相互相関係数の悪さは、観測点の分布に起因すると考えられる。過去の研究より、東向きの電流はサブストームの爆発相には、西向き電流と異なり狭い範囲に集中しては流れないとされている (*Kamide et al., 1994, 1996*)。また、サブストーム中の極域における電場ポテンシャル

は夕方側のセルの方が小さく、 AU 指数は極冠の電場ポテンシャルの関数となることが知られている (Weimer, 1999)。

図 5 は AU 指数を決定する包絡線において、どの磁気緯度に位置する観測点のデータが採用されたかを示す分布図である。これによると、 AU 指数に寄与するのは、概ね磁気緯度が 69 度付近の観測点であることが分かる。

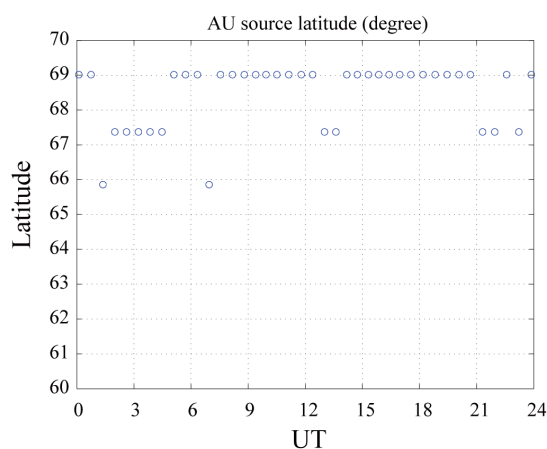


図 5. AU 指数算出時の緯度分布

これに対して、図 6 は同様に、 AU 指数に寄与する観測点の地方時分布を求めた結果である。これより、 AU 指数に寄与するのは、主に 15-18 時の地方時に位置する (夕方側) 観測点であることが分かる。

ここで、 AE 指数算出のための 12 観測点の位置を精査すると、TIK,CWE に関しては、磁気緯度がそれぞれ、60.44 度、61.79 度とたの観測点に対して、低緯度側に位置していることが分かる。

すなわちこれらの観測点は、実際には AU 指数算出時にあまり寄与していない可能性が示唆される。それぞれの観測点の磁気経度は、191.41 度及び 237.1 度であり、これらの観測点が夕方側に位置するのは、世界時間で

概ね 4 時から 10 時に相当する。そのため、この時間帯に関しては、観測の AU 指数が正確に算出されていない可能性が示唆される。

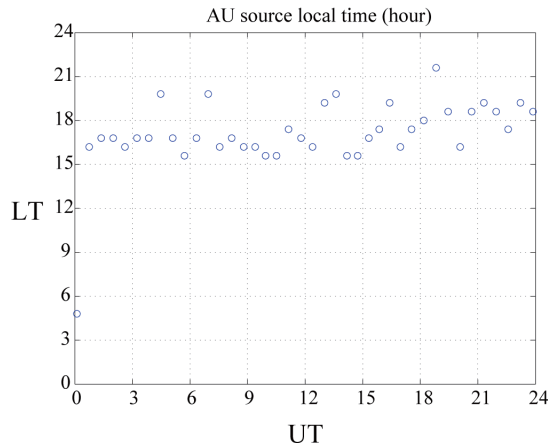


図 6. AU 指数算出時の地方時分

6. まとめ

ACE で観測されたリアルタイムの太陽風データを用いた、グローバル MHD シミュレーションによって、地上での AE 指数を再現した。 AE 指数に関しては、全体の 64% が相互相関係数 0.5 を越えており、 AE 指数の予報可能性を十分に示す結果を得た。一方で、現在の AE 指数導出のための観測点の配置には、特に AU 指数に関して正確な値を算出できていない可能性が示唆された。今後、注意深い検証が必要である。

(参考文献)

- Davis, T. N., and M. Sugiura, Auroral electrojet activity index AE and its universal time variations, *J. Geophys. Res.*, 71, 785, 1966. Kamei, T., M. Sugiura, and T. Araki, Auroral electrojet (AE) indices for January-June 1978, *Data book No. 3, World Data Center for Geomagnetism, Kyoto University, Japan*, 1981. Tanaka, T., Finite volume TVD scheme on an unstructured grid system for three-dimensional MHD simulation of inhomogeneous systems including strong background potential fields, *J. Comput. Phys.*, 111, 381-389, 1994.
- Tanaka T., Generation mechanisms for magnetosphere-ionosphere current systems deduced from a three-dimensional MHD simulation of the solar wind-magnetosphere-ionosphere coupling processes, *J. Geophys. Res.*, 100, 12057, 1995
- Tanaka T., The state transition model of the substorm onset, *J. Geophys. Res.*, 105, 21081, 2000

- Tanaka T., Interplanetary magnetic field B_y and auroral conductance effects on high-latitude ionospheric convection patterns, *J. Geophys. Res.*, 106, 24505, 2001
- Kamide Y., A. D. Richmond, B. A. Emery, C. F. Hutchins, B. -H. Ahn, O. de la Beaujardiere, J. C. Foster, R. A. Heelis, H. W. Kroehl, F. J. Rich, and J. A. Slavin, Ground-based studies of ionospheric convection associated with substorm expansion, *J. Geophys. Res.*, 99, 19451, 1994.
- Kamide Y., W. Sun, and S. -I. Akasofu, The average ionospheric electrodynamics for the different substorm phases, *J. Geophys. Res.*, 101, 99, 1996.
- Weimer D. R., Substorm influence on the ionospheric electric potentials and currents, *J. Geophys. Res.*, 104, 185, 1999.

MAGDAS で観測された電離圏電流

山崎洋介^[1, 2], 湯元清文^[1, 3], 阿部修司^[3], 魚住禎司^[3], 吉川顕正^[1, 3]

[1] 九州大学 理学府 地球惑星科学

[2] 日本学術振興会特別研究員 DC

[3] 九州大学 宇宙環境研究センター

1. はじめに

地上の磁力計で観測される数十 nT 程度の日変動は S_q 変動として古くより知られており[e.g., Chapman and Bartels, 1940], 高度約 90–150km のいわゆる電離圏ダイナモ領域を流れる電流に起因される[Richmond, 1998]. 宇宙天気分野では太陽地球系に現れる様々な物理量を一貫した物理法則で記述し, 未来の変動を予測・予報することが重要である. 一般に, ダイナモ領域高度における電離圏電流の観測はロケットに搭載した観測機器で”その場観測”を行うか[e.g., Onwumechilli, 1992], 地上の多点で観測された S_q 変動から等価電流ベクトルを算出し, その空間分布(S_q 等価電流系)を調べる[e.g., Stening, 2005]. 近年では人工衛星に搭載された磁力計のデータから電離圏等価電流を求めた例等もあるが[Turner et al., 2007], データの精度や軌道の制約に難があるため, 現在のところ人工衛星による電離圏電流の調査は(電流量が非常に大きい磁気赤道域を除いては[e.g., Mouel et al., 2006])目立った成果をあげていない. 九州大学では MAGDAS/CPMN(MAGnetic Data Acquisition System of the Circum-pan Pacific Magnetometer Network)としてグローバルな地磁気観測ネットワークを展開しており[図1; Yumoto and the MAGDAS Group, 2006], そこから S_q 等価電流を推定する研究が行われてきた. 特に 210°磁気子午線(210MM)沿いには南北半球を貫くように磁力計が密に設置されており, S_q 場の緯度構造やその長期的・短期的変動を詳しく調べることができる[e.g., Yamazaki et al., 2009]. 一般に, S_q 場の長期変動は太陽表面の活動度と, 季節つまり太陽と地球の幾何学的位置関係に強く依存していることが知られている. 本論文では, 最新の MAGDAS データから導出された S_q 等価電流系について取り上げる. そこには太陽活動度や季節といったパラメータだけでは説明できない S_q 場の変動が顕著に現れている. 将来的には, このような S_q 変動成分の原因を明らかにすることが電離圏の宇宙天気予測・予報にとって不可欠である.

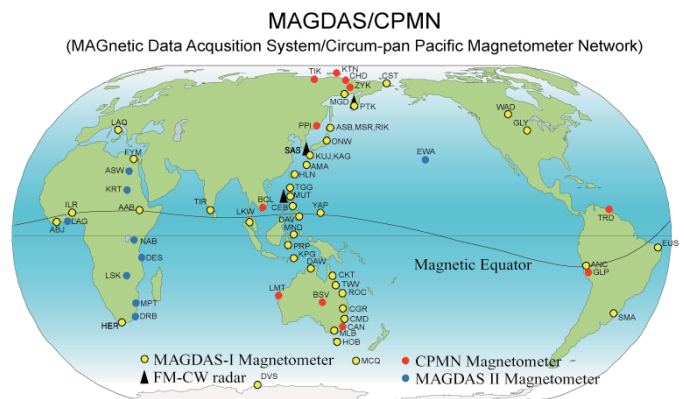


図1. MAGDAS/CPMN 観測点地図, 提供: <http://www.serc.kyushu-u.ac.jp>

2. 研究事例

図2に示すのは 2005 年 12 月 8 日(図2左)と 2007 年 12 月 8 日(図2右)の S_q 等価電流系である. 解析に使用されたデータは 210MM 域で観測された地磁気変動であり, MAGDAS/CPMN に加え, International Real-time Magnetic Observatory Network (INTERMAGNET: Kerridge, 2001), 地磁気世界資料センター京都(WDC for Geomagnetism, Kyoto)からの提供データを含む(謝辞参照). 観測点は 210MM 域より選ばれており, 磁気赤道域観測点(伏角緯度が $\pm 3^\circ$ 以内)は使用されていない. 図2では矢印が等価電流ベクトルを表している. 比較が容易となる様, 背面には等価電流ベクトルの大きさを色で示してある.

これら2つの等価電流系に見られる重要な違いとして, まず等価電流系の形があげられる. 2005 年 12 月 8 日の等価電流系では北半球側渦中心がローカルタイムで先行しており午前側に, 南半球渦中心は午後側に位置する. 一方, 2007 年 12 月 8 日の等価電流系では傾向が反対である, 即ち, 南半球側渦中心がローカルタイムで先行しており午前側に, 北半球渦中心は午後側に位置する. このような渦中心位置を決める要素となるのは, 電離圏電流の起電力となる風系の空間分布[Stening, 1989]であるが, それに加え, 南北半球を結ぶ沿磁力線電流を含む3次元電流系の役割も非常に大きいとされている[Takeda, 1990].

また, 等価電流の大きさにも顕著な差異がある. 2007 年 12 月 8 日の S_q 等価電流系は南半球(地方夏)で非常に大きくなっていることが分かる. S_q 等価電流系の全電流量を推定するため, 地方時 11 時から 13 時までの等価電流ベクトルの大きさを積分すると, 2007 年 12 月 8 日の S_q 等価電流系の全電流量は 2005 年 12 月 8 日の S_q 等価電流系のそれに比べて約 1.6 倍の大きさであることが分かった.

図2に示した2つの等価電流系にこれだけ顕著な差を生じさせている原因はどこにあるのかを考えることは非常に重要である. イベント日における太陽や地磁気の活動度を比較するため, 表1に関連パラメータを示す. まず, 表1から明らかにように 2005 年及び 2007 年の 12 月 8 日は地磁気的には極めて静穏であった. K_p 指数が一日を通して 0+以下を維持しつづけることは非常に稀であり, 太陽極小期でも年に数回しか起こらない(Campbell (2003)によると, K_p が 0+以下となる発生頻度は約 5%である. それが一日持続することがいかに稀かは想像に難くない.). 地磁気活動度がこのように極めて低い状態では, 地磁気活動に関連した磁気圏電流系の影響はほとんど無視できると考えられるため, S_q 電離圏電流の解析調査には好ましい. また, オーロラの活動度を示す AE 指数も一日を通して 100nT 未満と稀に見る小ささであり, オーロラの活動に関連した電離圏電流が図2に示した等価電流系に重大な影響を与えているとは考えにくい.

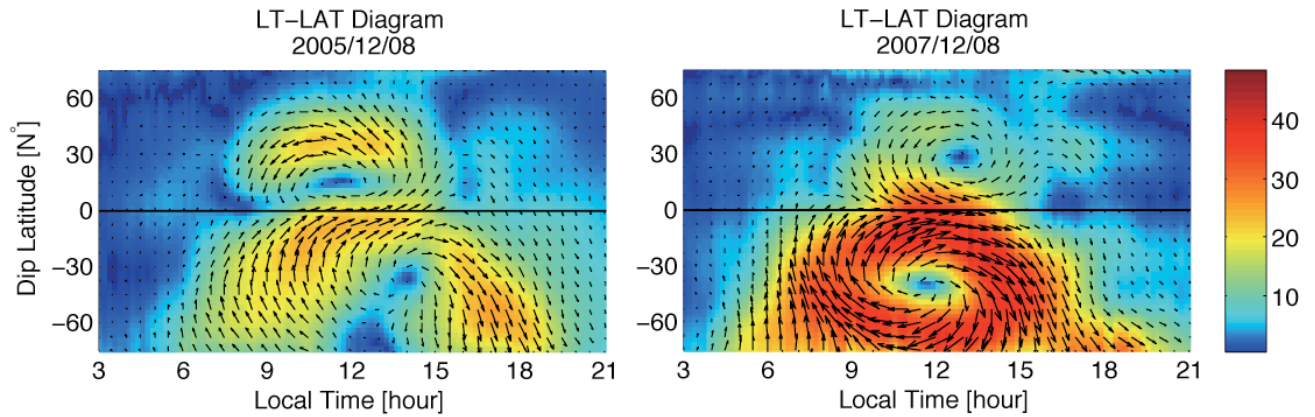


図2. Sq等価電流系。左図は2005年12月8日の、右図は2007年12月8日の磁場データに基づく。横軸は地方時(03時から21時まで)、縦軸は伏角緯度(75°Sから75°Nまで)を示す。また、背景の色は等価電流ベクトルの大きさを示す。

太陽表面の活動度というのは電離圏電流の全電流量を支配する最も重要な要因である[Takeda, 2002]。これは通常、太陽黒点数 R や 10.7cm の太陽電波フラックス値($F10.7$)に代表される。表1には R と $F10.7$ の値も示しているが、両イベントにおいてほとんど違いがないことが分かる(2007年イベントの方が太陽活動度はわずかに低い)。

表1. 両イベント日における太陽活動度、地磁気活動度の比較

イベント	太陽黒点数 R [個]	$F10.7$ [$10^{-22}\text{Wm}^{-2}\text{Hz}^{-1}$]	Kp 指数最大値*	AE 指数最大値* [nT]
2005年12月8日	25	89.6	0+	74
2007年12月8日	25	86.9	0+	91

*日本標準時(JST)の00時から24時における最大値

3. まとめ

本論文では2005年と2007年の同日(12月8日)に観測されたSq等価電流系の比較を行った。これらのイベント日には、地磁気活動度やオーロラの活動度は極めて小さく、また太陽表面の活動度にもほとんど差が見られなかった。それにもかかわらず、観測されたSq等価電流系はその渦中心位置や全電流量において顕著な違いが見られた(2007年イベントのSq等価電流の全電流量は2005年イベントの約1.6倍と推定される)。現在の我々の知識ではここに見られる差異が何に起因するのか明言することはできない。電離圏Sq電流の研究においては、太陽風電場侵入による電離圏電場への影響や[Huang et al., 2005]、下層大気の変動に伴う変動[Miyahara and Ooishi, 1997]など、その効果が定量的に明らかにされていない部分が多くある。観測的・理論的研究からこれらの効果を定量的に評価していくことが、今後、電離圏の宇宙天気を正しく予測・予報する上で不可欠であることを本論文で示した事例研究は強く示唆している。

4. 謝辞

使用した磁場データについて、(1) MAGDAS/CPMN[<http://www.serc.kyushu-u.ac.jp/>]より; TIK, CHD, CST, ZYK, MGD, PTK, PPI, ASB, MSR, RIK, TNO, ONW, ITA, KUJ, KAG, AMA, HLN, TGG, MUT, GUA, MND, DAW, CKT, ROC, BSV, CMD, CAN, HOB, MCQ, (2) INTERMAGNET[http://www.intermagnet.org/ImotblObs_e.html]より; IRT, MMB, BMT, KAK, KNY, LZH, PHU, KDU, CTA, ASP, EYR, (3) WDC[<http://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/mdplt/index.html>]より; MIZ, KNZ, HTY, CBI の観測点のデータを使用させていただいた。AE 指数, Kp 指数はそれぞれ地磁気世界資料センター京都, GFZ Helmholtz Center Potsdam より、また太陽黒点数, $F10.7$ フラックス値はそれぞれ, National Geophysical Data Center, Herzberg Institute of Astrophysics [ftp://ftp.ngdc.noaa.gov/STP/SOLAR_DATA/SOLAR_RADIO/FLUX/]より提供していただいた。以上のデータ提供について感謝申し上げます。

5. References

- Campbell, W. H. (2003): *Introduction to geomagnetic fields*, pp. 175-184., United Kingdom at the University Press, Cambridge.
- Chapman, S. and J. Bartels (1940): *Geomagnetism*, Oxford University Press, London.
- Derridge, D. (2001): INTERMAGNET: Worldwide near-real-time geomagnetic observatory data, paper presented at Space Weather Workshop, Looking Towards a European Space Weather, European Space Research and Technology Centre, Noordwijk, Netherlands.
- Huang, C.-S., J. C. Foster, and M. C. Kelley (2005), Long-duration penetration of the interplanetary electric field to the low-latitude ionosphere during the main phase of magnetic storms, *J. Geophys. Res.*, 110, A11309, doi:10.1029/2005JA011202.
- Le Mouél, J.-L., P. Shebalin and A. Chulliat (2006): The field of the equatorial electrojet from CHAMP data. *Ann. Geophys.*, 24, 515-527.
- Miyahara, M., and M. Ooishi (1997), Variation of Sq induced by atmospheric tides simulated by a Middle Atmosphere General Circulation Model, *J. Geomagn. Geoelectr.*, 49, 77-87.
- Onwumechili, C. A. (1992): A study of rocket measurements of ionospheric currents -II. Ionospheric currents outside the dip zone. *Geophys. J. Int.*, 108, 641-646.
- Richmond, A. D. (1989): The ionosphere and upper atmosphere. *From the sun, auroras, magnetic storms, solar flares, cosmic rays*, edited by Steven T. Suess and Bruce T. Tsurutani, pp. 35-44, American Geophysical Union, Washington, DC.
- Stening, R. J. (1989): A calculation of ionospheric currents due to semidiurnal antisymmetric tides. *J. Geophys. Res.*, 94, 1525-1531.
- Stening, R., T. Reztsova and L. H. Minh (2005): Day-to-day changes in the latitudes of the foci of the Sq current system and their relation to equatorial electrojet strength. *J. Geophys. Res.*, 110, A10308, doi:10.1029/2005JA011219.
- Takeda, M. (1990): Geomagnetic field variation and the equivalent current system generated by an ionospheric dynamo at the solstice. *J. Atmos. Terr. Phys.*, 52, 59-67.
- Takeda, M. (2002): Features of global geomagnetic Sq field from 1980 to 1990. *J. Geophys. Res.*, 107(A9), 1252, doi:10.1029/2001JA009210.
- Turner, J. P. R., D. E. Winch, D. J. Ivers and R. J. Stening (2007): Regular daily variations in satellite magnetic field intensity data. *Ann. Geophys.*, 25, 2167-2174.
- Yamazaki, Y., K. Yumoto, T. Uozumi, A. Yoshikawa and M. G. Cardinal (2009): Equivalent current systems for the annual and semi-annual Sq variations observed along the 210°MM CPMN stations. *J. Geophys. Res.*, in press.
- Yumoto, K. and the MAGDAS Group (2006): MAGDAS project and its application for space weather, *Solar Influence on the Heliosphere and Earth's Environment: Recent Progress and Prospects*, Edited by N. Gopalswamy and A. Bhattacharyya, ISBN-81-87099-40-2, 399-405.

STP データからの異常検出法の開発

~substorm precursor 検出への応用

徳永 旭将[1], 中村 和幸[2], 樋口 知之[3], 吉川 顕正[1], 魚住 禎司[4], 池田 大輔[5], 藤本 晶子[1], 森岡 昭[6], 湯元 清文[4], CPMM group

[1]九州大学理学部地球惑星科学専攻; [2]明治大学先端数理インスティテュート; [3]統計数理研究所; [4]九州大学宇宙環境研究センター; [5]九州大学システム情報; [6]東北大学惑星大気プラズマ研究センター

1. はじめに

太陽地球系科学の分野(以下、STP 分野と記載)においては、太陽-惑星-間空間-磁気圏-電離圏-地上での同時観測が可能となり、大規模なデータ群が蓄積されつつある。これらのデータセットから変数間の依存関係を抽出することは、太陽風-磁気圏-電離圏間の相互作用を理解する上で、とりわけシミュレーションによる再現が困難な領域間のダイナミクスに関する知見を獲得する上で、非常に重要である。また、蓄積されたデータ群を駆使することで、地球周辺のプラズマ環境の推移を経験的に予測する、データ駆動型の宇宙天気研究の発展が期待される。ところが、現在までの宇宙天気研究においてはこれら大量データセットを十分に活用仕切れていないのが現状である。それは、STP 分野におけるデータ解析には独特の難しさが伴うからである。我々が対象としているシステムの特徴として、(1)システム全体のスケールが巨大、(2)システムが非定常な太陽風により駆動（データが非定常）、(3)磁気圏・電離圏など異なる領域が連動する（システムが動的）、(4)ヘテロなデータセット、(5)変数の数が多い、の 5 点が挙げられる。データ駆動型の宇宙天気研究を実現するためには、このような「動的・ヘテロ」なシステムで生成される多変量データを総合的に処理することの出来る枠組みの構築が必要である。

2. Substorm precursor 検出への応用

我々は、前節で言及したSTPデータからの異常検出の応用の先駆けとして、地上磁場データからのsubstorm precursor検出の問題に取り組んでいる。Substormとは、夜側地球磁気圏から磁力線に沿って降り込んだプラズマ粒子が地球の中性大気と衝突し、夜側オーロラ帯の広範囲でオーロラを発光させる現象である。とりわけ、オーロラの発光強度が1分程度の中に爆発的に増強する現象はauroral breakup(以後、breakup と記載する)と呼ばれ、その後数十分にわたって発光領域が拡大して行く期間は、substormの爆発相と呼ばれる。Breakup は地球磁気圏と太陽風の相互作用の結果生じるエネルギーの蓄積・解放プロセスであると考えられているが、その詳しい発生機構は未だよく解っておらず、STP分野における最大の難問とされている。

Substorm の発生機構が解明されない要因の1つとして、substorm 発生時刻同定の難しさがある。Substorm の時間発展は、その特徴から成長相、爆発相、回復相の3つのステージに分類されている [Akasofu, 1964]。一般にsubstorm の開始時刻は、auroral breakupに始まる爆発相の開始時刻で定義されることが多い(以後、これを”main onset”と呼ぶ)。Main onset時には、オーロラの真下では substorm negative bayと呼ばれる、急激な磁場変動が開始する。一方で、breakup が始まる1-3分前からオーロラの発光強度が緩やかに増強し始めることも分かっており、これはオーロラの initial brightening と呼ばれる。過去の研究では、initial brighteningとほぼ同期して、夜側オーロラ帯の地上磁場南北成分 (以後、H成分と記載する) が緩やかに減少し始めることが報告されている [Groot-Hedlim and Rostoker, 1987]。また、Morioka et al.,[2008]は、Polar衛星で観測されたAKR (auroral kilometric radiation) スペクトルを解析することで、breakup数分前に高度4,000-6,000km付近にオーロラ粒子加速域が形成されることを明らかにした。また、彼らは低高度AKRの出現に伴って、オーロラ帯地上磁場にDC的な挙動が見られることも報告した。本研究では、breakupの数分に見られる低高度AKRの増強と同期して観測されるDC的な地上磁場変動を、「地上磁場で見られるsubstorm precursor」と定義する。本論文では、このオーロラの発光強度(もしくはそれに伴う地上磁場変動)の初動の開始時刻を”precursor onset”と呼ぶことにする。これら2つのsubstorm onset (precursor onsetとmain onset) の時刻同定が、substormに関わる磁気圏・電離圏でのエネルギー解放プロセスを解き明かす上で避けては通れない問題である。しかしながら、現在までのsubstorm研究では、研究者によって異なる基準で開始時刻が決定されて来たのが実状であり、未だ有効な解決策は確立されていない。

前段落で言及したように、初動が緩慢な地磁気現象の開始時刻（オンセットタイム）を精密に同定する問題は、STP分野における最重要課題の一つである。古くからSTP分野においては、ウェーブレット解析や帯域通過フィルタを用いたオンセットタイムの決定法が用いられて来た。しかし、これらの「手荒い」解析手法では、データが持つ微細かつ本質的な構造を損ねてしまう可能性が高く、緩慢に始まる現象の開始時刻を精密に同定する目的には適していない。むしろ、観測された生の時系列データの時間構造の変化を直接取り扱えるようなアプローチこそが、substormの問題を解決するのに極めて重要な要素である。

Fukuyama et al.,[2004] は、substormと連動して地上観測される Pi 2 型地磁気脈動の開始時刻を、最尤法とベイズ推定を用いて同定する枠組みを構築した。Pi 2 型地磁気脈動(以後、Pi 2と記載)とは、substormのmain onsetとほぼ同時に、汎世界的に地上観測される、40-150 秒程度の周期を持つ突発的な地磁気の振動現象である[Saito, 1969]。福山らの手法は、夜側低緯度で観測される Pi 2の信号としての特徴を時系列モデルで表現すること で、情報量規準に基づき緩慢な現象の開始時刻を客観的に精密同定する枠組みを示した。著者らの仕事は、main onset 時刻の客観的同定という問題に対して、極めて大きな一石を投じたと言える。しかしながら、breakupの1-3分前に夜側オーロラ帯の地上磁場変動に現れるとされる初動 (precursor)は、時系列の構造そのものがよく解っておらず、その挙動を時系列モデルで表現することは現状では難しい。すなわち、precursor onsetの同定には、 背後に直接状態空間モデルを仮定しない、柔軟かつ汎用的な方法で時系列の構造変化を検出することが必要である。

近年、工学システムの異常検知などの問題に、特異スペクトル分析 (Singular Spectrum Analysis。以下、SSAと略す) を応用した変化点検知法が応用され始めている。時系列データにおける変化点検知は、ネットワーク侵害の検知や工学システムにおける異常検知、あるいは 動画中の不規則性発見など、広い領域における応用が期待される問題である。変化点とは時系列の構造が急激に変化する時点を意味し、工学的に重要な情報が含まれるとされる。SSAは時系列の主要な構造をデータから再構成する手法であるが、このSSAを利用した変化点検知は、背後に状態空間モデルを直接的には仮定しないノンパラメトリックな手法である。そのため、unknownな構造変化をするprecursor onsetの時刻を捉えるのにも有効であると期待される。

SSAは非線形時系列解析の文脈において発展した理論であり、主に気象学や海洋学の分野で応用されて来た。SSAでは、時間領域で部分時系列を埋め込んで生成したL-軌道行列を特異値分解することで、時系列の主要な構造を抽出する。特に、観測データからのトレンド除去やノイズ除去、振動成分とトレンド成分の同時抽出などに大きな力を発

揮する手法である。SSAによる代表パターンの抽出および変化度の計算については、Ide and Inoue[2004]で示された枠組みに沿って行う。大まかな手順としては、(1)現在時刻を t とした時、現在時刻よりも過去側の区間(これを参照区間と呼ぶ)から部分時系列を切り出し、 L 軌道行列を作成する。なお、参照区間から切り出して来る部分時系列の長さ K および埋め込み次元 L は、事前に決めておく必要がある。(2)(1) で生成した L -軌道行列を特異値分解する。(3)(2)で得られた左特異行列 (これを参照行列という) を、「過去の代表パターン」とし、このパターンが張る解空間を変化度の基準となる部分空間とする。(4)現在時刻 t より未来側から部分時系列を切り出し、(1) (3)までと同様の手順により、未来側の代表パターンを抽出する。未来の代表パターン抽出に用いる区間を「テスト区間」と呼び、テスト区間から生成した L -軌道行列を特異値分解して得られる左特異行列を、「テスト行列」と呼ぶ。特に、テスト区間から抽出した代表パターンのうち、最大固有値に属する特異ベクトルを「テストベクトル」と呼ぶ。(5)参照行列が張る部分空間とテストベクトルが張る部分空間同士の角度を θ とすると、 $z = 1 - \cos \theta$ により変化度を定義する。Ide and Inoue [2004] の記述に従い、本論文でも各自国の変化度の値を「変化度スコア」、時系列から変化度の時系列への変換を「特異スペクトル変換 (Singular Spectrum Transformations. 以下、SSTと略す。)」と呼ぶことにする。我々の目的は、時系列が急激な構造変化を始める時刻を推定することである。本研究では、変化度スコアが事前に設定した閾値を超えた場合に「変化あり」と判断し、変化度スコアが閾値を超えかつ極大となる時刻を「変化点」と定義する。図1に、環太平洋地磁気観測網(CPMN)[Yumoto et al.,2001]のKTNで観測された地上磁場データに、SSAを応用した変化点検出法を適用した結果を示す。

3. 謝辞

本研究は特別研究員奨励費 20・05443の助成を受けたものである。

4. 参考文献

- [1] Akasofu, S. -I. (1964) "The development of the auroral substorm", In *Planet. Space Sci.*, 12, pp.273- 282.
- [2] Fukuyama, K., T. Higuchi, T. Uozumi, H. Kawano, K. Yumoto (2004) "Two Methods of Pi2 Onset Time Determination with Information Criterion based on the State Space and Bayesian Modelings", In *電子情報通信学会論文誌* 2004/12 Vol. J87-A No. 12.
- [3] Groot-Hedlin, C. D. and Rostoker, G.: Magnetic signatures of precursors to substorm expansive phase onset, *J. Geophys. Res.*, 92, 5845–5856, 1987.
- [4] Ide, T. and Inoue, K. (2005) "Knowledge Discovery from Heterogeneous Dynamic Systems using Change-Point Correlations", In *Proc. of 2005 SIAM Int'l Conf. on Data Mining (SDM 05)*, pp.571-576.,
- [5] Morioka A., Y. Miyoshi, F. Tsuchiya, H. Misawa, K. Yumoto, G. K. Parks, R. R. Anderson, J. D. Menietti, E. F. Donovan, F. Honary, and E. Spanswick (2008), *J. Geophys. Res.*, VOL. 113, A09213, doi:10.1029/2008JA013322.
- [6] Saito, T. (1969) "Geomagnetic pulsations", In *Space. Sci. Rev.*, 10, pp.319-412.
- [7] V. Moskvina and A. Zhigljavsky. An algorithm based on singular spectrum analysis for change-point detection. *Communications in Statistics— Simulation and Computation*, 2003.
- [8] Yumoto, K., and the CPMN Group(2001) "Characteristics of Pi2 magnetic pulsations observed at the CPMN stations: A review of the STEP results", In *Earth Planets Space*, vol.53, pp.981-992, 2001.

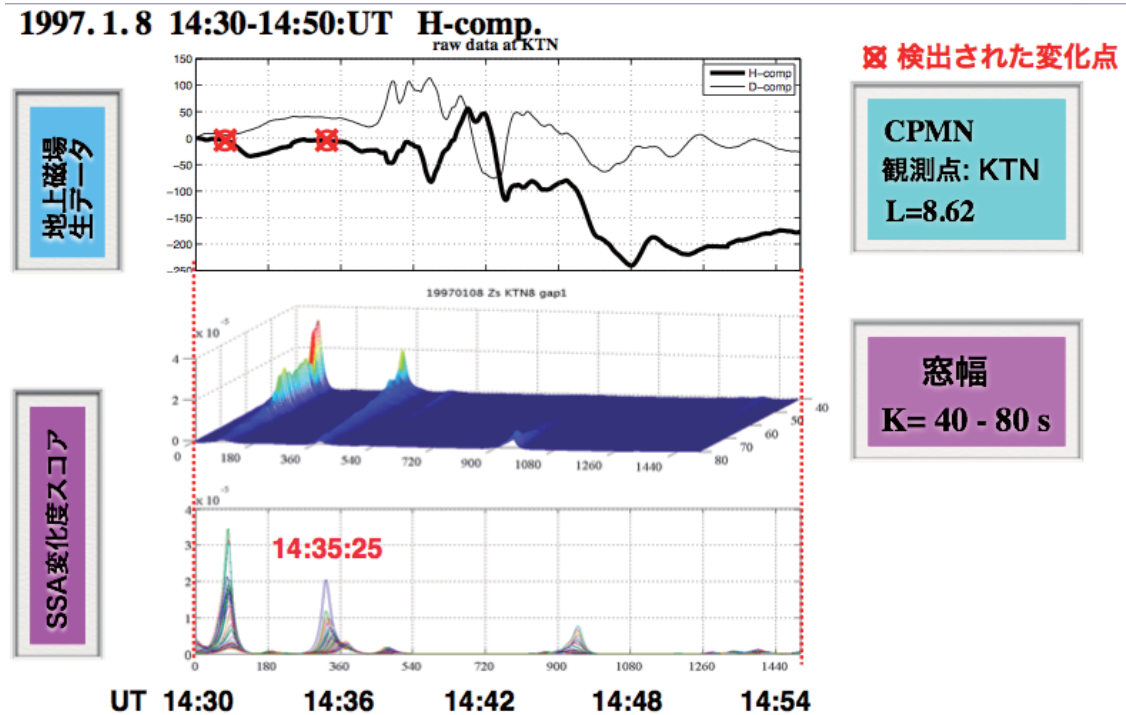


図1. (上図) オーロラ帯に位置するKTNで観測された地上磁場生データ (太線: 南北成分、細線: 東西成分。赤丸は変化度スコアが極大をとる時刻)。(中図) 地上磁場データから計算したSSA変化度スコア。(下図)部分時系列の窓幅を40~80秒まで変化させたときの変化度スコアを重ねてプロットしたもの。

宇宙機内部帯電に及ぼす荷電粒子環境の検討

藤井 治久（奈良高専）、宮本 尚使（三菱電機）

Investigation on Charged Particles Environment inside Spacecraft Affecting Internal Charging
Haruhisa Fujii (Nara National College of Technology) and Takashi Miyamoto (Mitsubishi Electric Corporation)

1. はじめに

宇宙機外部の宇宙環境には、電子やプロトンの高エネルギー荷電粒子が存在し、これらの荷電粒子は宇宙機構体表皮を貫通し、低エネルギー化して侵入する。特に、高エネルギー電子が宇宙機内部搭載機器の絶縁物や浮遊導体などに電荷蓄積すると、放電の発生が予想される。このような現象は“内部帯電 (Internal Charging)”と呼ばれ¹⁾、宇宙機の信頼性を確保する上で極めて大きな課題となっている。しかしながら、外部荷電粒子環境が宇宙機内部でどのような荷電粒子環境になるかということは十分に把握されているとは言い難いのが現状である。そこで、ここでは、宇宙機外部の高エネルギー荷電粒子（電子）が構体表皮を貫通して侵入した場合、どのようなエネルギー分布になるかを、電子の物質透過、阻止能の観点から解析検討し、宇宙機内部に搭載された電気・電子機器の帯電放電防止設計に資することを目的としている。

2. 解析の流れ

今回の解析検討は次の手順で行った。

- (1) 高エネルギー荷電粒子（電子）（エネルギー E_i ）が表皮材料へ入射した場合（図1）の材料中のエネルギー損失を阻止能公式から求める。
- (2) 入射エネルギー E_i に対する厚さ d の構体材料を透過するエネルギー E_o を求める。
- (3) 外部宇宙環境の電子フラックス分布から宇宙機内部電子フラックス分布を検討する。

なお、ここでは構体表皮材料としてアルミニウムを仮定して解析した。

3. 荷電粒子に対する阻止能²⁾

物質に入射した荷電粒子（電子）が物質内で原子と衝突しながらどのようにエネルギーを損失していくかは阻止能（stopping power）で評価される。阻止能は、物質と荷電粒子との相互作用を議論する上で

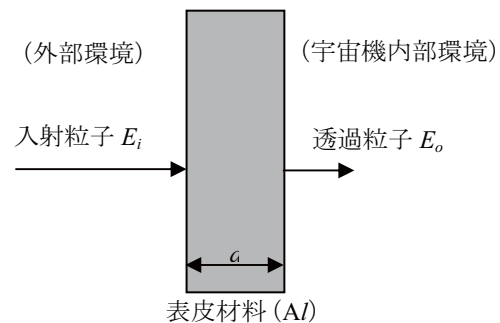


図1 表皮材料への荷電粒子侵入

最も基本的に必要な量で、荷電粒子が単位長さ進む間に失うエネルギーで定義される。

いま、入射粒子が非弾性衝突によって T と $T+dT$ との間のエネルギーを失う微分断面積を $d\sigma$ とすると、エネルギー E の粒子が 1cm 進行する間に失うエネルギー $(-dE/dx)$ は、

$$-\frac{dE}{dx} = N \int T d\sigma \equiv S \quad \dots (1)$$

で与えられる。 $-dE/dx$ または S が阻止能である。ここで、 N は 1cm^3 あたりの原子数である。

高速荷電粒子は物質を構成する原子と弾性衝突および非弾性衝突を繰り返し、その持っていたエネルギーを失う。阻止能は非弾性衝突による阻止能と、弾性衝突による阻止能とに分けることができるが、高速荷電粒子に対して、後者は前者に比べて著しく小さい。したがって、非弾性衝突による阻止能のみを考慮していくが、高速荷電粒子に対してはこれが全阻止能と考えて差し支えない。

阻止能は、Born 近似を用いて Bethe によって検討された³⁾。高速電子に対して、相対論的、量子力学的に導かれた阻止能 S_e の公式は、次のように与えられている。

$$S_e = \frac{2\pi e^4}{m_e v^2} N Z_2 \left[\ln \frac{2m_e v^2}{I(1-\beta^2)} - \beta^2 - \frac{\Delta_{pol}}{2} \right] \quad \dots (2)$$

ここで、 m_e : 電子の静止質量 ($=9.109 \times 10^{-31} \text{kg} = 9.109 \times 10^{-28} \text{g}$)、 e : 電気素量 ($=1.602 \times 10^{-19} \text{C} = 4.8 \times 10^{-10} \text{esu}$)、 v : 電子の速度、 Z_2 : ターゲット原子の原子番号、 I : 平均励起エネルギー、である。また、 E を電子のエネルギー、 c を光速 ($=2.998 \times 10^8 \text{m/s} = 2.998 \times 10^{10} \text{cm/s}$) とすると、

$$E = m_e c^2 \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \beta^2}} - 1 \right) \quad \dots (3)$$

$$\beta = \frac{v}{c}$$

である。 Δ_{pol} は、密度効果に対する補正項で、相対論的領域で特に効いてくる項である。(2) 式において、標的となる物質の種類に依存する量は、 Z_2 と I である。 I が理論的に計算されているのは、水素、ヘリウムなどごく限られた原子であるが、Sternheimer によって、次の半実験式が与えられている⁴⁾。

$$I = 9.73Z_2 + 58.8Z_2^{-0.19} \quad [\text{eV}], \quad Z_2 \geq 13 \quad \dots (4)$$

4. 阻止能の検討

ここでは、前述したように、衛星構体材料を等価な Al に換算して、 Al 中の阻止能を検討する。なお、前節で述べた阻止能公式は、基本的に cgs 単位系が用いられている。

まず、 Al の物性値から各パラメータを求めておく。 Al は質量数 26.98[g/mol]、Avogadro 数 $N_A = 6.02 \times 10^{23}/\text{mol}$ 、密度 (ρ) 2.69g/cm³ から、

$$N = 6.02 \times 10^{23} [\text{mol}] \times \frac{2.69 [\text{g/cm}^3]}{26.98 [\text{g/mol}]} \\ = 6.00 \times 10^{22} [\text{cm}^3]$$

また、 Al は原子番号 $Z_2=13$ なので、平均励起エネルギー I は、(4) 式より、

$$I = 162.61 [\text{eV}]$$

となる。

ところで、用いた阻止能公式 (2) の妥当性を検証するために、ここでは Al 中の電子飛程を考慮した。図 2 に、 Al 中の電子 (β 線) の最大飛程とエネルギーの関係を示す。実験式は、次の式から求めている⁵⁾。

$$R \cdot \rho = 412 E^n \quad [\text{mg/cm}^2] \quad \dots (5) \\ n = 1.265 - 0.0954 \cdot \ln E$$

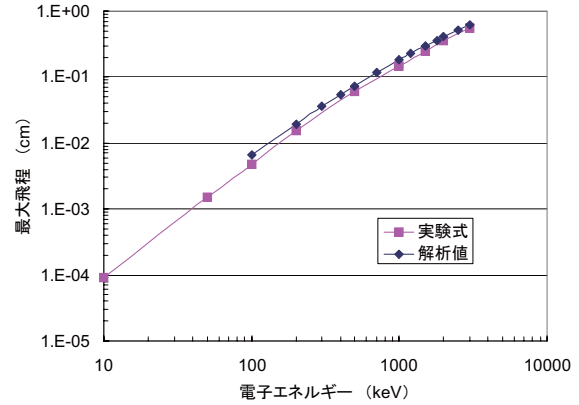


図 2 Al に対する電子の最大飛程
(実験式は(5)式による。解析値は今回の解析による)

但し、 R : 最大飛程、 ρ : 密度、 E : MeV で表した電子のエネルギー ($0.01 < E \leq 3 \text{MeV}$) である。

阻止能公式 (2) 式による解析結果を図 3 に示す。なお、解析にあたっては、

$$S_e = -\frac{dE}{dx} = -\frac{\Delta E}{\Delta x} \quad \dots (6)$$

とし、 $\Delta x = 1 \times 10^{-3} \text{cm}$ ($=10 \mu\text{m}$) として解析を行った。なお、補正項 Δ_{pol} は無視して解析した。図 3 (a) は $0.1 \sim 1 \text{MeV}$ の電子エネルギーの場合、また、同図 (b) は $1 \sim 3 \text{MeV}$ の場合である。これらから求めた最大飛程 (電子エネルギーが 0 になる距離) を図 2 にプロットしている。ほぼ実験式の最大飛程と同じになることがわかる。ただ、若干の差異はあるが、これは (2) 式における密度効果の補正項 Δ_{pol} を無視しているためと考えられる。

5. 透過エネルギーの解析

図 3 より、電子入射表面からある深さのところまで電子のエネルギーがどのように低下するかを求めることができる。これが、ある厚さ d の Al 板を透過したときの透過エネルギー E_o で、入射エネルギー E_i との関係 d のパラメータとして示すと、図 4 のようになる。ところで、実際の衛星の表皮は Al 換算で 0.3mm 程度と考えられているので、 $d=0.3 \text{mm}$ の場合のみを取り出しプロットすると、図 5 のようになる。この場合の特性を多項式近似すると、式は図中に示したように、

$$E_o = 0.0216 E_i^5 - 0.1930 E_i^4 + 0.6566 E_i^3 \\ - 1.0638 E_i^2 + 1.8162 E_i - 0.3678 \quad \dots (7)$$

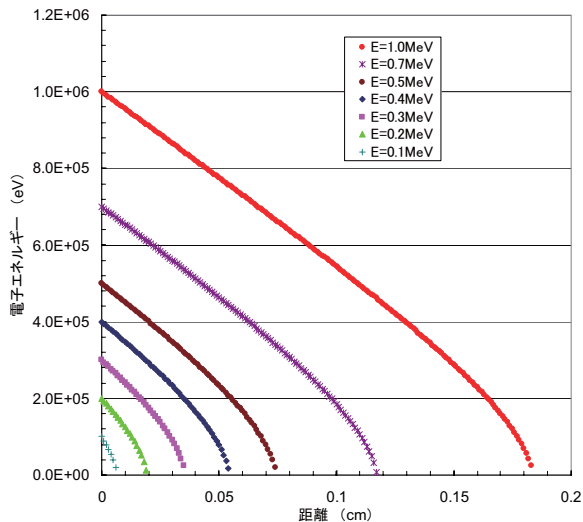
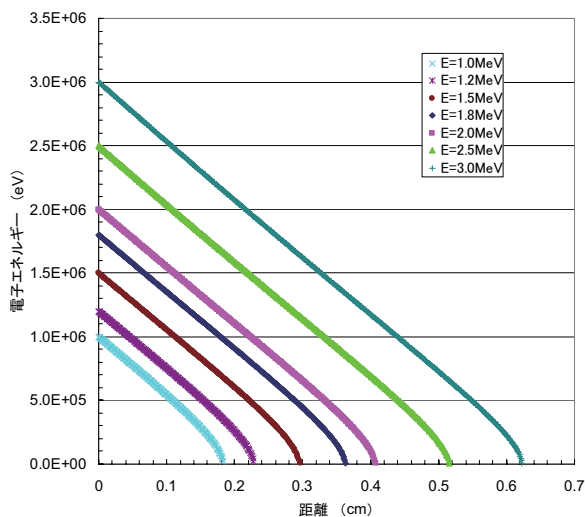
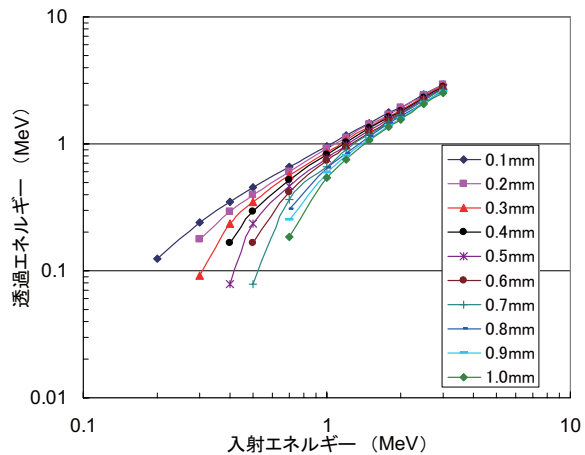
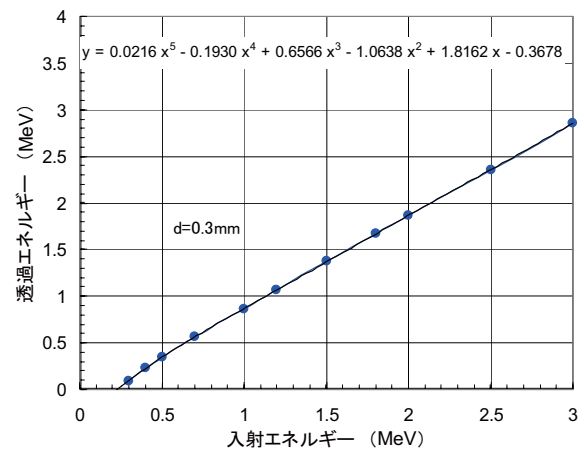
(a) $0.1\text{MeV} \leq E \leq 1\text{MeV}$ (b) $1\text{MeV} \leq E \leq 3\text{MeV}$

図3 阻止能公式によるAl内電子エネルギー変化の解析結果

となる。この図から、 $E_i=230\text{keV}$ 以下の電子は遮蔽され、透過しないことがわかる。

6. 外部宇宙環境電子分布から内部電子分布の検討
前節に示したように、 $d=0.3\text{mm}$ のAl板を透過する電子のエネルギーが求まったので、次に実際の宇宙環境に存在する電子が宇宙機内部に侵入した場合、どのようなエネルギー分布になるかを検討する。

外部宇宙環境電子分布としては文献¹⁾に示されたGEOフラックスのWorst Caseを用い、図6に「外部環境分布」として示した。この外部環境電子が0.3mm厚Al板を透過できるのは230keVよりも大きなエネルギーの電子で、(7)式によって低エネルギー化する

図4 厚さ d のAl板に対する電子の入射エネルギーと透過エネルギーの関係図5 $d=0.3\text{mm}$ Al板の場合の電子の入射エネルギーと透過エネルギーの関係

ると考えて解析した。その結果は図6の「内部環境分布」のようになり、230keV電子が10keV程度に低エネルギー化されることがわかる。但し、1MeVを超えるエネルギーの電子はほとんどエネルギーの低下が認められない。

7. まとめ

宇宙機外部の宇宙環境に存在する高エネルギー電子が宇宙機構体表皮を貫通して内部に侵入した場合、内部の電子分布がどのように変化するかを、材料に対する電子の阻止能公式を用いて解析した。

その結果、次のような結論が得られた。

- (1) 量子力学的相対論的な阻止能公式を用いるとほぼ満足できる物質(Al)中のエネルギー損失特性が得られることがわかった。
- (2) しかしながら、精度よくエネルギー損失を求めるためには補正項を考慮する必要がある、

特に、低エネルギー化した電子のエネルギー損失を十分に解析する必要がある。

- (3) 宇宙機構体表皮を 0.3mm 厚の Al に換算して、外部環境の電子は 230keV 以上のものが内部に侵入することになり、10keV 程度の低エネルギー電子も存在することが明らかになった。

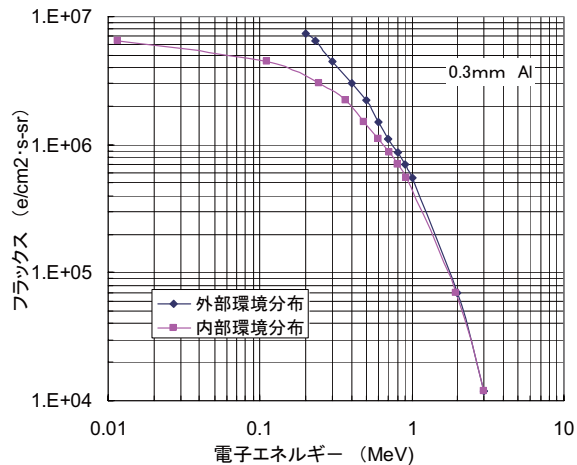


図6 GEO Worst Case 外部環境電子分布¹⁾と 0.3mm 厚 Al で覆われた宇宙機構体内部の電子分布

参考文献

- 1) “Avoiding Problems Caused by Spacecraft On-orbit Internal Charging Effects”, NASA-HDBK-4002 (1999)
- 2) 伊藤憲昭、「放射線物性 I」、第 7 章、(森北出版) (1981)
- 3) H. Bethe and J. Ashkin : Experimental Physics, Vol.1, p.166 (1953)
- 4) R. M. Sternheimer : Phys. Rev., Vol.93, p.247 (1966)
- 5) L. Katz and A. S. Penfold : Rev. Mod. Phys., Vol.24, p.28 (1952)

衛星設計標準・デブリ・ダスト

地球低軌道における能動的デブリ除去の効果について^{*1}

Benefits of Active Debris Removal on the LEO Debris Population

眞 庭 知 成^{*2}・花 田 俊 也^{*3}・河 本 聡 美^{*4}

Kazuaki MANIWA, Toshiya HANADA and Satomi KAWAMOTO

Key Words: Orbital Debris, Modeling, Space Environment, Simulation, Active Debris Removal

Abstract: Since the launch of Sputnik, orbital debris population continues to increase due to ongoing space activities, on-orbit explosions, and accidental collisions. In the future, a great deal of fragments can be expected to be created by explosions and collisions. In spite of prevention of satellite and rocket upper stage explosions and other mitigation measures, debris population in low Earth orbit may not be stabilized. To better limit the growth of the future debris population, it is necessary to remove the existing debris actively. This paper studies about the effectiveness of active debris removal in low Earth orbit where the collision rate with and between space debris is high. This study does not consider economic problems, but investigates removing which debris may stabilize well the current debris population based on the concept of Japan Aerospace Exploration Agency.

記 号 の 説 明

R :	摂動関数
\bar{R} :	摂動関数の長周期項及び永年項
P :	軌道周期
M :	平均近点離角
r :	軌道半径
U :	相対速度
C :	衝突率
A :	衝突断面積
V :	衝突球の体積
ΔV :	重複体積
p :	物体が衝突球内に存在する確率
下添字	
p, a :	近地点, 遠地点
max,min :	最大値, 最小値
1, 2 :	物体 1, 物体 2

1. 結 言

現在までの宇宙活動により多くのスペースデブリが発生してきた。この数は年々増加しており、2009年2月に発生した米露の通信衛星の衝突破砕のように、デブリと運用中の衛星や有人宇宙機などとの衝突破砕が発生することで、持続可能な宇宙開発に支障をきたすのではないかと懸念されている。現在の状況を放置しておくと、近い将来に爆発

破砕や衝突破砕により多数のデブリが発生すると予想されている。破砕により生じたデブリが新たな破砕を連鎖的に発生させて、指数関数的にデブリの数が増加するかもしれない。Kessler¹⁾ や Eichler and Rex²⁾ の計算によると、すでに高度 1,000 km 付近と 1,500 km 付近では既に臨界密度を超えている可能性があるといわれている。ここで臨界密度とはスペースデブリの消滅速度と生成速度が釣り合ったときの空間密度である。つまり、臨界密度を超えるということは、衝突破砕により生じる新規デブリが大気圏などに消滅するデブリより多く、新規にロケット打ち上げを行わない状態でもデブリが増加し続けることを意味する。

現在のところ増加し続けているスペースデブリの低減策として、分離時などでの部品放出、残留燃料の放出や電池の破裂防止、運用を終了した衛星を低軌道では大気抵抗により 25 年以内に自然落下する軌道、静止軌道では高度が 300 km 以上離れた墓場軌道へそれぞれ運用軌道から移行させる PMD (Post-mission Disposal) が勧告されている。しかしながらこれらの対策だけではスペースデブリの増加速度が遅くなるだけであり、宇宙環境の保全には不十分であると指摘されている³⁾。スペースデブリ発生および増加を十分に防ぐために、デブリ除去衛星などを打ち上げて能動的にデブリを取り除く ADR (Active Debris Removal) が必要であるとも指摘している。実際、宇宙航空研究開発機構 (JAXA, Japan Aerospace eXploration Agency) ではマイクロリムーバや導電性テザー⁴⁾ (EDT, Electro-Dynamic tether) を用いたスペースデブリ除去システムの検討が行われている。

本研究ではデブリの衝突率が高い地球低軌道 (LEO, Low Earth Orbit) における ADR の効果についての解析を行う。本研究では、ADR を行う際に必要なコストについては考慮していないが、どの条件を満たすデブリを取り除くのが最も軌道環境の保全に効果的であるのか解析を行う。

^{*1}©2009 第6回宇宙環境シンポジウム

^{*2}九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

^{*3}九州大学大学院工学府航空宇宙工学部門

^{*4}宇宙航空研究開発機構研究開発本部

米航空宇宙局 (NASA, the National Aeronautics and Space Administration) ではすでに Liou により衝突の危険性が高いデブリを除去した場合の軌道環境推移がシミュレーションされている⁵⁾。しかしながら、この研究ではデブリを取り除く手法については議論されていない。一方、JAXA では導電性テザーを用いたデブリ除去の手法については研究されているが、このデブリ除去システムを使用した場合のデブリ抑制効果についてのシミュレートは行われていない (表 1 参照)。従って、本研究では、JAXA 河本の方針に沿って導電性テザーを用いた場合の ADR の効果の解析を行う。

表 1. Current state of ADR and objective of this study.

	Method	Simulation	Objective of this study
JAXA	○	TBD	
NASA	TBD	○	

2. 低軌道地球環境推移モデル

ADR のシミュレーションには、JAXA が九州大学と共同開発した低軌道地球環境推移モデル LEODEEM (Low Earth Orbital Debris Environment Evolutionary Model) を用いる。LEODEEM とは、近地点高度 2,000 km 以下、サイズ 1 cm 以上の物体の軌道環境の推移を予測することが可能なスペースデブリの環境予測モデルである。LEODEEM では太陽及び月による引力、大気抵抗、地球の非球体性、太陽輻射圧による摂動を考慮して軌道計算を行い、1 年毎に衝突率を計算している。軌道上物体の爆発・衝突破砕が発生した場合は、NASA 標準破砕モデル⁶⁾を用いて新規の破片を発生させている。以下に鳴海^{7,8)}に基づいて、LEODEEM に用いられている軌道計算、衝突計算、破砕モデルについて簡単に述べる。詳細は鳴海を参照のこと。

2.1 軌道計算 軌道計算の方法については、環境推移モデルのような長期間の軌道要素の変化をみる場合、物体の短周期運動は軌道周期に近い場合重要ではなく、長周期の変化及び永年変化である線形項のみが必要になる。そこで LEODEEM では軌道要素変化の時間平均をモデルに組み込み、破片の軌道を計算している。地球の非球体性については J_2 項、 J_3 項、 J_4 項までを考慮し、重力ポテンシャルを軌道 1 周期分積分したものを Lagrange の惑星方程式に代入することで、軌道要素の時間平均された時間変化率を取り出している。

$$\bar{R}_i = \frac{1}{P} \int_0^P R_i dt = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} R_i dM \quad (1)$$

太陽と月の引力については距離による 2 次近似の厳密な積分値を導出し、摂動関数を 1 周期分積分したものを Lagrange の惑星方程式に代入することで時間平均値を取り出している。太陽輻射圧及び大気抵抗についても、Gauss の惑星方程式を用いて軌道要素の変化率を導出している。短周期項も含めた数値解析による軌道計算では一般的に数

秒から数分といったオーダーのステップで計算を行うことが普通であるが、LEODEEM で使用している短周期項などを取り除いた解析的手法では最大 5 日程度のステップで計算が可能である。5 日超のステップになると月の引力による摂動を正しく計算できなくなることから (月の公転周期が約 27.32 日であるため)、本研究でも計算ステップを 5 日としている。LEODEEM に用いられる軌道計算法の妥当性については鳴海^{7,8)}を参照のこと。

2.2 破砕モデル 爆発・衝突によって新たに発生した破片の特性については、Bess⁹⁾ のモデル、McNight^{10,11)} のモデル、Su¹²⁾ のモデル、Yasaka and Ishii¹³⁾ のモデル、NASA のモデルなど、様々なものが存在しているが、LEODEEM では NASA 標準破砕モデルを用いて、その個数、質量、サイズ、面積質量比、ならびに放出速度を計算している。NASA 標準破砕モデルは過去の Solwind ガンマ線スペクトロメータ衛星を標的に用いた軌道上衝突実験、および実機に近い衛星を用いて地上で実施された SOCIT (Satellite Orbital debris Characterization Impact Test) を含む、これまでに実施された種々の超高速衝突実験を基に構築されたモデルであり、面積質量比などの分布は正規分布で表わされている。

2.3 衝突計算 2 物体間の衝突率を計算する方法を示す。まず物体間の最小距離が衝突限界距離 d より小さくなった際に衝突の可能性が考えられると仮定とする。また、すべての組み合わせについて衝突率を計算すると膨大な計算量となるため、衝突率を計算していく際に 2 つのフィルタを用いて衝突しそうな組み合わせを取り除いている。第一のフィルタとして、2 軌道の近地点と遠地点の値を比べている (図 1 参照)。

$$r_{p \max} - r_{a \min} < d \quad (2)$$

長半径の大きい方の軌道の近地点距離と長半径が小さい方の軌道の遠地点距離との差が、衝突限界距離よりも大きくなる場合は衝突する可能性はないと考える。このフィルタは閉じた軌道ならば軌道平面が異なっても使用することが可能である。

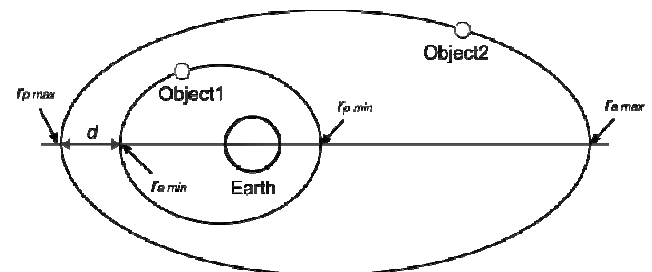


図 1 Filter of the distance between orbits (perigee and apogee).

第二のフィルタとして、2 つの軌道間距離が最も小さくなる場所の距離を算出する。2 物体の距離が最小になる位置は 2 つの軌道面が交差する直線状にあることがほとんどであり、それに当てはまらないものに関しては無視できる

ほど衝突率が低い場合、そのことを用いて軌道間最小距離計算を行う (図 2 参照). 従って, 軌道間距離が衝突限界距離より大きな場合には衝突の可能性がないとする.

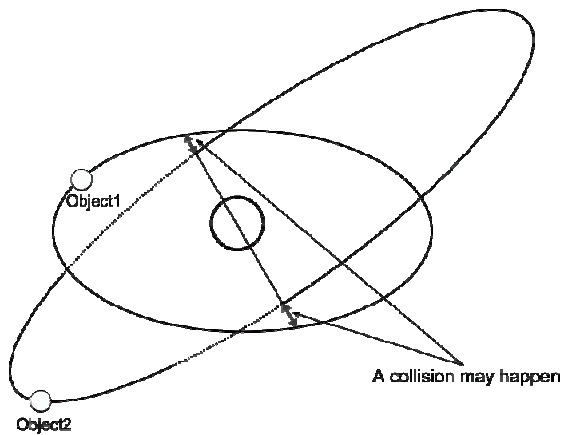


図 2 Filter of minimum distance between orbits.

これらのフィルタを用いることにより, 大幅な計算時間の短縮が可能であることがわかっている. 衝突率の計算は上記の 2 つのフィルタを通過した, 軌道間最小距離の近い 2 物体間で計算を行う. 計算には気体分子運動論を応用させた手法を, 衝突球 (図 3 参照) に適用した方法を用いる. ここで衝突球とは軌道上物体を中心に直径が衝突限界距離の球のことを表している. 軌道決定の誤差や摂動などから, 衝突球の内部で衝突が起こる可能性があると考え. ある 1 個の物体がその他の物体と衝突する確率は, 断面積, 数密度及び相対速度の積で与えられ, 物体は衝突球の重なり合った部分で衝突することになり, 物体がその部分に存在する時間, 断面積, 相対速度を考慮することにより最終的に衝突する確率が算出される.

$$C_{12} = \frac{p_2 \Delta V}{V} \frac{p_1}{V} A_{12} U_{12} \quad (3)$$

最終的に算出された衝突率と乱数を比較することで衝突が起きたかどうかを判定する.

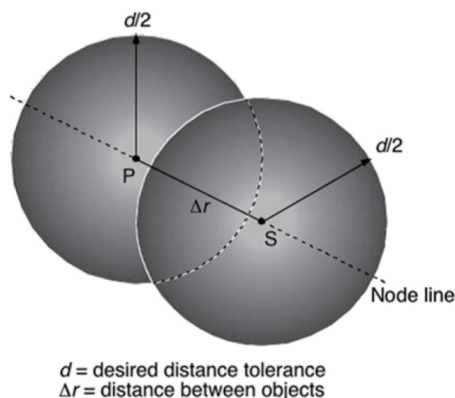


図 3 Overlapping area of two spheres.

3. シミュレーション

3.1 JAXA コンセプト JAXA による ADR のコンセプトについて始めに述べる. 現在, JAXA は EDT を用いたデブリ除去の手法について研究を進めている. EDT はテザーに電流を流すことで推力を発生させることができ, 推進薬を必要としない軌道変換の手法として, デブリ除去に期待されている. 現在までに, JAXA は EDT を 25 年ルールの実現できない衛星への搭載や EDT を搭載した小型副衛星を用いて 1 個のデブリを捕獲, 落下する衛星を提案している. 将来的には複数のデブリを取り除くため EDT のパッケージを複数搭載した大型衛星も視野に入れている. EDT の運用における制約上, 除去可能なデブリのサイズはレーダ断面積 (RCS, Radar Cross-Section) 0.5m^2 以上の物体が候補である. また, RCS が 0.5m^2 以上のデブリの高度分布と軌道傾斜角分布から以下の領域がデブリ除去候補として挙げられた (表 2 参照).

表 2 Debris removal candidate.

	Altitude	Inclination
I	700-1000 km	98-100 degrees
II	900-1000 km	83 degrees
III	1400-1500 km	74, 83, 52 degrees

3.2 シミュレーション条件 過去の研究で, JAXA がデブリ除去を行う領域の候補として挙げた上記の 3 つの条件の中でどの条件が最も効果的にデブリ低減が行えるか LEODEEM を用いて解析を行った. この解析は LEO における軌道環境の安定性のシミュレーションを基に行われたものである. この解析から II の領域において最もデブリ除去の効果がある可能性が高いことが分かった. しかしながら ADR を行うことで将来の軌道環境がどのように影響するのかはまだ議論していない. それゆえ, 今回のシミュレーションでは ADR を行った場合 (W_ADR シナリオ) と行わなかった場合 (W/O_ADR シナリオ) を比較して ADR が LEO の軌道環境へどのような影響があるのかを明らかにする. 解析の手法としてシミュレーション開始 (2006 年 1 月 1 日) と同時に 100 個のデブリを取り除き, 200 年間のデブリ推移を計算する (図 4 参照). 毎年ごとに一定数のデブリを取り除いた方がより現実的であるが, JAXA の ADR コンセプトの効果を確認することが目的であるため, 今回はこの条件でデブリ除去を行う. ADR を行った場合と行わなかった場合を同じ条件で比較するため, 以下を W_ADR シナリオ, W/O_ADR シナリオ共通の初期条件として用いる.

- 初期値として IADC から配布されているデータベースを使用 (実際の観測データを基に MASTER 2005¹⁴⁾ で作成された 2006 年 1 月 1 日時点で LEO を通過する 10 cm 以上の物体のデータ)
- 2006 年 1 月 1 日からシミュレーションを開始
- シミュレーション期間は 200 年間

- 新規打ち上げによるデブリ増加は無いと仮定
- 爆発による破砕は完全に抑制されていると仮定
- 10 cm 以上の物体に対して衝突計算を行う
- 衝突破砕により発生するデブリは NASA 標準破砕モデルを使用して予測
- 60 回のモンテカルロシミュレーションを行う

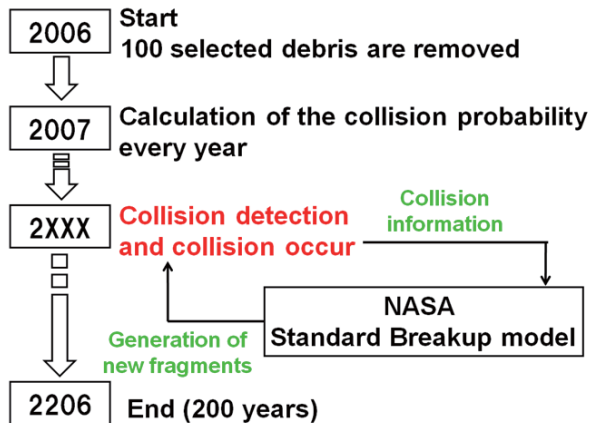


図 4 Flows of simulation.

以下に ADR により初期値から取り除くデブリの条件について記す。以下の条件を満たすデブリのうち、面積の大きいものから 100 個取り除く。

- デブリ面積 $> 0.5 \text{ m}^2$
- 軌道傾斜角 83°
- 高度 $900 \text{ km} - 1000 \text{ km}$
- 離心率 < 0.01

4. シミュレーション結果

この章では LEODEEM を用いた ADR シミュレーションの解析の結果について議論する。図 5 は両シナリオにおける、高度 $200\text{--}2000 \text{ km}$ を通過するデブリの推移を表している。2206 年の W_ADR シナリオのデブリ総数は W/O_ADR シナリオと比較して 2206 個減少している。これは W/O_ADR シナリオの -1σ とほぼ同じである。次に、W/O_ADR シナリオで最もデブリ増加の激しかった高度である $900\text{--}1000 \text{ km}$ を通過するデブリ推移を解析した。図 6 は両シナリオにおける、高度 $900\text{--}1000 \text{ km}$ を通過するデブリの推移を表している。この図から 2206 年における W_ADR シナリオのデブリ数は W/O_ADR シナリオにおける -1σ のデブリ数と比較して十分に下回っていることが読み取れる。デブリはわずかながら増加し続けているがこれら 2 つの図から ADR の効果を定性的に確認できた。図 7 で 10 cm 以上の物体のデブリの密度分布の比較を行っている。図 7 から W_ADR シナリオで高度 $700\text{--}1300 \text{ km}$ の範囲でデブリ密度が減少していることが読み取れる。特に W/O_ADR シナリオで最もデブリ増加が発生していた高度 $900\text{--}1000 \text{ km}$ において顕著にデブリ密度が低減された。加えて、ADR を行うことでどの高度においても極端にデブリ密度が増加していない。

ADR の効果を定量的に示すため、新たに Effective Reduction Factor (ERF) というパラメータを以下のように定義する。

$$\text{ERF} = [\text{ADR により低減したデブリの数 (2206 年)}] / [\text{ADR により取り除いたデブリ数}] \quad (4)$$

表 3 は W_ADR シナリオの ERF を表している。ERF の値は 28 である。このパラメータの意味するところは 1 個のデブリ除去につき、2206 年において 28 個のデブリが低減できることを意味する。

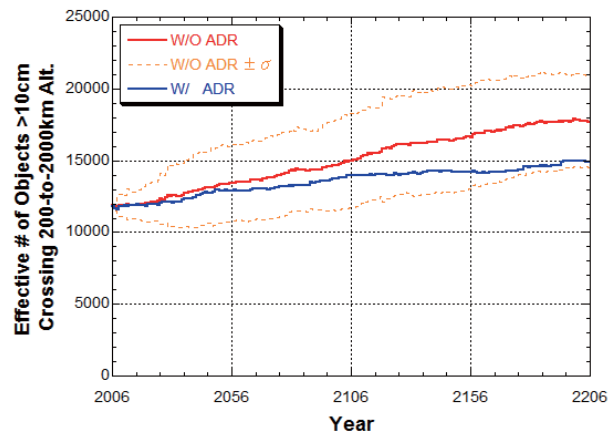


図 5 Future debris growth crossing 200-2000 km altitude of “W_ADR” and “W/O_ADR” scenarios. Each curve is the average of 60 LEODEEM Monte Carlo runs based on no new launches assumption.

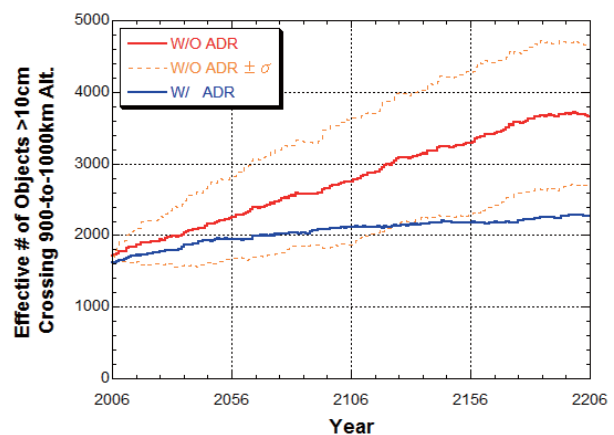


図 6 Future debris growth crossing 900-1000 km altitude “W_ADR” and “W/O_ADR” scenarios. Each curve is the average of 60 LEODEEM Monte Carlo runs based on no new launches assumption.

表 3 The Effective Reduction Factors (ERFs) for the 10 cm and larger LEO populations from the ADR scenarios.

	With ADR scenarios
Number of LEO objects Removed via ADR (A)	100
Reduction of LEO objects by 2206 (B)	2794
ERF by 2206 = (B) / (A)	27.9

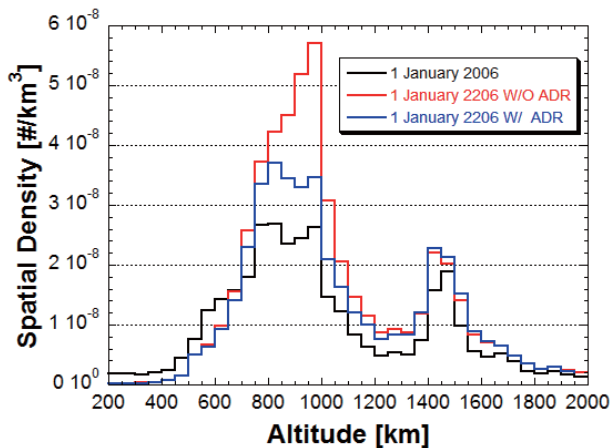


図 7 Comparison of spatial density distributions for objects 10 cm and larger “W_ADR” and “W/O_ADR” scenarios .

次にデブリの衝突破砕の観点から W_ADR シナリオと W/O_ADR シナリオの比較を行った。衝突破砕の累積回数を図 8 に示す。図 8 より ADR を行うことで 200 年間で累計 10.3 回の衝突破砕が抑制されていることが読み取れる。また、他に特記する点として衝突破砕の発生頻度が挙げられる。図中の点線は両シナリオにおいて平均 1 回の衝突破砕が発生する年を基準とした線形の標準線を示している。W/O_ADR シナリオでは基準線を上回って増加している衝突破砕が W_ADR シナリオでは徐々にこれを下回っている。この基準線を下回るということは今後の衝突破砕の発生率が低下していることを意味しており ADR を行ったことによりこの基準線を下回することは ADR の有効性について議論するとき重要である。この結果を基に衝突破砕が発生する高度についての解析を行った。

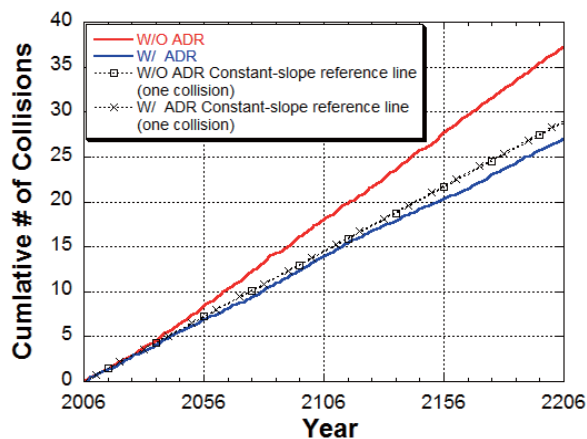


図 8 Comparison of the cumulative number of collisions “W_ADR” and “W/O_ADR” scenarios. Each curve is the average of 60 LEODEEM Monte Carlo runs based on no new launches assumption.

図 9 はシミュレーション期間 200 年間における衝突破砕が発生した高度分布を表している。図より W/O_ADR シナリオでは高度 950-1000 km の間で多く

の衝突破砕が発生していることが読み取れる。一方、W_ADR シナリオではその高度において衝突破砕が抑制されている。W_ADR シナリオで発生した衝突破砕の多くは除去高度より低い高度で発生している。以上のことから衝突高度の観点からも ADR の効果が確認できる。

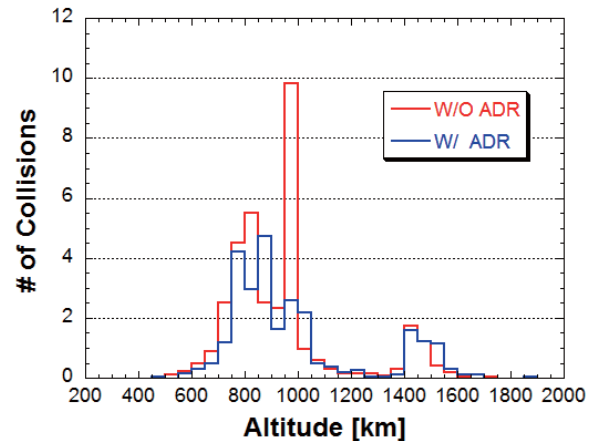


図 9 Comparison of predicted collision locations “W_ADR” and “W/O_ADR” scenario.

表 4 は累積衝突回数に関する ADR の効果を定量的に表している。この表の最後の行は衝突破砕を 1 回抑制するのに必要なデブリ除去数を示している。W_ADR シナリオでは 2206 年において 9.7 個のデブリ除去につき 1 回の衝突破砕を抑制していることがわかる。

表 4 Effectiveness of active debris removal in terms of the predicted cumulative collisions in the environment.

	With ADR scenarios
Number of LEO objects	100
Removed via ADR (A)	
Reduction in cumulative collisions by 2206 (C)	10.3
(A) / (C)	9.7

最後に軌道傾斜角の観点から両シナリオの比較を行った。ADR で取り除いたデブリの条件から、軌道傾斜角 82-84 度とそれ以外に分けて ADR の効果について解析を行った。軌道傾斜角 82-84 度に存在する 10 cm 以上のデブリ密度分布を図 10 で比較している。図 10 は W/O_ADR シナリオにおいて高度 900-1000 km で軌道傾斜角 82-84 度のデブリ密度が極端に増加していることを示している。しかしながらデブリ除去を行うことで W_ADR シナリオではデブリ密度の増加はデブリ除去を行った高度 900-1000 km を中心にほぼ全高度において抑制されている。このことは JAXA の方針によるデブリ除去により衝突破砕のリスクから LEO の軌道環境を保護できることを意味している。次に軌道傾斜角 82-84 度以外のデブリについて解析を行った。軌

道傾斜角 82-84 度以外に存在する 10 cm 以上のデブリ密度分布を図 11 で比較している。この図から W_ADR, W/O_ADR 両方のシナリオでデブリの増加は限定的であり、さらにシナリオ間でほとんどデブリ密度の変化は見られない。

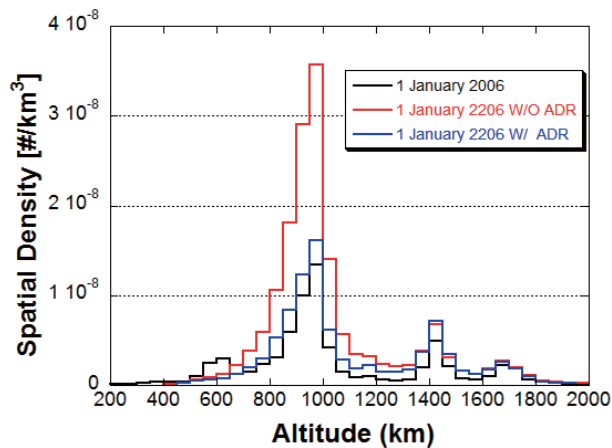


表 10 Comparison of spatial density distributions for objects 10 cm and larger “W_ADR” and “W/O_ADR” scenarios, inclination between 82 and 84 degrees.

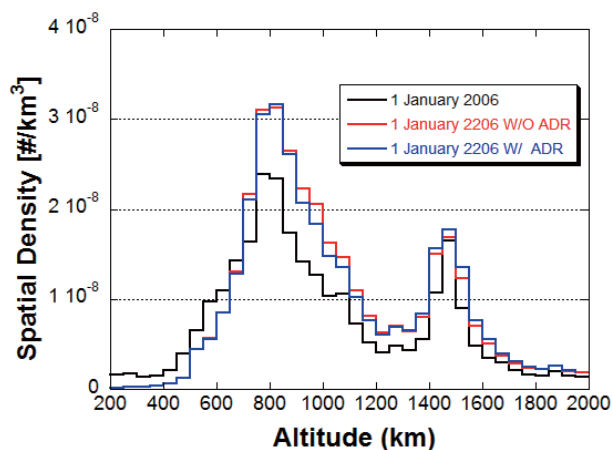


表 11 Comparison of spatial density distributions for objects 10 cm and larger “W_ADR” and “W/O_ADR” scenarios, inclination excluding between 82 and 84 degrees.

5. 結 言

今回, JAXA の方針に基づき, ADR の効果についての解析を低軌道環境推移モデル LEODEEM を用いて行った。解析の結果から以下の結論が導き出せる。

- 1) ADR を行わなければ今後、衝突破砕やデブリの数は増加し続ける。
- 2) ADR を行うことにより衝突破砕を抑制して、デブリの数を低減することができる。
- 3) デブリ除去を行うことでデブリの衝突破砕の発生頻度は除去を行わない場合と比較して減少する。

以上の結論より JAXA のコンセプトで ADR の有効性を確認できた。しかしながら、今回のシミュレーションでは 100 個のデブリをインパクトで取り除いており、また除去に伴う高度変化や除去時間についても考慮していない。今後は除去における高度変化を考慮して毎年一定数のデブリを除去する条件で、詳細な ADR の解析を行う予定である。

参 考 文 献

- 1) Kessler, D. J.: Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit, *Advances in Space Research*, **11** (1991), Issue 12, pp. 63-66.
- 2) Eichler, P. and Rex D.: Chain Reaction of Debris Generation by Collisions in Space - a Final Threat to Spaceflight?, *Acta Astronautica* **22** (1990), pp. 381-387.
- 3) Liou, J.-C. and Johnson, N. L.: An Assessment of the Current LEO Debris Environment and What Needs to be Done to Preserve it for Future Generations, ISTS 2008-r-2-29 presented at the 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, June 2-6, 2008.
- 4) Kawamoto, S.: Strategy for Active Debris Removal Using Electrodynamical Tether, ISTS 2008-r-2-26 presented at the 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, June 2-6, 2008.
- 5) Liou, J.-C. and Johnson, N. L.: An Assessment of the Current LEO Debris Environment and What Needs to be Done to Preserve it for Future Generations, ISTS 2008-r-2-29 presented at the 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, June 2-6, 2008.
- 6) Johnson, N. L., Krisko, P. H., Liou, J.-C., and Anz-Meador, P. D.: NASA'S New Breakup Model of EVOLVE 4.0, *Adv. Space Res.* **28** (2001), No.9, pp. 1377-1384.
- 7) 鳴海智博: 地球低軌道におけるスペースデブリの環境推移モデル, 平成 19 年度九州大学博士論文
- 8) 鳴海智博, 花田俊也, 河本聡美: 地球低軌道スペースデブリ環境における推移モデル, *宇宙技術*, **7** (2008), pp. 11-17.
- 9) Bess, T. D.: Mass Distribution of Orbiting Man-Made Space Debris, NASA TN D-8108, Dec. 1975.
- 10) McKnight, D. S., Johnson, N. L., Fudge, M. L. and Maclay, T. D.: Satellite Orbital Debris Characterization Impact Test (SOCIT) Series Data Collection Report, Kaman Sciences Corp., Contract NAS 9-19215, Alexandria, VA, Apr. 1995.
- 11) McKnight, D. S., Johnson, N. L., Fudge, M. L. and Maclay, T. D.: Analysis of SOCIT Debris Data and Correlation to NASA's Breakup Models, Kaman Sciences Corp., Contract NAS 9-19215, Alexandria, VA, July 1995.
- 12) Su, S.-Y.: The velocity distribution of the collisional fragments and its effect on the future space debris environment, *Adv. Space Res.* **10** (1990), pp. 389-392.
- 13) Yasaka, T., and Ishii, N.: Breakup in Geostationary Orbit: A Possible Creation of a Debris Ring, *Proceedings of the IAA held in Conjunction with the 42nd IAC*, Montreal, Canada, Oct. 5-11, 1991, pp.203-216.
- 14) Klinkrad, H., Michael Oswald, M., Stabroth, S., Wiedemann, C., Wegener, P. and Martin, C.: Final Report -Upgrade of the MASTER 2005 Model, European Space Agency, April 26, 20

静止軌道のスペースデブリの現況と将来予測

○有吉 雄哉^{*1}, 花田 俊也^{*2-4}

* 1 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

* 2 九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門

* 3 九州大学宙空環境研究センター

* 4 独立行政法人宇宙航空研究開発機構

Abstract Geosynchronous Earth Orbit is one of the most important orbits for space activities. But space debris is increasing in the geosynchronous region. This paper explains about the present and future state of geosynchronous region. For predicting future environment, GEODEEM developed by Kyushu University is used. The model indicates that explosion is the main debris production mode in next 100 years.

Keywords: Space Debris, Geosynchronous Earth Orbit, Modeling

1. はじめに

スペースデブリとは不要な人工物体の総称である。一般には運用が終了した人工衛星やロケット上段機体といった大きな物体から爆発・衝突によって生じた破片や塗料片といった小さなものが含まれる。運用中の人工衛星と自然物質であるメテオロイドは除くのが一般的である。米国航空宇宙局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）によると、1957年10月4日に打ち上げられたSPUTNIK 1以来、4500以上の宇宙ミッションが実行され、2007年8月1日現在までに米国宇宙司令部（US Space Command）のカタログに登録された人工物体の総数は、31,998個に達するが、12146個の人工物体は未だ地球周回軌道に残ったままである^[1]。静止軌道は宇宙活動を続けていく上で重要な軌道の1つである。この軌道は軌道周期と地球の自転周期がほぼ一致しているため、地球上から静止軌道に存在する衛星をみるとある1点に止まっているように見える。この特徴を生かして通信衛星や気象衛星といった我々の生活に身近な衛星が多く存在している。一方、この範囲では空気密度が非常に小さいため、低軌道のようにスペースデブリが自然に減少していくということがない。このため、スペースデブリを発生させないことが重要となる。本論文では、静止軌道の現況と九州大学で開発を行っている静止軌道環境推移モデル GEODEEM による今後 100 年間の軌道環境の推移について論じる。

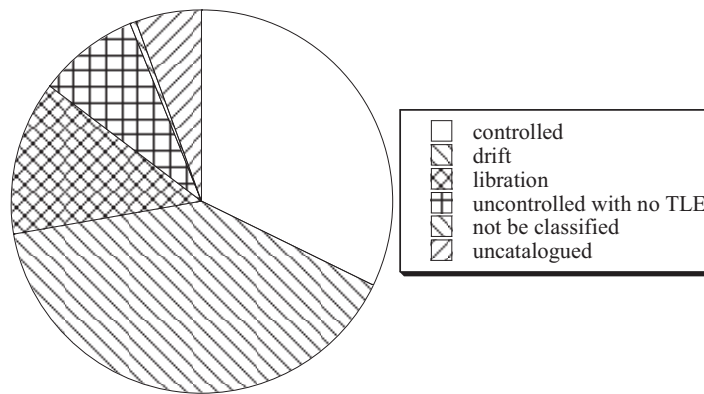
2. 静止軌道のスペースデブリの現況

静止軌道の範囲として以下のように定義されている^[2]。

- 離心率が 0.1 以下
- 平均運動が 0.9 から 1.1 以下（長半径が 39664 - 45314 km）
- 軌道傾斜角が 30 度以下

以下に、この定義に合致する物体についての現況を Choc^[2]を参考に説明する。

静止軌道は現在の観測機器では地球から観測が非常に難しい。2008年12月31日にこの範囲では1186個の物体が観測され米国宇宙司令部のカタログに記録されている。これらを軌道制御の状況によって分類したものが第1図である。このうち軌道制御を行っていない805個の物体がスペースデブリと考えられる。



第1図 静止軌道の軌道制御状況

打ち上げ数の推移

第2図に2000年1月1日から2008年12月31日までの打ち上げ数の推移を示す。毎年30個程度の人工物体が静止軌道に投入されている。このうち静止軌道に投入されている物体の大半は人工衛星となっている。ロケット上段機体は前述の静止軌道の定義には当てはまらない、離心率の大きな静止遷移軌道に存在しているものと思われる。

廃棄の推移

第3図に2000年1月1日から2008年12月31日までの運用終了後の衛星の静止軌道外への廃棄の状況を示す。Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC)^[3]や国際連合^[4]では、衛星のミッション終了後には静止軌道より高高度に軌道変換させることを求めているが、全ての人工衛星がこの勧告に従うことができていない。これは人工衛星の寿命末期には、軌道変換用の推進薬の推定が難しいことや、機器の故障によって軌道変換が難しいためである。

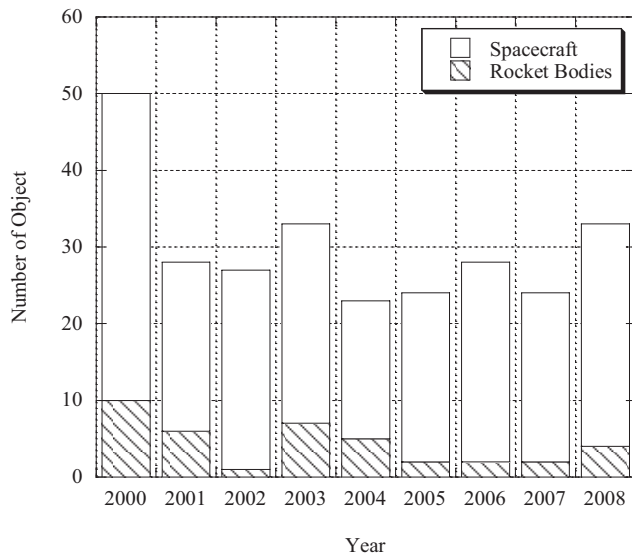
破碎の状況

静止軌道ではこれまでに衝突は確認されていない。一方爆発は2件確認されている。1つは、Ekran 2 (International Designator 1977-092A)で、1978年6月25日に爆発した。原因はバッテリーの爆発と考えられる。2つ目は、1992年2月21日に起こったTitan IIIC Transtage(1968-081E)である。残留推進薬が原因とみられる。しかし、NASAとESAによる静止軌道のスペースデブリの観測によると、これら2件の爆発ではない爆発によって生じたとみられる破片が観測されている。この観測結果等から、実際には静止軌道では10件の破碎現象があったものと考えられている^[5]。

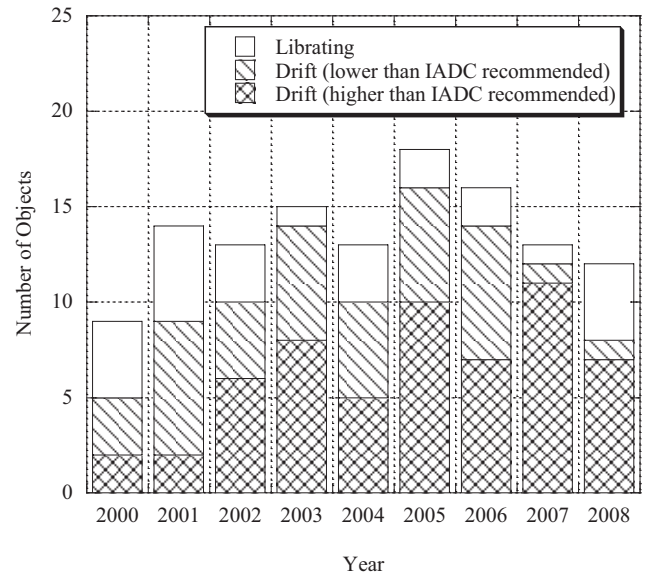
3. 今後100年間の推移

3.1. 環境推移モデル

今後100年間の軌道環境の推移の予測には、九州大学で開発を行っている静止軌道環境推移モデルGEODEEMを利用する。GEODEEMは2009年度にアップグレードを行い、現在のバージョンは4.0である。このモデルでは、これまでのGEODEEMでは、軌道上の物体を種類によって分類を行い、その物体数の変化から静止軌道の推移を予測していたが、バージョン4.0からは全ての物体を個別に取り扱うように変更した。詳細はAriyoshi^[6]を参考にされたい。以下では将来予測において重要なパラメータとなる爆発率と衝突率の算出方法について説明する。



第2図 人工物体の静止軌道への軌道投入数の推移
爆発率



第3図 静止軌道外への廃棄の状況

人工衛星とロケットの静止軌道累積滞在時間と地球近傍での Ekran 2 と Titan IIIC の爆発の回数から爆発率を設定する。まず全ての人工衛星の宇宙空間の累積滞在時間は約 58,000 時間である。このうち静止軌道累積滞在時間は約 9,500 時間である。宇宙空間において、Ekran 2 と原因が類似する爆発は 8 回あるので、静止軌道ではこれまでに 1.3 回の爆発が起っている可能性がある。同様にロケット上段機体の宇宙空間の累積滞在時間は約 33,000 時間である。このうち静止軌道累積滞在時間は約 3,100 時間である。宇宙空間において Titan IIIC に類似する爆発は 49 回あるので、静止軌道では、これまでに 4.7 回の爆発が起っている可能性がある。以上のことより、爆発率は第1表のようになる。

衝突率

衝突率を計算する前に、遠地点・近地点の比較と軌道間最短距離により衝突する可能性のある組み合わせを特定することで、計算量を減らすようにしている。フィルタを通過したもののみ、衝突の判別を行う。衝突の判別は、衝突球という概念から物体間の距離が一定値以下になった場合にその2物体の衝突確率を計算し、乱数との比較から衝突したどうかを判別する。

衝突率は上記の 1 つのフィルタを通過した軌道間最短距離の近い 2 物体間で計算を行う。計算には Chobotov や Reynolds による気体分子運動論を応用させた手法を衝突球に適用した方法を用いる。衝突球を第2図に示す。ここで衝突球とは軌道上物体を中心に直径が衝突限界距離 d の球のことを表している。軌道決定の誤差や摂動などから、衝突球の内部で衝突が起こる可能性があると考える。衝突球の体積は次のようになる。

第1表 爆発率

	宇宙機（人工衛星）	ロケット上段機体
軌道上滞在時間（全領域）	58,000 時間	33,000 時間
爆発数（全領域）	8 回	49 回
軌道上滞在時間（静止軌道）	9,500 時間	3,100 時間
爆発率	1.2×10^{-4}	4.0×10^{-4}

$$V = \frac{\pi}{6} d^3 \quad (1)$$

軌道速度を U とすると、物体がその球内に存在する時間は、

$$\Delta t = \frac{d}{U} \quad (2)$$

と表される。また、軌道周期を P とすると物体が球内に存在する時間 p は

$$p = \frac{\Delta t}{P} \quad (3)$$

となる。2つの物体は衝突球の重なり合った部分で衝突すると考えられるが、 ΔV を2つの球の重複体積とすると、

$$\Delta V = \frac{\pi}{3} h^2 (3d - 2h) \quad (4)$$

である。ここで $h = (d - \Delta r)/2$ であり、 Δr は2つの衝突球の中心が結ぶ線上において球が重なっている部分の線分の長さである。これらにより、物体2が重複体積内にいる確率は $p_2 \Delta V / V$ と表すことができる。ある1個の物体がその他の物体と衝突する確率は、断面積、数密度及び相対速度の積で与えられ、物体は球の重なり合った部分で衝突することになり、物体がその部分に存在する時間、断面積、相対速度を考慮することにより最終的に衝突する確率が式(5)で算出される。

$$C_{12} = \frac{p_2 \Delta V}{V} \frac{p_1}{V} A_{12} U_{12} \quad (5)$$

破砕モデル

破砕モデルには NASA 標準破砕モデル^{[7],[8]}を使用している。爆発率・衝突率によって爆発・衝突が発生した場合にこのモデルを使用して破片を生成する。

3.2. 予測結果

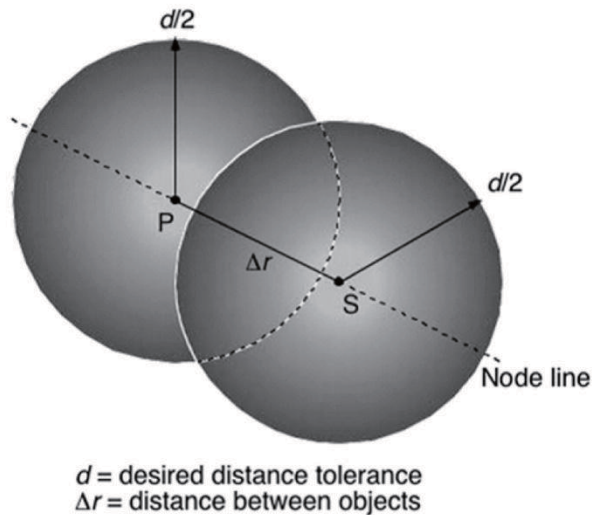
シミュレーションシナリオ

シミュレーションシナリオとして **Business as Usual** シナリオを定義する。このシナリオでは結果・初期軌道環境・軌道投入履歴を以下のように定めている。

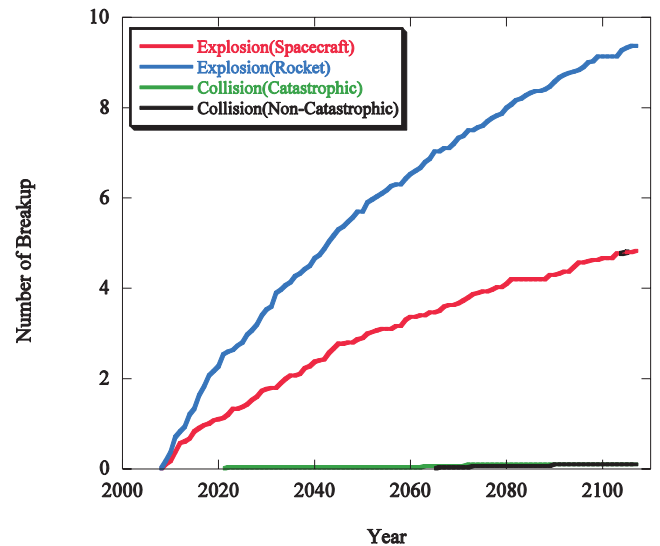
- 30回の試行の平均を結果とする
- 軌道計算は5日ごとに行う
- 軌道投入、爆発、衝突の判定は1年ごとに行う
- 初期条件は2008年1月1日現在の軌道環境にTitanIIICとEkran2とする
- 軌道投入には過去8年間（2000年1月1日から2007年12月31日まで）の軌道投入履歴を繰り返し使用する
- 軌道外廃棄は過去8年（2000年1月1日から2007年12月31日まで）の成否の割合と廃棄高度分布に従い行う

破砕数の推移

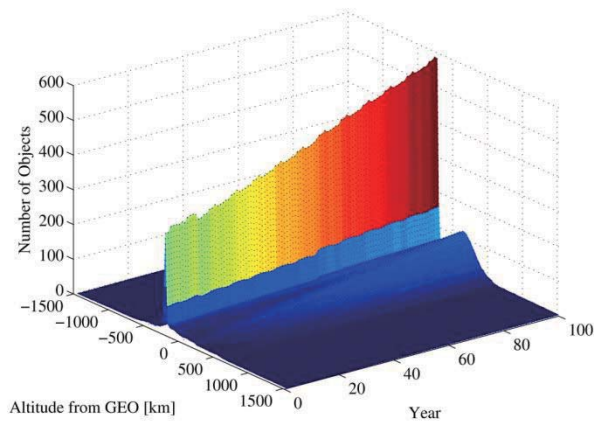
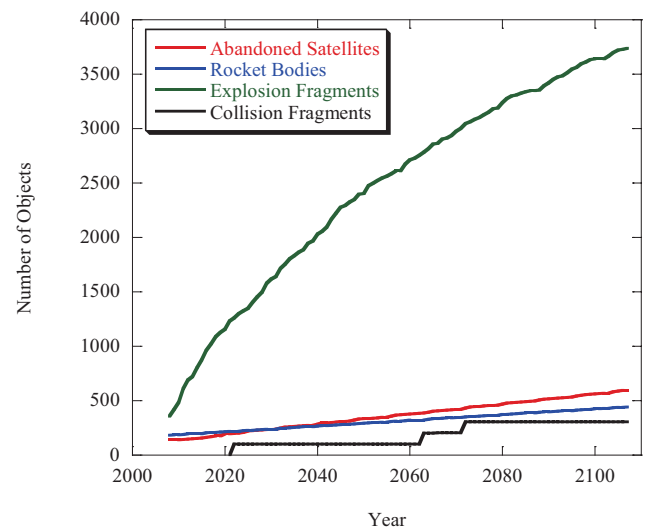
今後100年間の破砕現象の回数の推移を第5図に示す。この結果から、今後100年間においても、破砕現象の原因としては、爆発、特にロケット上段機体の爆発が支配的であることがわかる。



第4図 衝突球



第5図 今後100年間の破砕数の推移

第6図 今後100年間の高度別の物体数の推移
物体数の推移

第7図 今後100年間の種類別の物体数の推移

Business as Usual シナリオを適用した場合の今後100年間の人工物体の分布の推移を第6図に示す。この図は時間軸には1年ごと、高度軸は36,000 kmを基準(0 km)とし、20 kmごとに結果をプロットしている。この結果からこれまでの状況が今後100年間続くと仮定した場合、静止軌道近傍の物体は増加し続けることがわかる。また、分類別の静止軌道近傍の物体数の推移を第7図に示す。静止軌道に直接影響を与えるものはこの中の静止軌道に放置された衛星と爆発・衝突によって生じた破片である。これら2つの要因はこのシミュレーションにおいて増加傾向を示している。静止軌道に放置された衛星の増加については、これまでの状況が今後も続くとは仮定しているため軌道廃棄が完全には行われていないためである。一方、破砕現象によって生じた破片の増加については、爆発によって生じた破片が静止軌道に放置された衛星以上に増加している。これは前節で述べたように、今後100年間で宇宙機とロケット上段機体合わせて約14回の爆発があるためである。

4. まとめ

本論文では、現在の静止軌道の状況と将来の軌道環境の推移について述べた。現在の状況が続くと仮定した場合、静止軌道においては人工物体同士の衝突が起こる可能性は非常に小さく、爆発によってスペースデブリの増加が起こると考えられる。静止軌道では低軌道とは異なり、大気抵抗が働かないため自然浄化は期待できず、将来に渡り静止軌道を汚染し続ける。静止軌道を利用し続けるには、爆発を抑制し、スペースデブリの発生を防止することが重要となる。

参考文献

- [1] N. L. Johnson: HISTORY OF ON-ORBIT SATELLITE FRAGMENTATION 14th Edition, NASA Orbital Debris Program Office, NASA/TM-2008-214779, 2008.
- [2] R. Choc, R. Jehn: Classification of Geosynchronous Object Issue 11, European Space Agency/ European Space Operations Centre, 2009.
- [3] Inter-Agency Space Debris Coordination Committee: IADC Space Debris Mitigation Guidelines, 2007.
- [4] UN Space Debris Mitigation Guidelines, 2007.
- [5] Minute of the 27th Inter-Agency Space Debris Coordination Committee Meeting, 2009.
- [6] Y. Ariyoshi, T. Hanada: GEODEEM 4.0: Updated Model for Better Understanding GEO Debris Environment, The 27th International Symposium on Space Technology and Science, r-2-02, Tukuba, Japan, 2009.
- [7] N. L. Johnson, P.H. Krisko, J. -C. Liou, P. D. Anz-Meador: NASA's New Breakup Model of EVOLVE 4.0, Advances in Space Research, Vol.28, No.9, pp.1377-1384, 2001.
- [8] P.D. Anz-Meador, M.J. Matney: An assesment of the NASA explosion fragmentation model to 1 mm characteristic sizes, Advances in Space Research, Vol 34, No. 5, pp.987-992, 2004.

宇宙ダスト計測技術の研究開発

JAXA 宇宙環境計測グループ 松本晴久、北澤幸人（客員）

1. 宇宙ダスト計測技術の概要

宇宙ダストの計測に技術については、著者らがまとめた以下の論文・報告を参照されたい。なお、「ダスト」とはメテオロイド（宇宙空間を飛翔する小惑星や彗星の断片など）とスペースデブリ（人工のゴミ）のうち、大きさ1mm程度以下のものを総称するものとする。

- i) 社団法人日本航空宇宙学会スペース・デブリ研究会；スペース・デブリ研究会報告書，3.1.2項(1)及び(2)，1993年3月
- ii) 北澤幸人，上松和夫；微小デブリの衝突試験技術と計測技術，石川島播磨技報第35巻第2号，143-149，1996
- iii) 大橋英雄，北澤幸人，矢野創；宇宙空間でのメテオロイドとスペースデブリの直接計測・捕集，日本惑星科学学会誌「遊・星・人」第6巻第4号（1997）312-325（特集「新世紀の宇宙塵研究」）

以下、上記論文・報告の要旨を紹介するとともに、補足情報を記す。なお、以下の内容で reference を明示していない文献や略語の正式名称等については、上記の文書を参照願いたい。

(1) 計測方法の概要

軌道上でのダスト計測は、主に3種類の方法で行われてきている。一つは宇宙から回収した宇宙機表面のダストによる衝突痕を計測し、宇宙機軌道でのデブリやメテオロイドの存在量などを測定するものである。これまで地球周回軌道上のデブリやメテオロイドの存在量の情報は、主としてこの方法によって求められてきている。表1に衝突痕の検査を行った主要な回収機を示す。

表1 衝突痕の検査を行った主要な回収機
(Klinkrad, 2006)。

Country	Organization Spacecraft	Timespan Orientation	H [km] i [°]	Area [m ²] Type
Russia	RSA	1974 - 1979	~350 km	7 m ²
	Salyut 4 & 6	various	51.6°	retrieval
USA	NASA	Jun.1983	295 - 320 km	2.5 m ²
	STS-7 window	various	28.5°	retrieval
USA	NASA	Feb.1980 - Apr.1984	500 - 570 km	2.3 m ²
	SMM	Sun pointing	28.5°	retrieval
USA	JPL/RAL/SRON	Jan.1983 - Nov.1983	~905 km	~0.3 m ²
	IRAS	zenith pointing	99.1°	telescope
USA	NASA	Apr.1984 - Jan.1990	340 - 470 km	151 m ²
	LDEF	gravity gradient	28.5°	retrieval
Europe	NASA/ESA	May 1990 - Dec.1993	~610 km	62 m ²
	HST solar array	Sun pointing	28.5°	retrieval
USA	NASA	1992 - present	300 - 610 km	> 100 m ²
	STS orbiters	various	28.5° - 51.6°	retrieval
Europe	ESA	Jul.1992 - Jul.1993	~505 km	131 m ²
	EURECA	Sun pointing	28.5°	retrieval
Canada	NASA/CSA	Oct.1992	350 km	1 m ²
	STS-52	various	28.4°	retrieval
Europe	NASA/ESA	Dec.1993 - Mar.2002	~610 km	62 m ²
	HST solar array	Sun pointing	28.5°	retrieval
Japan	NASDA	Mar.1995 - Jan.1996	~480 km	50 m ²
	SFU	Sun pointing	28.5°	retrieval
Europe	RSA/ESA	Oct.1995 - Dec.1993	~390 km	0.06 m ²
	Mir/EUROMIR	gravity gradient	51.6°	retrieval
Russia	RSA	1996 - 1998	~390 km	15 m ²
	Mir	various	51.6°	retrieval
USA	DoD/BMDO	Apr.1996 - present	~900 km	~0.02 m ²
	MSX	various	99.2°	telescope
Europe	ESA	Apr.1997 - Jun.2002	~35,800 km	~0.1 m ²
	Ekspress-2	horizontal towards NE	0.2°	detector
Canada	CSA/NSAU	Nov.1997 - Feb.1999	~390 km	1 m ²
	Mir	various	51.6°	retrieval
Europe	ESA	Oct.2001 - present	550 - 680 km	~0.02 m ²
	PROBA	various	97.0°	detector

1990 年以降では 69 ヶ月間軌道上にあって回収された LDEF (Long Duration Exposure Facility : 長期曝露試験機 : 図 1) や、HST (Hubble Space Telescope : ハッブル宇宙望遠鏡) の太陽電池、日本の SFU (Space Flyer Unit)、スペースシャトルの窓の検査などの例がある。LDEF の例では、LEO (476-332km) 軌道上の 5.8 年間 (1984-1990) に、約 29,000 個の衝突痕跡を受けていた。(直径 0.3 mm 以上の衝突痕跡は、約 5,000 個) (五家, 2006 による。)

長さ : 約9m

直径 : 約4m

形状 : 12面体

質量 : 約10ton

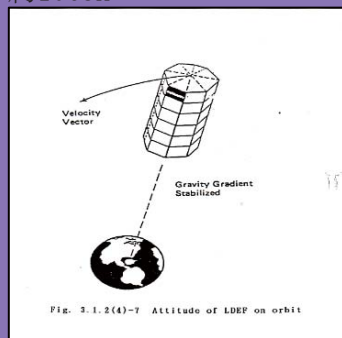


図 1 LDEF (Long Duration Exposure Facility : 長期曝露試験機)

残り二つの方法は専用の計測器によるものである。これらは、ダストの軌道情報や物性を軌道上で計測することを目的とした「観測器 (アクティブ型センサ)」による計測と、ダストを捕獲し、地上へのサンプルリターンを行うことを目的とした「捕獲器 (ダストコレクタ)」による計測である。

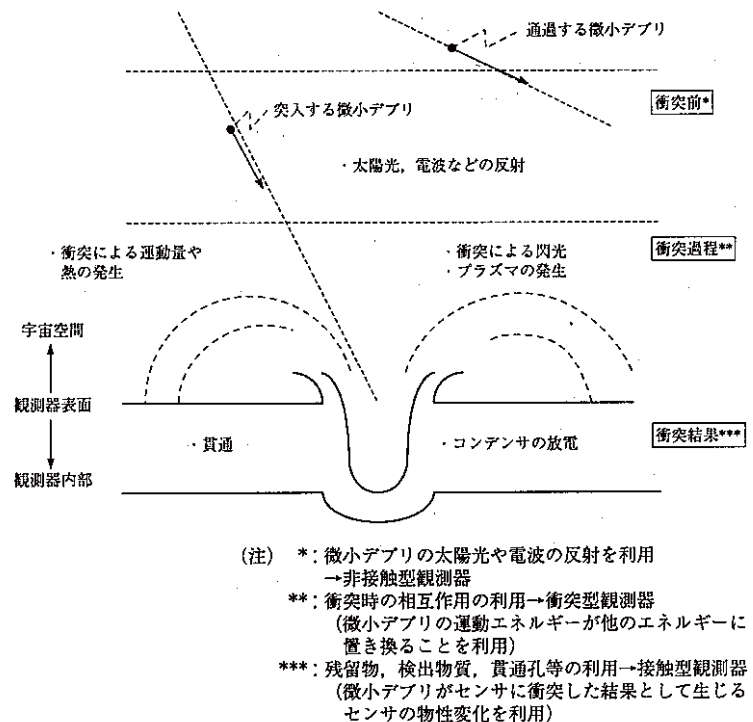
これら 3 種類の方法は各々に一長一短があり、計測の目的や搭載宇宙機のリソース (ミッション機器側に配分される電力や重量) の制約、ミッションの特徴 (宇宙機や計測器を地球に回収するか否か) などの条件に応じて使い分けが行われている。

捕獲器 (ダストコレクタ) は、微小デブリの捕獲・回収によるデブリの材質の特定など、実際のデブリを「手にとって」分析が行えるため、デブリの発生源の特定に対し有意義な物質情報を与えることができる。また、「宇宙機の表面検査」では広い計測面積を確保でき、デブリの衝突頻度を計測する上で有効である。これらに対し、観測器 (アクティブ型センサ) はダスト衝突頻度のリアルタイムでの計測や軌道情報の計測において有効である。例えば衝突頻度につ

いては、捕獲器（ダストコレクタ）や宇宙機の表面検査では、ある一定の時間々隔の衝突総数（積分値）しか把握できないのに対し、観測器（アクティブ型センサ）は衝突頻度の時間変動が把握できる。また、デブリの通過あるいは衝突時刻がわかるため、宇宙機の姿勢・軌道情報などと照合することによりダストの軌道が推定できる。但し、アクティブ型センサは、宇宙機の表面検査やダストコレクタと異なり、専用の「電力」を必要とすること、また計測面積を広くとるためには技術的課題が大きい、などの制約がある。これらの詳細については、本項の冒頭に示した文献 i) の3.1.2項(1)と(2)に記したので参照されたい。ここでは計測方法の基礎のみを簡単に紹介する。

(2) 観測器（アクティブ型センサ）

微小デブリの観測器は、メテオロイドの観測を目的として開発されたものが多く、現在までに十種類を越えている。計測方式は、図2に示すように、以下のa. ～c. の3つの型式に大別される。また、各型式の定性的な性能比較例を表2に示す。なお、実際には同じ型式の観測器でも仕様は大きく異なる場合が多く、本表は一応の目安となるものである。



第8図 微小デブリ観測器（アクティブ型センサ）の計測原理
(文献 (10), (11) を基に加筆)

Fig. 8 Concepts of micro-debris detection techniques (10), (11)

図2 観測器（アクティブ型センサ）の計測原理の概要（北澤と上松, 1995, などによる）

表2 各型式の定性的な性能比較例（北澤と上松, 1995）

項目	計測方式	デブリの大きさ (計測範囲)	計測可能項目				信	計	常	機	軽	消	メテオロイドまたはデブリ計測用としての搭載実績
			形	材	速	方							
		1μ 1cm 1mm 10cm	状	質	度	向	性	測	時	構	量	費	
非接触型	光学式	-----	○	△	◎	◎	◎	◎	△	○	○	○	Pioneer 10号および11号
	レーダ式	-----	△	△	◎	◎	◎	◎	◎	△	△	△	—
	レーザーレーダ式	-----	△	△	◎	◎	◎	◎	◎	△	△	△	—
衝突型	プラズマ電荷測定式	-----	△	○	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	Galileo, Helios 1号および2号, 「ひてん」, その他
	質量分析式	-----	△	◎	○	△	◎	◎	◎	◎	△	△	Giotto, Vega
	発光スペクトル式	-----	△	○	△	△	△	△	◎	○	◎	◎	Aerobee ロケット
	力積測定式	-----	△	△	○	○	△	△	◎	◎	◎	◎	V2号ロケット, その他
	温度測定式	-----	△	△	△	△	△	△	◎	◎	◎	◎	—
接触型	クレーター形状測定式	-----	△	△	○	○	△	△	△	△	○	○	—
	貫通孔測定式	-----	△	△	◎	◎	◎	◎	◎	◎	○	○	—
	空気圧測定式	-----	△	△	△	△	○	△	△	◎	◎	◎	Explorer 6号および16号, Pioneer 10号および11号, その他
	キャパシタ式	-----	△	△	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	◎	Apollo 17号, Pioneer 8号および9号, LDEF, Pegasus, MTS*, その他
	太陽電池式	-----	△	△	△	○	△	△	△	◎	◎	◎	Apollo 11号

(注) *: Meteoroid Technology Satellite

1) 非接触型

デブリが計測器に衝突する前または計測器近傍を通過する際に、デブリの太陽光や電波の反射を利用して計測する型式である。本計測方式はリソース的な課題（重量、電力、通信）はあるものの、広い観測領域の確保、観測対象の大きさの範囲の広さにおいて優れている。なお、一時期、ISSの「きぼう」の光通信実験の一環として光学及びレーザーによるデブリ計測が検討されていた。

現在、米国では、U. S. Air ForceがSpace-Based Space Surveillance systemを軌道上に配備し、デブリを含む軌道上物体の軌道上での観測を計画している。この衛星初号機（技術実証機（図3）はノースロップ・グラマン社がDODから同衛星の開発契約を受注、従契約者としてボーイングBoeing と Ball Aerospace チームが189M\$ で開発から初期オペレーションまでを受注した。この衛星は標準バスとして、Ball Aerospace Commercial

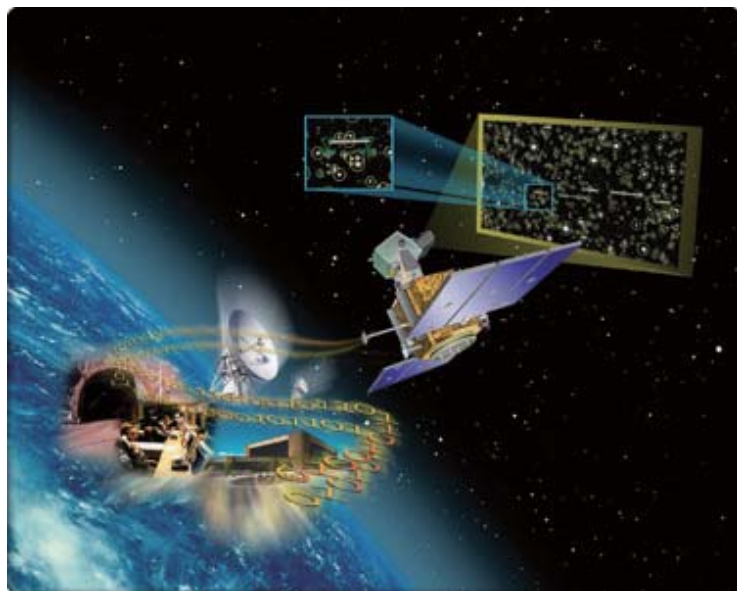


図3 U. S. Air Force の Space-Based Space Surveillance system 技術実証機

Platform (BCP) 2000 を利用し、OSC社のミノタウロス4ロケット（打上げ能力：LEO約1.7t）の初号機により2008年に打上げ予定であった（現在遅延）。2007年1月8日、ボーイング社は、CDR完了を発表した（米空軍及びボーイング社のHPによる）。観測装置の仕様は明確には公表されていないが、デブリ問題が深刻化する現状において、観測領域、観測粒径範囲が広いと予想される軌道上光学観測システムは、メテオロイド&デブリ環境モデルの精度向上のみならず、より大型のデブリの観測・追跡にも極めて有効なシステムと考えられる。

2) 衝突型

微小デブリが計測器に衝突する過程で、デブリのもつ運動エネルギーが他のエネルギー形態（熱、光、電気、振動など）に変えることを利用して計測する型式。一例を図4に示す。

3) 接触型

衝突の結果生じるセンサ自身の物性の変化（衝突によってセル内のガスが漏洩することを検知、太陽電池の電力量の変動、圧電フィルム貫通時の電力変動等）を利用して計測する型式。1980年代頃までのメテオロイドやデブリの軌道上観測には構造が比較的単純な3)が最も多く用いられてきていたが、近年では2)が用いられている。日本では2)に分類されるカウンタがメテオロイドの観測用として「ひてん」「のぞみ」に搭載された。



Geostationary Orbit Impact Detector (GORID)
計測面積：0.1 m². (計測エリアの直径は 43 cm)

図4 観測器（アクティブ型センサ）の一例
(ESA による)

4) 捕獲器（「ダストコレクタ」、あるいは「パッシブ型センサ」と呼ばれる）

微小デブリの捕獲器は、デブリの衝突エネルギーを柔軟な物質やフォイルスタックなどによって緩和し、デブリをできるかぎり原形のまま捕獲しようとする型式（捕獲型）と、デブリを衝突させてその際に残る衝突痕（クレーター、貫通孔）や蒸発して周囲に付着する物質を採集する型式（捕集板型）がある。

捕獲器は、観測器と異なって微小デブリの情報を得るためには宇宙から回収

する必要があり、非回収型の宇宙機に適用することはできない。しかしながら、観測器と比べ一般に重量が軽く、電力、制御などが不要であるため、回収型宇宙機への搭載例は多い。

「捕集板型」のコレクタはジェミニ宇宙船やスカイラブ、ミール宇宙ステーション等、数多く用いられている。コレクタとして用いられる「板」は、表面特性や物性があらかじめよくわかっている必要がある。これまでに表面研磨されたアルミニウム板やステンレス板、金板などが用いられている。また、「板」の前に薄いプラスチックフィルムをおき、フィルムを貫通したダストが板に衝突した際に生じるエジェクタをフィルムの裏側で捕獲するようなコレクタも用いられている。

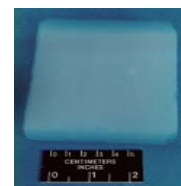
「捕獲型」に用いる衝突エネルギーの緩和材としては、多層膜、低密度の固体物質、気体などの研究がなされている。1980年代には多層膜を用いたコレクタ（「キャプチャーセル」型）が多くもちいられたが、90年代に入ってから、スペースシャトルや EuReCa 等で、低密度の固体物質を用いたコレクタを搭載する例が増えてきた。フライト実績のある低密度物質の例としては、マイクロポアフォームがあるが、近年ではシリカエアロジェルが多く用いられてきており、JPL などが研究開発を行ってきている。なお、シリカエアロジェルは、米国 NASA の「STARDUST」ミッションにおいて、彗星塵の捕獲にも用いられた。

シリカエアロジェルは、1)非常に低密度（通常 10^{-2}g/cm^3 のオーダー）な為、非破壊捕集に効果的、2)透明な為、シリカエアロジェル中のダストの有無の確認が容易、3)温度に対し安定で宇宙環境での使用に好適等の特徴がある。



ESEM Dust Collectors on STS-85

図5 MFD/ESEM に搭載された NASADA (現: JAXA) のダストコレクタ



(多孔質 SiO_2)

シリカエアロジェルの特徴

- **低密度($\sim 0.03 \text{ g/cm}^3$)**
 - ➡ ダストの非破壊捕獲に効果的
- **透明**
 - ➡ 捕獲したダストや衝突孔の確認が容易
- **宇宙環境に対し安定**
 - ➡ 曝露実験に好適
- **衝突孔の形状と衝突パラメータとの間に相関関係**
 - ➡ 衝突孔の形状からダストの衝突パラメータの推定が可能 (Kitazawa *et al.*, 1999 の超高速衝突実験の結果に基づく)

日本においても1997年にスペースシャトルにシリカエアロジェルを用いたMFD/ESEMダストコレクタ（図5）が搭載されてフライト実証試験を行い、その結果を元に国際宇宙ステーション搭載用ダストコレクタが設計・製造された。このダストコレクタは、MPACと呼ばれ、メテオロイド&デブリの捕獲材として、シリカエアロジェル、ポリイミドフォーム、アルミニウム板の3種類から構成され、2001年～2005年に国際宇宙ステーション（ISS）のロシアサービスモジュールに3式が搭載された（図6）。このダストコレクタは各々約1年間、2年間、4年間、宇宙空間に曝露され、全て無事地球に回収された（Kimoto and Yamanaka, 2009, 北澤ほか, 2007, 等）。このミッションは、ISS初のメテオロイド&デブリ計測ミッションであるとともに、同一機器で曝露期間を変えての計測は世界初である。特にシリカエアロジェルには多くのメテオロイド&デブリが捕獲されており、貴重な曝露試料となっている。

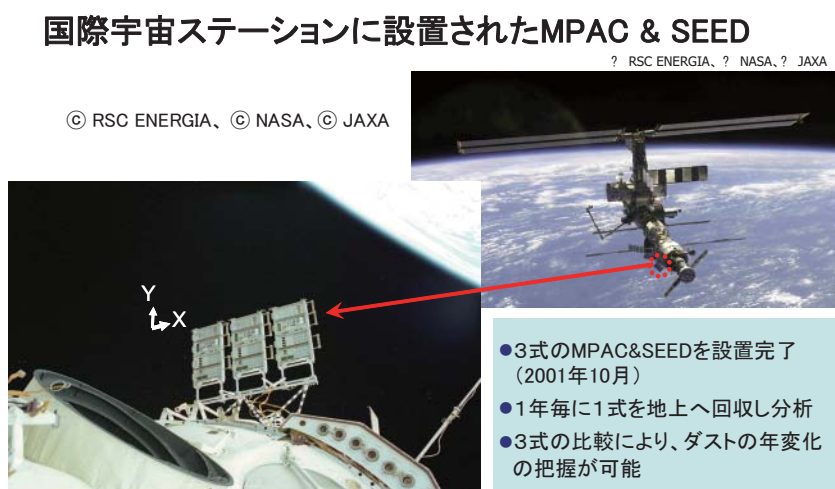


図6 2001年～2005年に国際宇宙ステーション（ISS）に3式が搭載されたMPAC&SEED（Kimoto and Yamanaka, 2009, 北澤ほか, 2007, 等）

5) 発展型（ハイブリッド型）

「アクティブ型」と「ダストコレクタ」とを組み合わせ、観測（計測）と同時にダスト捕獲を行う方式である。EuReCaでは、時間とともにダストコレクタ前面に設置したフォイルが横に移動し、フォイルの穴と衝突痕との位置関係を調べることから、衝突時刻の同定が行えるコレクタのフライトも試みられた。その他、最近では、ピエゾセンサ（振動センサ）とダストコレクタとを組み合わせた形式（例えば、McDonnell, et al., 2000）や、PMT（光電増倍管：メテオロイド&デブリの衝突発光を計測）とダストコレクタとを組み合わせた方式（例えば、Yano and Kitazawa, 1998）など、多くの方式が提案ならびに研究開発されているが、現在までのところはフライト機会がない。スペースシャトル退役に伴う回収リソースの問題はあるが、ISSで大規模な曝露実験環境（「きぼう」

船外実験プラットフォーム)を有する日本は、ハイブリッド型の搭載に最適な宇宙機の一つであると言える。

2 最近のダスト計測技術の研究開発の動向と問題点

回収型宇宙機の表面検査については、スペースシャトルやハubble宇宙望遠鏡の太陽電池パドルを用いて、ほぼコンスタントにすすめられてはいるが、限られた軌道高度、限られた曝露期間のデータしか求めることができない。また、原理的にリアルタイムでの計測は不可能である。

「捕獲器(ダストコレクタ)」は、メテオロイド&デブリの組成情報を得ることができるため、メテオロイド&デブリ発生源の特定等に極めて有効であるが、宇宙空間から回収の必要があるため、回収リソース(回収機やEVA作業等)の確保がミッション実施の難点になっている。特にスペース・シャトルの退役に伴い、宇宙空間での実験の実施機会の確保が困難になっていくと予想される。そのため米国がISSでメテオロイド&デブリ捕獲実験を計画したLAD-C(Large Area Debris Collector:図7)は2007年にキャンセルされた。

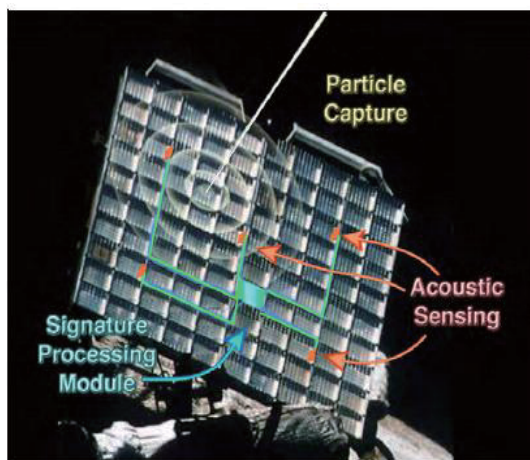


Figure 1. PINDROP system concept shown on conventional aerogel particle-capture array.

DOD/NASAのISSでの「ハイブリッド」
ダスト計測

- ・エアロジェル(パッシブ)とピエゾセンサを組合わせたダストコレクタをISSへ搭載予定
(ダスト捕獲時刻/場所を同定可能)
- ・曝露面積: 10m²
- ・2007年8月打上げ予定
(2006年PDR、2007年初頭CDR)

図7 米国でキャンセルされたLAD-C(Large Area Debris Collector)計画(R. CORSARO, *et al.*, 2004による。)

現状で、地球周回軌道でのメテオロイド&デブリ捕獲実験が実施されているのは、「きぼう」船外実験プラットフォームに搭載予定のJEM/MPAC(図8)のみである。JEM/MPACは前節で紹介したISSのロシアサービスモジュール搭載MPACに較べて曝露面積は小さく、また1式の曝露であるが、「きぼう」船外実験プラットフォームの進行方向面に取り付けられるため、遮蔽やコンタミネーシ

ョンの影響が少ないデータが得られるとともに、「きぼう」へのメテオロイド&デブリ等の影響評価に資するデータが得られると考えられる。

観測器（アクティブ型センサ）は、搭載計画が増加している。レーダーや光学望遠鏡のような大型なシステムを除き、原理的にシンプルであること、センサを構成する各種部品の軽量化、低消費電力化が進んでいることから、小型衛星等を中心に搭載（あるいは提案）が増加の方向にある。最近開発されたセンサの例を図9に示す。このほかにも、メテオロイドの計測を目的としたDuneXpressミッションへの搭載を目指してドイツ、スイス、米国、イギリス、イタリアなどが数種類のセンサの開発研究を行っている（Grün and Srama, 2007）。

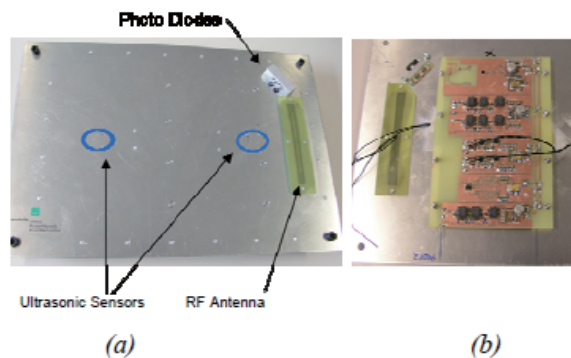


Figure 1. Photo of MDD (a) top side of target plate with Photo diode and antenna assemblies (b) rear side of detector plate with electronics

図9 最近開発されたセンサの一例（Spencer et al., 2005）

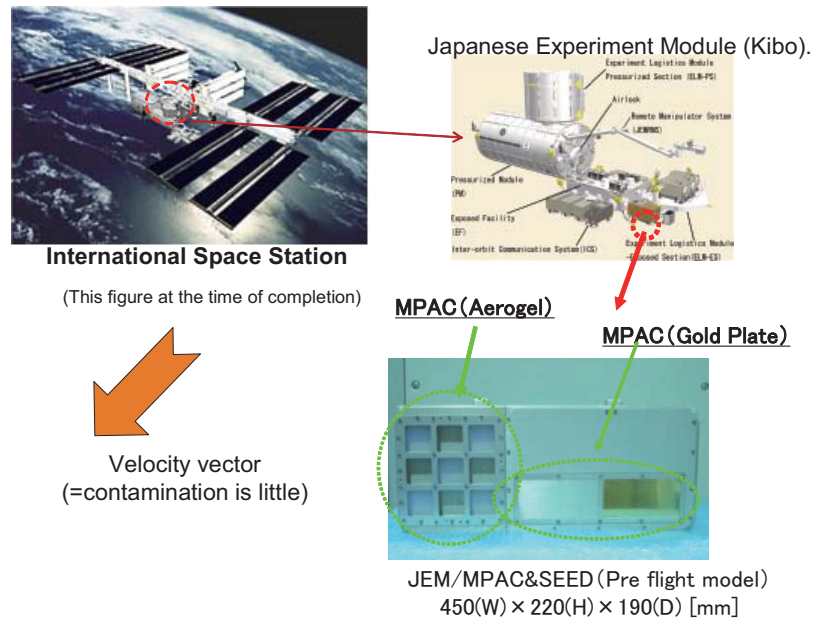


図8 「きぼう」船外実験プラットフォームに搭載予定の JEM/MPAC (&SEED) (Kitazawa et al., 2008)

長さ 360 mm × 幅 250 mm、厚さ 2 mm のアルミニウム板に以下の 3 種類のセンサが取付けてある。

- 超音波トランスデューサー: アルミニウム板に衝突したメテオロイド&デブリの音響振動を計測
- 2 個のフォトダイオードを置き、メテオロイド&デブリ衝突時のインパクトフラッシュ光を計測
- Radio-Frequency (RF) アンテナによりメテオロイド&デブリ衝突時の電磁波 (Electro-Magnetic : EM) 放射を検知

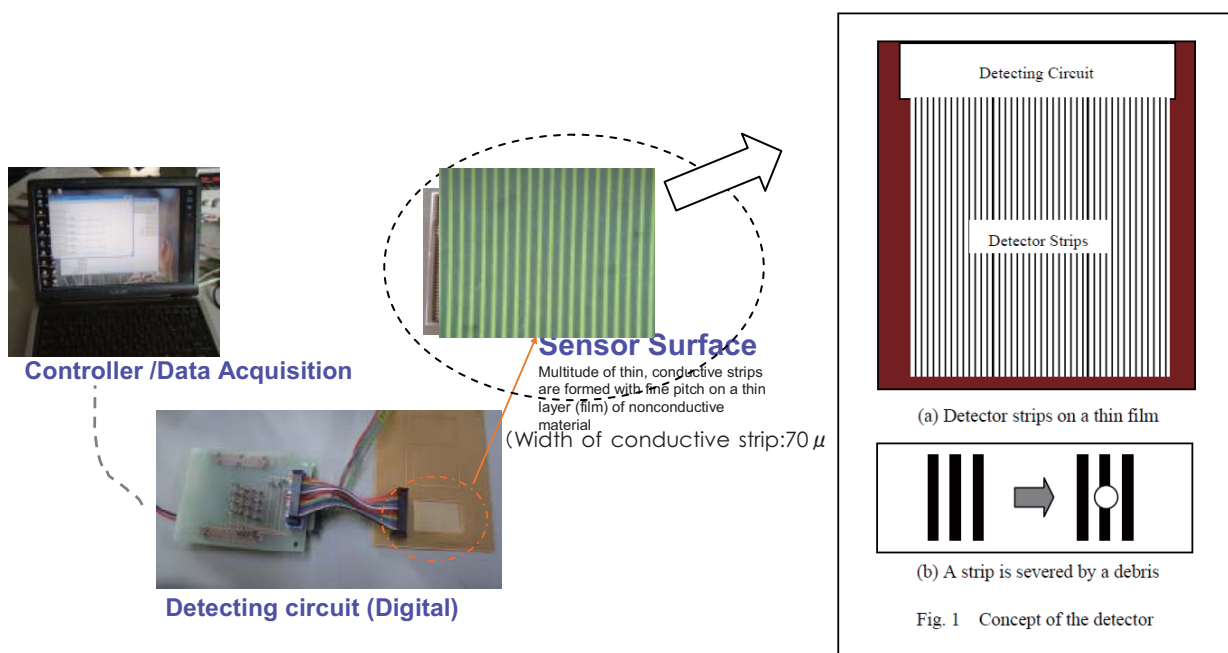
観測器（アクティブ型センサ）は、レーダーや光学望遠鏡のような大型なシステムを除き、どの方式も面積を大きく取ることが技術面・搭載面の両面から極めて困難である。そのため特にデータの少ない、すなわちデブリ環境モデルの誤差が大きい、大きさ $100\mu\text{m}$ ～数mm程度の大きさのデブリをモニターし、デブリのリスク評価の精度を向上させることは困難である。

3 JAXA の研究開発の動向

現在 JAXA では、九州の小型衛星の研究開発企業である（有）QPS 研究所とともに、特にデータの少ない（＝デブリ環境モデルの誤差が大きい）大きさ $100\mu\text{m}$ ～数mm程度の大きさのデブリをモニターし、デブリのリスク評価の精度を向上させることを目的としたセンサ(QPS 方式センサ)の基礎検討を行っている。本節ではその概要を紹介する。

(1) 基本原理

ポリイミドなどを材質とする絶縁性薄膜（例えば、厚さ 10 ミクロン程度）上に、エッチングなどの技法により、ピッチ（空間周期）100 ミクロン以下の直線状の細長い導線（以後、検出線と呼ぶ）のパターンを印刷する（図 9 参照）。



桜井(2008)と Matsumoto *et al.*, (2009)を改変

図 9 QPS 方式センサの基本原理

例えば、検出線のピッチが 100 ミクロンの場合、100 ミクロン程度以上の有効直径を有するデブリが薄膜に衝突すると、1 本以上の検出線が破断する。このよ

うな検出線の破断を電氣的に検出することにより、メテオロイド&デブリの衝突を検知するのが、本検出装置の原理である。

機能としては、

「切断された検出線の識別」

「切断された時刻を特定」

を行うことに在る。同時刻に隣り合う複数本の検出が切断された場合には、それらの本数を同時切断するだけの大きさのメテオロイド&デブリが衝突したと判断でき、メテオロイド&デブリのサイズを推定することが可能である。

この原理により、いつ、どの程度の大きさのメテオロイド&デブリが衝突したことが把握できる。

(2) 特徴

Mastumoto *et al* (2009) は本センサの特徴として、以下をあげている。

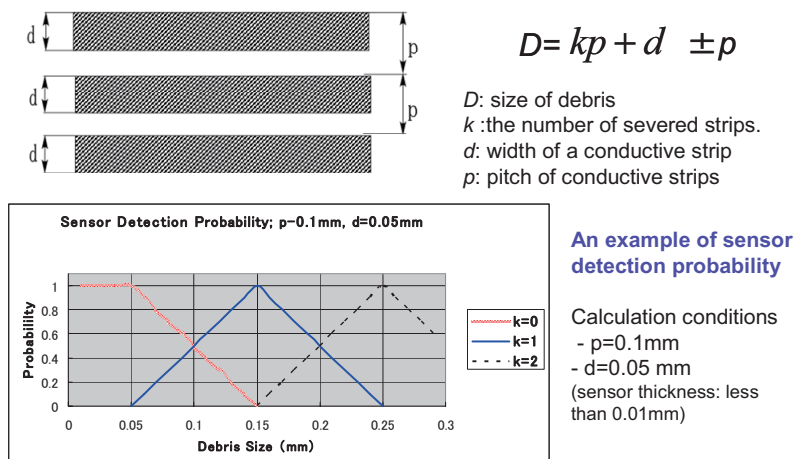
1) 単純な構造

薄膜に導線をエッチングし、その破断を検出するのみであり、複雑な機構や回路が不要である。

2) 高い計測信頼性

Niesh *et al.* (1997)や Hörz などの研究により、薄膜に超高速度で粒子が衝突した場合、粒子/膜厚が 10 以上の場合は、膜にあいた孔の径は粒径とほぼ等しいことが知られている。従って、十分に薄い膜厚でセンサを作成すれば、メテオロイド&デブリの大きさの計測誤差は、導線のピッチ幅のみで決められる。

図 10 に QPS センサによるメテオロイド&デブリの大きさの決定方法と計測誤差を示す。

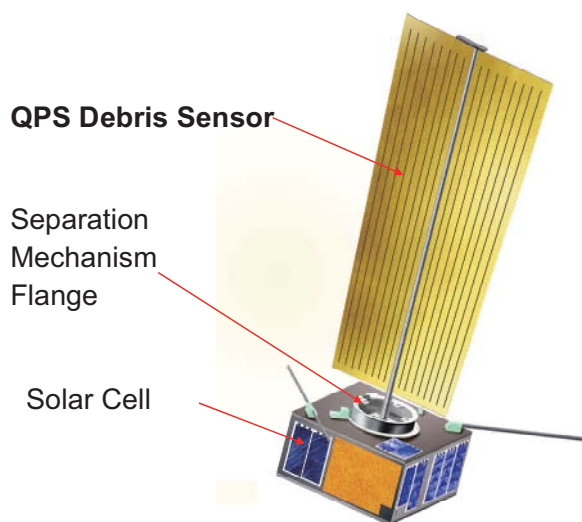


八坂 (2008) と Kitazawa *et al.*, (2008) を改変

図 10 に QPS センサによるメテオロイド&デブリの大きさの決定方法と計測誤差

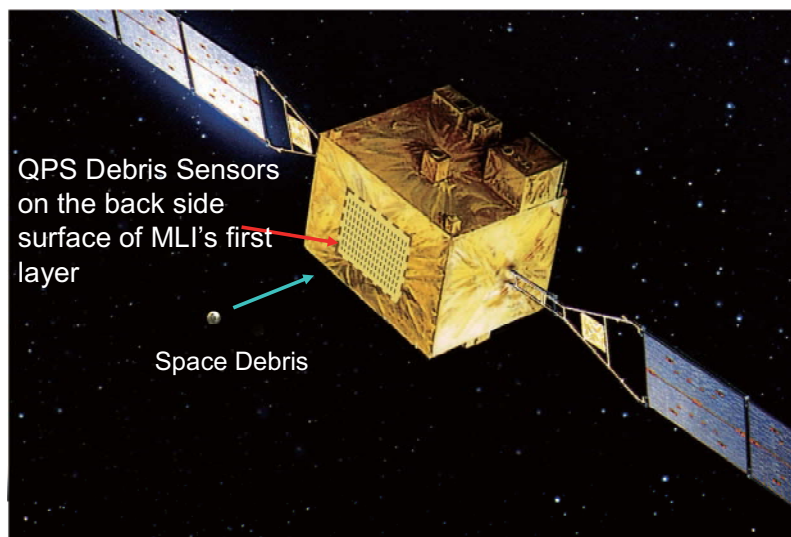
3) 種々のコンフィギュレーションにフレキシブルに対応可能

本方式は、衛星の外部表面設置、ないし展開した平面に設置する専用のセンサとして用いることができることはもちろん、太陽電池の裏面、MLI の最外層など、平面形状の任意の場所に併設することも可能である。図 11 に小型衛星への QPS センサ搭載例の概念図を、図 12 に MLI の一部を利用した搭載例の概念図を示す。



オリジナルイメージは (有) QPS 研究所による。(Kitazawa *et al.*, (2008))

図 11 小型衛星 (Q-SAT) への QPS センサ搭載例の概念



オリジナルイメージは (有) QPS 研究所による。(Kitazawa *et al.*, (2008))

図 12 MLI の一部を利用した QPS センサ搭載例の概念

4) 少ない校正試験

通常のアクティブ型では、メテオロイド&デブリの「衝突」エネルギーを他の物理現象（振動、プラズマ、電磁波等）に変化し、その物理現象を計測する。そのため、センサに生じる現象と衝突パラメーター（速度、粒径、材質）とを

関連付けるために多くの超高速衝突試験（パラメーター・サーベイ）が必要であるが、本センサでは、機能検証試験レベルのみで十分である。

5) センサの有効計測面積が把握可能である。

切断された検出選は使用不可能となるが、逆に、正確に有効面積の変化を把握することができる。

6) 低電力、低質量

例えば、検出面積を1平方メートルとしたとき、質量は200g程度、電力は1W程度と想定される。

(3) 計測計画検討

メテオロイド&デブリの計測結果からフラックスを求めるためには、最低どの程度の計測が必要か、ポアソン分布にデブリの衝突は、一定時間内にある頻度で生じる現象である。このような現象の発生頻度を表すにはポアソン分布が適している（Yasaka,2003による）。八坂（2008）はこの前提に基づき、衝突検出数と、フラックスの推定の信頼度を算定した。図13に結果を示す。

10個以上の衝突の計測が為されたときには、フラックスの推定値は50%程度の誤差にかぎられる。例えば、高度700km、傾斜角100度で計測を行った場合、粒径100 μ mについては計測面積：0.1m²、計測期間：1年間、1mmについては、計測面積：1m²、計測期間：3年間で、ORDREM2000の信頼性については十分検証できることがわかる。

Reliability for Evaluation of Flux Value

$$q = n/At$$

(q : impact flux, A : sensor area, t : measurement duration time, n : impact number)

Since debris impacts follow **Poisson distribution**, the flux can be statistically calculated with arbitrary reliability. Rate of Probability Span was estimated based on T. Yasaka 2003. ("Space Debris Protection: A Standard Procedure in Future?" Acta Astronautica, 53 (2003), pp. 527-531.)

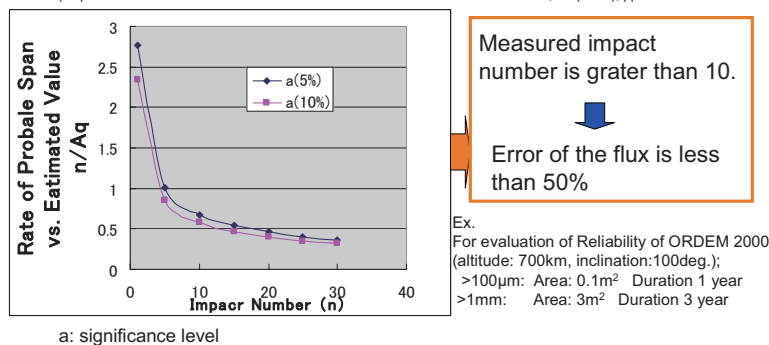


図13 衝突検出数とフラックスの推定の信頼度

4. まとめ

以下、軌道上計測に関連する分野の現状と問題点・技術レベルをまとめる。

1) 問題点

- i) 不確定な要素の多い宇宙環境モデル（「メテオロイド&デブリ」モデル）をもとに宇宙機を設計・製造している。
- ii) 上記の「宇宙環境モデル」も欧米（露）が作成した「モデル」をブラックボックス的に利用。また設計に利用する「宇宙環境モデル」改善への貢献は少ない。
- iii) 自国の衛星を設計・リスク評価をする上で、少なくとも欧米露の宇宙環境モデルの妥当性を「自国」で評価できる必要があるが、そのためのデータ取得計画も不十分。
- iv) 日本でメテオロイド&デブリの軌道上計測を行う上では以下の課題がある。
 - ・継続的計測計画の確立
 - ・宇宙から「回収」した曝露実験機器の検査・解析施設／衝突痕データベース&キュレーション体制の構築

2) 技術レベル

日本はメテオロイド&デブリの軌道上計測に関する技術を有しており、搭載機会とデータ分析のリソースが確保できれば、十分な成果はあげられる。特にQPS方式による計測が実現できれば、現在最も不明確（かつ宇宙機への影響が懸念される）100 μ m から数 mm のメテオロイド&デブリのリアルタイム計測が可能になると考えられる。