

第12回 「宇宙環境シンポジウム」 講演論文集

Proceeding of the 12th Spacecraft Environment Symposium



2015 年 11 月 16 日 ～ 18 日
北九州国際会議場 国際会議室

宇宙航空研究開発機構
研究開発部門 第一研究ユニット

Japan Aerospace Exploration Agency
Aerospace Research and Development Directorate
Unit 1

目次

基調講演

Spacecraft Charging – New Light on Thresholds, Effects, and Mitigation 1

Dr. Dale Ferguson

Lead, Spacecraft Charging Science and Technology

AFRL Space Vehicles Directorate

An Overview of the Dynamic Interplay between the Space Environment & Spacecraft Materials 25

JR Dennison

Materials Physics Group Physics Department Utah State University Logan, Utah USA

Modeling the Space Debris Environment - New Results 57

Dr.-Ing. Carsten Wiedemann, Prof. Dr.-Ing. Enrico Stoll

Institute of Space Systems, TU Braunschweig

Self-Assembly in Orbit – The AAReST (Autonomous Assembly of a Reconfigurable Space Telescope) Mission 69

Prof. Craig Underwood

Surrey Space Centre, University of Surrey, Guildford, UK

一般講演

JAXA および九工大における研究紹介

宇宙環境とその影響に関する研究の取り組み 101

松本晴久 (JAXA)

超小型衛星試験センター(CeNT)の 5 年間の活動報告 111

増井博一, 趙孟佑 (九州工業大学)

九州工業大学における超高速衝突研究の 18 年の歩み 115

赤星保浩 (九州工業大学)

九州工業大学での材料劣化研究のこれまでと将来計画 145

岩田稔 (九州工業大学)

九州工業大学における宇宙機帯電放電の研究	147
豊田和弘、趙孟佑（九州工業大学）	

帯電・放電実験、およびシミュレーション

帯電放電設計標準試験データ集改訂の報告	181
大平正道（JAXA）	
人工衛星のシステム帯放電設計と材料の帯放電試験	183
福田康博、木之田博、松田涼太（三菱電機）、藤井治久（奈良高専）	
プリント基板上の持続放電現象	193
藤井治久、兵頭樹、東勇希（奈良高専）	
プラズマシミュレーションを用いた ABIE 放電室内における中性粒子吸入を考慮した プラズマ生成解析	199
川口伸一郎、臼井英之、三宅洋平、安河内翼、福田雅人、横田久美子、田川雅人（神戸大学）	
SPIS を用いた最悪プラズマ環境下の静止軌道衛星表面帯電解析	203
中村真弥、中村雅夫（大阪府立大学）	
静電気対策材料の放電特性及び保護素子の効果	213
大津孝佳、堂山英之（沼津工業高等専門学校）、鷺坂功一（(株)油化電子）	
Measurement of ESD threshold voltage of coverglass (CMG100AR)	219
Nguyen Duc Minh, Arifur R. Khan, Kazuhiro Toyoda, and Mengu Cho. (Kyushu Institute of Technology)	

帯電計測、材料特性

HTV-5 号機における帯電電位計測結果と次号機での計画	225
奥村哲平、川北史朗、古賀清一、大川恭史、河本聡美、小林裕希、葛西徹（JAXA）	
ポリイミドにおける二次電子放出特性と照射線量の関係	239
谷口大明、小玉一貴、三宅弘晃、田中康寛（東京都市大学）、大平正道、奥村哲平、川北史朗、高橋真人（JAXA）	
宇宙機材料の二次電子放出係数及び光電子放出係数の測定	243
川崎和貴、宮原信、Essien Ewang、井上俊佑、豊田和弘、趙孟佑（九州工業大学）	
電子線照射フッ素系絶縁材料の空間電荷蓄積特性	249
永瀬崇浩、吉田周吾、三宅弘晃、田中康寛	
材料物性値のみで光電子放出特性を取得できる物理モデルの考案	253
矢部謙治、鈴木鼓太郎、三宅弘晃、田中康寛、大平正道、奥村哲平、川北史朗、高橋真人	

宇宙環境計測・宇宙天気

中性大気密度計測用 6 自由度加速度計の制御結果及び較正方法について	259
大里優一郎（東京都市大学）、新谷昌人（東京大学）、東尾奈々（JAXA）、渡邊力夫（東京都市大学）	

SEDA-AP/HIT による太陽フレアからの重イオンの観測	265
上野 遥、松本晴久、古賀清一 (JAXA)	
QZS と MAGDAS 地上磁力計を用いた同一沿磁力線電流の解析	271
小串修、河野英昭 (九州大学)、東尾奈々、松本晴久 (JAXA)、A. V. Moiseev、D.G.Baishev (Russian Academy of Sciences)、魚住禎司、阿部修司、湯元清文、吉川顕正 (九州大学)	
巨大磁気嵐時の放射線帯外帯 MeV 電子の変動	
-特に主相に於ける MeV 電子の消失について-	277
小原隆博 (東北大学)	
LANL 静止軌道衛星のプラズマデータを用いた衛星電位解析	285
小田光信、中村雅夫 (大阪府立大学)、趙孟佑 (九州工業大学)	
ELMOS 小型衛星群の現状と展望	291
児玉哲哉、松本晴久 (JAXA)、小山孝一郎 (九州大学)	
小型衛星による宇宙環境計測	
磁気嵐に呼応する地球外気圏の水素原子の密度変動	293
桑原正輝、吉岡和夫 (東京大学)、村上豪 (JAXA)、土屋史紀 (東北大学)、木村智樹 (RIKEN)、 吉川一朗 (東京大学)	
Measurement of Space Radiation Environment for Small Deep Space	
Probe - SHINEN-2	305
Sidi Ahmed BENDOUKHA, Kei-ichi OKUYAMA (Kyushu Institute of Technology), Masanori Nishio (Aichi University of Technology)	
HORYU-4: Miniaturised Laboratory for In-Orbit High Voltage Technology	
Demonstration	309
清水達生、HORYU-4 Project Team, M. Cho (九州工業大学)	
デブリ計測、モデリング	
宇宙環境保全における微小デブリ研究の現状	315
松本晴久 (JAXA)、奥平修 (千葉工業大学)、花田俊也 (九州大学)、東出 真澄 (JAXA)、 赤星 保浩 (九州工業大学)、仁田工美 (JAXA)、○北澤 幸人 (IHI／九州工業大学／JAXA)	
こうのとり 5 号機による微小デブリ計測	321
奥平修 (九州工業大学)、松本晴久、北澤幸人、上野 遥 (JAXA)	
IDEA the Project for In-situ Debris Environmental Awareness	333
古本政博、藤田浩輝、○花田俊也(九州大学)	

その他関連分野

小型宇宙探査実験機における自動制御システムの設計手法 339

黒岩史登、奥山圭一、BENDOUKHA Sidi Ahmed (九州工業大学)、西尾正則 (愛知工科大学)、
森田大貴 (鹿児島大学)

縦孔・地下空洞周辺の月面帯電に関するプラズマ粒子シミュレーション 345

三宅洋平 (神戸大学)、西野真木 (名古屋大学)

月軌道から帰還する超小型プローブの熱防御システム 347

吉尾颯、奥山圭一 (九州工業大学)、下田孝幸 (宇宙航空研究開発機構)、Szasz Bianca,
加藤純郎 (琉球大学)

火星高層大気環境シミュレーションを目的とした超熱混合分子ビーム形成の基礎研究 .. 351

初田光嶺、緒方雄介、横田久美子、田川雅人 (神戸大学)

第12回宇宙環境シンポジウムプログラム 359



Integrity ★ Service ★ Excellence

Spacecraft Charging – New Light on Thresholds, Effects, and Mitigation

16 Nov 2015

Dr. Dale Ferguson
Lead, Spacecraft Charging
Science and Technology
AFRL Space Vehicles
Directorate

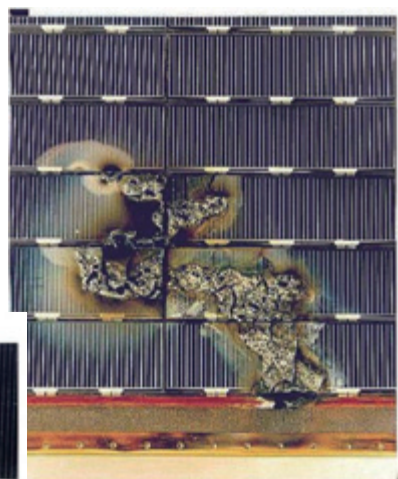
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



1



Sustained Arcing Effects



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



2



A Few Famous Satellite Failures



- Anik E-1 and E-2 (1994) – **deep dielectric electron charging** during severe geomagnetic storm led to communications disruptions lasting for days
- Tempo-2 and PAS-6 (1997) – **sustained arcs** from geomagnetic substorm ESDs caused complete Loss of Mission (LOM)
- ADEOS-2 (2003) – micrometeoroid strike (?) during auroral charging event led to **sustained arcing** and caused complete LOM
- Galaxy 15 (2010) – ESD caused electronics problem coming out of eclipse during severe **geomagnetic substorm**, recovered after 8 months adrift
- DMSP-15 (2011) – computer upset after large total **internal dose** from X-class flare **X-rays**
- Echostar 129 (2011) – temporary (24 hr) pointing/positioning loss after huge peak in GOES **>2 MeV (“killer”) electrons**
- SkyTerra-1 operated by LightSquared (March 7, 2012) – knocked out for 3 weeks due to **SEU caused by energetic protons** & CME
- Other March 2012 anomalies – Venus Express, HughesNet-Spaceway 3

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



3



Basic Types of Spacecraft Charging



- **Surface Charging**
 - Caused by particles of 10 eV –100 keV
 - Usually what is referred to as Spacecraft Charging
 - By and large, particles do not bury themselves so deeply they can't escape in minutes to hours
 - **Flux** dependent, on electron fluxes at energies > 9 keV
 - Depends on surface and bulk conductivity of materials
- **Deep Dielectric Charging**
 - Caused by particles of 200 keV and above
 - Also referred to as Bulk Charging, or Internal Charging
 - By and large, particles bury themselves deeply enough that it takes days or weeks to escape
 - **Fluence** dependent
 - Depends on bulk conductivity of materials

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



4



GEO Spacecraft Surface Charging



- **Spacecraft charge** because the net fluxes of electrons and ions to the surface are not the same
 - Why not? Because $F = Nvq$, and in a plasma, the electrons and ions are of about equal density and in approximate thermal equilibrium, where $E_e = E_i = (3/2) kT$
 - $\frac{1}{2} m_e v_e^2 = \frac{1}{2} m_i v_i^2$
 - Thus, $v_e = v_i (m_i/m_e)^{1/2}$
 - Even for hydrogen, $(m_i/m_e)^{1/2} \sim 43$
 - Thus, electrons impinge on uncharged surfaces > 43 times as fast as ions
- **Spacecraft surfaces charge** until their potentials repel electrons and the resultant electron and ion currents to surfaces become equal
 - The Current Balance Equation!
- **As a rule of thumb** – In eclipse, spacecraft charge negatively to potentials about equal to the temperature of the plasma, T .
 - GEO plasmas typically have $T \sim 5000$ eV, but in geomagnetic substorms T can reach $\sim 80,000$ eV

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



5



The Current Balance Equation



- In equilibrium, there can be no net charge flux to a spacecraft
- **Current Balance Equation:**
 Electron Flux (F_e) - Backscattered Electrons (F_{be}) - Secondary Electron Emission (F_{se}) - Photoemission (F_{pe}) = $fn(\phi)$ = Ion Flux (F_i),
 where ϕ is the local potential
- **Equilibrium** is established on an electron repulsion timescale, which is less than a microsecond. Thereafter, the Current Balance Equation holds
- **The Current Balance Equation** holds for an entire spacecraft (yielding the so-called **Absolute or Frame Potential**) and for individual dielectric surfaces (yielding the so-called **Differential Potentials**) Usually, backscattered electrons are considered to be part of the secondary electron emission flux, and secondary electrons produced by ions striking the surface are ignored

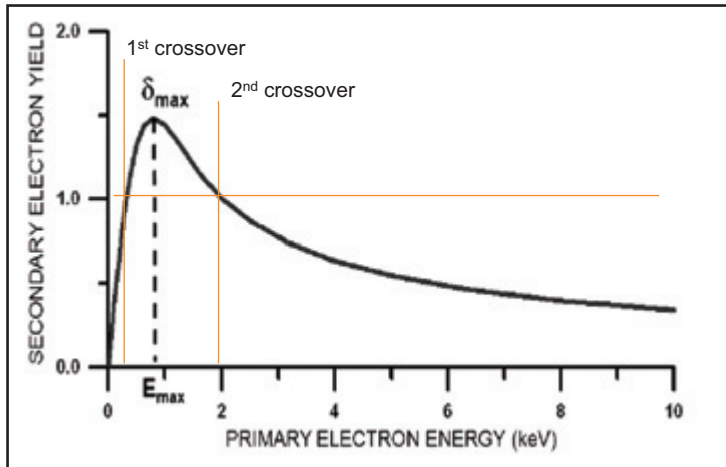
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



6



GEO Surface Charging – Secondary Electron Emission



Notional Secondary
Electron Emission Curve

- Secondary electron yield for many material surfaces can be greater than unity for a range of incident electron energies
- For electron energies between the 1st and 2nd crossover points, each incident electron decreases the spacecraft negative charge
- For MgF_2 anti-reflection coated solar cell coverglasses, $\delta_{max} \sim 6$, and 2nd crossover is about 9 keV – hence F ($E > 9$ keV) increases charge

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



7



GEO Surface Charging - Photoemission



- **The Photoelectric Effect – Cause of Photoemission**
 - Because of the photoelectric effect, incident photons with energies greater than the electron work function (usually UV) will liberate an electron from the surface
 - For one-sun UV illumination, many material surfaces have photoemission of about 2×10^{-5} amps/m² = 2 nanoamps/cm²
 - For many GEO plasmas, this is more than the electron flux to an uncharged surface
 - Thus, sunlit spacecraft surfaces lose much of their charge
- **Differential Charging**
 - There is no photoemission when satellites are in eclipse (part of each orbit when the sun is near the equator)
 - When satellites emerge from eclipse, suddenly those surfaces in sunlight can lose much of their charge
 - Differential charging can occur between surfaces in sunlight and in shade
 - Most charging-related problems occur in a few hours after a satellite leaves eclipse

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



8



Surface Charging – Important Surface Materials Quantities



- Secondary Electron Emission Characteristics - electron and ion bombardment
 - Maximum δ , incident energy of maximum δ
- Photoemission
- Bulk resistivity ($\Omega\cdot\text{m}$)
- Surface resistivity (Ω/\square , “ohms per square”)
- Thickness
- Density
- Atomic weight
- Dielectric constant
- Breakdown strength (V/mil)

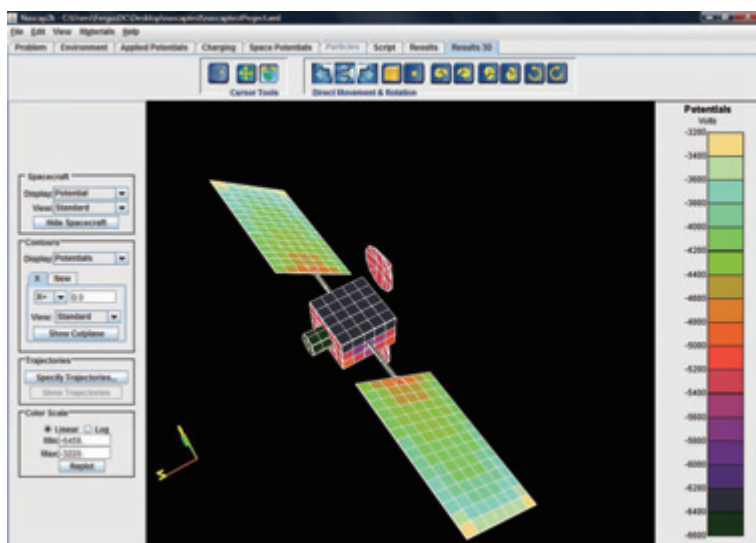
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



9



GEO Surface Charging - Simulations



- The US default standard is **Nascap-2k** (NASA-Air Force Spacecraft Charging Analysis Program)
- Uses Boundary Element Method (Green's functions) to determine potentials on spacecraft surfaces, particle tracking to change surface potentials
- Models full magnetic field effects
- Due to EAR/ITAR restrictions, not available to non-US citizens

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



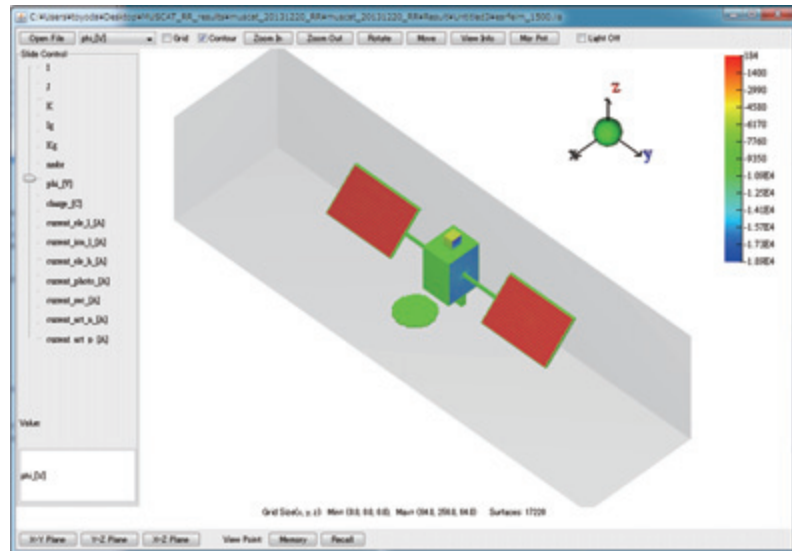
10



GEO Surface Charging - Simulations



- The JAXA default standard is **MUSCAT** (Multi-Use Spacecraft Charging Analysis Tool)
- Fully 3D particle code
- Can be applied to spacecraft in LEO, PEO and GEO.
- Its algorithm is a combination of PIC and particle tracking.
- Commercially available
- Other codes exist (ie SPIS, Coulomb-2)



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



11



GEO Surface Charging - Effects



- **ESD (Electrostatic Discharge)**
 - If differential charging leads to large electric fields between adjacent surfaces ($E \sim 100$ volts/mil or $V \approx 400$ volts), a discharge can take place
 - Discharges the full capacitance of spacecraft surfaces relative to each other
 - Discharges are most frequent at so-called “triple points” where a conductor, an insulator, and the space plasma join
 - Discharges can also be breakdowns of insulated surfaces (dielectric breakdown)
 - **Impacts on systems**
 - Solar cell damage, surface (thermal control) damage, contamination, computer upsets, EMI
- **Sustained Arcs**
 - ESD can evolve into a sustained arc (solar-powered) between solar array strings when adjacent cells are at different power system-imposed voltages
 - **Impacts on systems**
 - Complete permanent loss of power, structural degradation, loss of attitude control, etc.

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



12



GEO Surface Charging - Mitigation



- **Keep Differential Charging to a Minimum**
 - Coat all exterior surfaces with conducting materials, ground all surfaces to a common ground point
 - If possible, use frame charging mitigation (ie plasma contactor or ELF type)
 - Allow no floating conductors
 - If solar arrays not conductively coated, keep secondary electron emission from coverslides high
- **Keep ESD currents out of sensitive circuits**
 - Put all electronics inside a Faraday cage
 - Use grounded shields on all wiring
- **Prevent Sustained Arcs on Solar Arrays**
 - Use string wiring that prevents adjacent cells from having > 40 V potential difference (parallel strings, leapfrog wiring, or another solution)
 - Use diodes to prevent other circuits from contributing to arc current
 - Keep string (and solar cell) currents below about 1 A

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



13



LEO Surface Charging – Introduction



- **Near the equator in Low Earth Orbit (LEO) the plasma densities are high (10^4 - $10^6/\text{cm}^3$) and plasma temperatures are low (0.1-0.25 eV)**
 - Equilibrium “floating potential” is low (< 1 V, typically)
 - Atomic oxygen is predominant ion species, so $(m_i/m_e)^{1/2} = 171$
- **In LEO, the spacecraft orbital velocity ($\sim 7.5 \times 10^3$ m/sec) is greater than the ion thermal speed but less than the electron thermal speed (see next slide)**
 - So-called mesothermal condition
 - Creates **plasma wake** behind spacecraft
 - Ions are too slow to fill in the wake
 - Electrons are repelled from wake by slight negative space charge (a few volts)
- **Charging in LEO is caused by **exposed power system voltages**, and current collection from plasma as modified by local potentials**

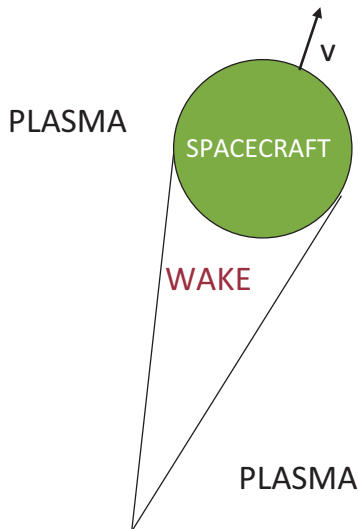
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



14



Wake in LEO



- **Spacecraft in LEO are moving supersonically with respect to the ions**
 - There is a wake left behind, where ions cannot enter
- **The wake is devoid of electrons, as well as ions**
 - Tiny excess of electrons inside wake repels all other electrons
 - Wake is electrically almost exactly neutral
- **Ions are collected as a supersonic stream on the front face**
- **Electrons are collected isotropically outside the wake**

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



15



LEO Charging – Wakes and Sheaths



- **Wakes are very deep**
 - Ion and electron densities down by factor of $\sim 10^4$
 - Means currents (both types) only collected on ram side of spacecraft
 - Electron collection takes place approximately isotropically on ram side
 - $A_{el} = \frac{1}{2} A_{tot}$
 - Ion collection takes place almost totally directed onto ram side
 - $A_{ion} = A_{ram \text{ projection}}$
- **Only local plasma can interact with spacecraft**
 - For uncharged bodies, “plasma sheath” only extends out to about one Debye Length $\lambda_D = (kT/4\pi ne^2)^{1/2} = 743 (T/n)^{1/2} \text{ cm}$, where n is electron number density (cm^{-3}), and T is the electron temperature (eV, 1 eV = 11000 Kelvin)
 - Electric fields are screened out at distances beyond the sheath
 - For a $n = 10^6$ (daytime LEO) and $T = 0.2$ eV (daytime LEO), $\lambda_D = 0.5 \text{ cm}$
 - At night ($n = 10^4$, $T = 0.1$), $\lambda_D = 7 \text{ cm}$
 - For charged bodies, the sheath extent becomes progressively larger, but usually smaller than a spacecraft
 - Means that for ion collection, A_{ram} is \sim constant, regardless of potential

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



16



LEO Charging – Solar Array Voltages and Current Balance



- With Exposed Differential Voltages and a Large Area, the Solar Array Usually Becomes the Major Electron and Ion Collector
 - Most solar arrays are grounded on the negative end – spacecraft then becomes an ion collector
 - Because electron fluxes are much greater than ion fluxes, most of solar array will be negative w/rt the surrounding plasma (ion collecting) to balance electron collection on the small positive end
 - Ram ion flux $F_i = nvq$, $I_i = A_i nvq$
 - Isotropic thermal electron flux $F_e = 2.68 \times 10^{-12} n T^{1/2}$ (with T in eV), $I_e = A_e [2.68 \times 10^{-12} n T^{1/2}]$
 - Setting $I_e = I_i$, $(A_i/A_e) = 22.2 T^{1/2}$; for T = 0.2 eV, $(A_i/A_e) = 10$
 - **Rule of thumb – LEO solar arrays “float” about 90% of the string voltage negative of the plasma**
 - “Floating potential” is potential of spacecraft body at the negative end of the solar array

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



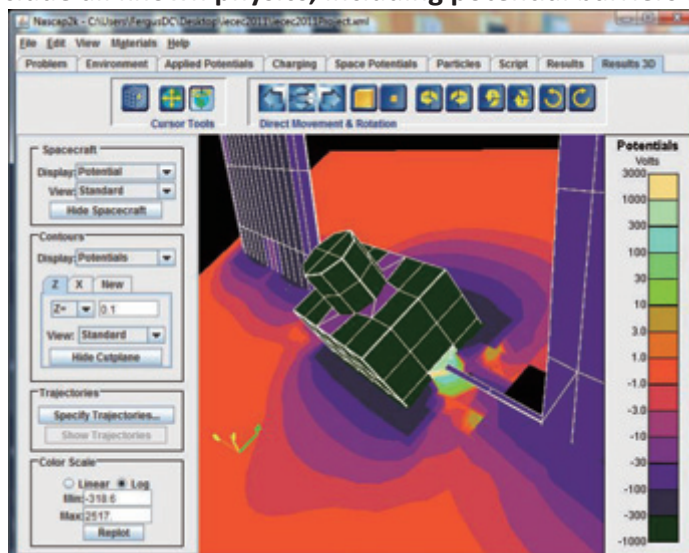
17



LEO Charging - Simulations



- NASCAP-2k and MUSCAT
 - Do sophisticated wake calculations
 - Fully 3-D
 - Include all known physics, including potential barriers shown below



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



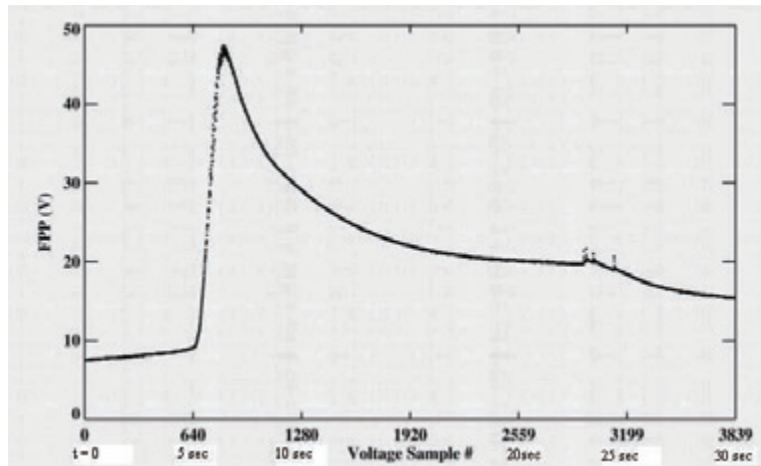
18



LEO Charging - ISS Rapid Charging Events



- **Rapid Charging Events (RCEs)**
 - Only occur when plasma densities are low
 - Take only a few seconds to develop
 - Due to rapid turn-on of arrays after eclipse – capacitive coupling makes dielectric surfaces take on potential of underlying solar cells
 - May lead to charging which is a **large fraction of the total string voltage**



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



19



LEO Equatorial Surface Charging - Effects and Mitigation



- **Effects**
 - Damage to thermal control coatings – dielectric breakdowns
 - On ISS, life-threatening ESD on astronaut EVA
 - Solar array damage
 - Atomic Oxygen can change charging
- **Mitigation**
 - Coat all surfaces with dielectrics that can withstand the solar array string voltage
 - Encapsulate conductors on arrays
 - Use low string voltages on solar arrays (< 70 V)
 - Turn-on array voltages slowly (a few minutes)

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



20



Deep Dielectric Charging - Introduction



- Electrons of > 200keV can penetrate thermal control blankets, **electrons of > 2 MeV and protons of > 10 MeV** can penetrate into Faraday cages of spacecraft electronics and bury themselves in dielectrics
- Many spacecraft dielectrics have a charge “bleedoff” time τ of about 10 hours:

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

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 .

- Under cold conditions, bleedoff time can reach days, weeks, months or years (as for James Webb Space Telescope)
- **When internal electric field exceeds breakdown strength of material, an internal arc occurs**
 - Caveat - breakdown strengths are not linear with thickness!

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



21



Deep Dielectric Charging – Resistivities



- Most published resistivities are the result of **ASTM test procedures**, and are **not valid for high resistivities**
- Proper resistivity measurements use the charge storage method and must be done in a vacuum
- Bulk resistivities are affected by temperature, electric field, and captured radiation dose in a material (radiation induced conductivity, RIC)
- Testing for the James Webb Space Telescope at low LN2 temperatures at MSFC has shown that even after 10 years of exposure to the radiation environment at L2, arcs can still occur due to deep dielectric charging in cabling

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



22



Deep Dielectric Charging – Effects

- For materials with density $>$ water (1 g/cm^3), **range is inversely proportional to density**. Use proper tables for your material (NIST website-estar and pstar)
- Most spacecraft place sensitive electronics inside a Faraday cage compliant with NASA TP-2361 (1 mm of Al or Mg or equivalent)
- Breakdowns in cables or dielectric materials can release all of the energy stored in their capacitance.
- Breakdowns can lead to computer latchups, bit-flips in control or communications electronics, permanent damage to integrated circuits, etc.

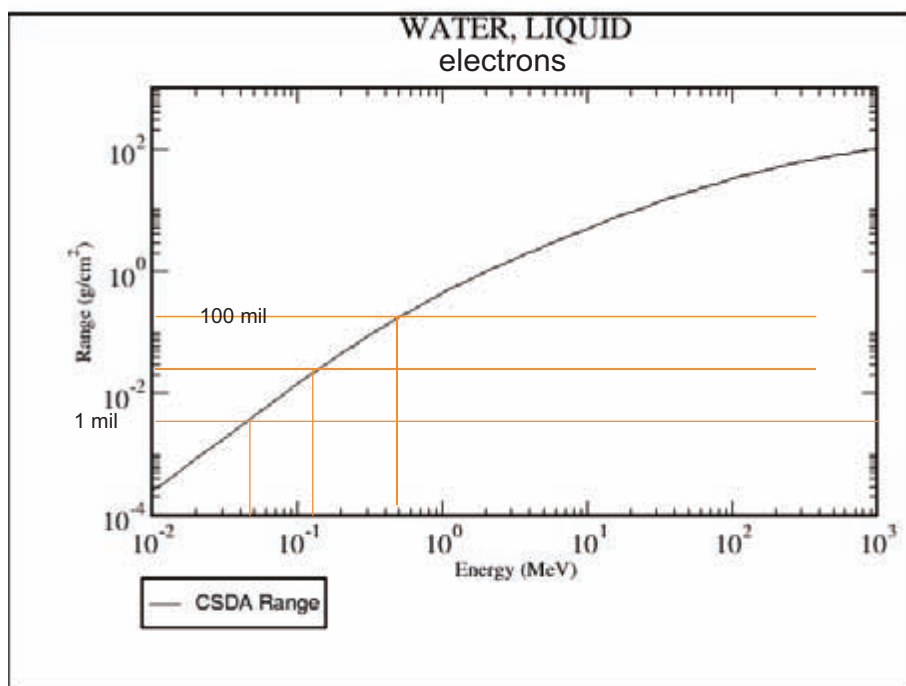
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



23



Deep Dielectric Charging – Depth vs Energy – electron example



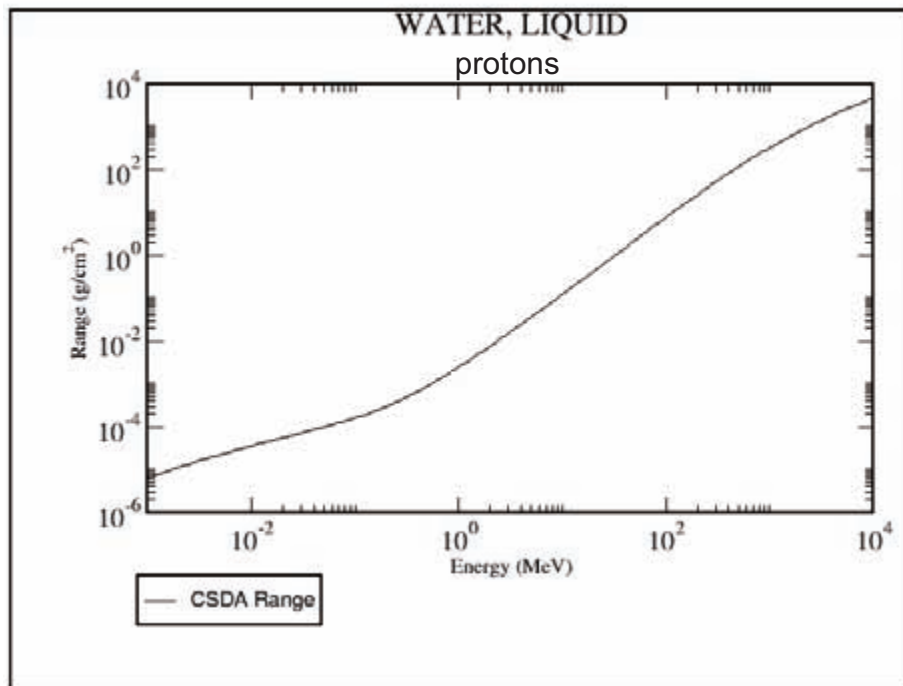
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



24



Deep Dielectric Charging – Depth vs Energy – proton example



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



25



How to Design to Prevent Space Weather Charging-Related Anomalies



- Harden all vital electronics and place in well-shielded Faraday cage
- Coat all surfaces with grounded conductors
- No ungrounded or unshielded wires or conducting areas (Galaxy 15 failure mechanism, NASA TP-2361)
- Design for more secondary electron emission and less photoemission (per Shu Lai, 2011, "Spacecraft Charging")
- Design and test arrays to prevent ESDs and sustained arcs (Tempo-2 failure mechanism, NASA-STD-4005, NASA-HDBK-4006, ISO 11221)
- Design spacecraft to prevent deep dielectric discharges (Anik-1 and 2 failure mechanism, NASA-HDBK-4002A)
- **Fly charge monitors and charging mitigation systems**

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



26



Building Spacecraft Immune to Arcing

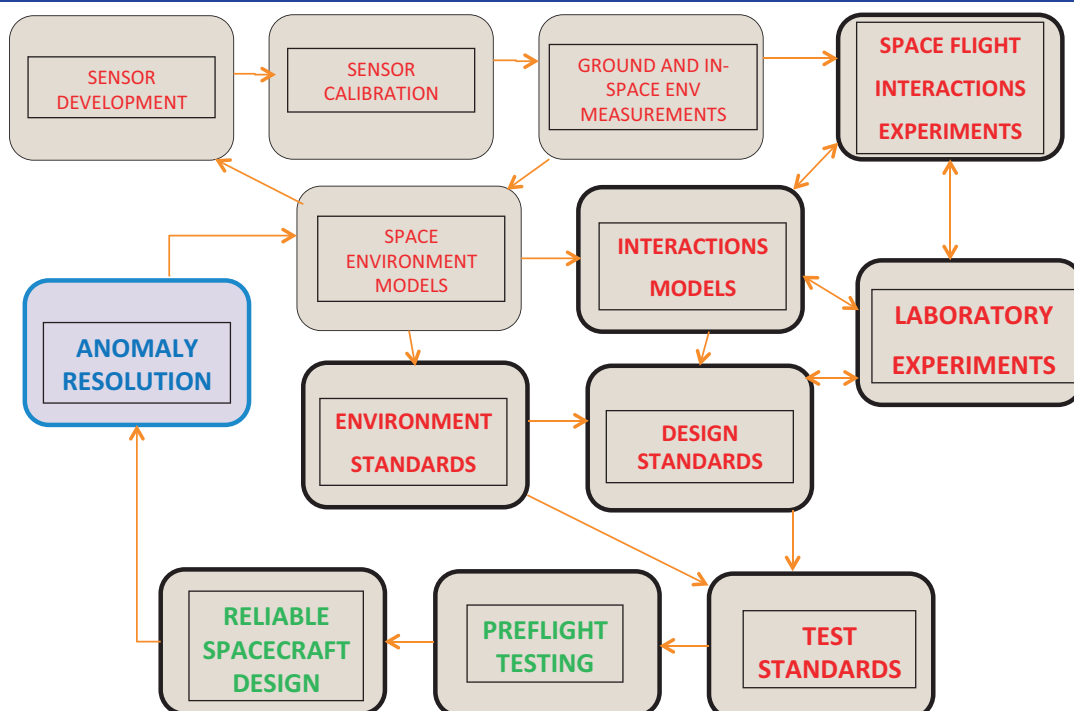
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



27



Steps in Developing Spacecraft that are Reliable in the Space Environment



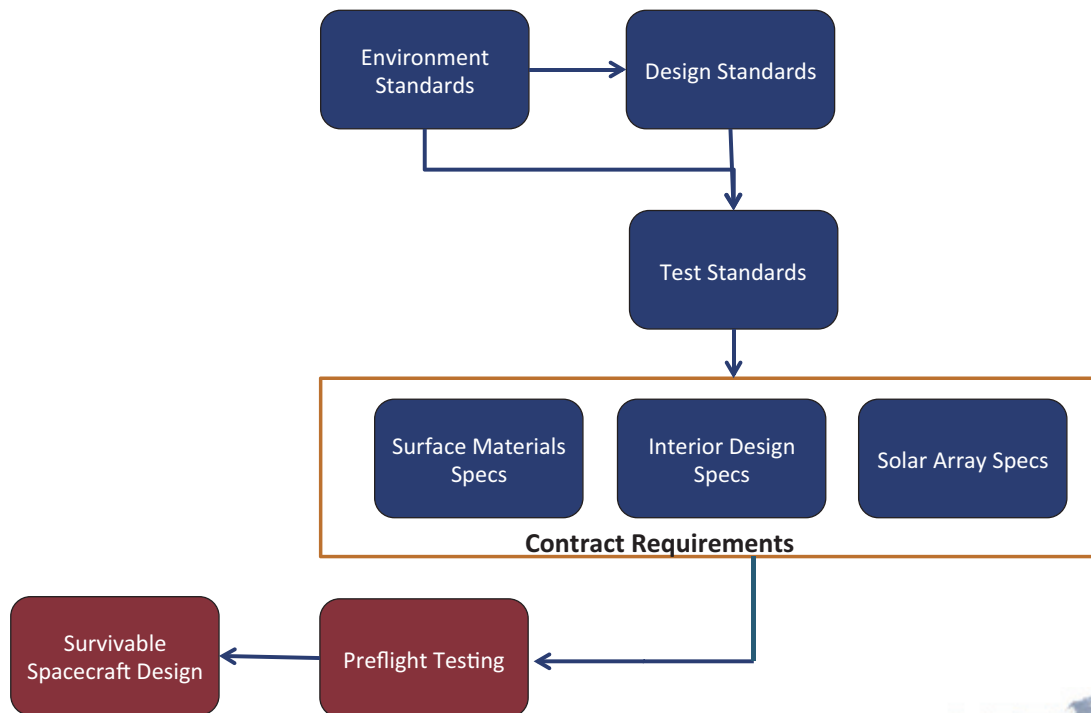
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



28



Technology Transfer Flowchart



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



29



Standards



- **National and International Design Standards**
 - JAXA JERG-2-211A – Design Standard, Spacecraft Charging and Discharging
 - ECSS-E-ST-20-06C – Space engineering, Spacecraft charging
 - US MIL-STD-1809 – Space Environment for USAF Space Vehicles
 - NASA TP-2361 – Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects
 - NASA-HDBK-4002A – Mitigating In-Space Charging Effects—A Guideline
 - NASA-STD-4005 – Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Standard
 - NASA-HDBK-4006 – Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Handbook
 - ANSI/AIAA S-115 – Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Standard Requirement and Associated Handbook
 - two ISO Standards in process:
 - ISO WD19923 - Space Systems - Spacecraft charging potential estimation in the worst case environments
 - ISO N1100 - Space Systems – Spacecraft Charging – Earth Orbit
- **International Testing Standard**
 - ISO 11221 – Space systems — Space solar panels — Spacecraft charging induced electrostatic discharge test methods

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



30



CHARGING - NEWS

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



31



US Air Force Interested in Measuring Space Environment Around AF Spacecraft



- Space Situational Awareness
 - If an anomaly occurs, we must be able to immediately tell whether it was the result of the natural environment (ie spacecraft arcing) or a hostile action
 - Monitor(s) on board spacecraft to measure space environment are the most straight-forward way of telling this
 - Monitors have previously flown on LANL satellites, some INTELSATs, SES and research satellites

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



32



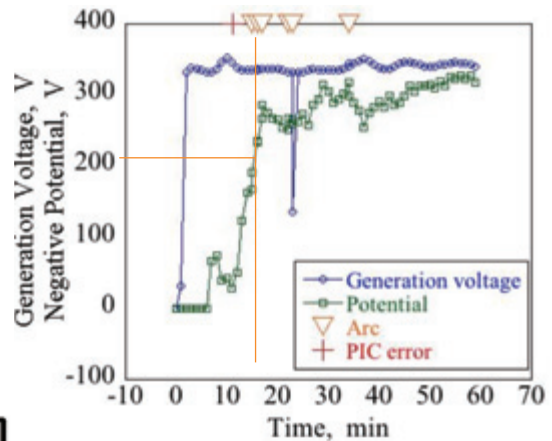
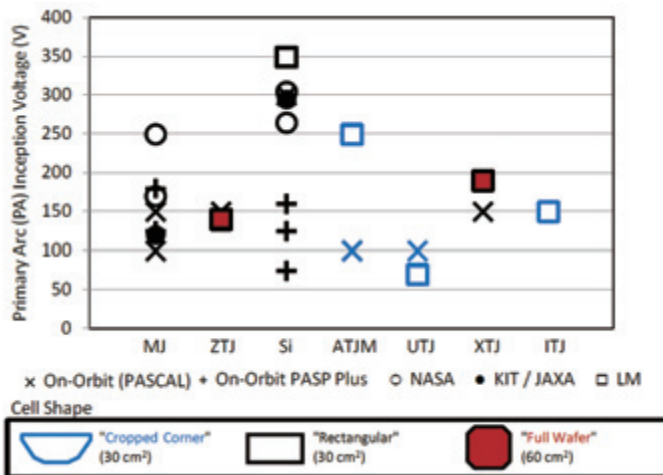
LEO Flight Experiments on Arc Thresholds and High Voltage Arrays



PASCAL on ISS: Threshold ~ 75 V, Triple Junction, cold

PASP-Plus: Threshold ~ 75 V, Silicon, cold

Horyu-II in LEO: Threshold ~ 200 V, Triple Junction, sun



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



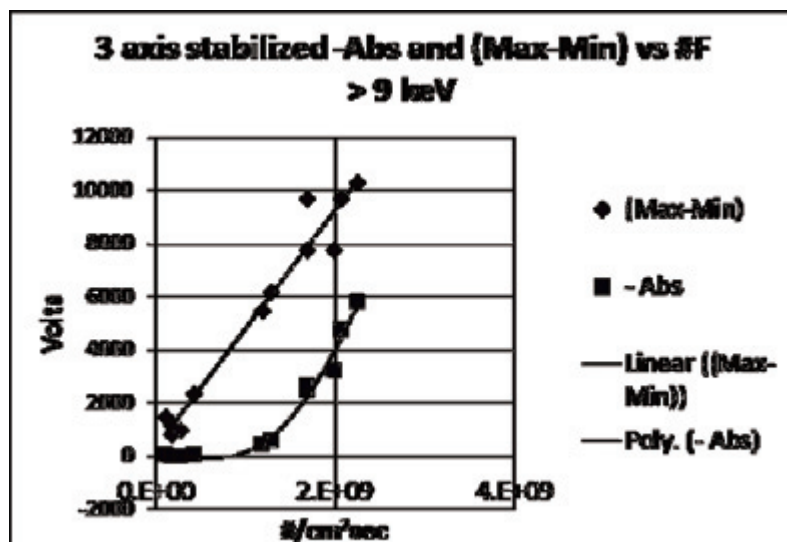
33



Space System Susceptibility



- What is the GEO “Driver” for Differential Charging?
 - Nascap runs say it is the total electron flux at $E > 9$ keV
 - Threshold for frame charging similar to “critical electron temperatures” of Dr. Shu Lai



Nascap simulations

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



34



The Importance of Prior States



- Sustained Arcing Events in 1997-2002 showed two preferred states –
 - In sunlight for at least three hours, or
 - Within a few minutes of going into or coming out of eclipse
- Lab Testing in a low flux GEO environment on eclipse exit shows arcing on every exit at **220 V** differential bias
- Lab Testing in a LEO environment shows –
 - Arc threshold of **70 V** differential bias!
 - Arc rate depends on UV flux over ten minutes prior to differential bias
- It is likely that these arcs were from a grounded cell to an adjacent cell and coverglass at positive potentials. Not the typical arc from a negative cell to its more positive coverglass

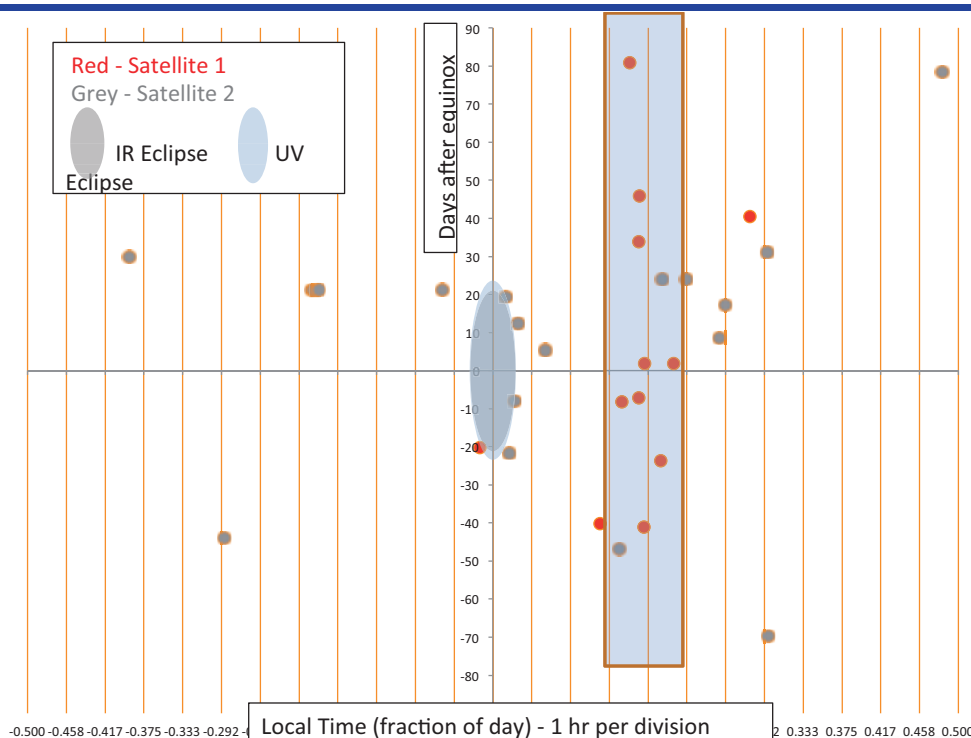
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



35



1997-2002 Sustained Arcing Events



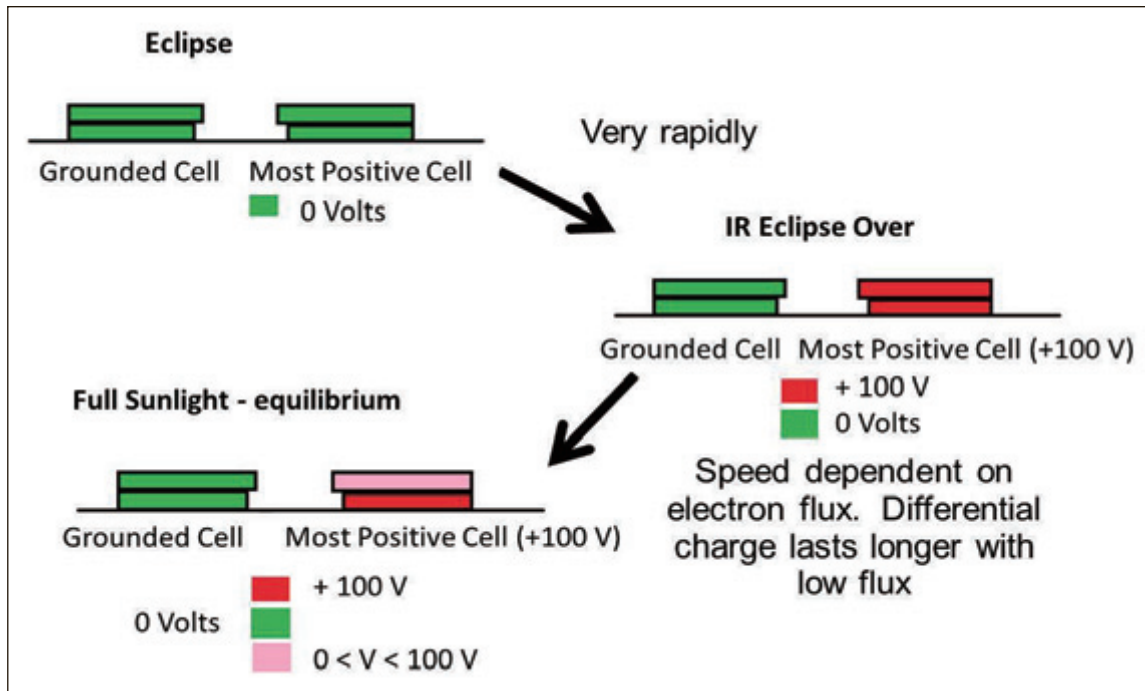
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



36



1997-2002 Sustained Arcing Events – Possible Scenario



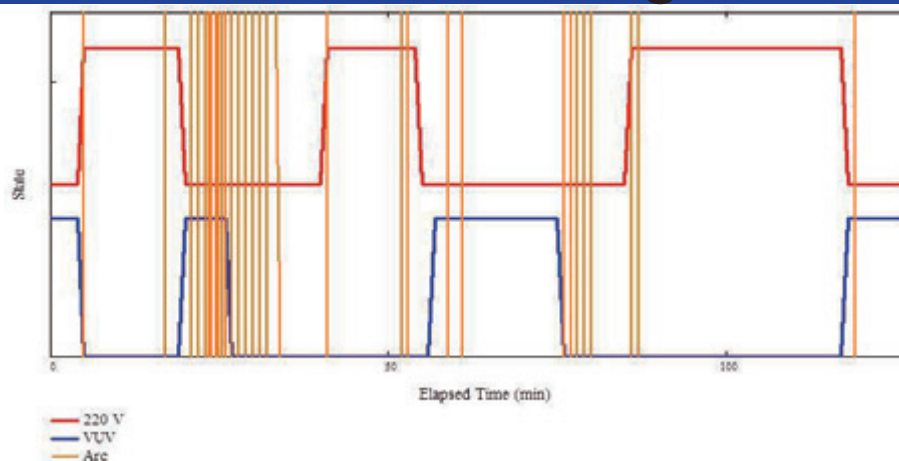
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



37



1997-2002 Sustained Arcing Events – GEO Lab Testing



- A low density plasma was created in the Jumbo chamber of the AFRL Spacecraft Charging and Instrument Calibration Lab (SCICL) with a very low flux electron gun at 20 keV
- A VUV source of about 1.4 suns at the sample was used to try to discharge the coverglasses after a 220 V run (probably useless on positive coverglasses)
- The power supply to provide the differential voltage was floated, so the cells would take on their respective potentials regardless of the frame floating potential
- No arcs occurred at $\Delta V < 220$ V – but every time 220 V was turned on the sample arced, as well as many times when UV was switched on

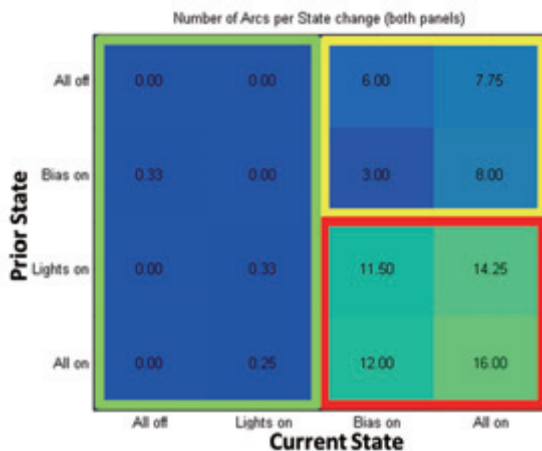
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



38



1997-2002 Sustained Arcing Events – LEO Lab Testing



- A high density, low temperature plasma was created in the Jumbo chamber of SCICL with a hollow cathode source (J. Williams)
- As in the GEO test, a VUV source of about 1.4 suns at the sample was used, but now the times of VUV and bias were randomly selected
- The power supply to provide the differential voltage was floated, so the cells would take on their respective potentials regardless of the frame floating potential
- No arcs occurred at $\Delta V < 70$ V – but arc rate at 70 V depended on prior state of VUV illumination

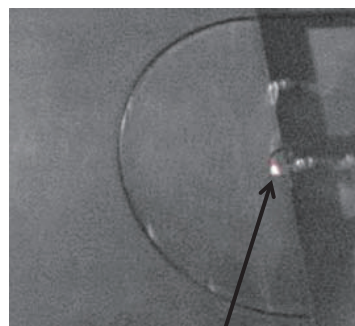
DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



39



Plasma Propagation Speed



Arc Site

Segment 2 Segment 1
Segment 3
Segment 4
Segment 5

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



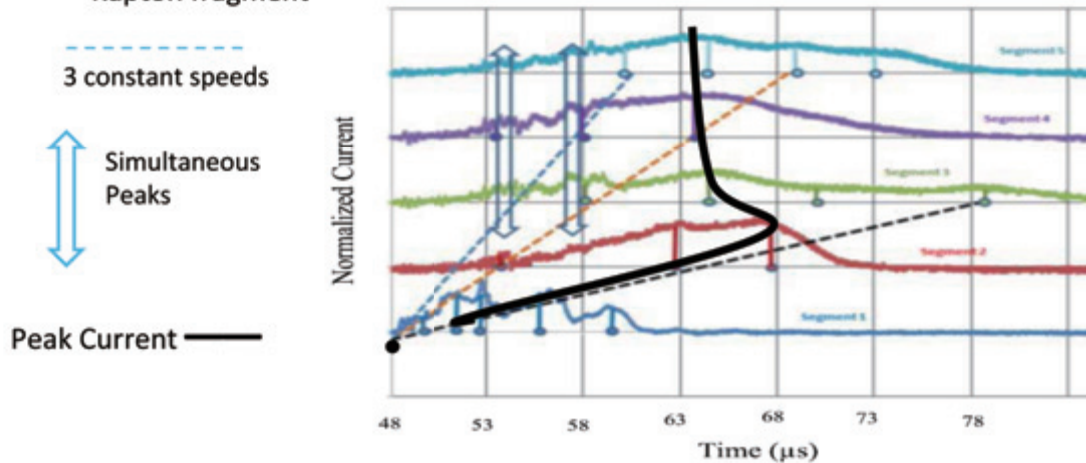
40



Plasma Propagation Speed



- Tracking separate peaks in current shows:
 - Three or more plasma components with \sim constant speeds
 - Peak in current at a given distance is **not** indicative of plasma speed of any component (below, peak current doubles back!)
 - Possible species (from relative speeds) may be aluminum, carbon, and a Kapton fragment



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



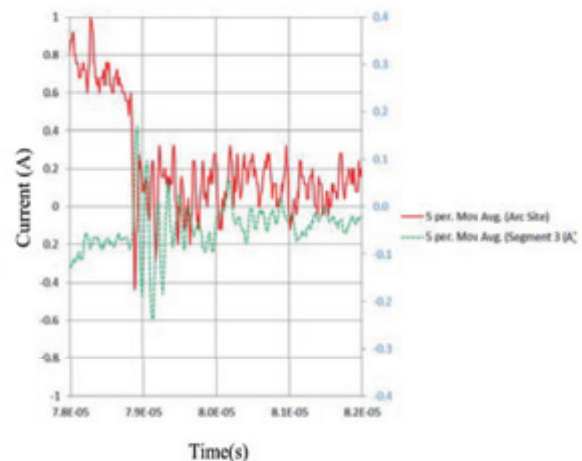
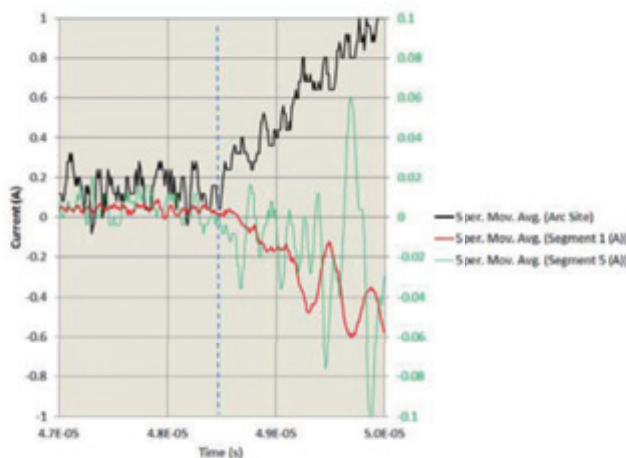
41



Plasma Propagation Speed



- Simultaneous onset and end of arc current at all distances from arc-site shows that conditions at arc-site determine arc plasma collection everywhere
- Abruptness of end of arc current (< 10 nanoseconds) precludes plasma propagation explanations (such as “fast electrons”)



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



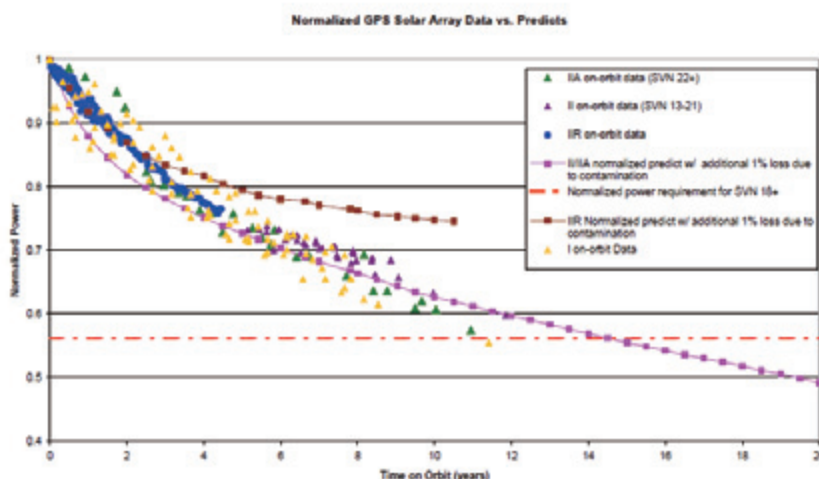
42



Arcing-Contamination as Source of GPS Satellite Power Degradation



- GPS satellites undergo unexplained power degradation in excess of that from radiation of perhaps 1.5% per year
- Likely source is contamination on solar arrays – flight sensor shows contamination
- Elimination of probable contamination source did not help
- Engineering solution to preserve EOL power was oversizing arrays by 25%



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



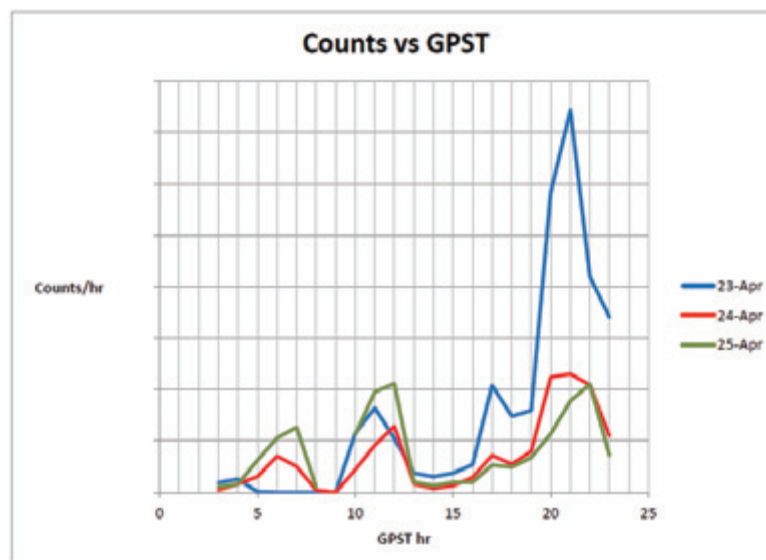
43



GPS Arcing as Source of Power Degradation



- GPS satellites have **USNDS detectors – nuclear detonation monitors**
- Many undispersed signals point to **arcing** on-board spacecraft
- 3 days data from 2014 shown below



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



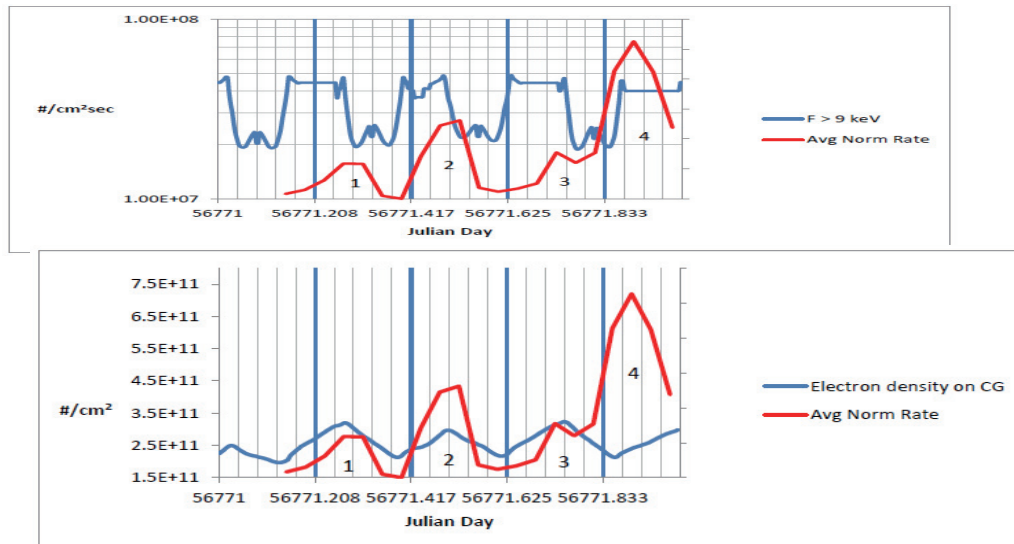
44



GPS Arcing as Source of Power Degradation



- AE9/AP9 environment of 10-30 keV electrons highly correlated with USNDS event rate – indicative of surface arcing
- Time delay (2.67 hrs) consistent with resistivity of glass – solar arrays?



DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



45



GPS Arcing as Source of Power Degradation



- Apparent arc threshold of ~ 2000 V
- Number of “arcs” consistent with contamination rates
- Observing campaign in progress to see if arcs can be seen by ground-based optical and radio telescopes
- If confirmed, arc mitigation may involve higher conductivity coverglasses, may allow 20% smaller solar arrays with no more spurious USNDS signals

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



46



Conclusions



- Spacecraft Charging can lead to arcing and arc-related damage, contamination, EMI
- Charging may be on the surface (< 100 keV electrons) or deeper in dielectrics (> 200 keV electrons)
- In all cases, surface charging is determined by the Current Balance Equation
- Photoemission and secondary electron emission may produce differential charging
- Many electrical properties of surface materials are important in charging calculations. Best models are full 3-D
- **Surface charging is mainly dependent on fluxes of electrons above $E = 9$ keV**
- Arcing is due to high electric fields from differential charging
- Primary arcs may sometimes lead to sustained arcs, with disastrous results
- Mitigation techniques are those that reduce electric fields at potential arc-sites
- Arc voltage thresholds in GEO are greater than those in LEO
- Arcs (and sustained arcs) in GEO typically occur within a few hours of midnight, on the morning side of the orbit
- **Prior states of UV illumination can change arc rates and thresholds**
- **Array voltages between cells can lower arc voltage thresholds**
- **Plasma propagation speed variations may reflect different arc-plasma components**
- **GPS satellite power degradation may be due to arc-caused contamination**

DISTRIBUTION STATEMENT A – Unclassified, Unlimited Distribution



47

10th Anniversary Lecture Series
Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering
 Kyushu Institute of Technology



An Overview of the Dynamic Interplay between the Space Environment & Spacecraft Materials

JR Dennison

*Materials Physics Group
 Physics Department
 Utah State University
 Logan, Utah USA*



Utah State University Materials Physics Group



Logan, Utah

Yellowstone, NP

Tetons, NP

Ares Arches, NP

Grand Canyon, NP



Support & Collaborations

NASA SEE Program
JWST (GSFC/MSFC)
Solar Probe Mission (JHU/APL)
Rad. Belt Space Probe (JHU/APL)
Solar Sails (JPL)
AFRL
Boeing
Box Elder Innovations
Ball Aerospace
Orbital
LAM
USU Blood Fellowship
USU PDRF Fellowships
AFRL/NRC Fellowship
NASA Grad Res. Fellowships



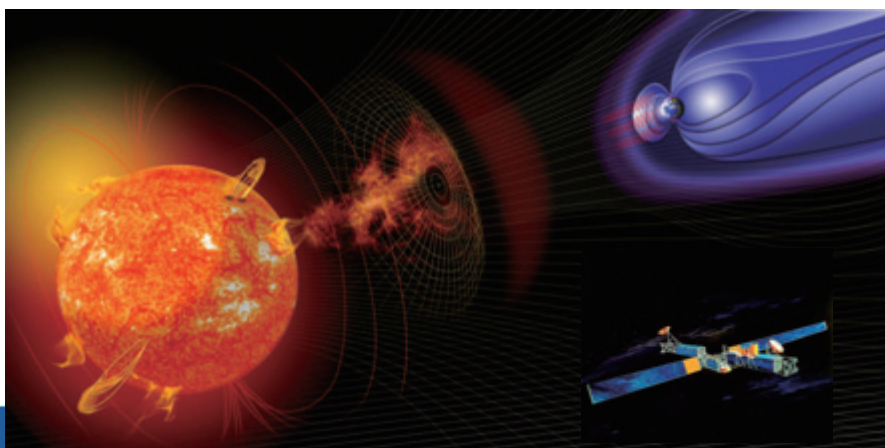
Utah State University

MATERIALS
PHYSICS GROUP

USU MPG
Webpage



Spacecraft Charging



The sun gives off high energy charged particles.

These particles interact with the Earth's atmosphere and magnetic field in interesting ways.

High energy particles imbed charge into spacecraft surfaces.

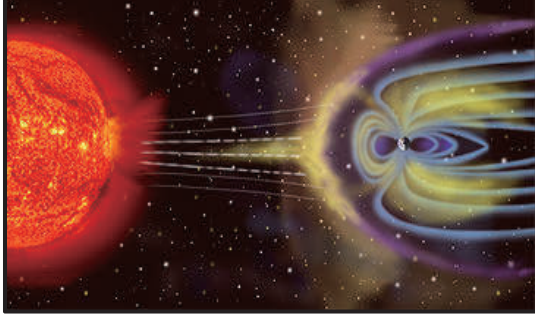
Space environments affect spacecraft and their performance.
How do we quantify these effects and mitigate degradation?

The Space Environment

Dynamics of the space environment and satellite motion lead to dynamic spacecraft charging (min to decades)

- Solar Flares, CME, Solar Cycle
- Orbital eclipse, Rotational eclipse

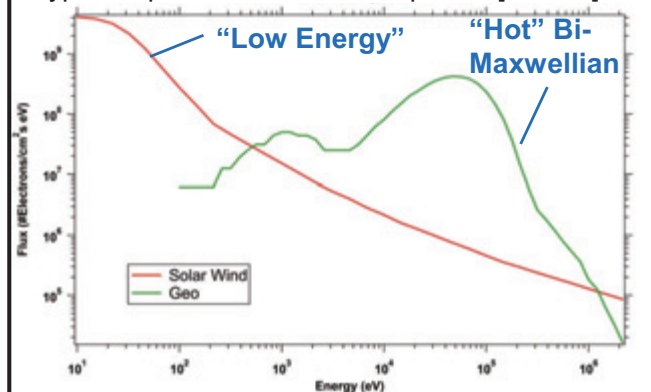
Solar wind and Earth's magneto-sphere structure.



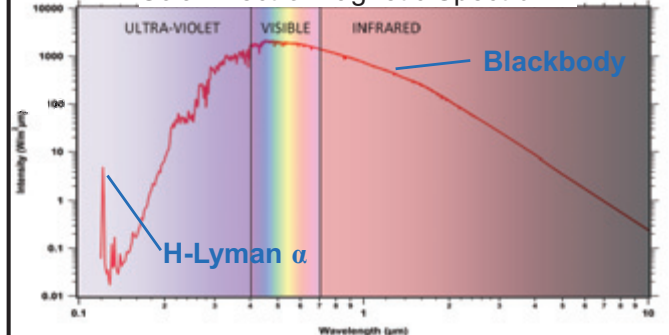
Incident fluxes of:

- Electrons, e^-
- Ions, I^+
- Photons, γ
- Particles, m

Typical Space Electron Flux Spectra [Larsen].



Solar Electro-magnetic Spectrum.



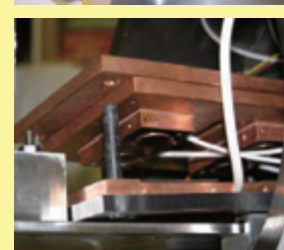
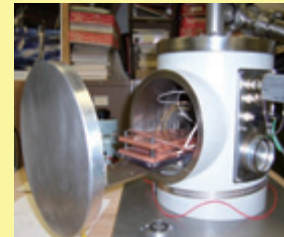
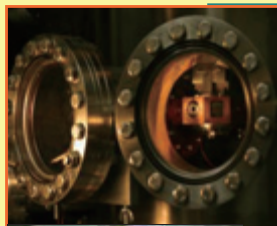
6

USU Materials Physics Group Facilities & Capabilities

Conductivity
Electrostatic Discharge
Induced Arcing
Pulsed Electroacoustics

Electron Induced Emission
Ion Induced Emission
Photon Induced Emission:
Cathodoluminescence

Radiation Damage
Environmental Simulations
Sample Characterization
& Preparation



Environment ↔ Materials ↔ Materials ↔ Spacecraft
Conditions Conditions Properties Charging

7

Some Unsolicited Advice for Students (and an outline for the talk)

- *Define the problem*
- *Develop useful skills*
 - *Advanced knowledge*
 - *Experimental skills*
 - *Modeling skills to tie these together*
 - *Breadth to recognize important trends*
- *Keep your eyes open!*

Let me share four examples

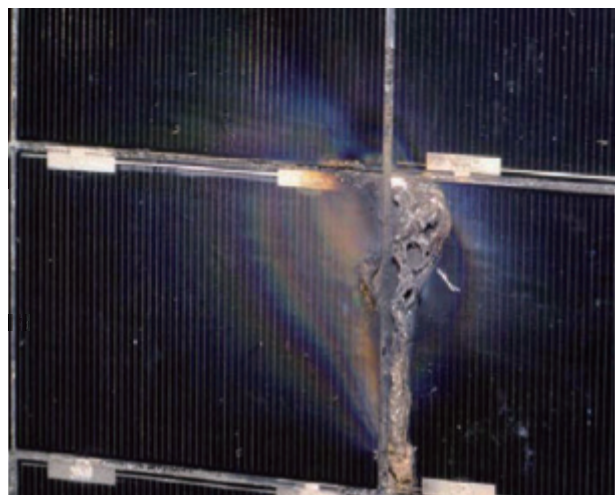
Primary Motivation For Our Research—Spacecraft Charging

NASA's concern for spacecraft charging is caused by plasma environment electron, ion, and photon-induced currents.

Charging can cause performance degradation or complete failure.

Majority of all spacecraft failures and anomalies due to the space environment result from plasma-induced charging

- *Single event interrupts of electronics*
- *Arching*
- *Sputtering*
- *Enhanced contamination*
- *Shifts in spacecraft potentials*
- *Current losses*



Where Materials Testing Fits into the Solution

Charge Accumulation

- Electron yields
- Ion yields
- Photoyields

Charge Transport

- Conductivity
- RIC
- Dielectric Constant
- ESD

As functions of materials species, flux, and energy.

Spacecraft Potential Models

Materials Properties

Dynamics of the space environment and satellite motion lead to dynamic spacecraft charging

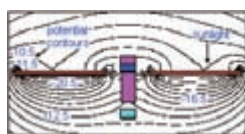
- Solar Flares
- Rotational eclipse

Satellite Moving through Space

Space Plasma Environment

Complex dynamic interplay between space environment, satellite motion, and materials properties

Integration with Spacecraft Charging Models



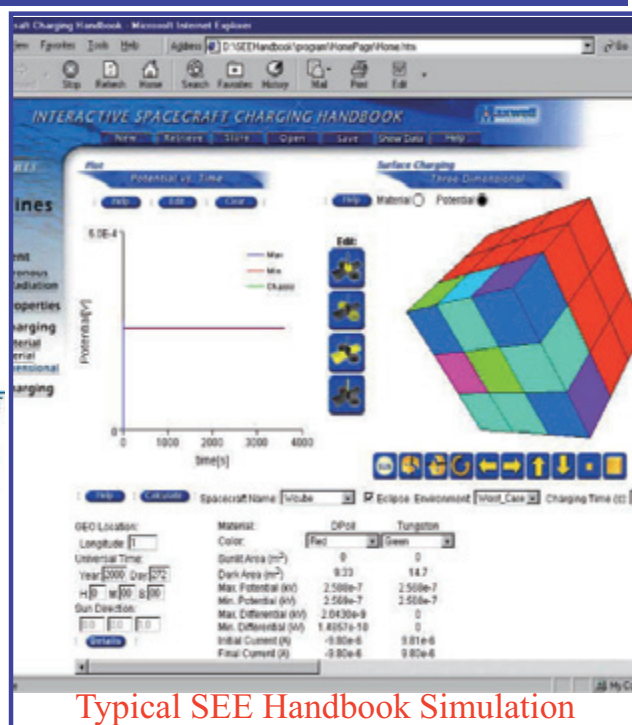
SEE Handbook or NASCAP predicts on-orbit spacecraft charging in GEO and LEO environments

Utah State University

Materials Research

SAIC
An Employee-Owned Company

NASCAP
Upgrades



What do you need to know about the materials properties?

STATIC Charging codes such as NASCAP-2K SPENVIS, or MUSCAT and NUMIT2 or DICTAT require:

Charge Accumulation

- Electron yields
- Ion yields
- Photoyields
- Luminescence

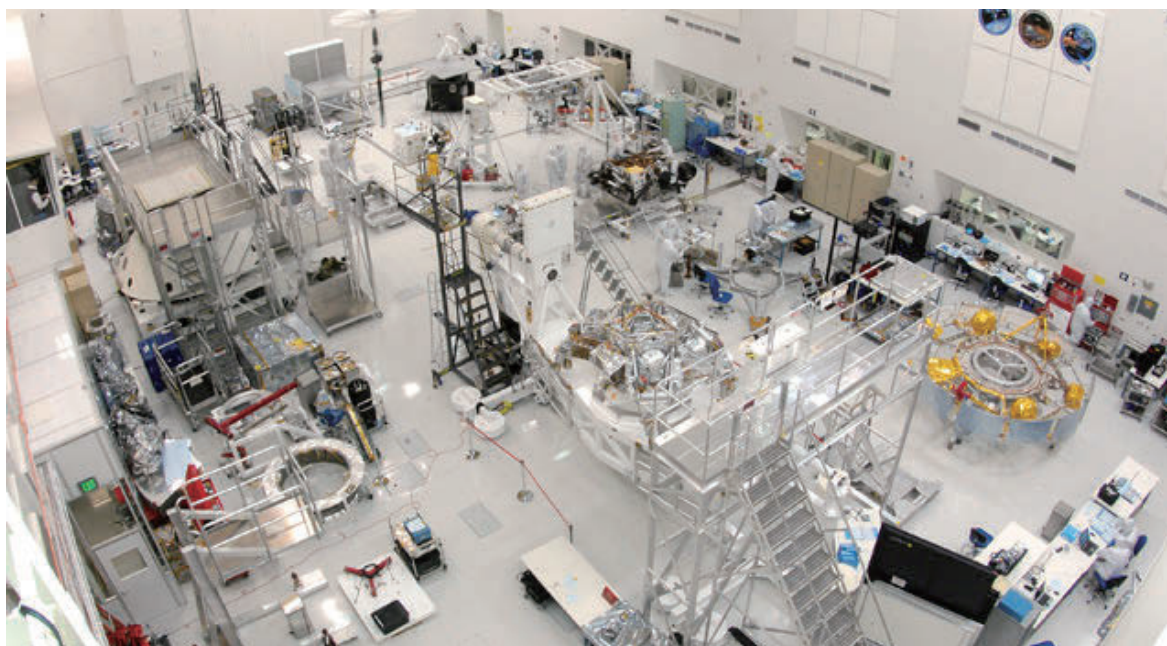
Charge Transport

- Conductivity
- RIC
- Permittivity
- Electrostatic breakdown
- Penetration range

ABSOLUTE values as functions of materials species, flux, fluence, and energy.

Parameter	Value
[1] Relative dielectric constant; ϵ_r (Input as 1 for conductors)	1, NA
[2] Dielectric film thickness; d	0 m, NA
[3] Bulk conductivity; σ_0 (Input as -1 for conductors)	-1; $(4.26 \pm 0.04) \cdot 10^7 \text{ ohm}^{-1} \cdot \text{m}^{-1}$
[4] Effective mean atomic number $\langle Z_{\text{eff}} \rangle$	50.9 \pm 0.5
[5] Maximum SE yield for electron impact; δ_{max}	1.47 \pm 0.01
[6] Primary electron energy for δ_{max} ; E_{max}	(0.569 \pm 0.07) keV
[7] First coefficient for bi-exponential range law, b_1	1 Å, NA
[8] First power for bi-exponential range law, n_1	1.39 \pm 0.02
[9] Second coefficient for bi-exponential range law, b_2	0 Å
[10] Second power for bi-exponential range law, n_2	0
[11] SE yield due to proton impact $\delta^{\text{H}}(1\text{keV})$	0.3364 \pm 0.0003
[12] Incident proton energy for $\delta^{\text{H}}_{\text{max}}$; $E^{\text{H}}_{\text{max}}$	(1238 \pm 30) keV
[13] Photoelectron yield, normally incident sunlight, j_{pho}	$(3.64 \pm 0.4) \cdot 10^{-5} \text{ A} \cdot \text{m}^{-2}$
[14] Surface resistivity; ρ_s (Input as -1 for non-conductors)	-1 ohms-square ⁻¹ , NA
[15] Maximum potential before discharge to space; V_{max}	10000 V, NA
[16] Maximum surface potential difference before dielectric breakdown discharge; V_{punch}	2000 V, NA
[17] Coefficient of radiation-induced conductivity, σ_r ; k	0 ohms ⁻¹ ·m ⁻¹ , NA
[18] Power of radiation-induced conductivity, σ_r ; Δ	0, NA

Spacecraft Assembly Facilities



Courtesy of NASA JPL

Spacecraft Materials and Uses

This large communication satellite incorporates materials which are contained in SUSpECS.

Graphite Composite

Au/Mylar

Kapton

Black Kapton

Aquadag

Al

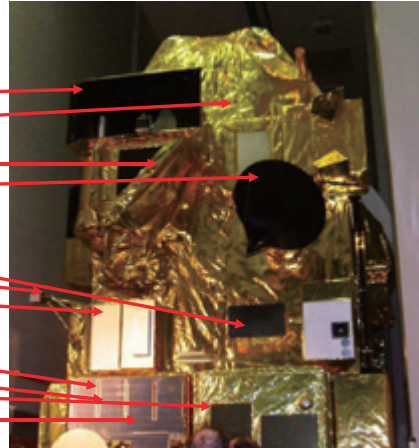
White Paint

ITO

RTV

FR4

Coverglass



Courtesy of JAXA

SUSpECS Material Samples List

Material	Source	
C01 COC A5/N720 Oxide (Carbon Fiber Composite) (CMC)	ATK	Provided By ATK
C02 COC S200 Nanoside CMC	ATK	
C03 Thick Carbon-Carbon Composite #1	ATK	
C04 Thick Carbon-Carbon Composite #2	ATK	
C05 Thick Fiber Filled Carbon-Carbon Composite	ATK	
C06 Thick Carbon-Phenolic Composite	ATK	
C07 Thick Graphite Epoxy Film - No Hole	ATK	
C08 Thick Graphite Epoxy Film - With Hole	ATK	
C09 COC B400 Nanoside CMC	ATK	
C10 COC S200H Nanoside CMC	ATK	
C11 COC S300 Nanoside CMC	ATK	Provided By Utah State University
E01 Kapton on Aluminum	Sheldahl	
E02 Teflon on Aluminum	Sheldahl	
E03 Mylar on Aluminum	Sheldahl	
E04 Nylon 6/6	McMaster-Carr	
E05 SiO ₂ (Fused Quartz)	UQO Optics	
E07 Al ₂ O ₃ (Sapphire)	UQO Optics	
E11 Germanium on Kapton	Sheldahl	
E12 Anodized Aluminum (Chromic Acid Etch)	NASA / MSFC	
E13 Anodized Aluminum (Sulfuric Acid Etch)	NASA / MSFC	
E15 UV Coated Cover Glass	OCUL	
E17 FR4 Printed Circuit Board Material	CRRES NASA	SDI
E18 Cu-1147 RTV on Copper	Boeing	
E19 DCB-500 RTV on Copper	Boeing	
E28 Borosilicate Glass	UQO Optics	
T01 Gold (99.99% Purity)	ESPI	
T02 Aluminum (99.999% Purity)	ESPI	
T03 316 Stainless Steel	McMaster	
T04 Gold (99.99% Purity) on 316 Stainless Steel	Gold Plating	
T05 20% Cu (99.99% Purity)	McMaster	
T06 Silver (99.999% Purity)	United Material	
T07 Inconel on Silver on Teflon on ITO	Sheldahl	SDI
T10 p-C (Graphitic Amorphous Carbon) on Copper	Arizona Carbon	
T11 Aquadag on Copper	LADO Research	
T12 COC Black Kapton	Sheldahl	
T13 Thick Film Black	Sheldahl	
T14 ITO on Teflon on Silver on Inconel	Sheldahl	
T26 White Paint (Zinc Oxide Thermal Control Paint)	SDI	
T27 Composite (GFR TS Carbon Composite)	SDI	

Dale Ferguson's "New Frontiers in Spacecraft Charging"

#1 Non-static Spacecraft Materials Properties

#2 Non-static Spacecraft Charging Models

These result from the complex dynamic interplay between space environment, satellite motion, and materials properties

Specific focus of this talk is the change in materials properties as a function of:

- Time (Aging), t
- Temperature, T
- Accumulated Energy (Dose), D
- Dose Rate, \dot{D}
- Accumulated Charge, ΔQ or ΔV
- Charge Profiles, $Q(z)$
- Charge Rate (Current), \dot{Q}
- Conductivity Profiles, $\sigma(z)$

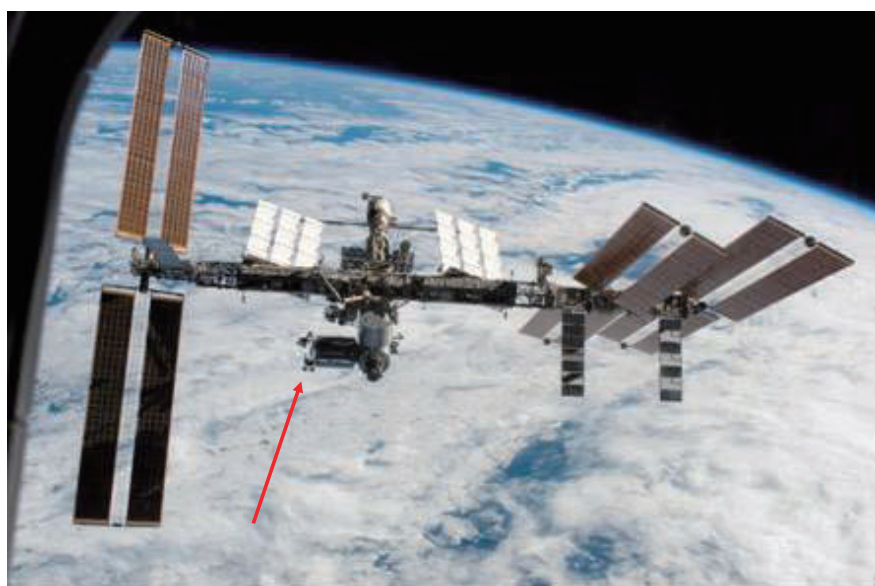
Case Study One

The Poster Child for Space Environment Effects

It is important that students bring a certain ragamuffin barefoot irreverence to their studies; they are not here to worship what is known, but to question it.

—Jacob Bronowski, *The Ascent of Man*

SUSpECS on MISSE 6

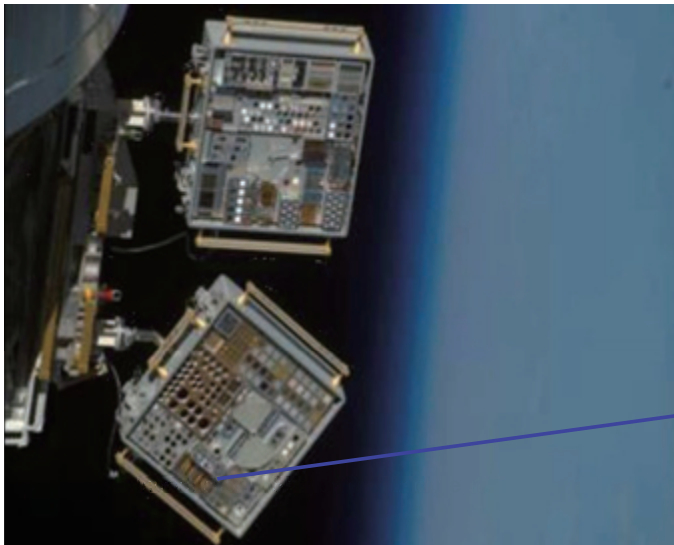


Deployed
March 2008
STS-123

Retrieved
August 2009
STS-127

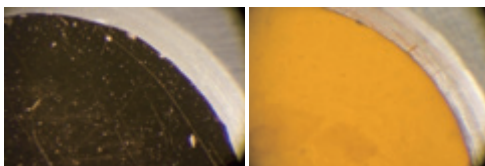
The International Space Station with SUSpECS just left of center on the Columbus module.

SUSpeCS Samples on the ISS

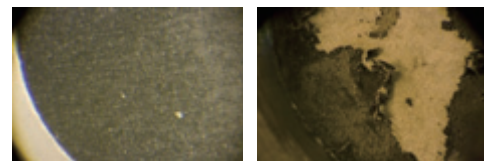


MISSE 6 exposed to the space environment. The SUSpeCS double stack can be seen in the bottom center of the lower case. The picture was taken on the fifth EVA, just after deployment.

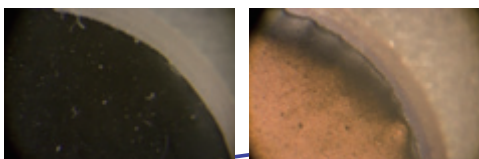
Evolution of Contamination and Oxidation



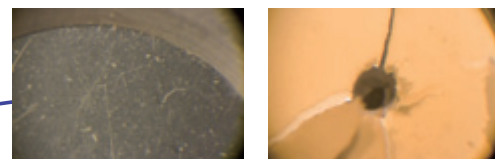
Before After
Kapton, HN



Before After
Ag



Before After
Black Kapton



Before After
Ag coated Mylar with micrometeoroid impact

Evolution of Materials Properties



Ag coated Mylar

- Atomic Oxygen removes Ag
- UV Yellows clear PET
- Micrometeoroid impact
- Continued aging



Dynamic changes in materials properties are clearly evident.

How will changes affect performance?

How will changes affect other materials properties?

Study of Materials Properties



UV Exposure



Atomic Oxygen Exposure



Electron Flux Exposure



Hypervelocity Impact

Case Study Two

A Grand Tour of Space Environments and Their Effects

Know the physics of your problem

“We anticipate significant thermal and charging issues.”

J. Sample

A Puzzle from Solar Probe Plus: Temperature and Dose Effects

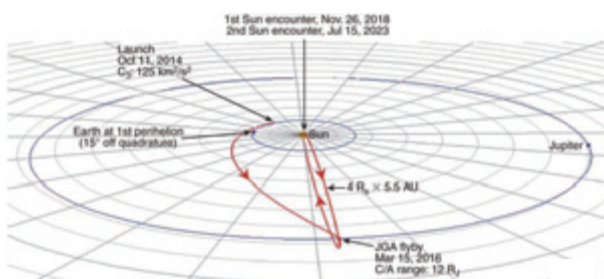


Figure 4-1. Solar Probe mission summary.

Wide Orbital Range
Earth to Jupiter Flyby
Solar Flyby to $4 R_s$

*Charging Study by Donegan,
Sample, Dennison and Hoffmann*

Wide Temperature Range
<100 K to >1800 K

Wide Dose Rate Range
Five orders of magnitude
variation!

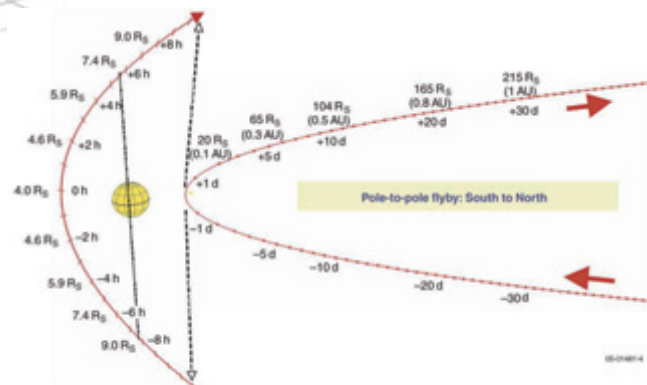
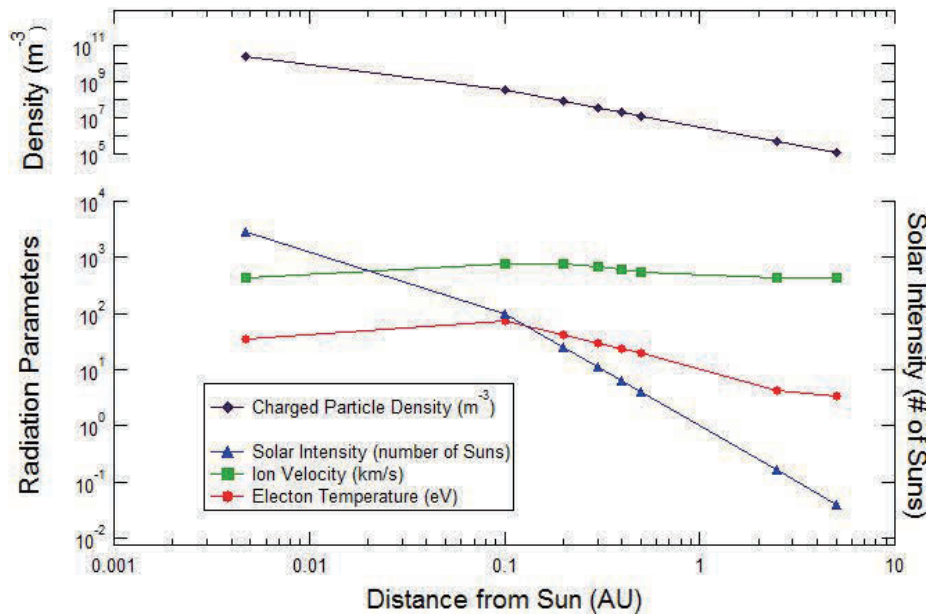


Figure 4-2. Solar encounter trajectory and timeline. Science operations begin at perihelion -5 days ($65 R_s$) and continue until perihelion $+5$ days.

A Very Wide Range of Environmental Conditions



Wide Orbital Range
Earth to Jupiter Flyby
Solar Flyby to $4 R_s$

Wide Temperature Range
<100 K to >1800 K

Wide Dose Rate Range
Five orders of magnitude variation!

Temperature Effects on Materials Properties

Strong T Dependence for Insulators

Charge Transport

- Conductivity
- RIC
- Dielectric Constant
- ESD

Examples:

IR and X-Ray Observatories

JWST, WISE, WMAP, Spitzer, Herschel, IRAS, MSX, ISO, COBE, Planck

Outer Planetary Mission

Galileo, Juno, JEO/JGO, Cassini, Pioneer, Voyager,

Inner Planetary Mission

SPM, Ulysses, Magellan, Mariner

Radiation Effects

Large Dosage ($>10^8$ Rad)

Medium Dosage ($>10^7$ Rad)

Low Dose Rate ($>10^0$ Rad/s)

“ Earth is for Wimps ” H. Garrett

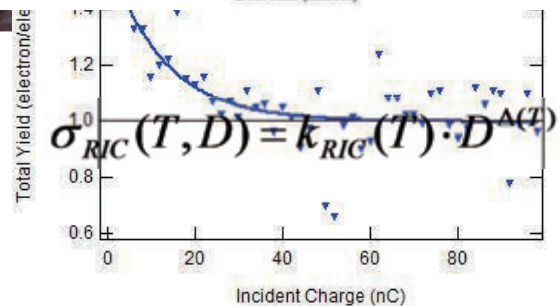
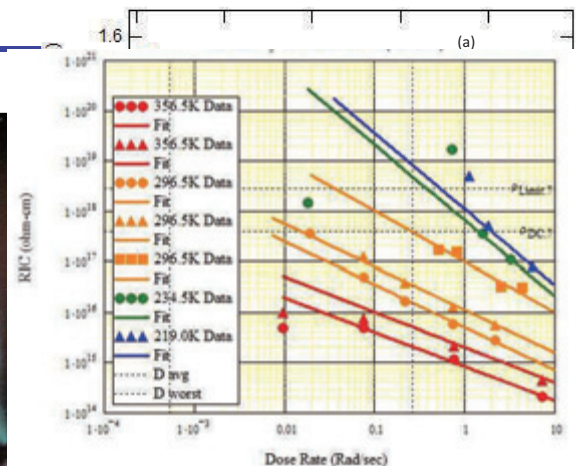
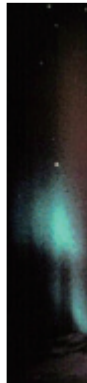
Examples: RBSP, MMS, JUNO, JGO/JEO

“ auroral fields may cause significant surface charging ” H. Garrett

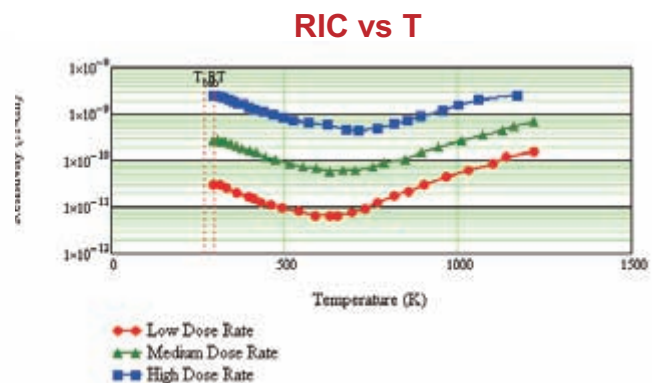
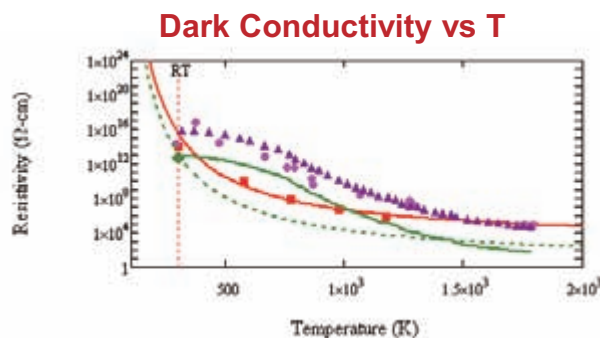
Mechanical and Optical Properties (RIC)

Temperature and Emission Properties
Examples: RBSP, JUNO, JGO/JEO

Mechanical and Optical Materials Damage



Combined Temperature and Dose Effects



Dark Conductivity

$$\sigma_{DC}(T) = \sigma_o^{DC} e^{-E_o/k_B T}$$

RIC

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

Dielectric Constant

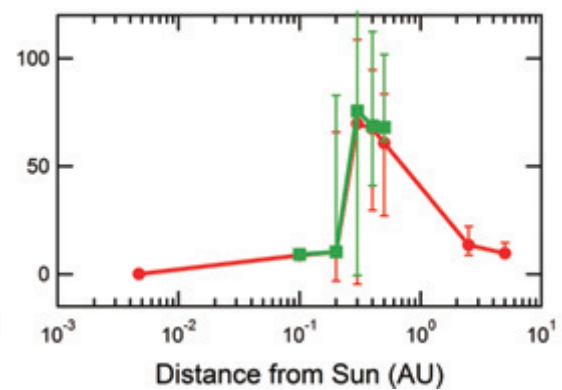
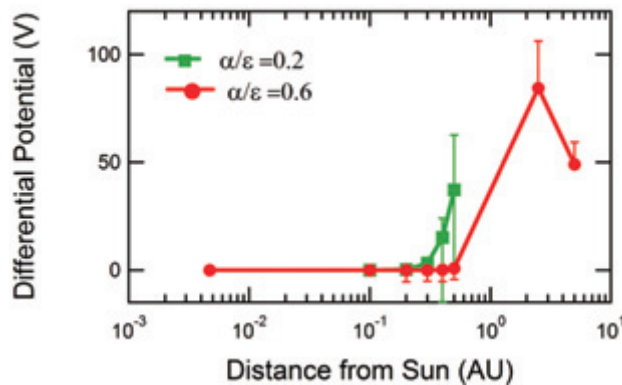
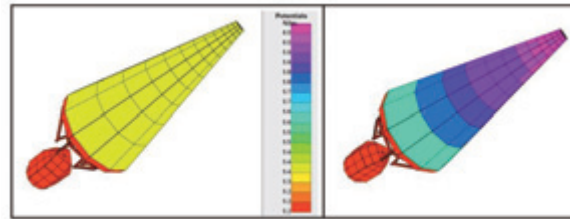
$$\epsilon_r(T) = \epsilon_{RT} + \Delta_\epsilon(T - 298 K)$$

Electrostatic Breakdown

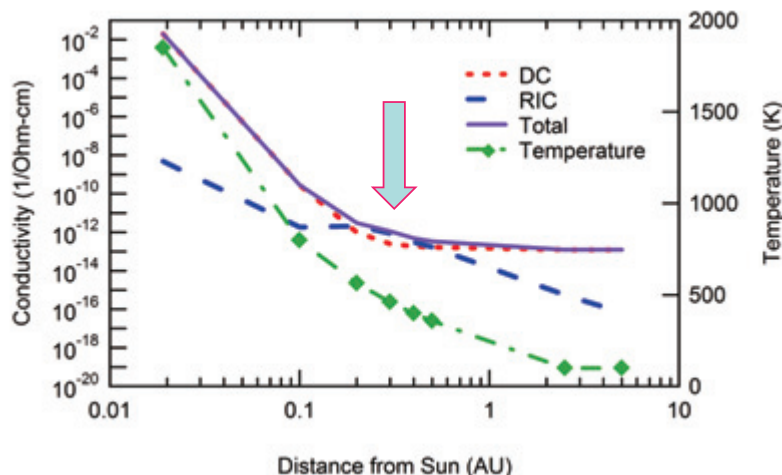
$$E_{ESD}(T) = E_{ESD}^{RT} e^{-\alpha_{ESD}(T-298 K)}$$

Charging Results: Temperature and Dose Effects

Modeling found a peak in charging at ~0.3 to 2 AU



Explanation of the Temperature and Dose Effects



General Trends

Dose rate decreases as $\sim r^{-2}$
 T decreases as $\sim e^{-r}$
 σ_{DC} decreases as $\sim e^{-1/T}$
 σ_{RIC} decreases as $\sim e^{-1/T}$
and decreases as $\sim r^2$

A fascinating trade-off

- *Charging increases from increased dose rate at closer orbits*
- *Charge dissipation from T -dependant conductivity increases faster at closer orbits*

Case Study Three

Electron Transport Measurements and Spacecraft Charging

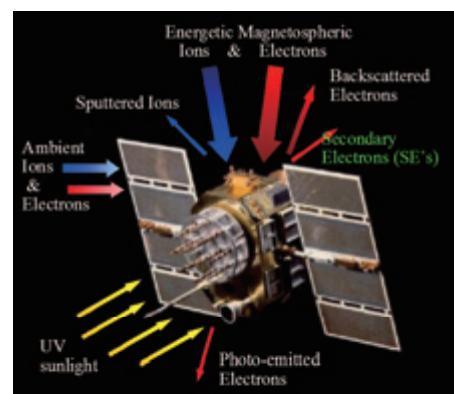
Unexpected consequences from unexpected sources

Spacecraft Interactions with Space Plasma Environment

Spacecraft adopt potentials in response to interaction with the plasma environment.

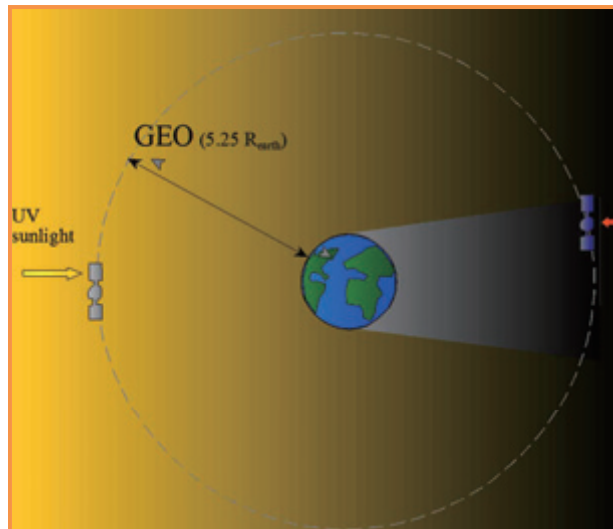
- Incident fluxes and electron emission govern amount of charge accumulation
- Resistivity governs:
 - Where charge will accumulate
 - How charge will redistribute across spacecraft
 - Time scale for charge transport and dissipation
- Conservation of charge implies:

$$Q_{net} = \{Q_{Incident} - Q_{Emitted}\}$$



Incident and Emitted Currents that Result in Spacecraft Charging

Orbit Time and Charge Decay Time



Typical orbits from 1 to 24 hours.

Treating thin film insulator as simple capacitor, charge decay time proportional to resistivity.

$$\tau = \rho \epsilon_r \epsilon_0$$

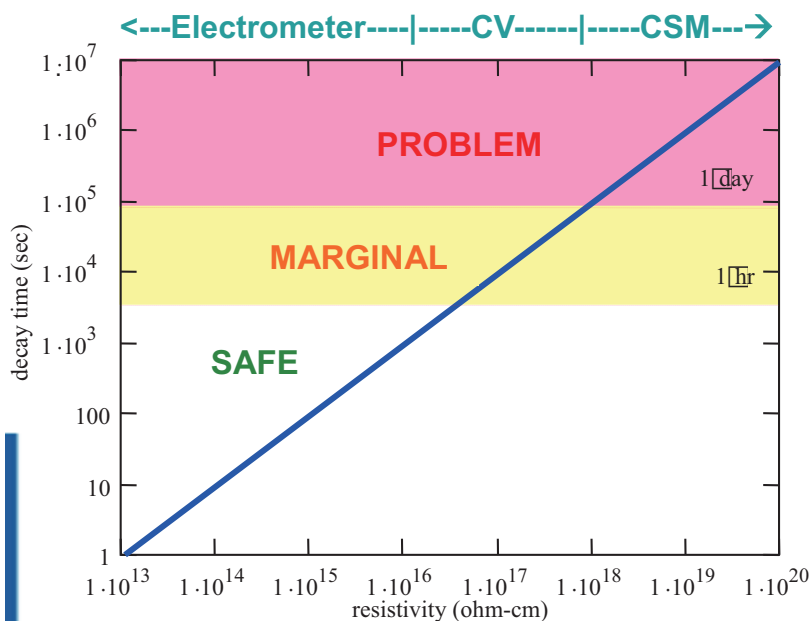
$$1 \text{ hr} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 4 \cdot 10^{16} \Omega\text{-cm}$$

$$1 \text{ day} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 1 \cdot 10^{18} \Omega\text{-cm}$$

$$1 \text{ yr} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 4 \cdot 10^{20} \Omega\text{-cm}$$

$$10 \text{ yr} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 4 \cdot 10^{21} \Omega\text{-cm}$$

Critical Time Scales and Resistivities



Range of
Charge Storage Method

$$1 \text{ min} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 1 \cdot 10^{15} \Omega\text{-cm}$$

$$1 \text{ hr} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 4 \cdot 10^{16} \Omega\text{-cm}$$

$$1 \text{ day} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 1 \cdot 10^{18} \Omega\text{-cm}$$

$$1 \text{ yr} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 4 \cdot 10^{20} \Omega\text{-cm}$$

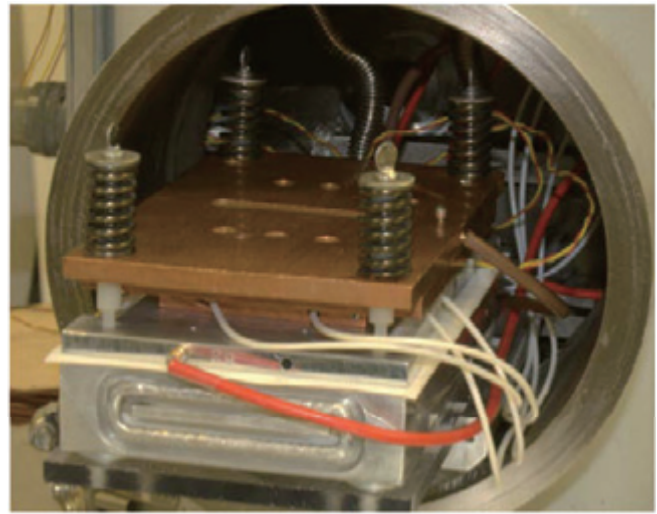
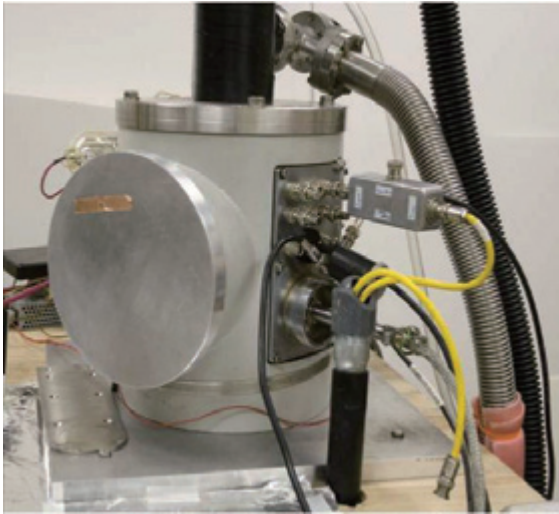
$$10 \text{ yr} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 4 \cdot 10^{21} \Omega\text{-cm}$$

$$500 \text{ yr} \rightarrow \rho \cdot \epsilon_0 \sim 1 \cdot 10^{23} \Omega\text{-cm}$$

Decay time vs. resistivity base on simple capacitor model.

$$\tau = \rho \epsilon_r \epsilon_0$$

Extremely Low Conductivity



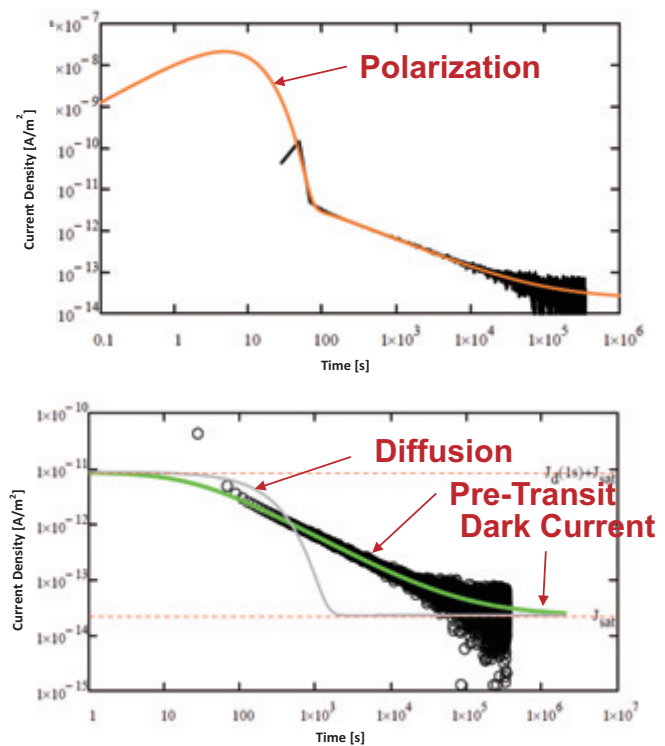
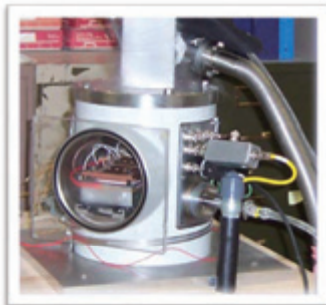
Constant Voltage Conductivity

- Time evolution of conductivity
- $<10^{-1}$ s to $>10^6$ s
- ± 200 aA resolution
- $>5 \cdot 10^{22}$ $\Omega\text{-cm}$
- ~ 100 K $< T < 375$ K

34

Constant Voltage Conductivity

Constant Voltage Chamber configurations inject a continuous charge via a biased surface electrode with no electron beam injection



Conductivity vs Time

$$\sigma(t) = \sigma_{DC} \left[\underbrace{1}_{\text{Dark Current}} + \underbrace{\frac{\sigma_{AC}(v)}{\sigma_{DC}}}_{\text{AC}} + \underbrace{\frac{\sigma_{pol}^0}{\sigma_{DC}} e^{-\frac{t}{\tau_{pol}}}}_{\text{Polarization}} + \underbrace{\frac{\sigma_{diffusion}^0}{\sigma_{DC}} t^{-1}}_{\text{Diffusion}} + \underbrace{\frac{\sigma_{dispersive}^0}{\sigma_{DC}} t^{-(1-\alpha)}}_{\text{Pre-Transit}} + \underbrace{\frac{\sigma_{transit}^0}{\sigma_{DC}} t^{-(1+\alpha)}}_{\text{Post-Transit}} + \underbrace{\frac{\sigma_{RIC}^0}{\sigma_{DC}} \left(1 - e^{-\tau_{RIC}^1 / (t - t_{on})}\right)}_{\text{RIC}} \underbrace{\left(1 + (t - t_{off}) / \tau_{RIC}^2\right)^{-1}}_{\text{RIC Rise}} \right]$$

Persistent RIC

- **Dark current or drift conduction**—Defect density, N_T , and $E_d \approx 1.08$ eV
- **Diffusion-like and dispersive conductivity**—Energy width of trap distribution, α
- **Radiation induced conductivity**—Shallow trap density and ϵ_{ST}
- **Polarization**—Rearrangement of bound charge, $\epsilon_r^\infty \epsilon_o$ and τ_{pol}
- **AC conduction**—Dielectric response, $\epsilon_r(v) \epsilon_o$

Conductivity vs Time

$$\sigma(t) = \sigma_{DC} \left[\underbrace{1}_{\text{Dark Current}} + \underbrace{\frac{\sigma_{AC}(v)}{\sigma_{DC}}}_{\text{AC}} + \underbrace{\frac{\sigma_{pol}^0}{\sigma_{DC}} e^{-\frac{t}{\tau_{pol}}}}_{\text{Polarization}} + \underbrace{\frac{\sigma_{diffusion}^0}{\sigma_{DC}} t^{-1}}_{\text{Diffusion}} + \underbrace{\frac{\sigma_{dispersive}^0}{\sigma_{DC}} t^{-(1-\alpha)}}_{\text{Pre-Transit}} + \underbrace{\frac{\sigma_{transit}^0}{\sigma_{DC}} t^{-(1+\alpha)}}_{\text{Post-Transit}} + \underbrace{\frac{\sigma_{RIC}^0}{\sigma_{DC}} \left(1 - e^{-\tau_{RIC}^1 / (t - t_{on})}\right)}_{\text{RIC}} \underbrace{\left(1 + (t - t_{off}) / \tau_{RIC}^2\right)^{-1}}_{\text{RIC Rise}} \right]$$

Persistent RIC

- $\sigma_{DC} \equiv q_e n_e \mu_e$ **dark current or drift conduction**—very long time scale equilibrium conductivity.
- $\sigma_{AC}(v) \equiv \sum_i \left[(\epsilon_r^\infty(v) - \epsilon_r^0) \epsilon_o \frac{1}{1 + (v/v_i)^2} \right]$
frequency-dependant **AC conduction**—dielectric response to a periodic applied electric field
- $\sigma_{pol}(t) \equiv [(\epsilon_r^\infty - \epsilon_r^0) \epsilon_o / \tau_{pol}] \cdot e^{-\frac{t}{\tau_{pol}}}$ long time exponentially decaying conduction due to **polarization**
- $\sigma_{diffusion}(t) \equiv \sigma_{diffusion}^0 \cdot t^{-1}$
diffusion-like conductivity from gradient of space charge spatial distribution.
- $\sigma_{dispersive}(t) \equiv \begin{cases} \sigma_{dispersive}^0 \cdot t^{-(1-\alpha)} & ; (\text{for } t < \tau_{transit}) \\ \sigma_{transit}(t) \equiv \sigma_{transit}^0 \cdot t^{-(1+\alpha)} & ; (\text{for } t > \tau_{transit}) \end{cases}$ **broadening of spatial distribution** of space charge through coupling with energy distribution of trap states.
- $\sigma_{RIC}(t; \dot{D}, \tau_{RIC}^1, \tau_{RIC}^2) \equiv \sigma_{RIC}^0 (\dot{D}(t)) \left(1 - e^{-\tau_{RIC}^1 / (t - t_{on})}\right) \left(1 + (t - t_{off}) / \tau_{RIC}^2\right)^{-1}$
radiation induced conductivity term resulting from energy deposition within the material.

Refer to (Wintle, 1983), (Dennison *et al.*, 2009), and (Sim, 2012)

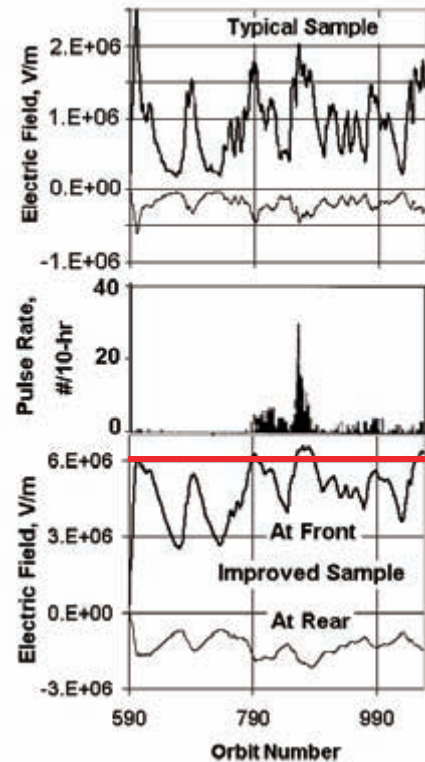
Application to CRESS IDM Pulse Data

CRRES IDM Pulse and Environmental Data

A. Robb Frederickson & Donald H. Brautigam

- Characterize electron flux data
- Model charge profile from dose rate and stopping power
- Calculate internal electric field
- Model transport with measured resistivity
- **Predict pulsing rate and amplitude with only environment data, materials parameters, and Maxwell equations !!!**

Dark Conductivity	Radiation-Induced Conductivity
typical = $5 \times 10^{-18} (\Omega\text{-m})^{-1}$	typical = $0.3 \times 10^{-18} (\Omega\text{-m})^{-1}$
improved $5 \times 10^{-19} (\Omega\text{-m})^{-1}$	"improved" same as typical
best guess $1.7 \times 10^{-19} (\Omega\text{-m})^{-1}$	best guess same as typical



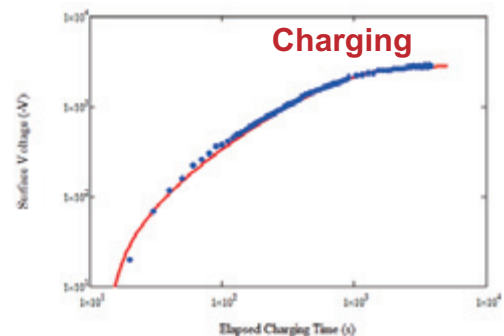
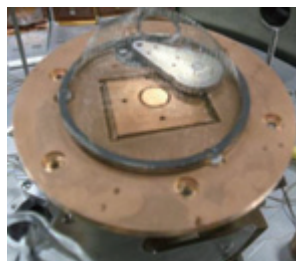
Surface Voltage Charging and Discharging

- Uses pulsed non-penetrating electron beam injection with no bias electrode injection.

- Fits to exclude AC, polarization, transit and RIC conduction.

- Yields N_T , E_d , α , ϵ_{ST}

Instrumentation



$$\sigma(t) = \sigma_0 \left\{ 1 + \left[\frac{\sigma_{\text{diffusion}}^0}{\sigma_0} \right] t^{-1} + \left[\frac{\sigma_{\text{dispersive}}^0}{\sigma_0} \right] t^{-(1-\alpha)} \right\}$$

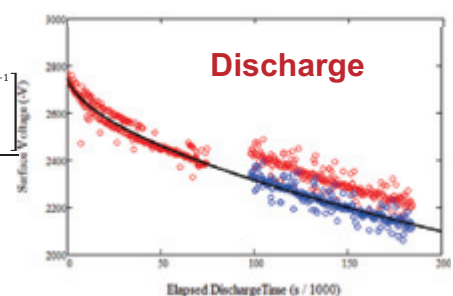
Charging

$$V_s(t) = \frac{\left[\frac{q_e n_t^{\text{max}}}{\epsilon_0 \epsilon_r} [1 - \gamma(E_b)] \right] \left[R(E_b) D \left(1 - \frac{R(E_b)}{2D} \right) \right] \left[\frac{\tau_0}{t} \right] \left[1 - e^{-\left(\frac{t}{\tau_0} \right) \left(1 + \frac{\sigma_{\text{diffusion}}^0}{\epsilon_0 \epsilon_r} t + \frac{\sigma_{\text{dispersive}}^0}{\sigma_0} t^{-(1-\alpha)} \right)} \right]^{-1}}{\left\{ 1 + \left(\frac{t \sigma_0}{\epsilon_0 \epsilon_r} \right) \cdot \left[1 + \frac{\sigma_{\text{diffusion}}^0}{\sigma_0} (t^{-1}) + \frac{\sigma_{\text{dispersive}}^0}{\sigma_0} (t^{-(1-\alpha)}) \right] \right\}}$$

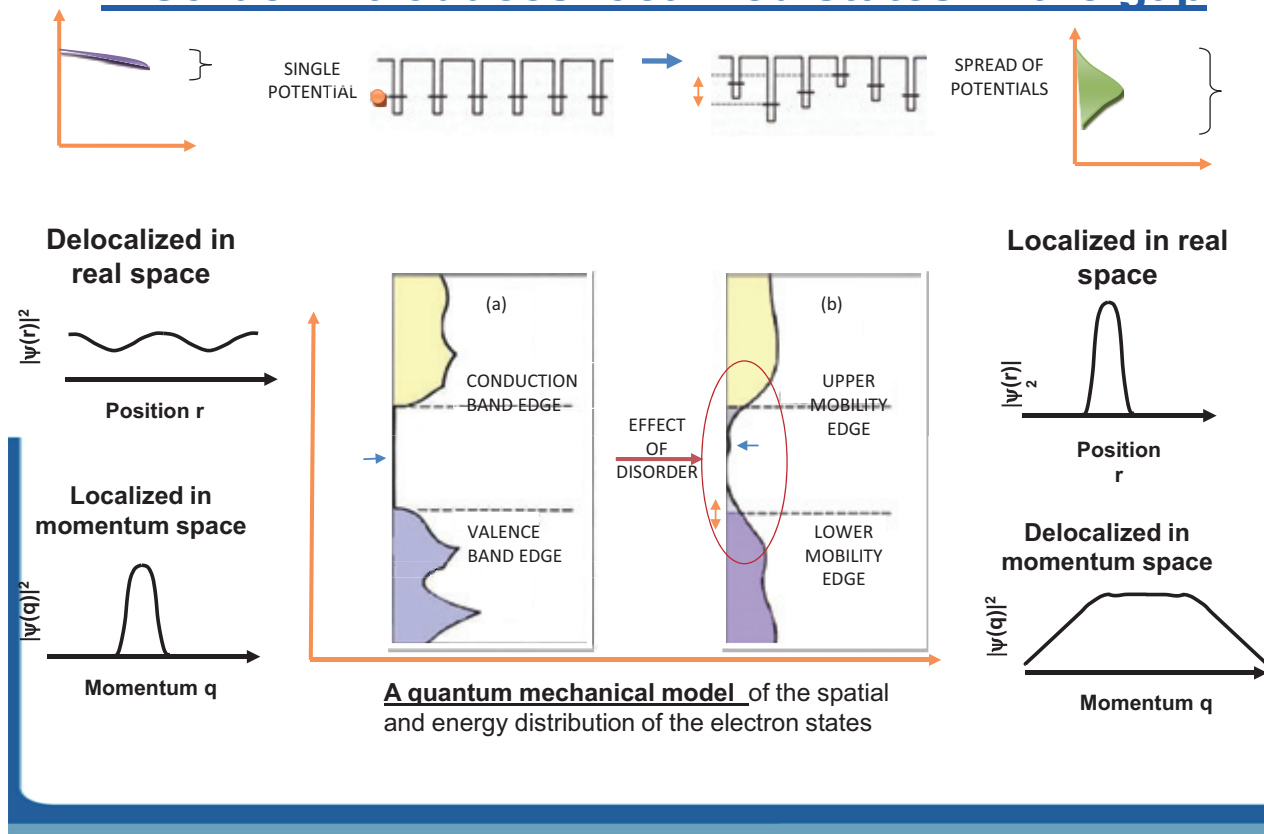
Discharge

$$V(t) = V_0 e^{-t\sigma(t)/\epsilon_0 \epsilon_r}$$

$$\approx V_0 \left[1 - \left(\frac{\sigma_0 t}{\epsilon_0 \epsilon_r} \right) \left\{ 1 + \left[\frac{\sigma_{\text{diffusion}}^0}{\sigma_0} \right] t^{-1} + \left[\frac{\sigma_{\text{dispersive}}^0}{\sigma_0} \right] t^{-(1-\alpha)} \right\} \right]$$



Disorder introduces localized states in the gap



Tunneling Between Traps—and Mott Anderson Transitions

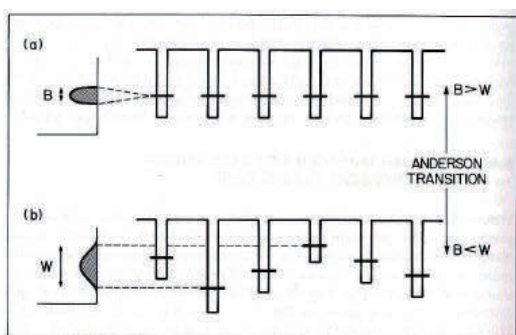


Figure 5.13 One-electron tight-binding picture for the Anderson transition. When the width W of the disorder exceeds the overlap bandwidth B , disorder-induced localization takes place.

Anderson transition between extended Bloch states and localized states caused by variations in well depth affects tunneling between states.

R. Zallen, *The Physics of Amorphous Solids*, (John Wiley and Sons, Inc. 1983).

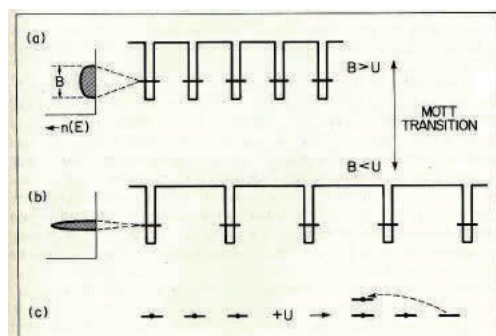
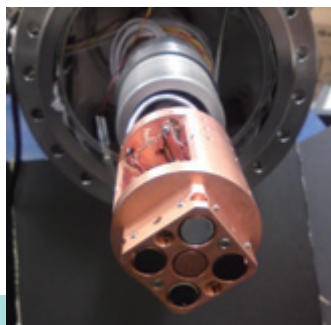
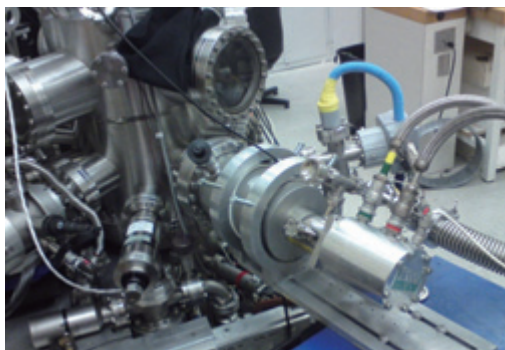


Figure 5.12 Schematic picture for the Mott transition. When the electron bandwidth B is decreased (by increased atom-atom separation) sufficiently to be smaller than the intrasite electron-electron energy U , correlation-induced localization takes place.

Mott transition between extended Bloch states and localized states caused by variations in well spacing which affects tunneling between states.

Nobel Prize 1977 to Sir Nevill Mott and P.W. Anderson, *Electronic Structure of Disordered Systems*

Low Temperature Cryostat

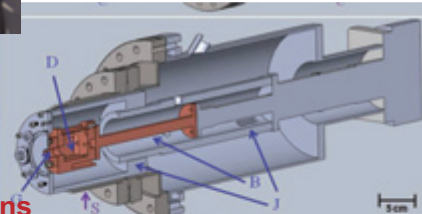
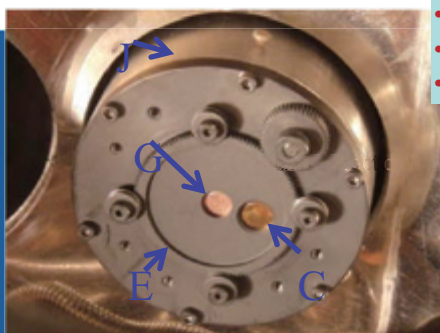


Used with:

- Constant Voltage Cond.
- RIC
- SEE/BSE
- Cathodoluminescence
- Arcing
- Surface Voltage Probe

Closed Cycle He Cryostat

- $35\text{ K} < T < 350\text{ K}$
- $\pm 0.5\text{ K}$ for weeks
- Multiple sample configurations



Radiation Sources

A Electron Gun

B Sample Pedestal

C Sample

D Sample Mount

E Sample Mask Selection Gear

F Interchangeable Sample Holder

G *In situ* Faraday Cup

H Spring-Loaded Electrical Connections

I Temperature Sensor

J Radiation Shield

Analysis Components

K UV/Vis/NIR Reflectivity Spectrometers

L CCD Video Camera (400-900 nm)

M InGaAs Video Camera (800-1200 nm)

N InSb Video Camera (1000-5000 nm)

O SLR CCD Camera (300-800 nm)

P Fiber Optic Discrete Detectors

Q Collection Optics

Instrumentation (Not Shown)

Data Acquisition System

Temperature Controller

Electron Gun Controller

Electrometer

Oscilloscope

Chamber Components

R Multilayer Thermal Insulation

S Cryogenic Vacuum Feedthrough

T Electrical Vacuum Feedthrough

U Sample Rotational Vacuum Feedthrough

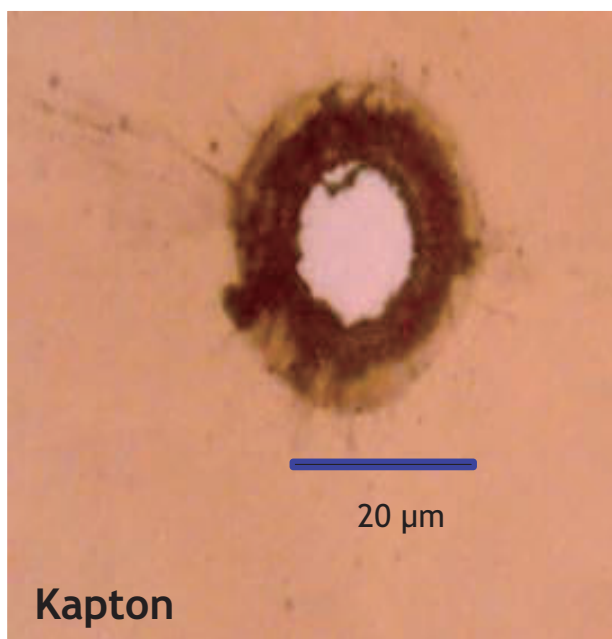
V Turbomolecular Mech. Vacuum Pump

W Ion Vacuum Pump

X Ion/Convectron Gauges - Pressure

Y Residual Gas Analyzer - Gas Species

ESD: Limit of Conductivity at High Fields



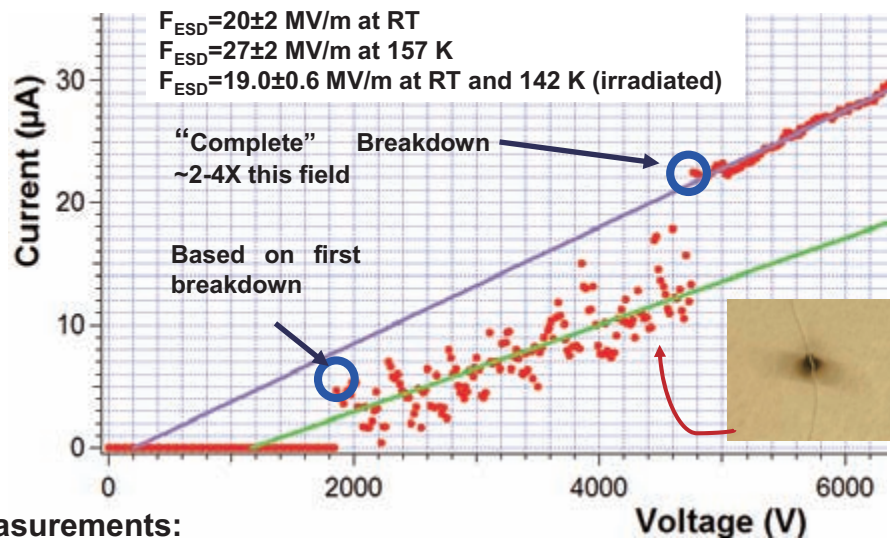
F_{ESD} Breakdown: Dual (Shallow and Deep) Defect Model

Yields:

Ratio of Defect energy to Trap density, $\Delta G_{\text{def}}/N_T$

Separate these with T dependence

**$\Delta G_{\text{def}} = 0.97 \text{ eV}$
 $N_T = 1 \cdot 10^{17} \text{ cm}^{-3}$**



Breakdown field measurements:

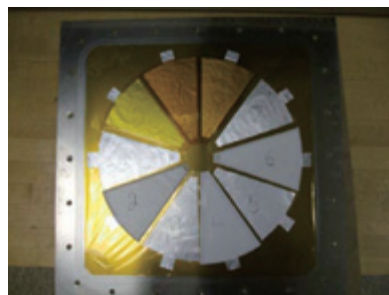
$$N_{\text{def}} \Delta G_{\text{def}} = \frac{\epsilon_0 \epsilon_r}{2} \cdot (F_{\text{ESD}})^2$$

Endurance time measurements:

$$t_{\text{en}}(F, T) = \left(\frac{h}{2k_B T} \right) \exp \left[\frac{\Delta G_{\text{def}}(F, T)}{k_B T} \right] \text{csch} \left[\frac{F^2 \epsilon_0 \epsilon_r}{2k_B T N_{\text{def}}(F, T)} \right]$$

Radiation Induced Conductivity Measurements

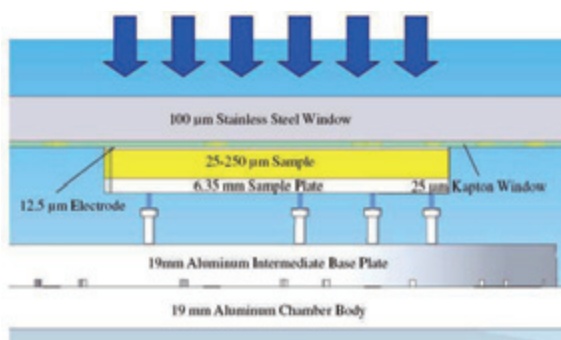
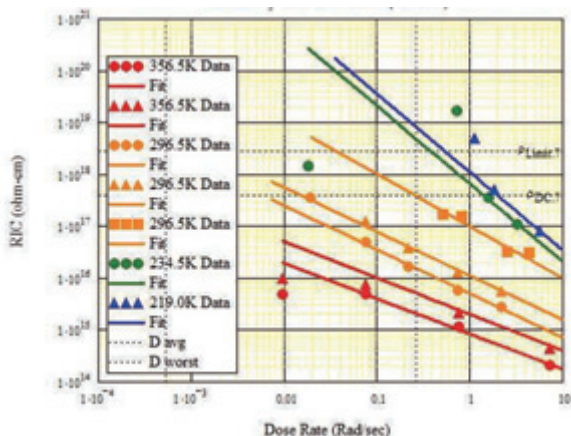
RIC chamber uses a combination of charge injected by a biased surface electrode with simultaneous injection by a pulsed penetrating electron.



Top view of samples on window



RIC Chamber



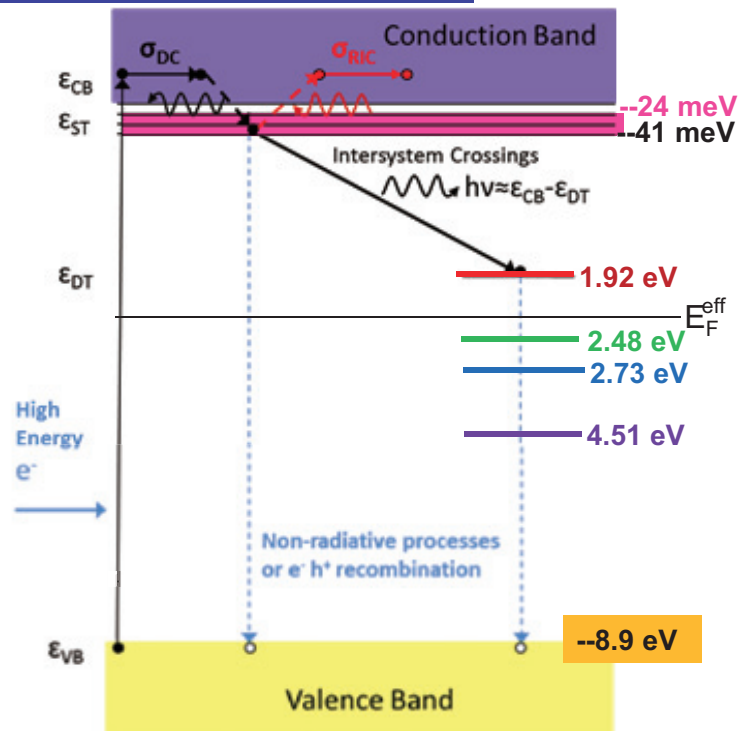
Sample stack cross section

Complementary Responses to Radiation

Modified Joblonski diagram

- VB electrons excited into CB by the high energy incident electron radiation.
- They relax into shallow trap (ST) states, then thermalize into lower available long-lived ST.
- Three paths are possible:

- relaxation to deep traps (DT), with concomitant photon emission;
- radiation induced conductivity (RIC), with thermal re-excitation into the CB; or
- non-radiative transitions or e^-h^+ recombination into VB holes.



10/7/13

ISU Colloquium

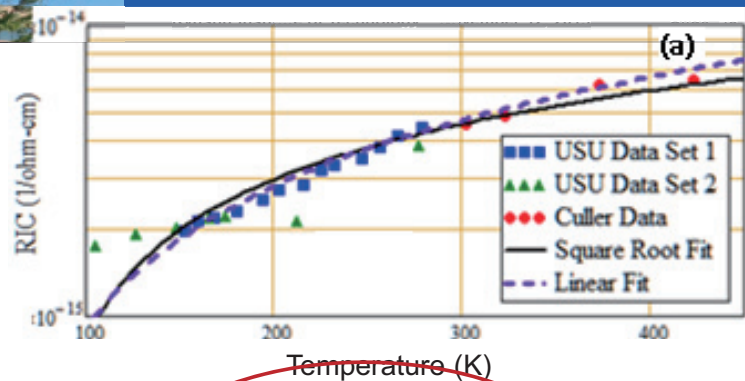
47

RIC T-Dependence

Shallow Trap DOS Profile
Exponential DOS Below E_c

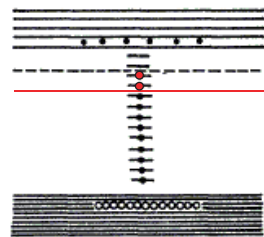
Effective Fermi Level

$E_F^{\text{eff}} = 24 \text{ meV}$

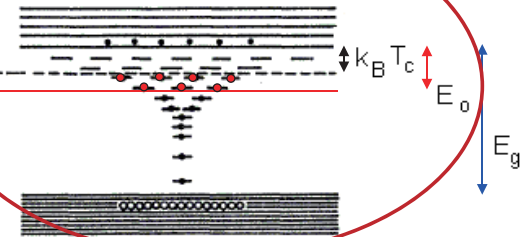


- conduction electrons
- holes
- empty traps
- filled traps
- radiation filled traps

Uniform Trap Density



Exponential Trap Density



$$\sigma_{RIC}(T, D) = k_{RIC}(T) \cdot D^{\Delta(T)}$$

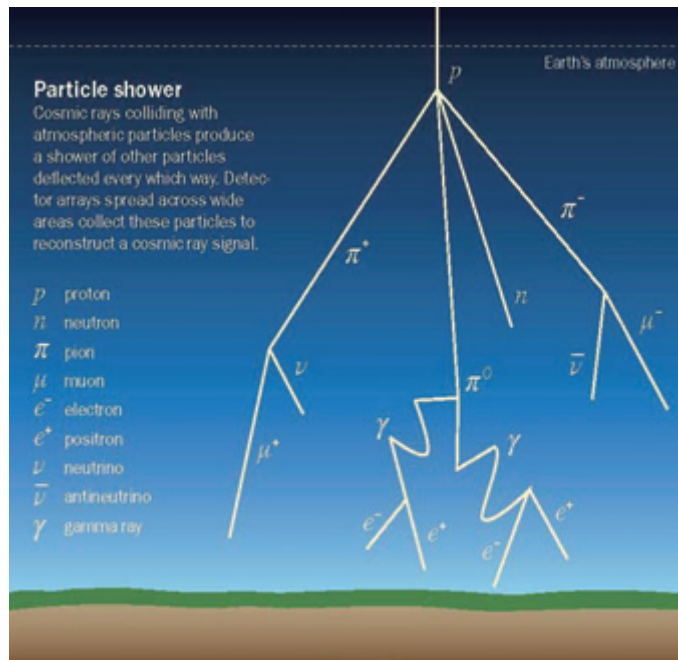
$$\Delta(T) \rightarrow 1$$

$$\Delta(T) \rightarrow \frac{T_c}{T + T_c}$$

$$k(T) \rightarrow k_{RIC0}$$

$$k(T) \rightarrow k_{RIC1} \left[2 \left(\frac{m_e k_B T}{2\pi \hbar^2} \right)^{3/2} \left(\frac{m_e^* m_h^*}{m_e m_h} \right)^{3/4} \right]^{T/T_c}$$

RIC Sets a Limit for Conductivity Measurements



Decay of cosmic rays into muons [Drake 2012]

High energy cosmic rays interacting with the upper atmosphere decay into Muons that are present at the surface. Due to interactions with the atmosphere, they have a decay rate that is proportional to the altitude. With this correlation we were able to determine counts per minute on the order of ~1/hour in Logan Utah (altitude 1370 m). Fig. 2 also shows and angle dependence though the muon's decay.

Case Study Four

Electron Induced Arcing and Unexpected Consequences

“JR, could you come downstairs to the lab for a minute?”

Case Four: JWST—Electron-Induced Arcing

JWST

Very Low Temperature

Virtually all insulators go to infinite resistance—perfect charge integrators

Long Mission Lifetime (10-20 yr)

No repairs

Very long integration times

Large Sunshield

Large areas

Constant eclipse with no photoemission

Large Open Structure

Large fluxes

Minimal shielding

Variation in Flux

Large solar activity variations

In and out of magnetotail

Complex, Sensitive Hardware

Large sensitive optics

Complex, cold electronics

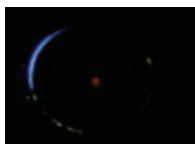
Diversity of Emission Phenomena in Time Domain

Ball Black Kapton	22 keV	110 or 4100 $\mu\text{W}/\text{cm}^2$
Runs 131 and 131A	135 K	5 or 188 nA/cm^2



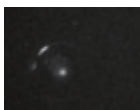
Surface Glow

Relatively low intensity
Always present over full surface when e-beam on
May decay slowly with time



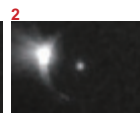
Edge Glow

Similar to Surface Glow, but present only at sample edge



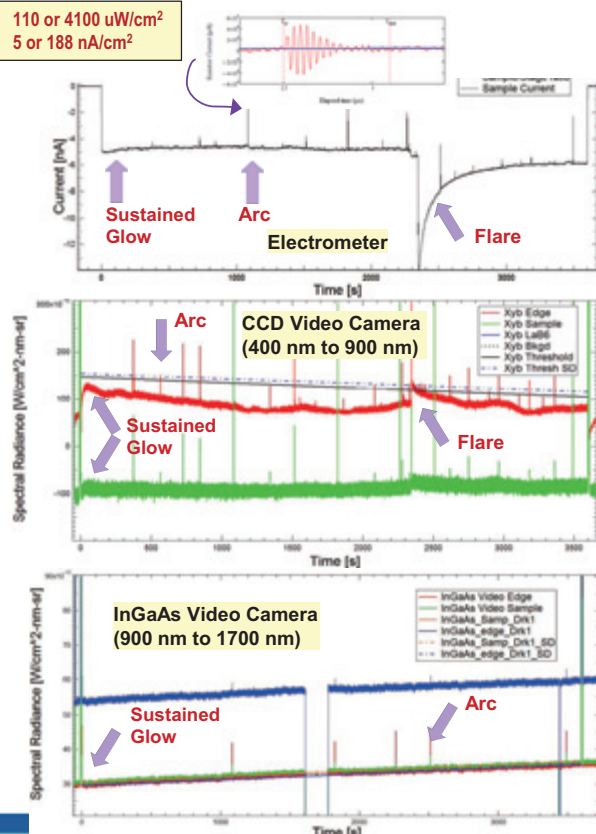
"Flare"

2-20x glow intensity
Abrupt onset
2-10 min decay time

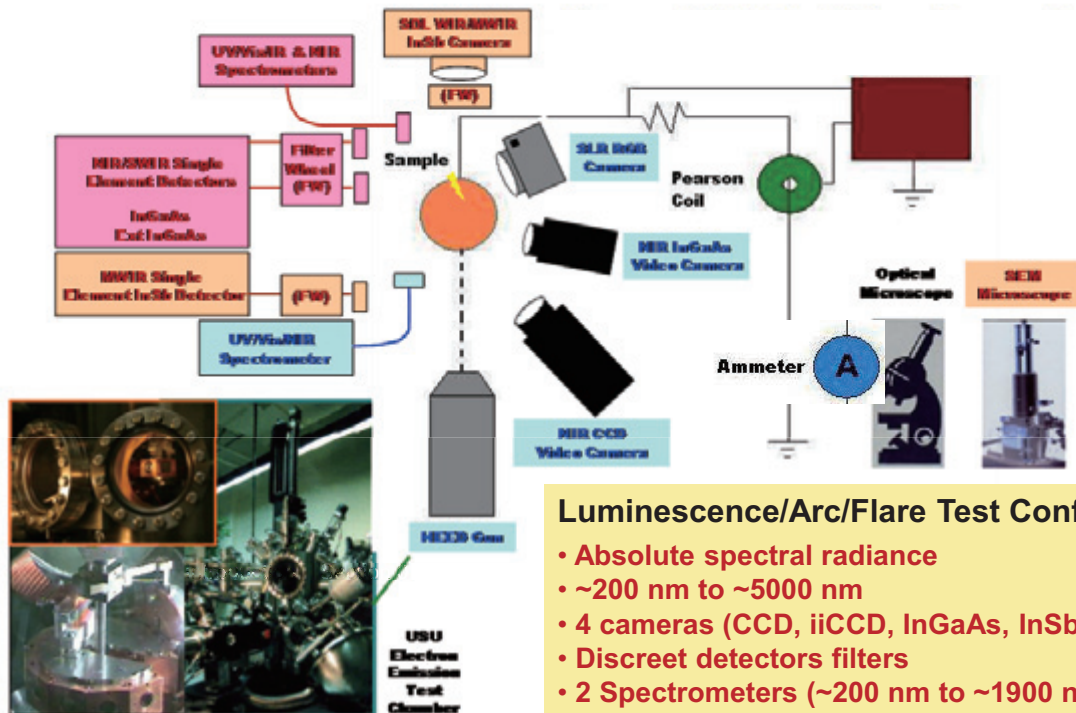


Arc

Relatively very high intensity
10-1000X glow intensity
Very rapid <1 us to 1 s



Photon Emission Measurements



Luminescence/Arc/Flare Test Configuration

- Absolute spectral radiance
- ~200 nm to ~5000 nm
- 4 cameras (CCD, iCCD, InGaAs, InSb)
- Discreet detectors filters
- 2 Spectrometers (~200 nm to ~1900 nm)
- e^- at ~1 pA/cm² to ~10uA/cm² & ~20 eV to 30 keV
- 35 K < T < 350 K
- Multiple sample configurations to ~10x10cm

Cathodoluminescence—Deep and Shallow Trap DOS

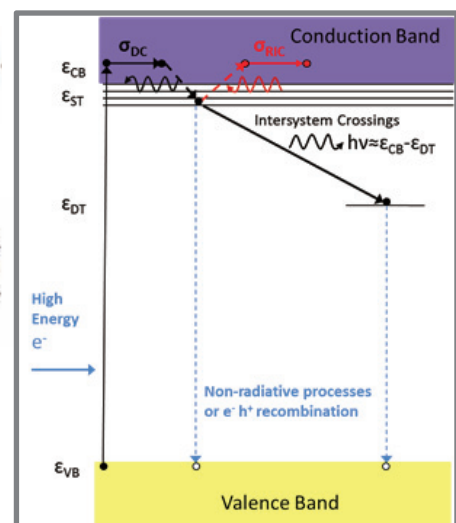
Cathodoluminescence intensity (\propto emitted power)

$$I_Y(J_b, E_b, T, \lambda) \propto \frac{\dot{D}(J_b, E_b)}{\dot{D} + \dot{D}_{sat}} \left\{ \left[e^{-(\epsilon_{ST}/k_B T)} \right] \left[1 - e^{-(\epsilon_{ST}/k_B T)} \right] \right\}$$

Dose rate (\propto adsorbed power)

$$\dot{D}(J_b, E_b) = \frac{E_b J_b [1 - \eta(E_b)]}{q_e \rho_m} \times \begin{cases} [1/L] & ; R(E_b) < L \\ [1/R(E_b)] & ; R(E_b) > L \end{cases}$$

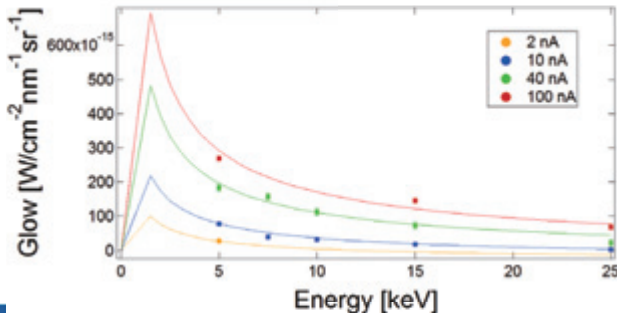
J_b : incident current density T: temperature
 E_b : incident beam energy λ : photon wavelength
 q_e : electron charge ρ_m : mass density
 ϵ_{ST} : shallow trap energy $R(E_b)$: penetration range
 D_{sat} : saturation dose rate L: Sample thickness



Cathodoluminescence— E_b and Range Dependence

Incident Beam
Energy

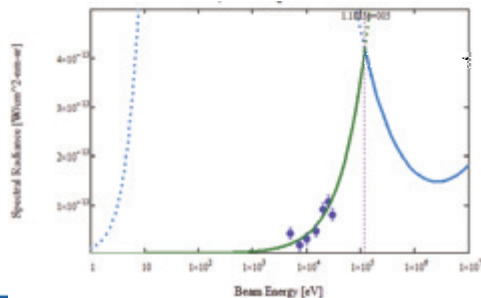
$$\dot{D}(J_b, E_b) = \frac{E_b J_b [1 - \eta(E_b)]}{q_e \rho_m} \times \begin{cases} [1/L] & ; R(E_b) < L \\ [1/R(E_b)] & ; R(E_b) > L \end{cases}$$



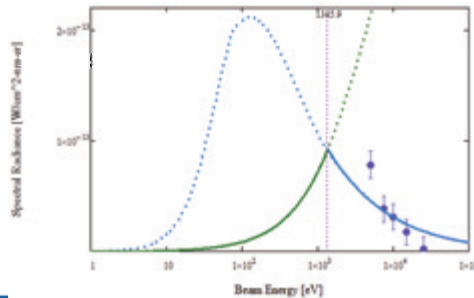
Nonpenetrating Radiation $\{R(E_b) < L\}$:
all incident power absorbed in coating
and intensity and dose rate are linear
with incident power density

Penetrating Radiation $\{R(E_b) > L\}$:
absorbed power reduced by factor of
 $L/R(E_b)$.

Nonpenetrating: Low E_b , Thick



Penetrating: High E_b , Thin



Can map
 $R(E_b)$
with
inflection
points

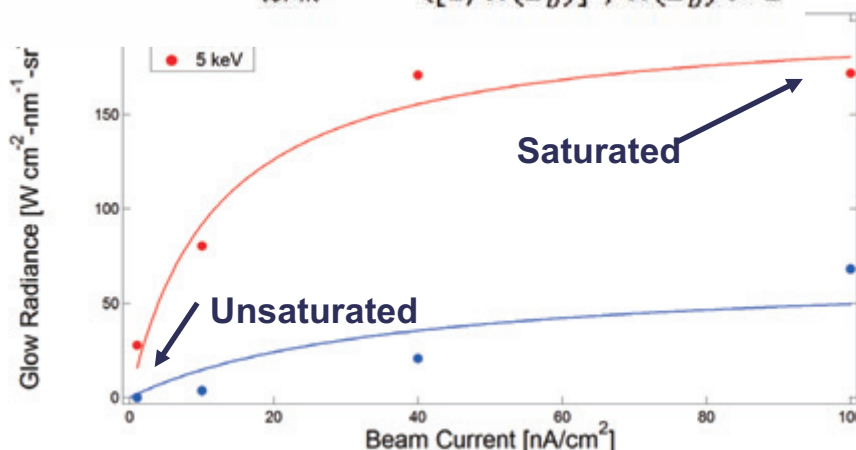
Cathodoluminescence— J_b and Dose Dependence

Cathodoluminescence intensity (\propto emitted power)

$$I_Y(J_b, E_b, T, \lambda) \propto \frac{\dot{D}(J_b, E_b)}{\dot{D} + \dot{D}_{sat}} \left\{ \left[e^{-(\varepsilon_{ST}/k_B T)} \right] \left[1 - e^{-(\varepsilon_{ST}/k_B T)} \right] \right\}$$

Dose rate (\propto adsorbed power)

$$\dot{D}(J_b, E_b) = \frac{E_b J_b [1 - \eta(E_b)]}{q_e \rho_m} \times \begin{cases} [1/L] & ; R(E_b) < L \\ [1/R(E_b)] & ; R(E_b) > L \end{cases}$$



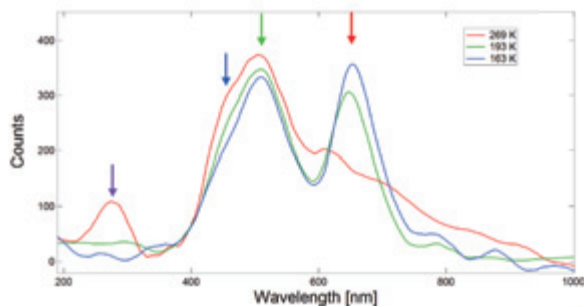
\dot{D}_{sat}

Measure of
charge required
to fill traps.

~10 Gy/s for
SiO₂ coatings.

Cathodoluminescence Emission Spectra

Photon Emission Spectra Peak Wavelength

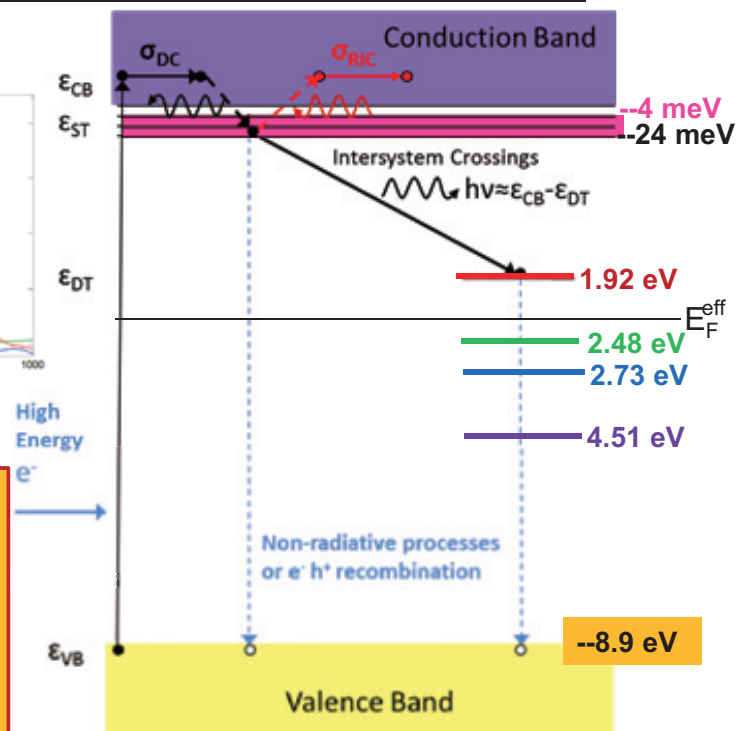


Multiple peaks in spectra
correspond to multiple
DOS distributions

Peak positions \leftrightarrow Center of
DOS

Peak amplitude \leftrightarrow N_T

Peak width \leftrightarrow DOS width

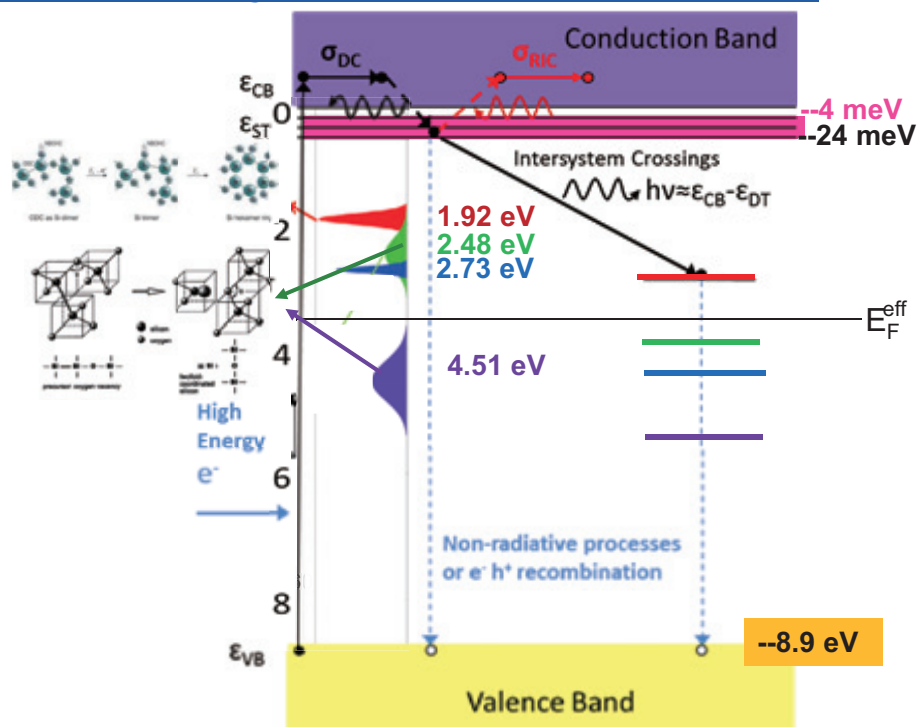


A Path Forward for Dynamic Materials Issues

For dynamic materials
issues in spacecraft
charging:

- **Synthesis of results**
from different studies
and techniques
- Development of
overarching theoretical
models

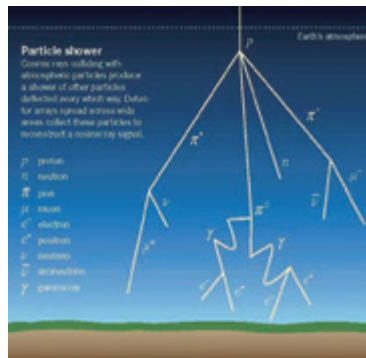
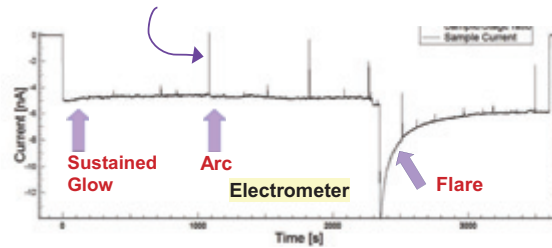
allow extension of
measurements made
over limited ranges of
environmental
parameters to make
predictions for broader
ranges encountered in
space.



Does Cosmic Background Radiation Explain “Flares”

“Flare”

- 2-20x glow intensity
- Abrupt onset
- 2-10 min decay time



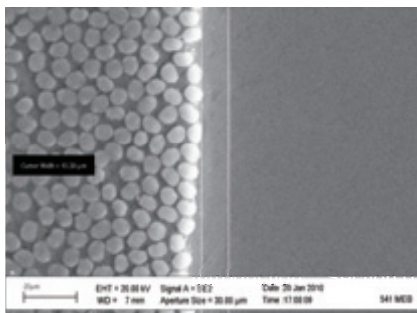
The Next Case: Multilayer/Nanocomposite Effects???

Length Scale

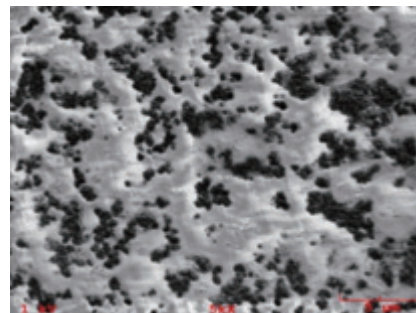
- Nanoscale structure of materials
- Electron penetration depth
- SE escape depth

Time Scales

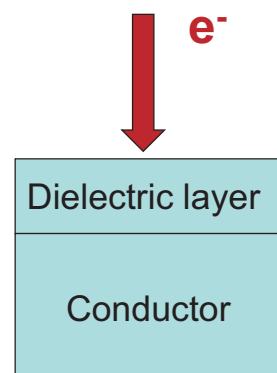
- Deposition times
- Dissipation times
- Mission duration



C-fiber composite with thin ~1-10 μ m resin surface layer



Black Kapton™ (C-loaded PI)



Thin ~100 nm disordered SiO₂ dielectric coating on metallic reflector

Conclusions

- **Complex satellites require:**
 - Complex materials configurations
 - More power
 - Smaller, more sensitive devices
 - More demanding environments
 - More sophisticated modeling with dynamic materials properties
- There are numerous clear examples where **accurate dynamic charging models** require **accurate dynamic materials properties**
- It is not sufficient to use static (BOL or EOL) materials properties
- Environment/Materials Modification feedback mechanisms can cause many new and unexpected problems
- Understanding of the **microscale structure and transport mechanisms** are required to model dynamic materials properties for dynamic spacecraft charging models

A Truly Daunting Task

To address:

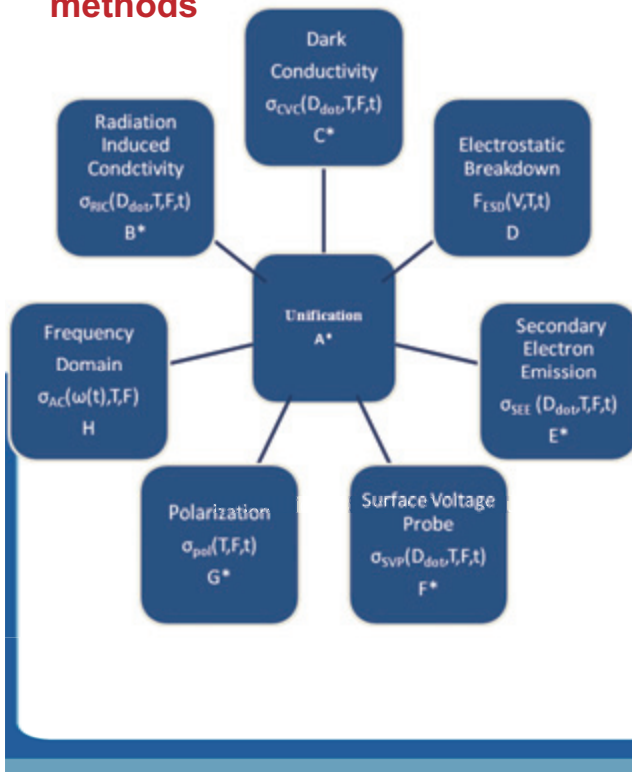
- Myriad spacecraft materials
- New, evolving materials
- Many materials properties
- Wide range of environmental conditions
- Evolving materials properties
- Feedback, with changes in materials properties affecting changes of environment

Requires:

- Conscious **awareness of dynamic nature of materials** properties can be used with available modeling tools to foresee and mitigate many potential spacecraft charging problems
- For dynamic materials issues in spacecraft charging, as with most materials physics problems, **synthesis of results** from different studies and techniques, and development of **overarching theoretical models** allow extension of measurements made over limited ranges of environmental parameters to make predictions for broader ranges encountered in space.
- **Solid State models** based on defect DOS provide synergism between methods for more extensive and accurate materials properties.

A Materials Physics Approach to the Problem

Measurements with many methods



Interrelated through a

Complete set of dynamic transport equations

$$J = q_e n_e(z, t) \mu_e F(z, t) + q_e D \frac{dn_{tot}(z, t)}{dz}$$

$$\frac{\partial}{\partial z} F(z, t) = q_e n_{tot} / \epsilon_0 \epsilon_r$$

$$\frac{\partial n_{tot}(z, t)}{\partial t} - \mu_e \frac{\partial}{\partial x} [n_e(z, t) F(z, t)] - q_e D \frac{\partial^2 n_e(z, t)}{\partial z^2} = N_{ex} -$$

$$\alpha_{er} n_e(z, t) n_{tot}(z, t) + \alpha_{et} n_e(t) [N_t(z) - n_t(z, t)]$$

$$\frac{dn_h(z, t)}{dt} = N_{ex} - \alpha_{er} n_e(z, t) n_h(z, t)$$

$$\frac{dn_t(z, \epsilon, t)}{dt} = \alpha_{et} n_e(z, t) [N_t(z, \epsilon) - n_t(z, \epsilon, t)] -$$

$$\alpha_{te} N_e \exp\left[-\frac{\epsilon}{kT}\right] n_t(z, \epsilon, t)$$

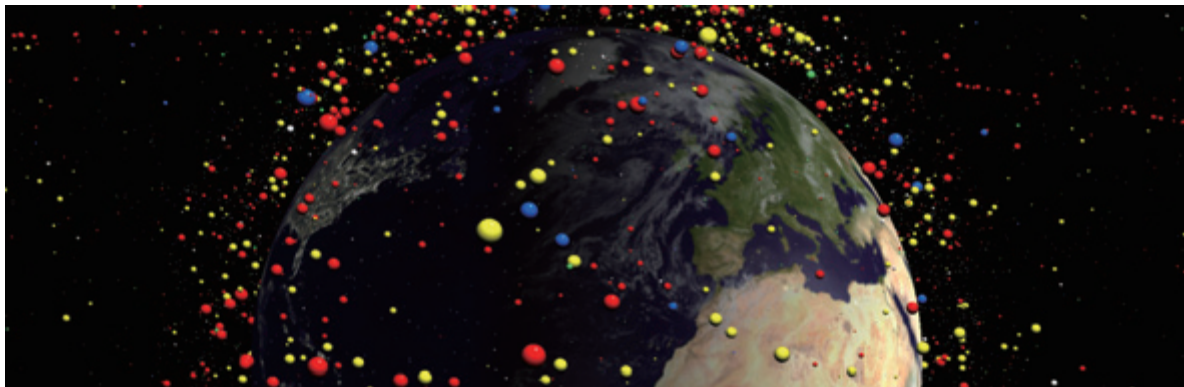


written in terms of spatial and energy distribution of electron trap states

Some Unsolicited Advice for Students (and a summary of the talk)

- *Define the problem*
- *Develop useful skills*
 - *Advanced knowledge*
 - *Experimental skills*
 - *Modeling skills to tie these together*
 - *Breadth to recognize important trends*
- *Keep your eyes open!*

Good luck (and have fun!)



Modeling the Space Debris Environment - New Results

Dr.-Ing. Carsten Wiedemann, Prof. Dr.-Ing. Enrico Stoll

Institute of Space Systems, TU Braunschweig, Hermann-Blenk-Str. 23,
38108 Braunschweig, Germany

Overview

Introduction

Space Debris

- Space debris sources
- Object distribution

New Simulations

- Centimeter population
- Decimeter population

Deliberate Fragmentations

- FengYun-1C
- USA-193
- Descent behavior

Summary

The Space Debris Team in Braunschweig



Carsten
Wiedemann



Christopher
Keschull



Jonas
Radtke



Sven
Müller



Marcel
Becker



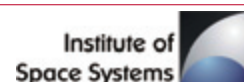
Andre
Horstmann



Enrico
Stoll



| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 3

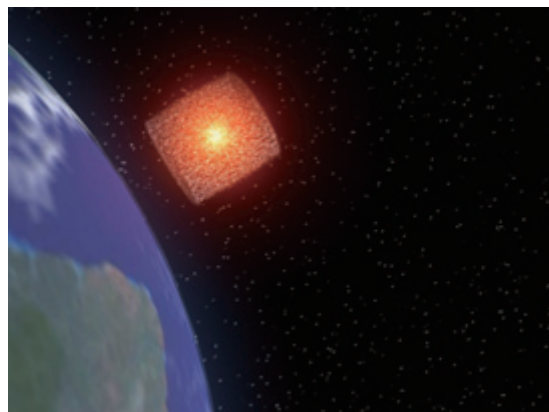


Fragmentations

Is space debris a problem ?

Generation of space debris

- Most significant contribution:
Explosion fragments
- 234 explosions of satellites and
rocket bodies
- Common reason: unintentional
self-ignition of residual fuel

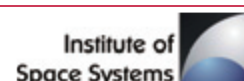


High velocity impacts on satellite surfaces

- High relative velocities of about 10 km/s
- Twelve times the energy of dynamite
- Centimeter object: energy of a hand grenade



| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 4

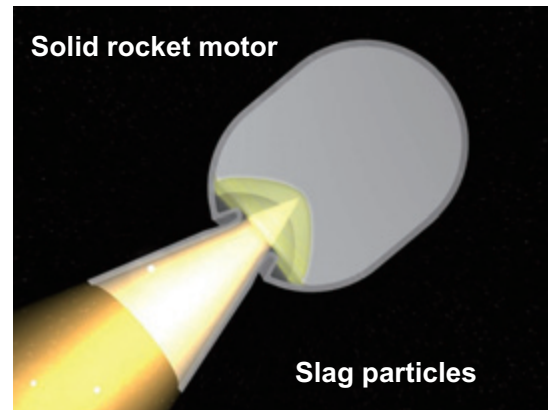


Solid Rocket Motor Slag

New contributions to the space debris environment

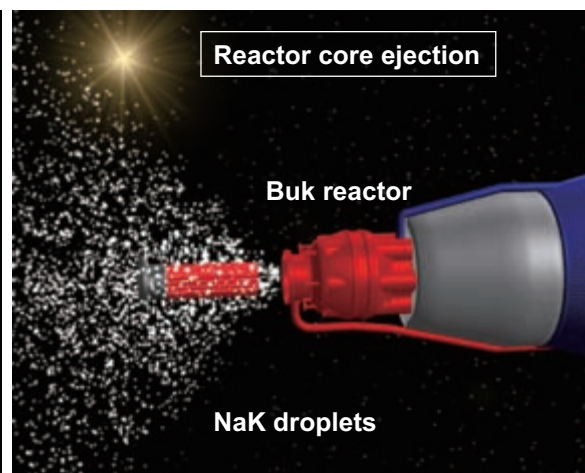
Solid Rocket Motor Slag

- 1,965 orbital transfer maneuvers
- Most maneuvers occurred at altitudes between 200 – 800 km and at 36,000 km
- Composition: mainly aluminum oxide
- Size of slag particles: up to 6 cm



Liquid Metal Droplets

RORSAT: Nuclear reactors in space



It is assumed that the release of reactor coolant is **an uncontrolled, unintentional by-product** of the core ejection process. A total of **16 core ejections events** have taken place.

ESA's Space Debris Model MASTER

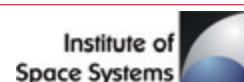
Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference Model (MASTER)



Prime: Institute of Space Systems, Technische Universität Braunschweig

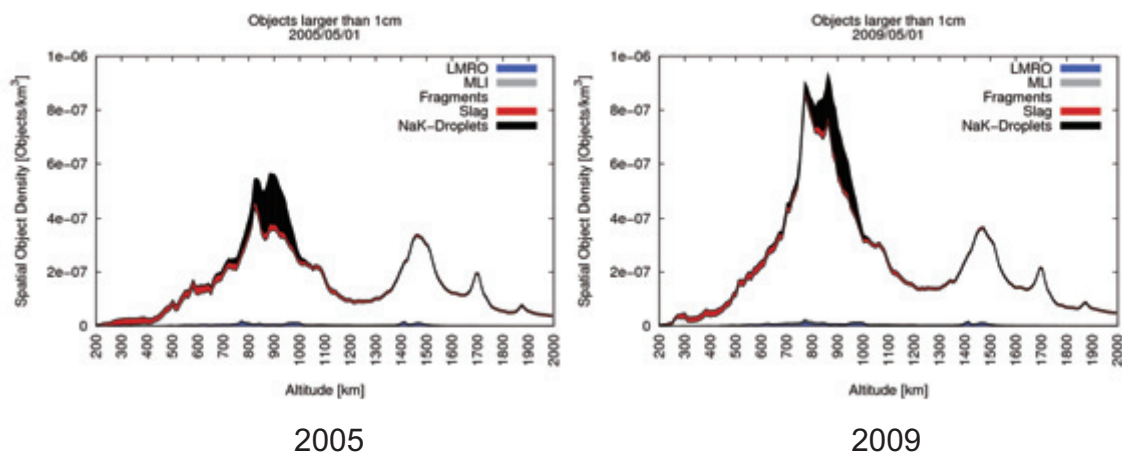


| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 7

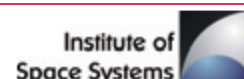


Spatial Density (> 1 cm)

Spatial density of debris larger than one centimeter according to MASTER-2009



| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 8



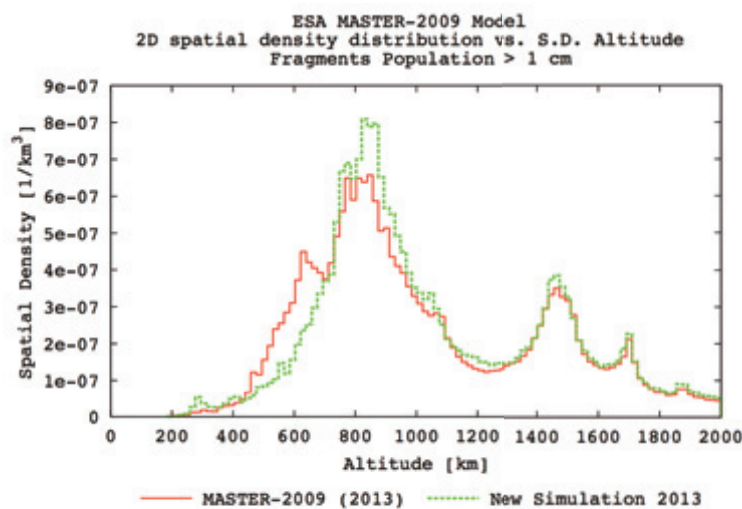
Fragments: New Simulations



The latest version of the model refers to the year 2009.
 Since the year 2009, further fragmentations have occurred.
 It is necessary to continuously update the population.
 The individual additional events are simulated.

(The followings two slides refer exclusively to the fragments. Other contributions to space debris are not considered here.)

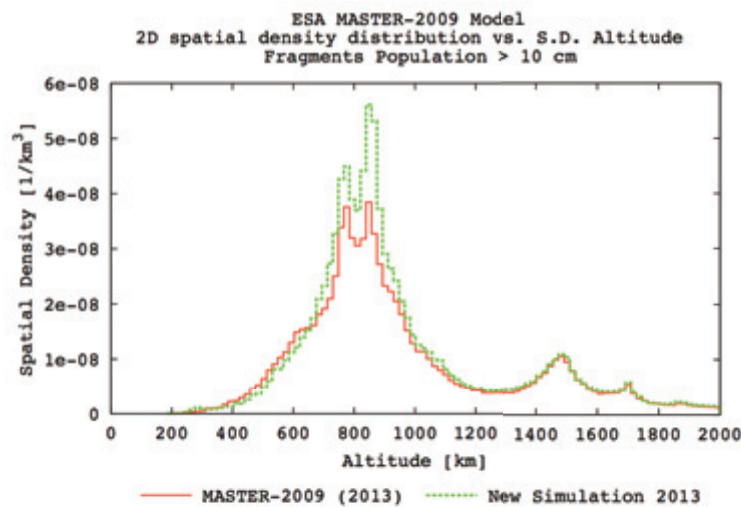
New Simulation: Spatial Density (> 1 cm)



Wiedemann, C., Flegel, S., Kabschull, C., Additional orbital fragmentation events, 65th International Astronautical Congress 2014 (IAC 2014), September 29 - October 3, 2014, Toronto, Canada, paper IAC-14, A6.P.57.

Spatial density of orbital fragments larger than one centimeter on LEO at January 2013, comparing the BAU scenario of MASTER-2009 with new simulations.

New Simulation: Spatial Density (> 10 cm)



Wiedemann, C., Flegel, S., Kabschull, C., Additional orbital fragmentation events, 65th International Astronautical Congress 2014 (IAC 2014), September 29 - October 3, 2014, Toronto, Canada, paper IAC-14, A6, P.57.

Spatial density of orbital fragments larger than ten centimeters on LEO at January 2013, comparing the BAU scenario of MASTER-2009 with new simulations.

Deliberate Fragmentations

In the history of spaceflight several satellites were destroyed intentionally on Earth orbits.

The released debris contribute significantly to the space debris environment.

In the recent past, there occurred two orbital fragmentation events, which attracted special attention. These were the destructions of

- the Chinese satellite FengYun-1C and
- the American satellite USA-193.

Both fragmentations can be described in a very similar manner. They differ considerably concerning the orbital lifetime of the generated debris.

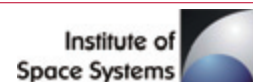
(The following slides consider all contributions to the space debris environment.)

Fragmentation Events

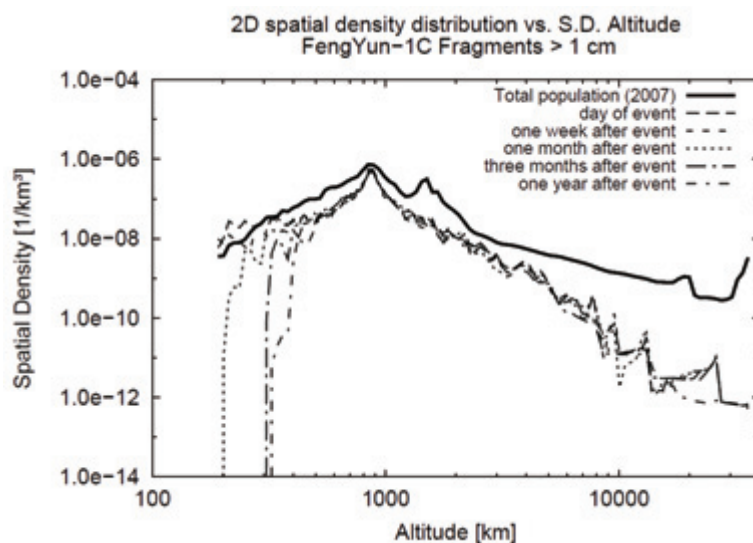
	FengYun-1C	USA-193
USSPACECOM Catalog No.	25730	29651
International Designation	1999-025A	2006-057A
Start date	10. May 1999	14. December 2006
Launcher	LM-4B	Delta II – 7920-10
Launch Site	Taiyuan	Vandenberg SLC-2W
Mass	958 kg	1820 kg
Epoch (orbital data)	11. January 2007	21. February 2008
Eccentricity	0.0004	0.0021
Inclination	99.17°	58.5°
Perigee	863.5 km	249.7 km
Apogee	869.3 km	277.5 km
Right Ascension of the Ascending Node	1.77°	20°
Revolutions per Day	14.06096	16.02002
Orbital Period	102.1125 min	89.637 min



| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 13



FengYun-1C: Centimeter Population (1)

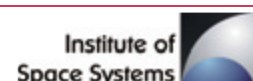


Wiedemann, C., Horstmann, A., Kebschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraumumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLRK 2015-370033.

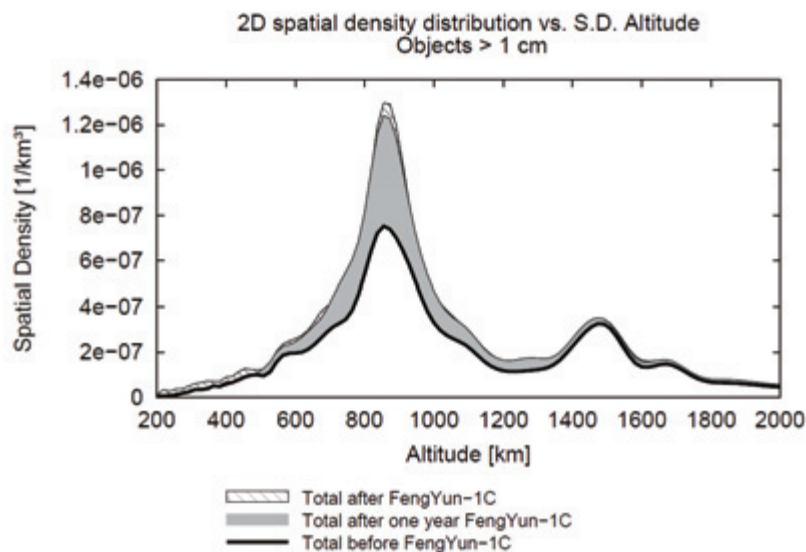
The spatial density of objects larger than 1 cm in Earth orbits. Comparison of the background population with the debris cloud of the satellite FengYun-1C (simulation).



| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 14



FengYun-1C: Centimeter Population (2)

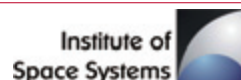


Wiedemann, C., Horstmann, A., Kebschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraummüllumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLRK 2015-370033.

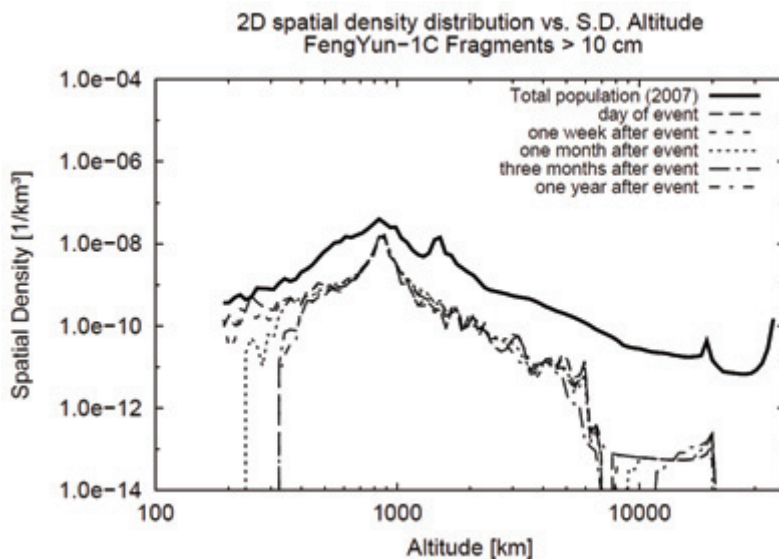
The spatial density of objects larger than 1 cm in Earth orbits. Comparison of the background population with the debris cloud of the satellite FengYun-1C (simulation).



| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 15



FengYun-1C: Decimeter Population (1)

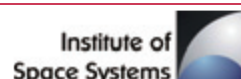


Wiedemann, C., Horstmann, A., Kebschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraummüllumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLRK 2015-370033.

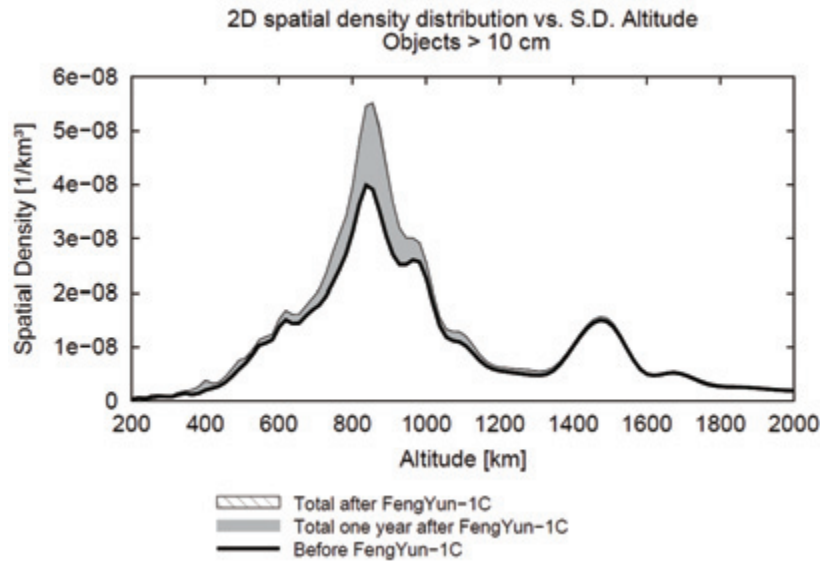
The spatial density of objects larger than 10 cm on Earth orbits. Comparison of the background population with the debris cloud of the satellite FengYun-1C (simulation).



| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 16



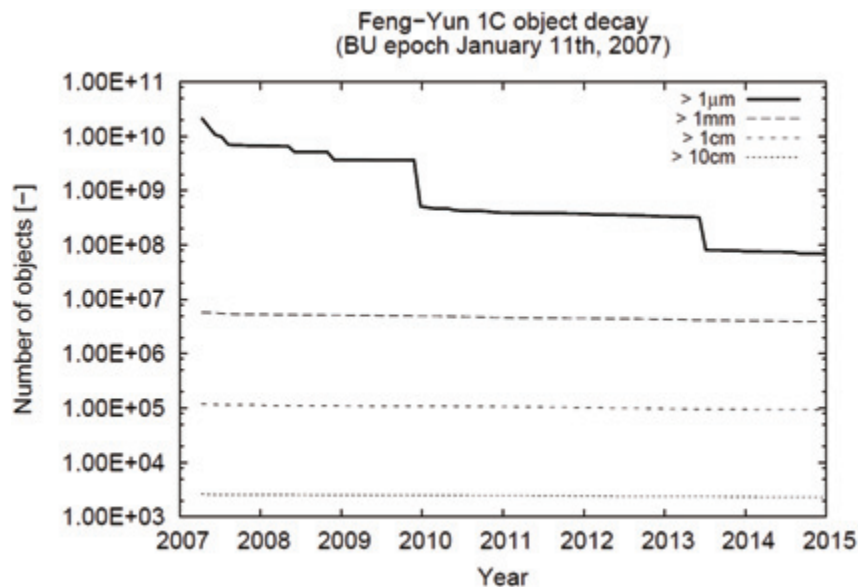
FengYun-1C: Decimeter Population (2)



Wiedemann, C., Horstmann, A., Kebschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraummüllumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLRK 2015-370033.

The spatial density of objects larger than 10 cm in Earth orbits. Comparison of the background population with the debris cloud of the satellite FengYun-1C (simulation).

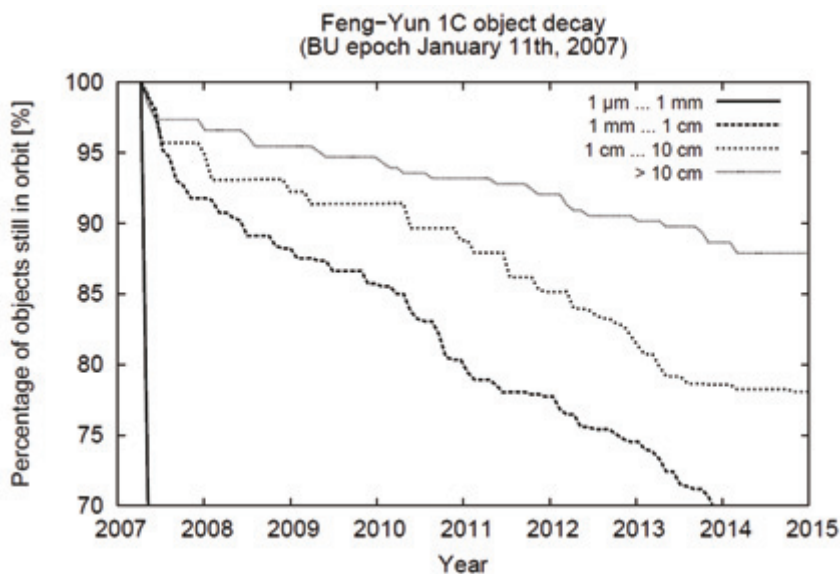
FengYun-1C: Descent Behavior (1)



Wiedemann, C., Horstmann, A., Kebschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraummüllumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLRK 2015-370033.

Descent behavior of the debris of the satellite FengYun-1C in different size classes (simulation).

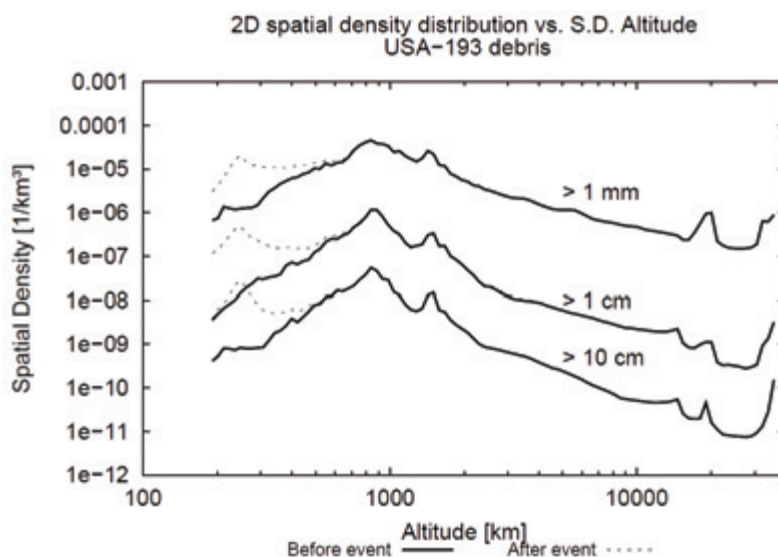
FengYun-1C: Descent Behavior (2)



Wiedemann, C., Horstmann, A., Kebschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraummüllumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLK 2015-370033.

Relative descent behavior of the debris of the satellite FengYun-1C in different size classes (simulation).

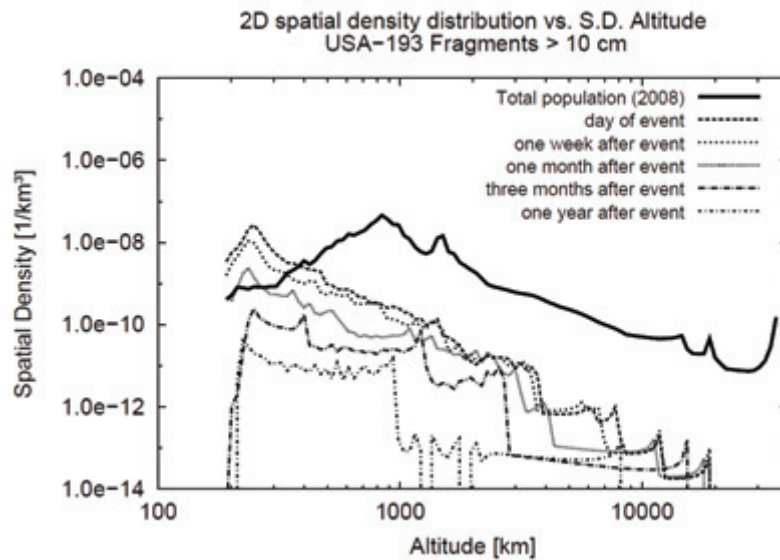
USA-193



Wiedemann, C., Horstmann, A., Kebschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraummüllumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLK 2015-370033.

The spatial density of objects in different size classes on Earth orbits. Comparison of the background population with the debris cloud of the satellite USA-193 at the time of fragmentation (simulation).

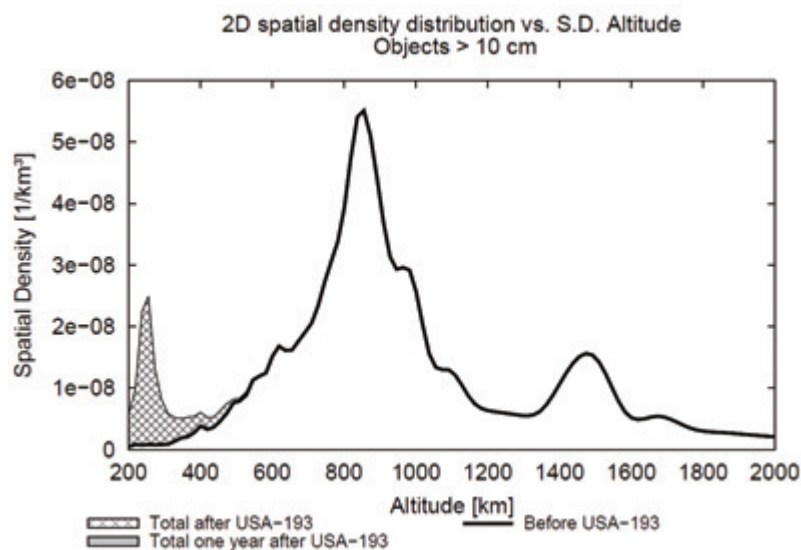
USA-193: Decimeter Population (1)



Wiedemann, C., Horstmann, A., Kebschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraummüllumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLRK 2015-370033.

The spatial density of objects larger than 10 cm on Earth orbits. Comparison of the background population with the debris cloud of the satellite USA-193 (simulation).

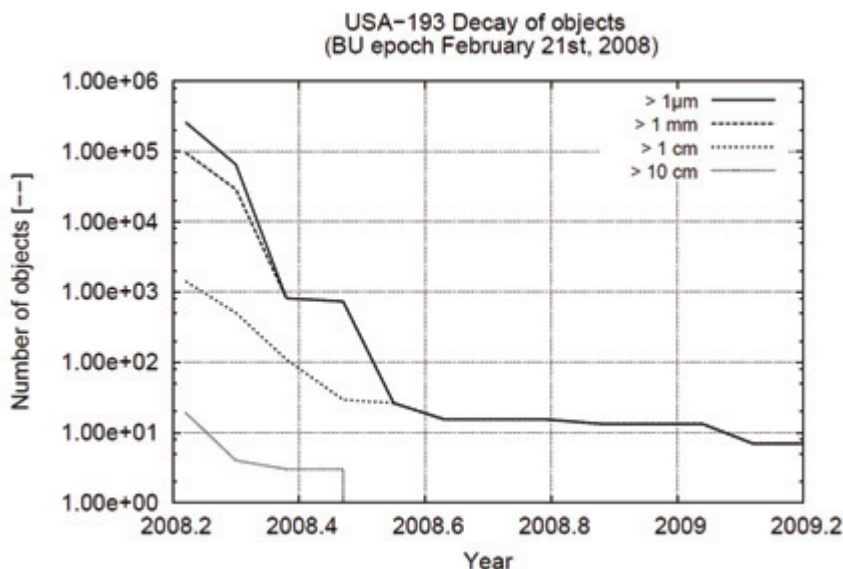
USA-193: Decimeter Population (2)



Wiedemann, C., Horstmann, A., Kebschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraummüllumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLRK 2015-370033.

The spatial density of objects larger than 10 cm on Earth orbits. Comparison of the background population with the debris cloud of the satellite USA-193 (simulation).

USA-193: Decimeter Population (2)

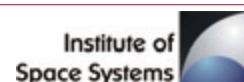


Wiedemann, C., Horstmann, A., Kerschull, C., Fiegel, S., Stoll, E., Die Auswirkung vorläufig herbeigeführter Fragmentationsereignisse auf die Weltraummüllumgebung, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 22.-24. September 2015, paper DLRK 2015-370033.

Descent behavior of the debris of the satellite USA-193 in different size classes (simulation).



| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 23



Summary

New Simulations

The number of released debris in the decimeter and centimeter range is higher compared to MASTER-2009.

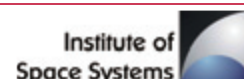
FengYun-1C & USA-193

According to the analysis carried out here, it can be concluded that the FengYun-1C event has contributed significantly to the very critical 10 cm population in the 860 km altitude. The fragmentation of USA-193, cannot provide a long-term contribution to space debris environment.

The results published here are of a preliminary nature, since they have not yet been validated.



| Carsten Wiedemann | Space Debris | Seite 24





SURREY SPACE CENTRE

Self-Assembly in Orbit – The AAReST (Autonomous Assembly of a Reconfigurable Space Telescope) Mission



Prof. Craig Underwood

Surrey Space Centre,
University of Surrey, Guildford, UK

c.underwood@surrey.ac.uk, sergiop@caltech.edu
www.surrey.ac.uk/SSC, www.sstl.co.uk



The Vision



• Motivation: Building Large Space Telescopes

- Mirror dia. of current and planned space telescopes limited by constraints of a single launch
 - Hubble (1990): Ø 2.4 m
 - JWST (2018): Ø 6.5 m
 - HDST (2030+): Ø 11.7 m
- New paradigms needed for Ø 30 m+ segmented primary:
 - Autonomous assembly in orbit
 - Active ultralight mirror segments
- Active mirrors relax tolerances for assembly and manufacturing, correct thermal distortions
- Modular, robust, low-cost architecture



JWST

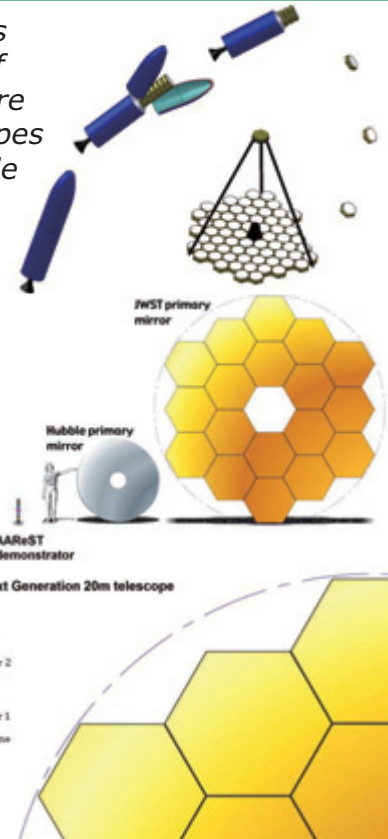


HDST

The Vision



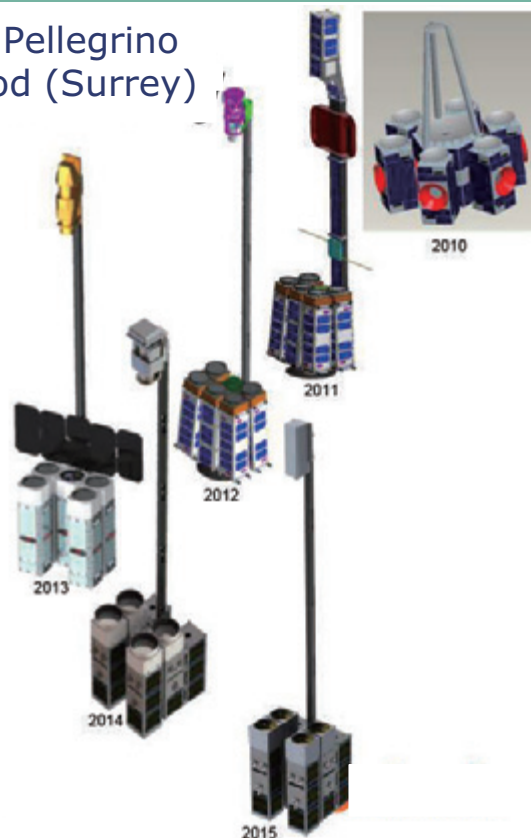
*Autonomous
Assembly of
Large Aperture
Space Telescopes
Using Multiple
Deformable
Mirror
Elements...*



AAReST History

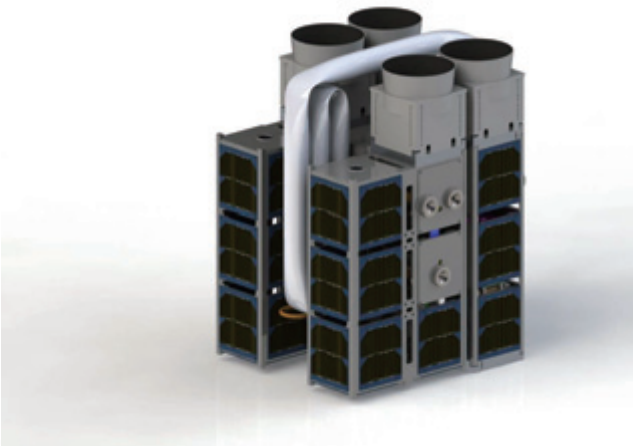
- Mission proposed by Prof. Sergio Pellegrino (CalTech) & Prof. Craig Underwood (Surrey)

- 2008 November: Large Space Apertures KISS workshop
- 2010 June: Ae105
 - Initial mission design; mission requirement definition
- 2011 June: Ae105
 - Spacecraft configuration revision: prime focus design
 - Docking testbed commissioning
- 2012 June: Ae105
 - Composite boom design and experiments
 - Reconfiguration and docking experiments
- 2012 September: Mission Concept Review
- 2012 October: Division of responsibilities
 - Surrey: Reconfiguration and docking
 - Caltech: Deformable mirror and telescope payload
- 2013 June: Ae105
 - Detailed camera design
 - Thermal modeling
- 2013 September: Preliminary Design Review
- 2014 June: Ae105
 - Camera opto-mechanical prototype
 - Boom gravity offload deployment testing
 - Mirror vibro-acoustic experiments
 - TVAC chamber commissioning
 - Telescope testbed commissioning
- 2014 September: Detailed Design Review
- 2015 June: Ae105
 - Engineering models/prototypes of boom, camera
 - Mirror thermal characterization
 - Software and algorithms prototyping and testing
- 2015 September: Critical Design Review of Payload



• AAReST Mission Technology Objectives:

- Demonstrate all key aspects of *autonomous assembly* and *reconfiguration* of a space telescope based on *multiple* mirror elements.
- Demonstrate the capability of providing *high-quality* images using a multi-mirror telescope.



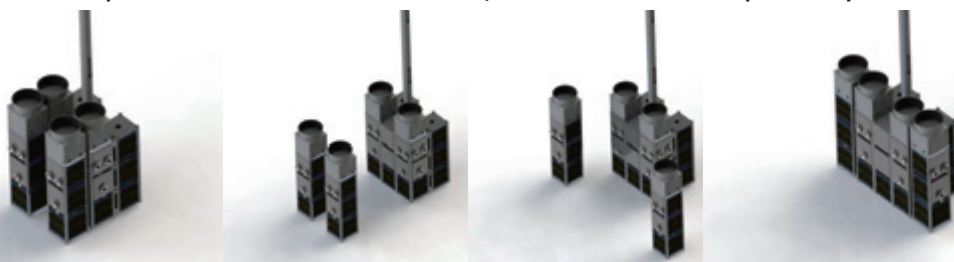
AAReST: Launch Configuration



*A 40kg Composite Microsat
to Demonstrate a New
Generation of Reconfigurable
Space Telescope
Technology....*

• Flow-Down to Spacecraft Technology Objectives (Mission Related):

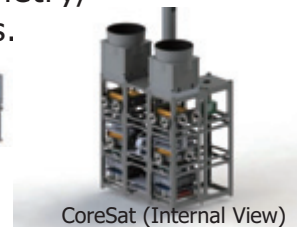
- Must involve *multiple* spacecraft elements (*CoreSat* + 2 *MirrorSats*).
- All spacecraft elements must be *self-supporting* and "*intelligent*" and must cooperate to provide *systems autonomy* – this implies they must be each capable of independent free-flight and have an ISL capability.
- Spacecraft elements must be *agile* and *manoeuvrable* and be able to *separate* and *re-connect* in different configurations – this implies an effective AOCS, and RDV&D capability.



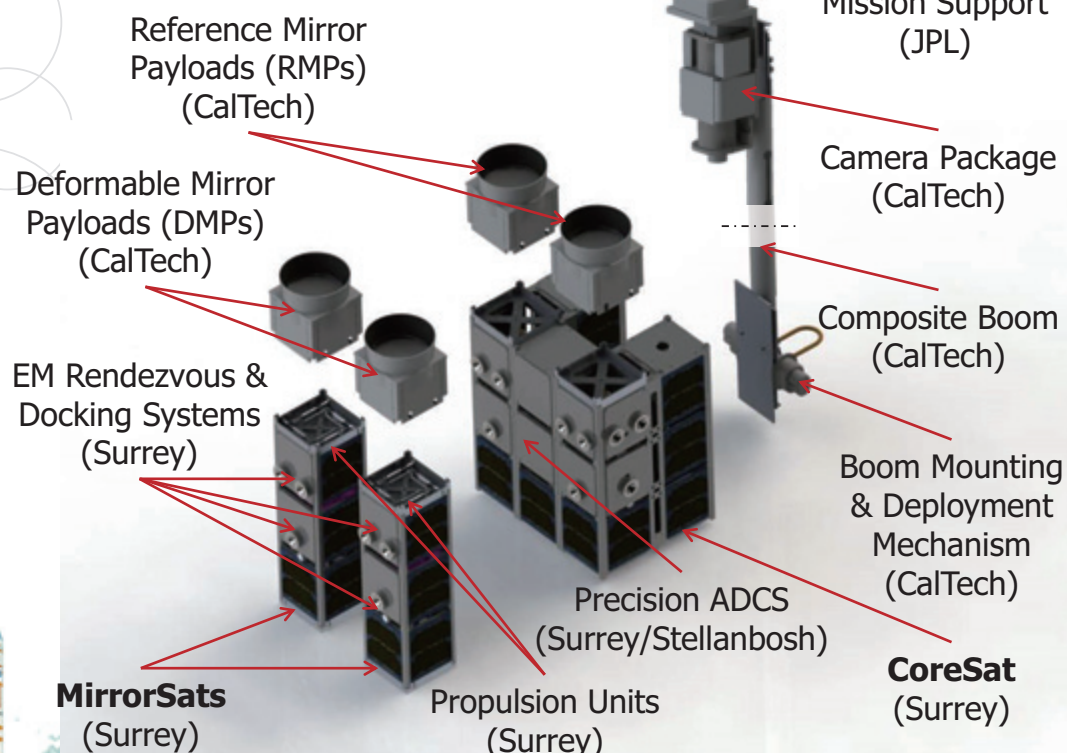
AAReST: In-Orbit Reconfiguration - Compact to Wide Mode Imaging Configuration

• Flow-Down to Spacecraft Technology Objectives (Payload Related):

- **All Spacecraft** elements must lock together *rigidly* and *precisely* and provide a *stable* platform for imaging – this implies a *precision docking adapter* and *precision ADCS*.
- **MirrorSat** must support *Deformable Mirror Payload* (DMP) in terms of mechanical, power (+5V, 1A max.) and telemetry/telecommand data (USB 2.0) interfaces
- **CoreSat** must support *Reference Mirror Payload* (RMP) in terms of mechanical, power (+5V, 1A max.) and telemetry/telecommand data (USB 2.0) interfaces
- **CoreSat** must support *Boom/Camera Package* in terms of mechanical, power (+5V, 1A max.), and telemetry/telecommand and image data (I2C) interfaces.



• AAReST Mission Elements:



• Spacecraft and Mission Concept

- Launched as a single "microsat" into LEO
- Comprises a "Fixed Core NanoSat" + 2 separable "MirrorSats"
- Total Mass (incl. attach fitting) < 40kg (est. at ~32kg)
- Envelope at launch (inc. att. fit.) within 40cm x 40cm x 60cm
- Autonomously reconfigures to achieve mission science goals.

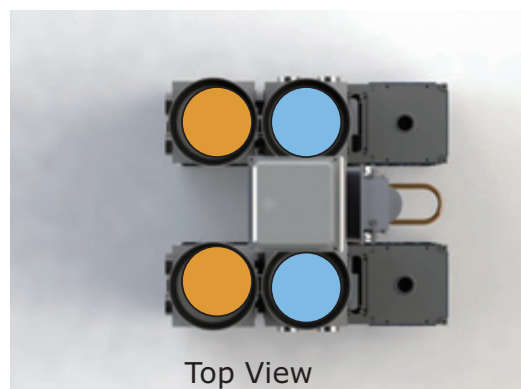


• Spacecraft and Mission Concept

- **Science Mission Phase 1:** (Minimum Mission Objective)
 - Deploys boom/Camera Package to form space telescope
 - Images stars, Moon and Earth with Reference Mirrors (c. 0.3° FoV)
 - Demonstrates precision (0.1°, 3σ) 3-axis control
- **Science Mission Phase 2:** (Key Science Objective 1)
 - Images with combined Deformable and Reference Mirrors in "compact mode"
 - Demonstrates deformable mirror (DMP) technology and phase control.



Compact Configuration Imaging Mode



Mission Concept

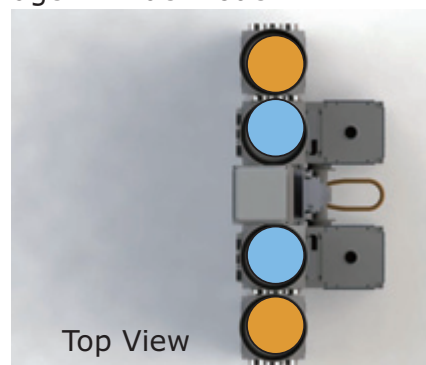
Spacecraft and Mission Concept

- **Science Mission Phase 3:** (Key Science Objective 2)
 - Autonomously deploys and re-acquires "MirrorSat" (manoeuvres within c. **10cm-20cm** distance)
 - Demonstrates electromagnetic docking technology
 - Demonstrates ability to re-focus and image in compact mode
- **Science Mission Phase 4:** (Key Science Objective 3)
 - Autonomously deploys MirrorSat(s) and re-configures to "wide mode" (manoeuvres within c. **30cm-50cm** distance)
 - Demonstrates Lidar/camera RDV sensors and butane propulsion
 - Demonstrates ability to re-focus and image in wide mode



- Rigid mirror
- Deformable mirror

Wide Configuration Imaging Mode

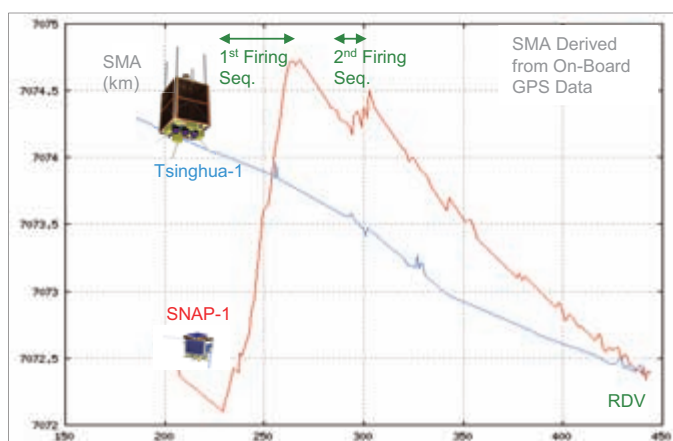


Top View

Mission Concept

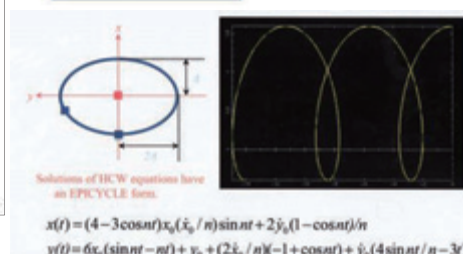
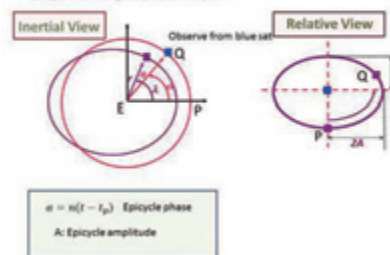
Spacecraft and Mission Concept

- **Mission Phase 5:** (Extended Mission Objective)
 - Use AAReST as an In-Orbit RDV Test-Bed – similar to SNAP-1
 - Deploys MirrorSat(s) into a relative orbit beyond **10m** distance)
 - Demonstrates ISL/differential GPS/ optical relative navigation
 - For safety, ISL must operate out to **1km**

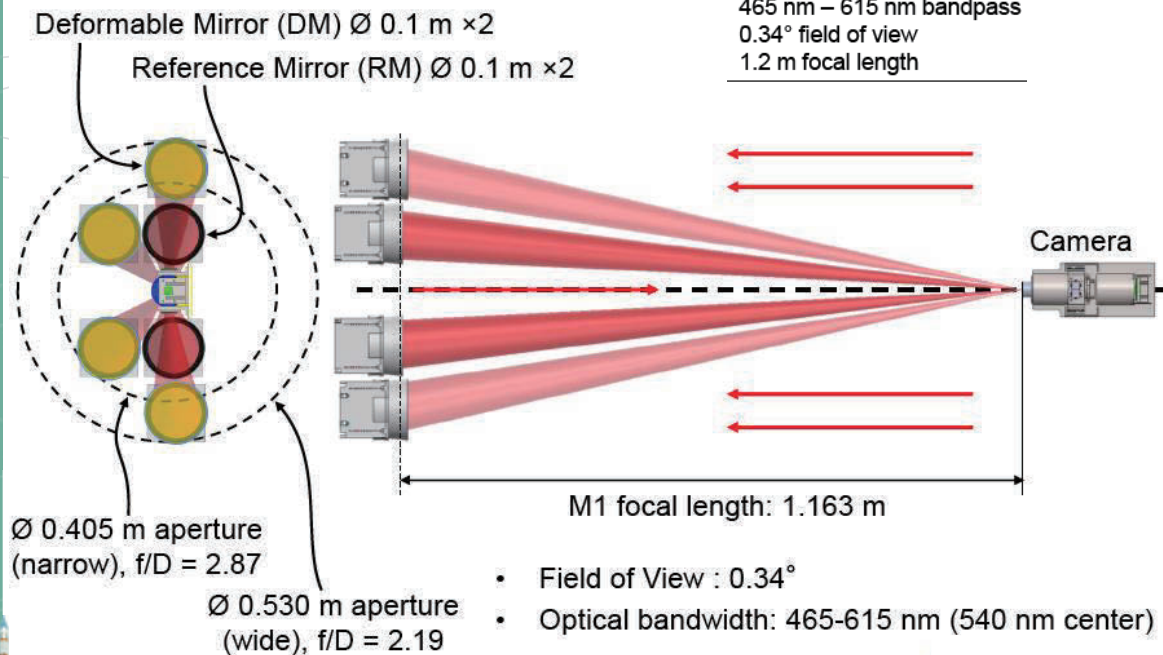


Day Number Since 1st January 2000

How we see slightly eccentric orbit from a neighbouring circular orbit.

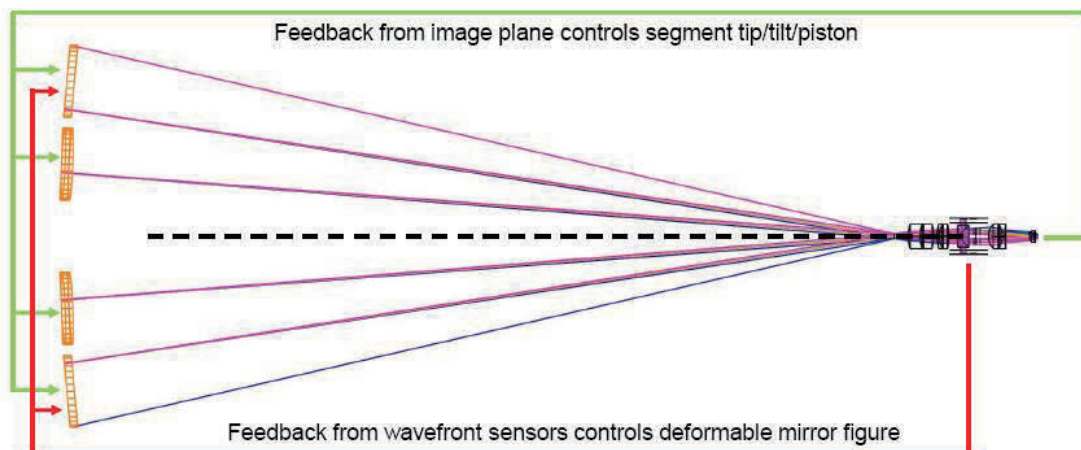


Optical Instrument Concept



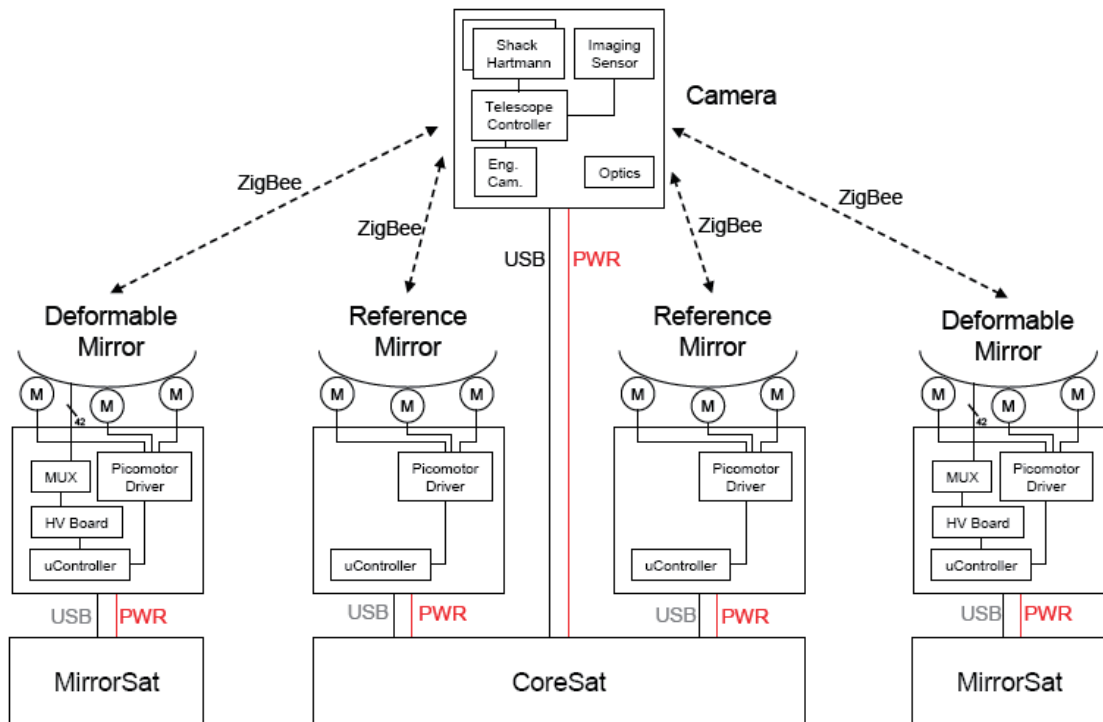
Telescope Alignment and Control

- Automatically correct for deployment errors, manufacturing errors and thermal disturbances with active calibration in-flight
- Actuators:
 - 3 rigid body motion (RBM) actuators per segment
 - 41 piezoelectric actuators per deformable mirror
- Sensors:
 - Image plane camera
 - Shack-Hartmann Wavefront Sensors (SHWS)



Payload Design

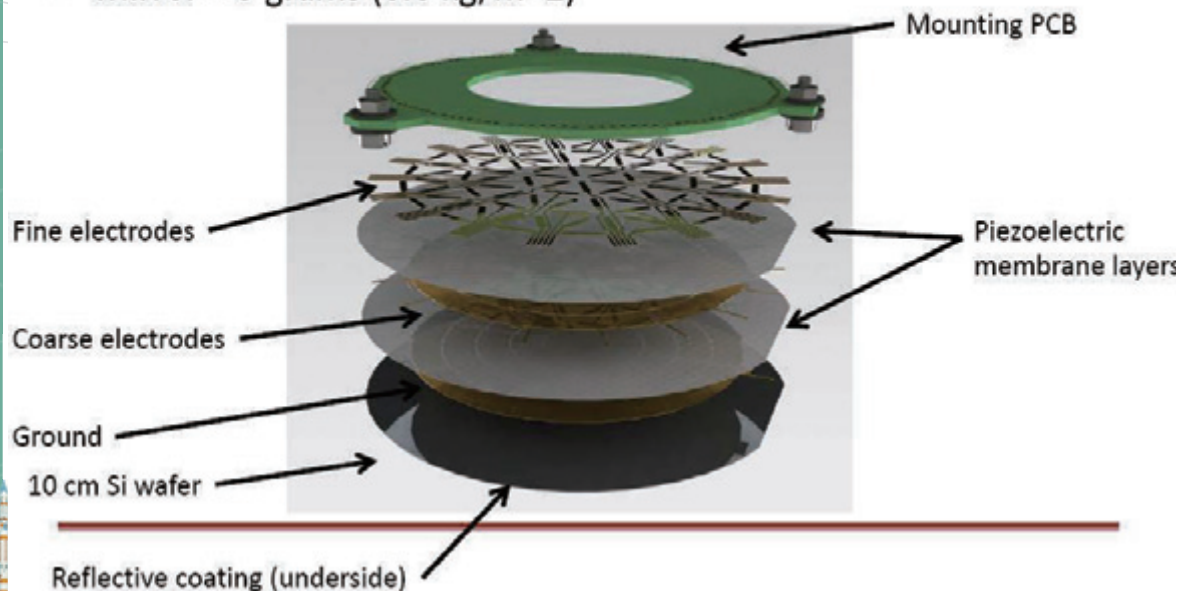
• Payload Block Diagram



Payload Design

• CalTech Developed Deformable Mirror Technology

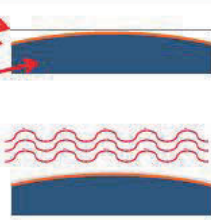
- Alternating layers of electrodes and active material
- 90 (fine pattern) + 16 (coarse pattern) channels
- Mirror < 5 grams (0.6 kg/m^2)



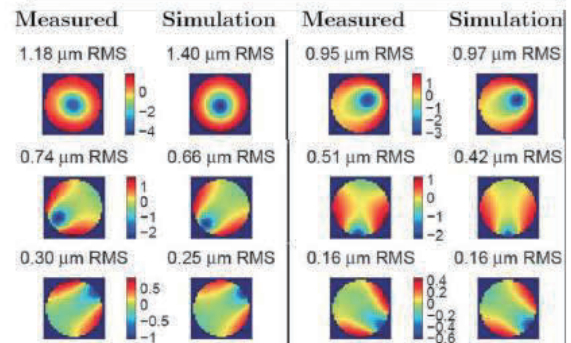
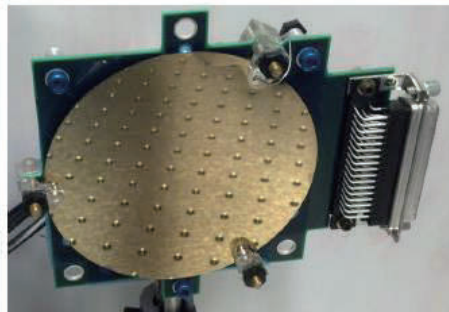
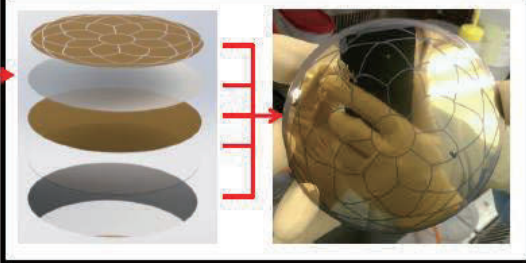
CalTech Developed Deformable Mirror Technology

GSFC

- Schott D263 sheet
- BN release layer
- Fused silica mandrel
- Heat in clean furnace
- Glass slumps to shape of mandrel



Caltech

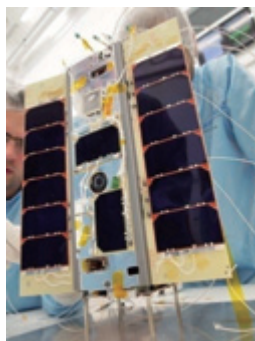


Spacecraft Bus – Design Approach

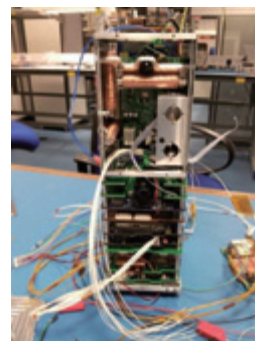
- **Low-cost** approach based on CubeSat technology
- **Heritage** from Surrey's SNAP-1 NanoSat Programme (2000) (particularly butane propulsion and pitch MW/magnetic ADCS)
- **Incremental** hardware, software and rendezvous/docking concepts developed through Surrey's STRaND-1, STRaND-2, and QB50/InflateSail and AISAT1-Nano missions currently under development for launch in 2016.



SNAP-1 (2000)



STRaND-1 (2013)

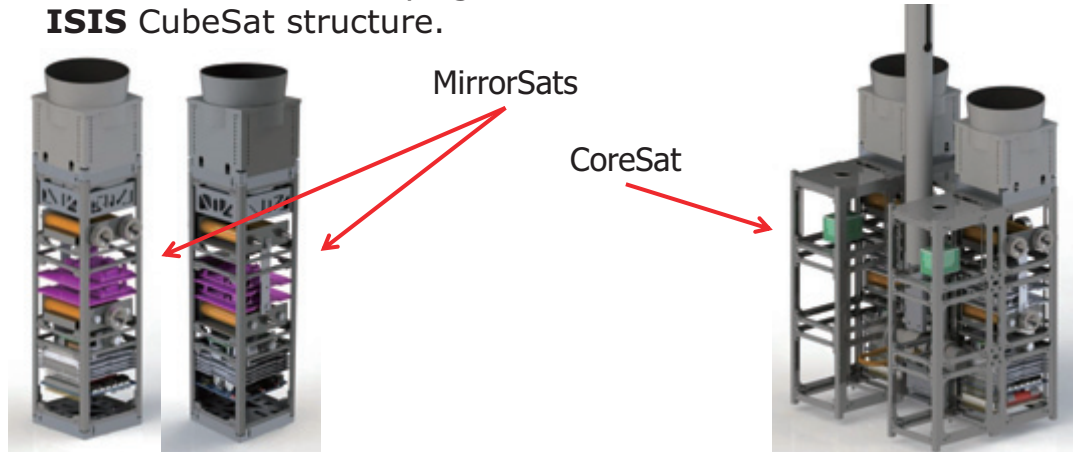


AISAT1-Nano CAD



• Spacecraft Bus – Design Approach

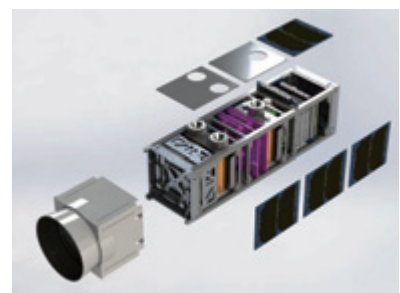
- Maximise use of COTS technology (e.g. Leverage CubeSats).
- **Modular** approach
- Maximise commonality with other SSC CubeSat programmes.
- Spacecraft bus is treated as a “**CoreSat**” based on **two 6U + one 3U ISIS** CubeSat structures mechanically joined, plus two detachable free-flying “**MirrorSats**”, each based on a **3U ISIS** CubeSat structure.



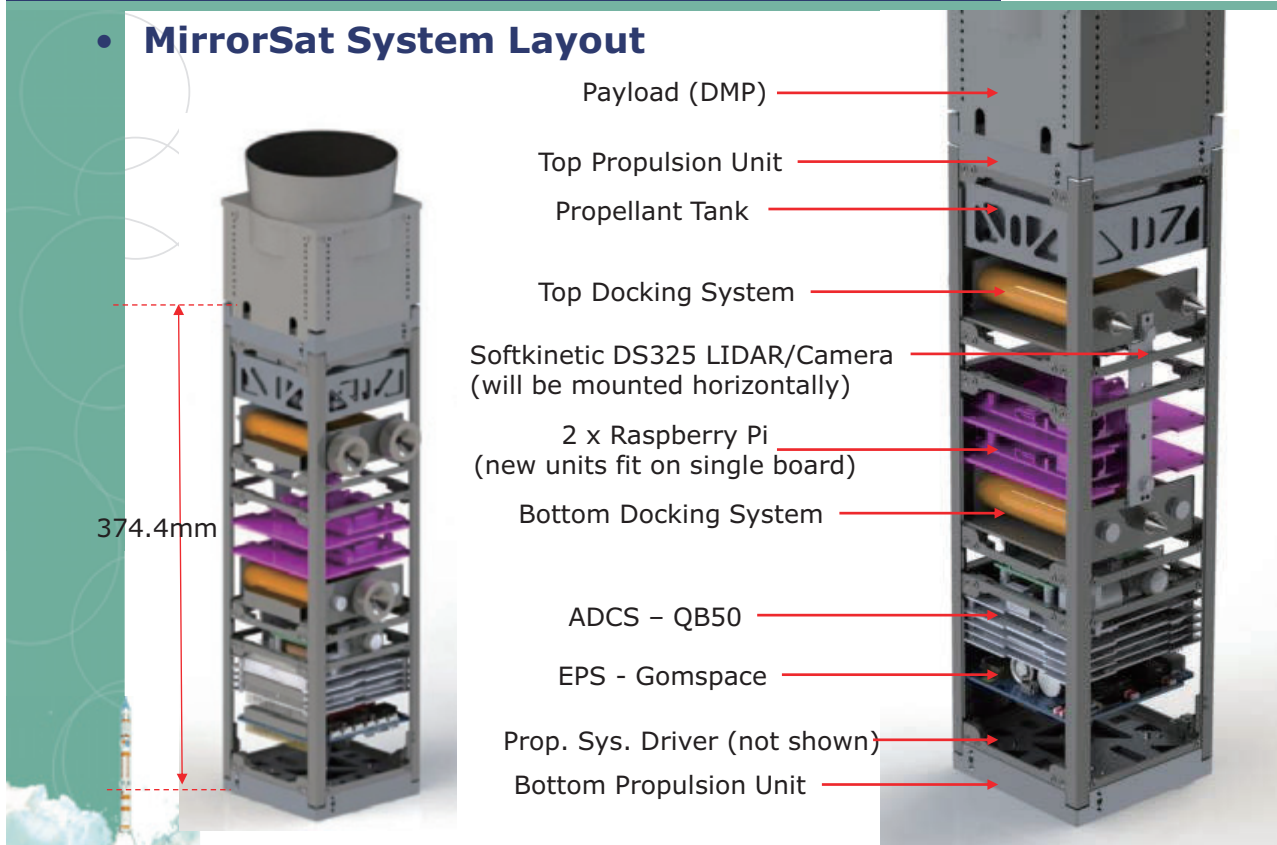
DDR Configuration Sept. 2014

• MirrorSat Requirements

- Must support the Deformable Mirror Payload (DMP) mechanically and electrically via a 5V 1A supply (2W continuous operational power) and TTC via a USB 2.0 interface
- Must be able to operate independently of other units
- Must be able to communicate with the CoreSat out to 1km max. (via Wi-Fi ISL)
- Must be able to **undock, rendezvous and re-dock** multiple times
- Must have **3-axis control** and **6 DOF propulsion** capability
- Must provide low/zero power magnetic latch to hold in position on CoreSat in orbit
- Must be able to safely enter the CoreSat Docking Port's acceptance cone:
 - 20-50cm distance (mag. capture);
 - $\pm 45^\circ$ full cone angle; < 5 cm offset
 - $< \pm 10^\circ$ relative RPY error;
 - < 1 cm/s closing velocity at 30cm;
 - $< \pm 2^\circ$ relative RPY error at first contact.

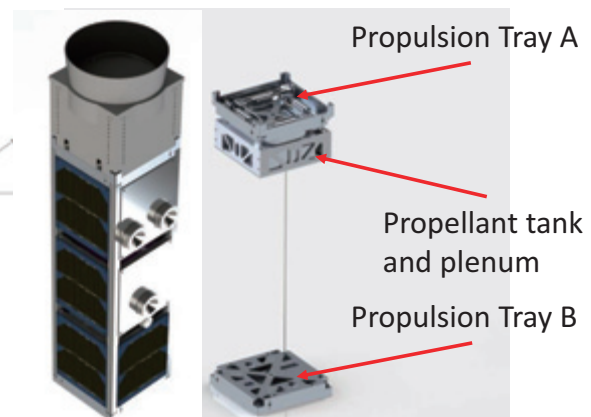
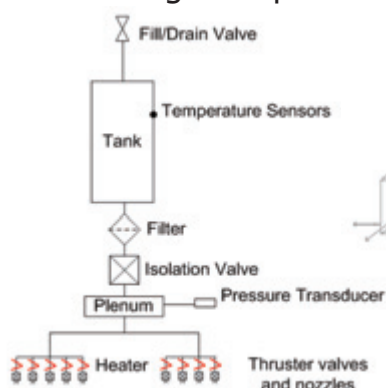


• MirrorSat System Layout

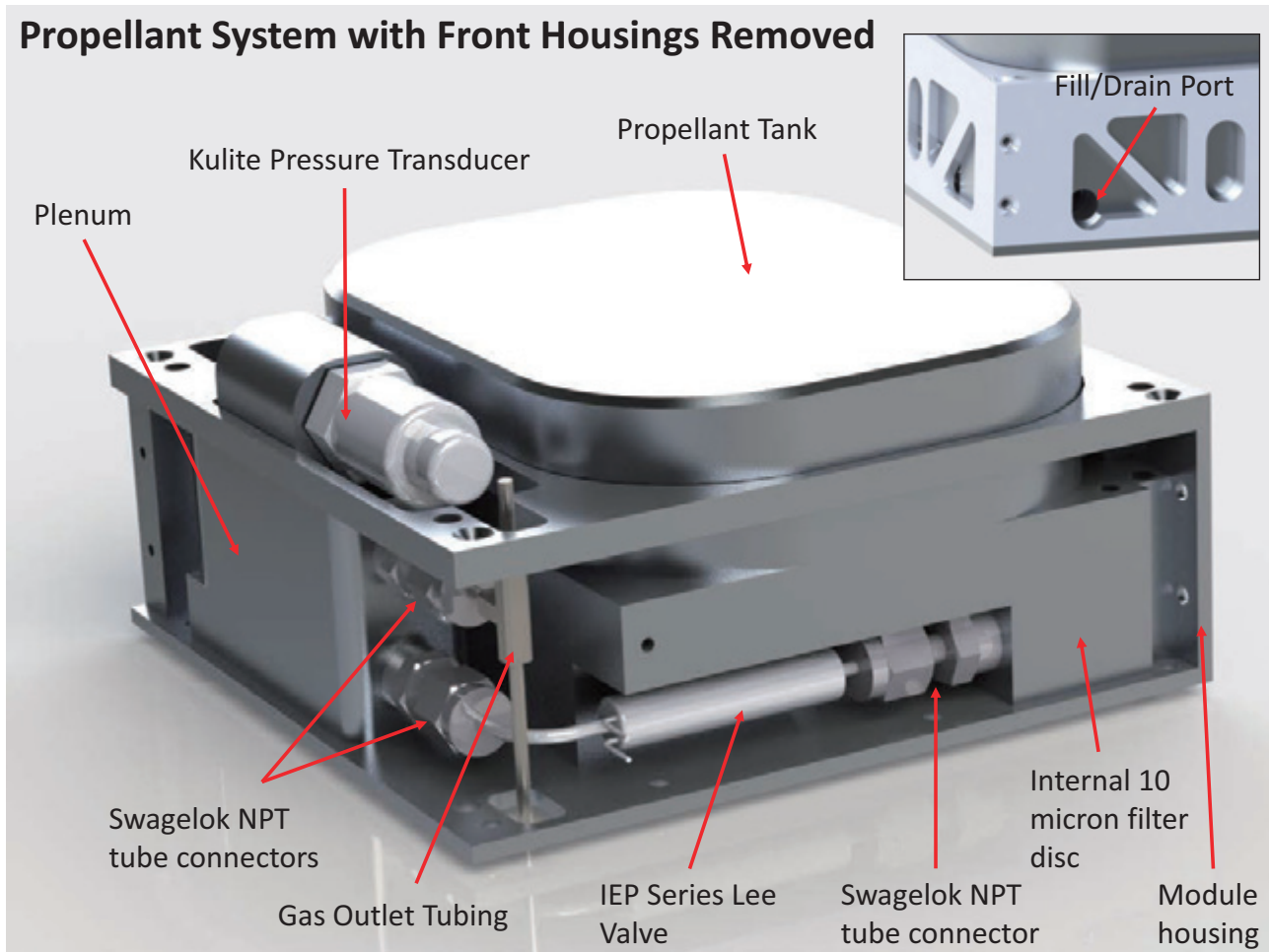


• MirrorSat Propulsion System

- Propulsion unit consists of nine 1W micro-resistojet thrusters to provide ~6DOF (+Z thruster not flown on AAReST due to mirror payload).
- New, smaller resistojets design to fit nine thrusters into 3U CubeSat (traditional resistojets are too large)
- Liquefied Butane propellant stored at 2 bar and expelled in gaseous phase at 0.5 to 1 bar via pressure controlled plenum.
- Butane has good density, specific impulse and no toxic or carcinogenic qualities

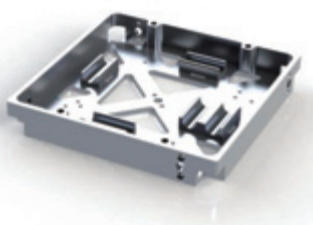
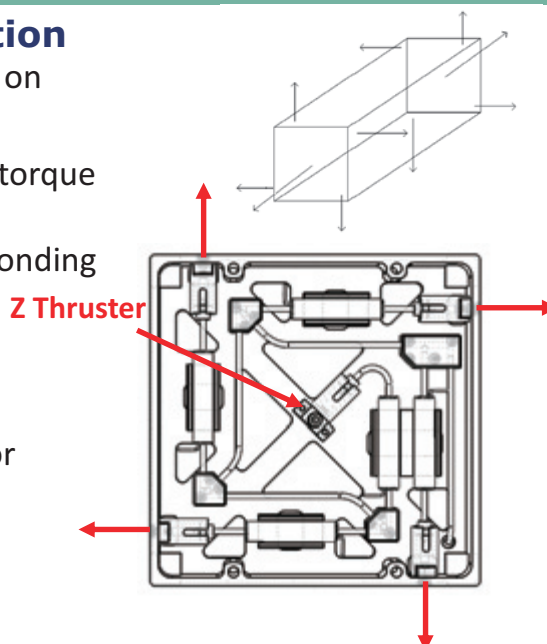


Propellant System with Front Housings Removed



• Thruster Mounting Configuration

- Thrusters mounted in propulsion trays on upper and lower end of ISIS structure
- Thrusters placed off centre to provide torque around the Flyer's central axis with a reciprocal configuration in the corresponding tray
- Reciprocal thrusters fired together to provide lateral translation
- +Z axis thruster not flown due to mirror mounting



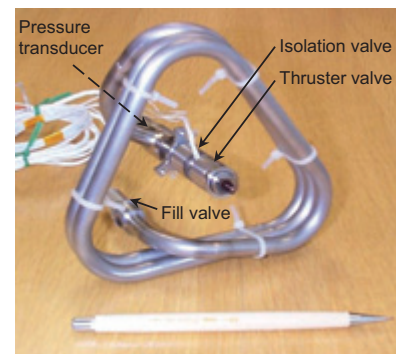
- Thrust trays machined from single piece of stock aluminium for extra rigidity
- Valve mounts built-in to structure

• MirrorSat Propulsion Capability

- 5 – 10 mN thrust range at ~ 80 s Isp.
- Propulsion system provides 10m/s ΔV - 6 m/s for ΔV manoeuvres, 4 m/s for attitude control and contingency
- Minimum valve opening time = 2ms (500 Hz); Minimum Impulse bit = 10-20 μ Ns.
- System mass estimated at 880 grams (800 grams dry mass) 80g butane.
- Resistojets have a high degree of reliability, low system complexity and can be operated as a cold gas system in the event of heater failure.

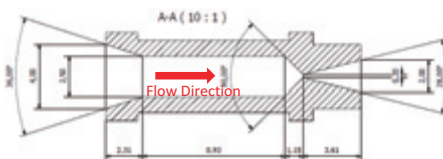
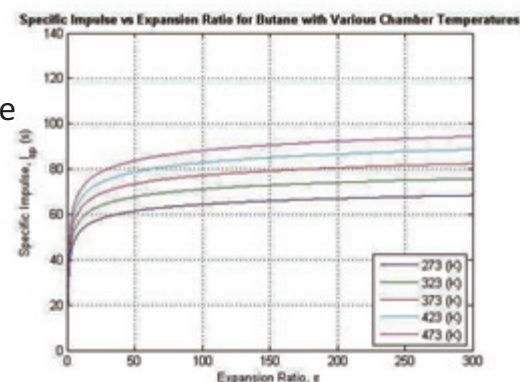
SNAP-1 System for Comparison

Propellant	32.6 g butane
Total impulse	22.3 Ns
Thrust range	25 to 100 mN
Module mass	455 grams
ΔV imparted	2.1m/s (actual)



• MirrorSat Propulsion Tests

- Heating tests performed in vacuum on a test piece yielded a thruster temperature of 140°C with 1 watt input power
- Expelled gas temperature initially assumed to be in the region of 100 °C leading a chosen nozzle expansion ratio (A_e/A_t) of 100 to provide a specific impulse of 80 seconds while still maintaining a small nozzle size



- Isentropic flow relations used to predict optimum throat geometry for nominal plenum pressure of 0.5 bar
- Nozzle throat diameter of 0.2mm and exit diameter of 2mm

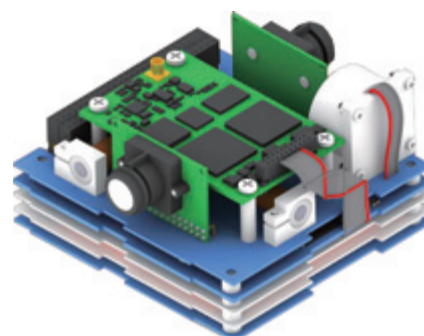
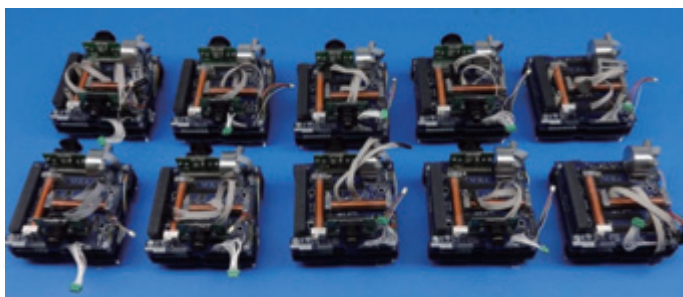
• MirrorSat Propulsion Update 2015

- All system components built and tested – Propulsion tank, plenum chamber, (single) thruster/heater and valves.
- Two-part aluminium propellant tank welded successfully.
- Butane filling very straight-forward from standard COTS cartridges.
- Multiple cycle operation demonstrated in the SSC Daedalus vacuum chamber. Valve operation at <5V – low power in latched mode.
- Gas temperature slightly lower than in initial tests – but thrust is good (3 and 10 mN dependent on plenum pressure)
- Testing was from 0 - 3 Watts in 0.5 W steps at 3 plenum pressures (0.5 bar, 1 bar and 1.5 bar) – 8 measurements at each point – 168 in total.

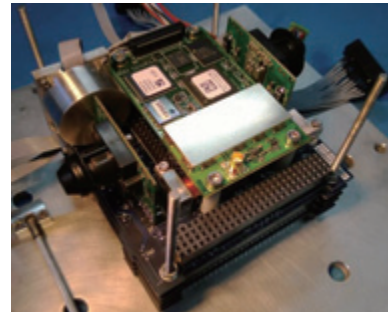
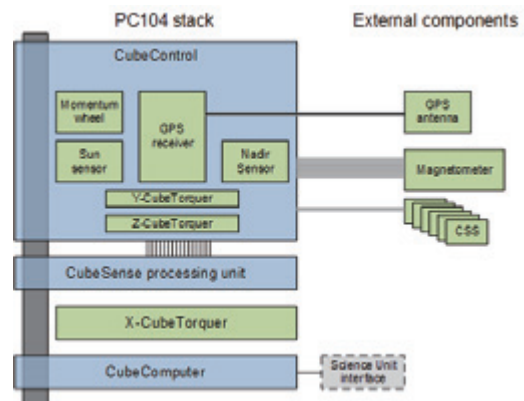


• MirrorSat ADCS

- New compact (450g) Integrated ADCS System being developed for QB50 by Prof. Steyn (Stellenbosch) and Lourens Visagie (Surrey).
- Comprises:
 - CMOS Camera Digital Sun Sensor
 - CMOS Camera Digital Earth Sensor
 - 3-Axis Magnetoresistive Magnetometer
 - 3-Axis Magnetorquer (2 Rods + 1 Coil)
 - Pitch-Axis Small Momentum Wheel
 - GPS Receiver
 - EKF and B-dot control software built-in
 - ~1° pointing stability (in sunlight)



- **QB50 ADCS**
 - 3x PC104 boards
 - CubeComputer
 - CubeSense processing board
 - CubeControl
 - Peripheral components
 - Fully integrated ADCS has momentum wheel, sun- and nadir cameras, GPS receiver and magnetorquers contained in stack
 - External GPS antenna, magnetometer and coarse sun sensor photodiodes
 - In qualification (testing)
 - 15 ADCS Units delivered to the EU's QB50 Project
 - Flight heritage on STRaND-1

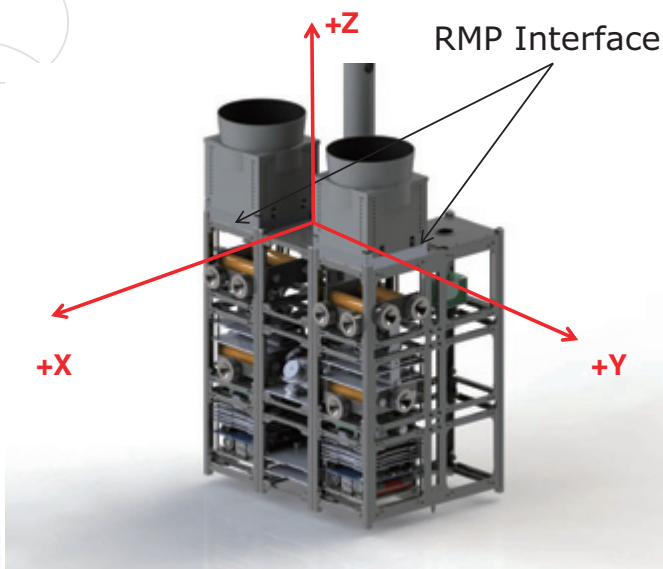


- **CoreSat Requirements**
 - Must be able to **point accurately** ($< 0.1^\circ$ 3σ error all axes)
 - Must be **stable in attitude** ($< 0.02^\circ/\text{s}$ for 600s) during payload operations.
 - Must be able to **slew at $> 3^\circ/\text{s}$** for RDV manoeuvres.
 - Must be able to mechanically support 2 Reference Mirror Payloads (RMPs) and to supply them with 2W power at 5V.
 - Must provide up to 5W at 5V power and I2C comms. to the "camera" (image data transfer only) and support boom.
 - Must provide up to 5W at 5V power to both docked MirrorSats
 - Must be able to communicate with the MirrorSats via Wi-Fi and to the ground via a VHF U/L (1.2 kbps) & UHF D/L (9.6 kbps)
 - Must be able to operate with Sun $> 20^\circ$ off optical (Z) axis.
 - Must be able to independently sense MirrorSats during RDV/docking
 - Must provide hold-downs for MirrorSats, camera and boom during launch.
 - Must provide launcher interface (TBD)

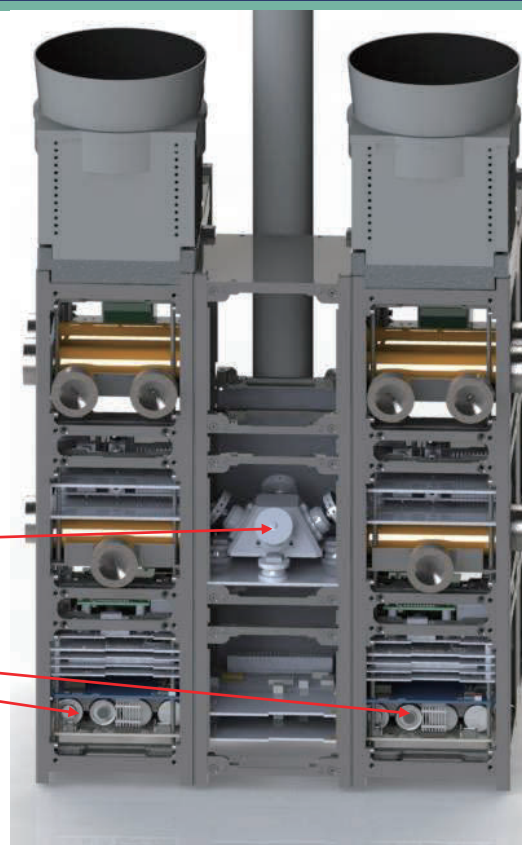
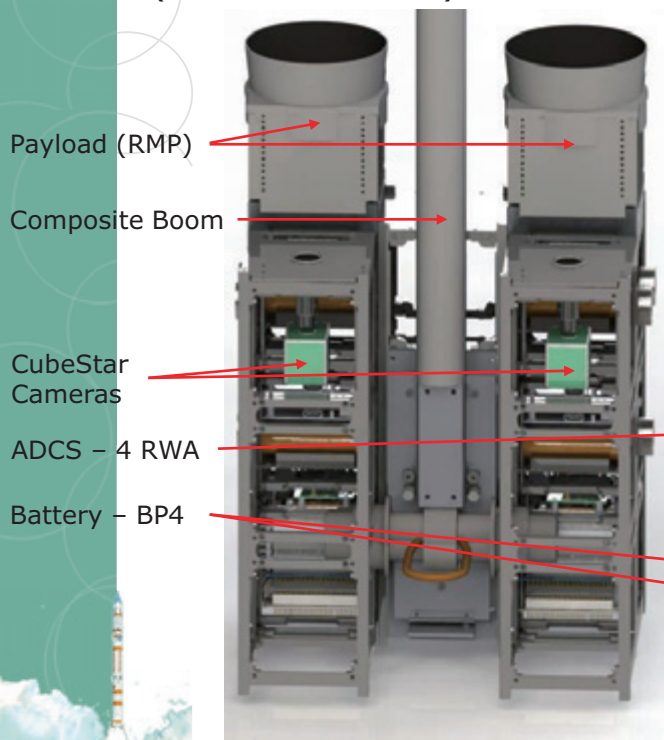


CoreSat Structure

- Structure rendering showing two 6U structures (+Y and -Y) separated by a single 3U structure (MirrorSats not shown)



CoreSat System Layout (-X/+X facet view)



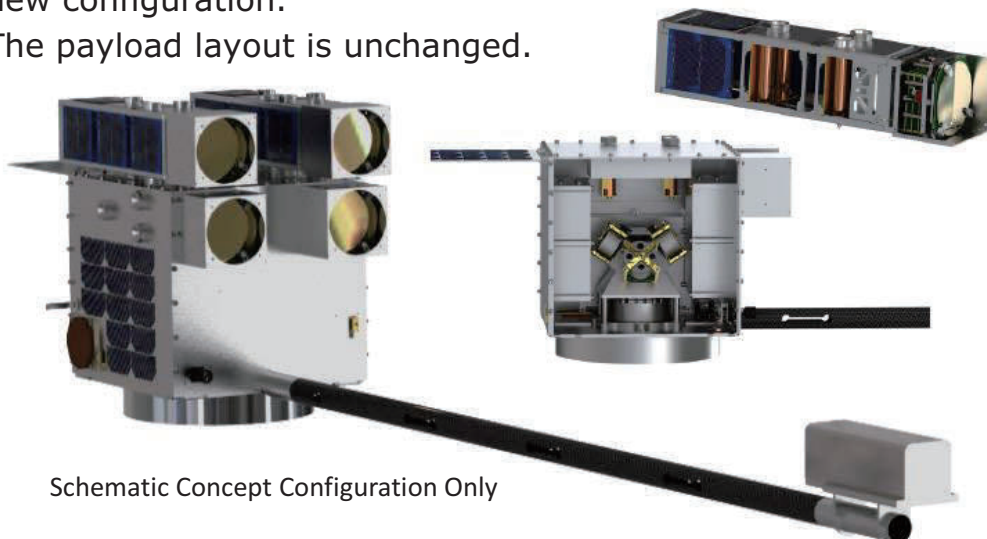
• CoreSat ADCS

- Uses Compact Integrated ADCS system (as per MirrorSats), but replaces the single small pitch MW with four Surrey RWs (**4-RWA**) with dampers for increased control authority/low jitter control
- Pointing ($< 0.1^\circ$ error all axes), stability ($< 0.02^\circ/\text{s}$ for 600s)
- Slew-Rate ($> 3^\circ/\text{s}$ about Z (telescope) axis for RDV manoeuvres)
- Each wheel has the following specification:
 - 30 mNms @ 5600 rpm
 - 2 mNm nominal torque
 - 50mm x 50mm x 40mm volume, 185g
 - 3.4V - 6.0V operation (maximum 8V)
 - 1.5 W power consumption at maximum torque
 - 0.4W – 0.1W in normal operation
- For high precision pointing/stability we use the **CubeStar** camera + STIM210 multi-axis **IMU**



• CoreSat System Layout Update 2015

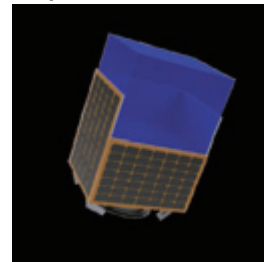
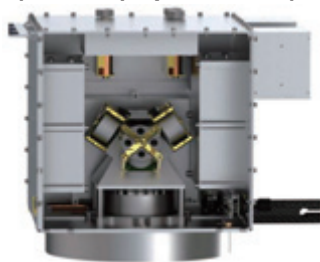
- No changes have been made to the CoreSat since DDR 2014
- However, we have studied substituting a platform derived from the SSTL-50 bus for the CubeSat Technology-Based CoreSat:
- The MirrorSats would be retained – with minor changes to internal layout to accommodate the docking system for this new configuration.
- The payload layout is unchanged.



Schematic Concept Configuration Only

• CoreSat ADCS Update 2015

- No changes to DDR 2014 – however, the use of the SSTL-50 derived platform for the CoreSat would give very much improved pointing control and much greater data downlink capability (10's Mbps) – thus this is the preferred option.

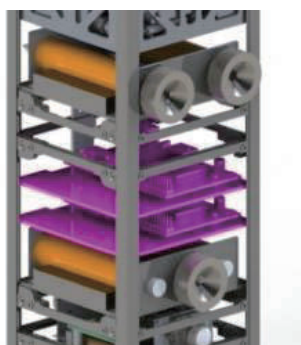
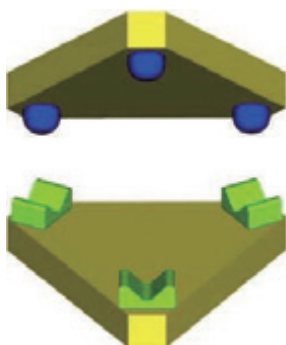


Generic SSTL-50 Platform
and Specifications

Payload Instrument Mass	Up to 45 kg
Payload Volume	Width 530 mm, Depth 430 mm, Height 400 mm
Payload Orbit Average Power	Typically 35 W
Payload Peak Power	Typically 85 W
Payload Data Bus	Gigabit per second to on-board storage or high speed downlink.
Attitude Control	Earth referenced or inertial; stability: 18 arc-seconds/second; knowledge: 10 arc-seconds; control 0.07 degrees
Typical Orbit	Low-Earth Orbit – Sun-Synchronous
Platform Lifetime	5 to 7 years
Total Mass	50 kg typical – up to 75 kg

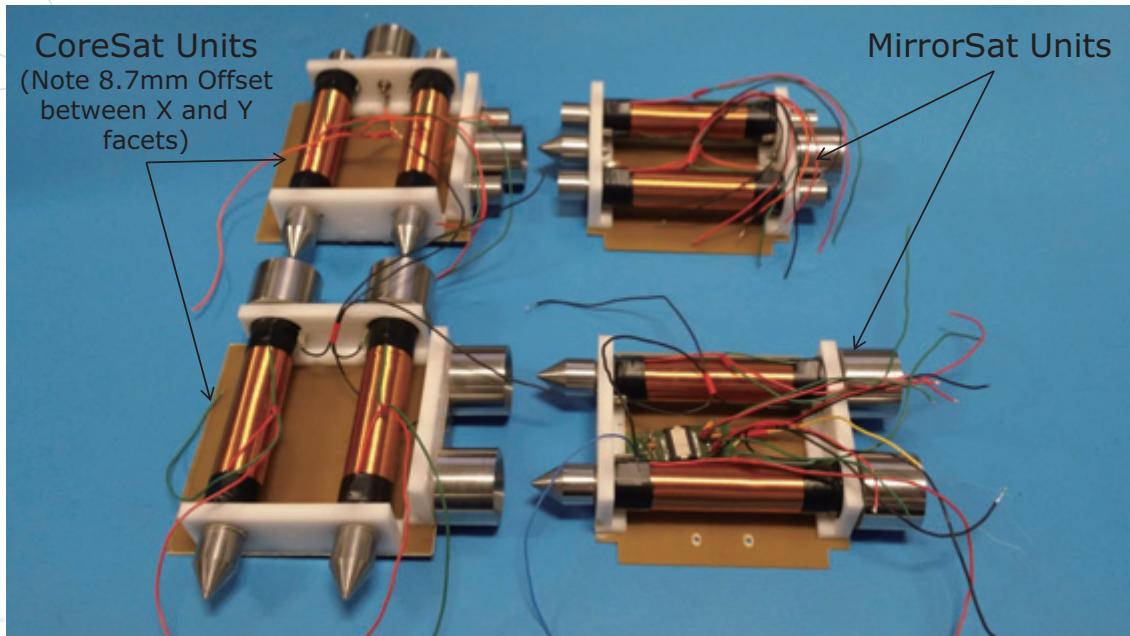
• EM Docking System Concept

- SSC Electro-Magnetic Kelvin Clamp Docking System (EMKCDS)
- Comprises four PWM controlled, H-bridge-driven, dual polarity electro-magnets, each of over 900 A-turns
- These are coupled to three “probe and drogue” (60° cone and 45° cup) type mechanical docking ports
- Kinematic constraint is established using the Kelvin Clamp principle (3 spheres into 3 V-grooves arranged at 120°)



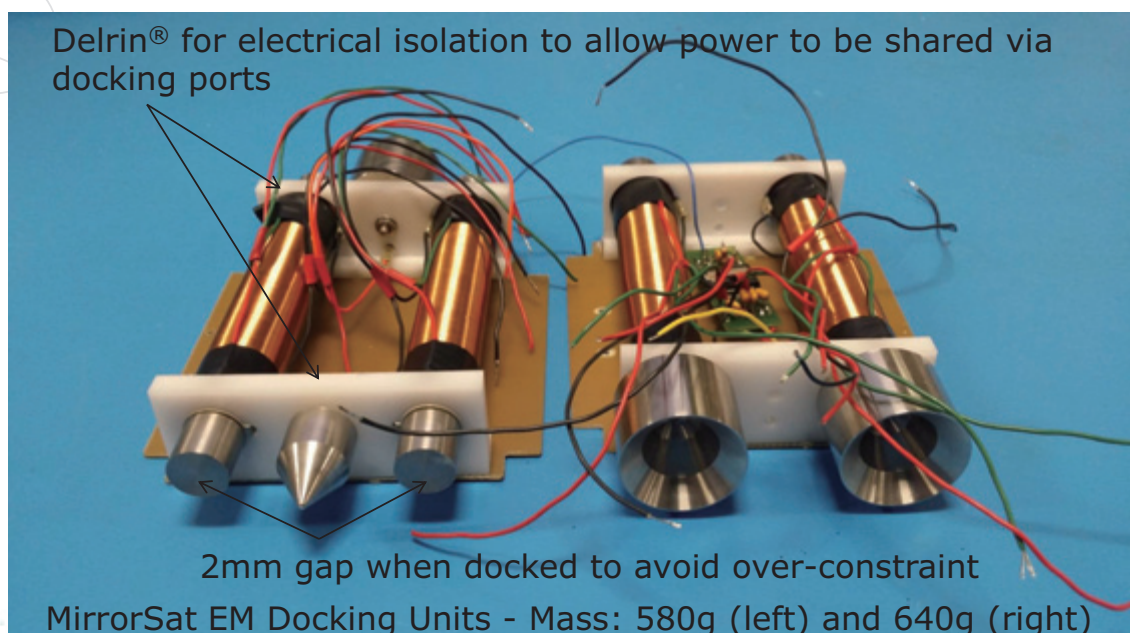
- **EM Docking System Prototype**

- Prototype Docking Port hardware designed and built:



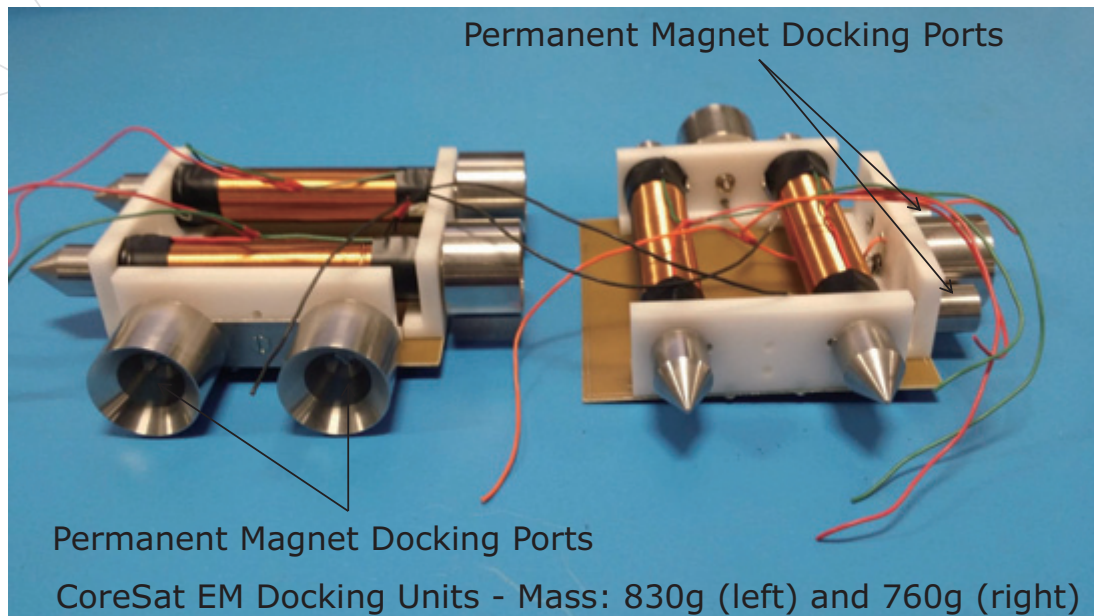
- **EM Docking System Prototype**

- Prototype Docking Port hardware designed and built:



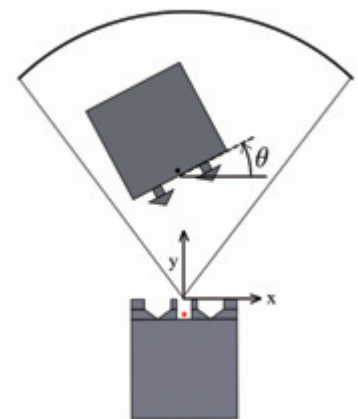
• EM Docking System Prototype

- Prototype Docking Port hardware designed and built:



• EM Docking System Testing

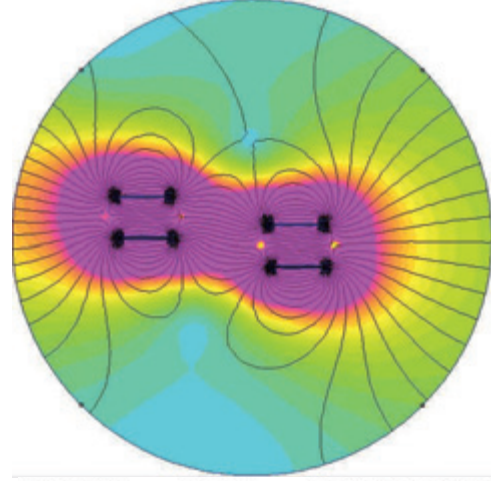
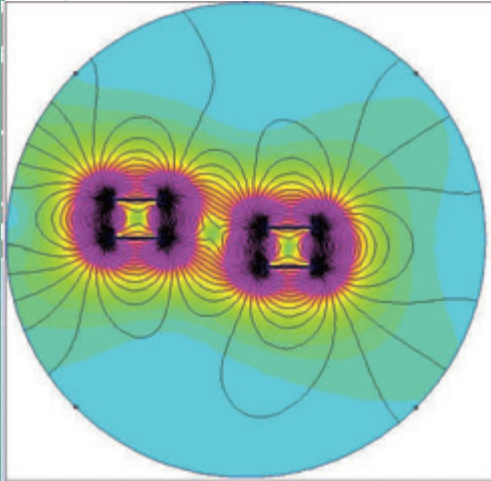
- CalTech and SSC initial Air-Bearing Table experiments show:
 - Capture distance is between 20-30cm for two pairs
 - Automatic self-alignment works, but choice of polarities is important to avoid miss-alignment/false-capture.
 - Attractive force is highly non-linear!
- Capture and alignment experiments show:
 - Within 30 cm offset*, 45 degree cone**
 - Tolerate +/- 30 degree roll/pitch/yaw
 - Reasonable Relative Velocity
 - Within 15 cm offset, 45 degree cone
 - Tolerate +/- 20 degree roll/pitch/yaw
 - Reasonable Relative Velocity
 - Within 5cm offset, 45 degree cone
 - Tolerate +/- 10 degree roll/pitch/yaw
 - Reasonable Relative Velocity



*Radius from centre of one face to centre of 'docking plane'; **Half angle

• EM Docking System Simulation

- FEM of magnetic flux linking confirmed experimental findings:



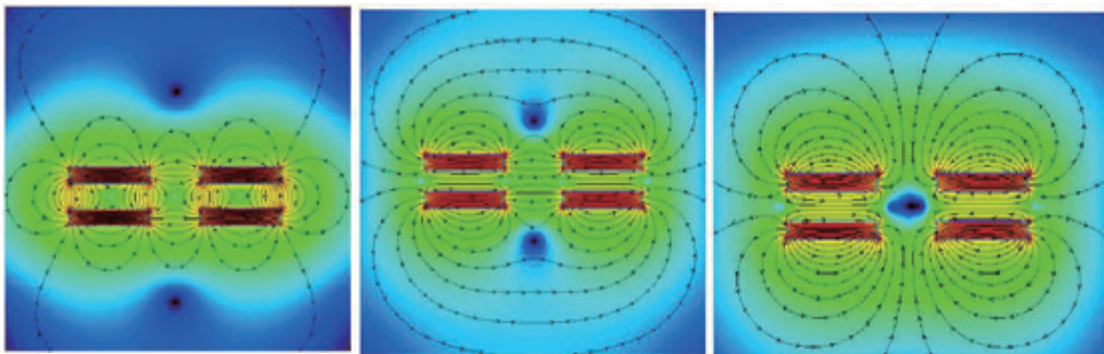
- Force is highly non-linear if the electro-magnets are simply energised.
- PWM control is used to vary the current to compensate for the distance effect.
- Useful force beyond 30cm separation.

Distance/cm	Force/N	Acc./ms ⁻²	Time to Impact*/s
0.2 (min)	6.07	1.21	< 0.06
0.5	1.62	0.324	< 0.17
1.0	0.564	0.113	< 0.42
2.0	0.181	0.036	< 1.05
5.0	0.036	0.0072	< 3.73
10	0.009	0.0018	< 10.5
15	2.68 mN	0.000536	< 23.7
20	1.140 mN	0.000228	< 41.9
25	0.569 mN	0.000114	< 66.2
30	0.334 mN	0.000067	< 94.6

• EM Docking System Update 2015

• (MSc Project)

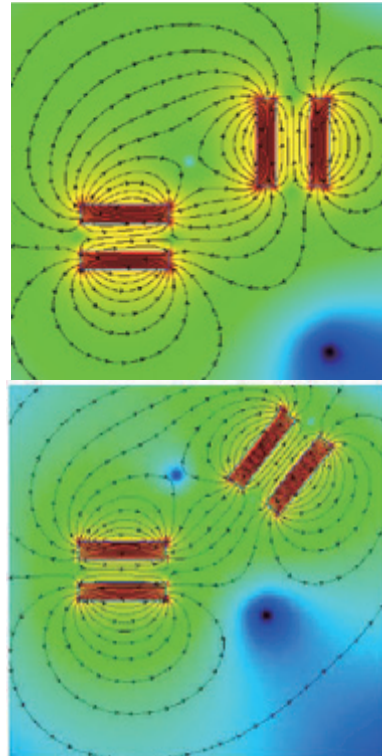
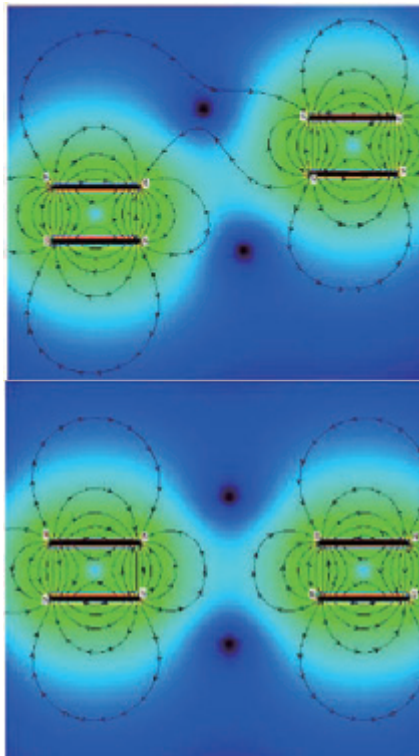
- A simple 2D simulation was set up using the Vizimag software to help visualise the characteristics of the solenoids placed at various distances, polarity configurations and angular offsets.



EM Docking Systems at 10cm Separation – Attract and Repel Modes

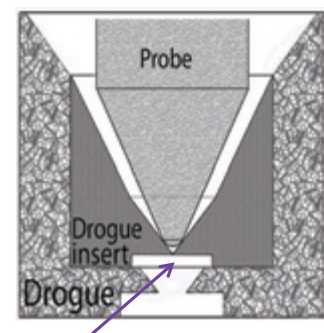
Note – when alternating polarities are used on each spacecraft (left panel) – the attractive/repulsive forces are smaller than if the same polarities are used (middle and right panels)

• EM Docking System Update 2015



• EM Docking System Update 2015

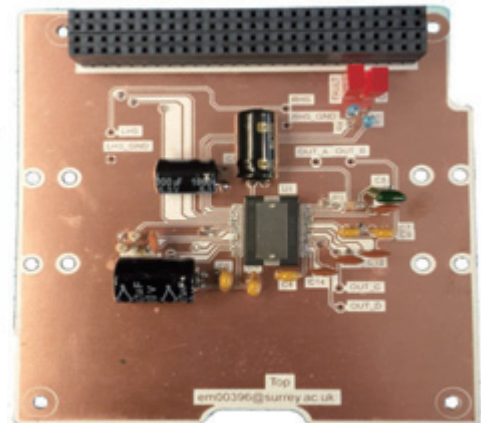
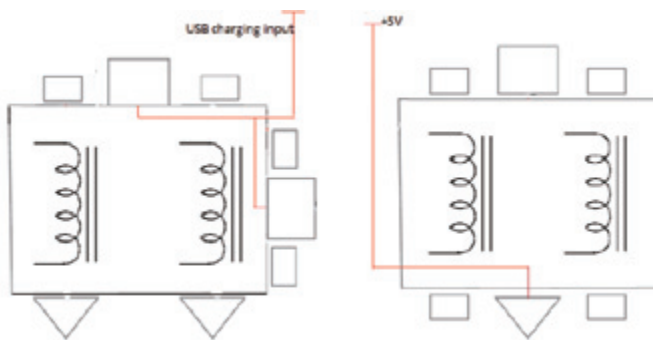
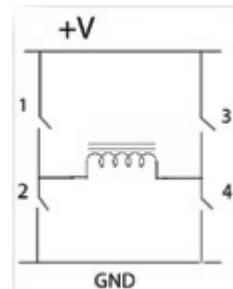
- A new two-part drogue has been developed, which aids manufacture and assembly.
- A built in neodymium permanent magnet (6mm dia., 1mm thick) provides the latching action to hold the spacecraft together when the electro-magnets are turned off.
- We found the drogue must be non-ferrous, otherwise the probe "feels" no pull-in force. We used aluminium.
- The Kelvin-Clamp V-grooves would be spark etched for flight.
- The probe, solenoid core and magnetic field extenders are all now pure iron (not Supra50 alloy).



Latching Permanent Magnet

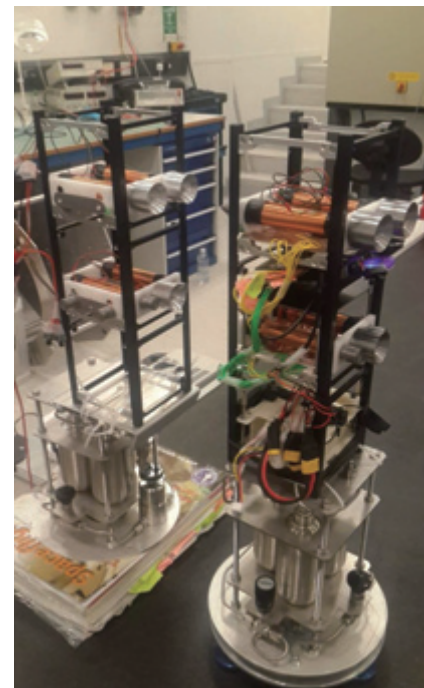
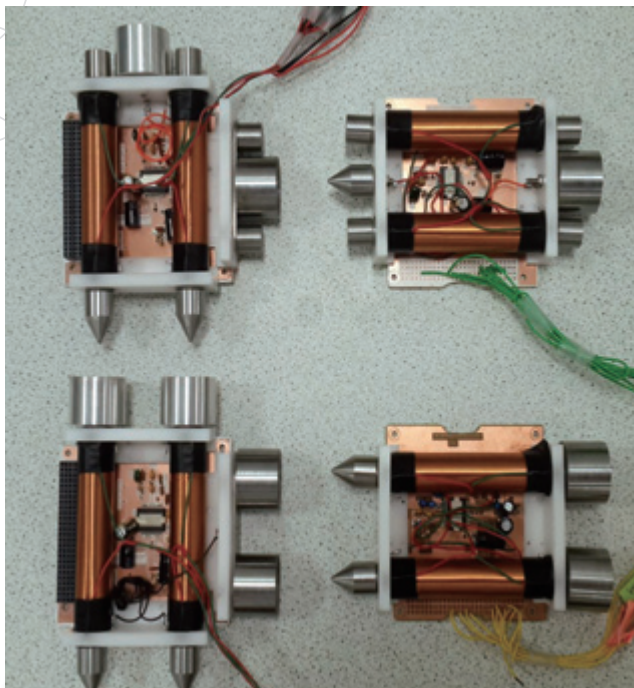
• EM Docking System Update 2015

- A new solenoid controller was designed utilizing the DRV8432 stepper motor driver chip from Texas Instruments .
- This was built to CubeSat PC104 interface standard and comprised a pulse-width modulated H-bridge driver circuit, controlled via a R-Pi over a Wi-Fi link (emulating the AAReST MirrorSat ISL).
- The Docking Port also provides power transfer between spacecraft, as shown below:



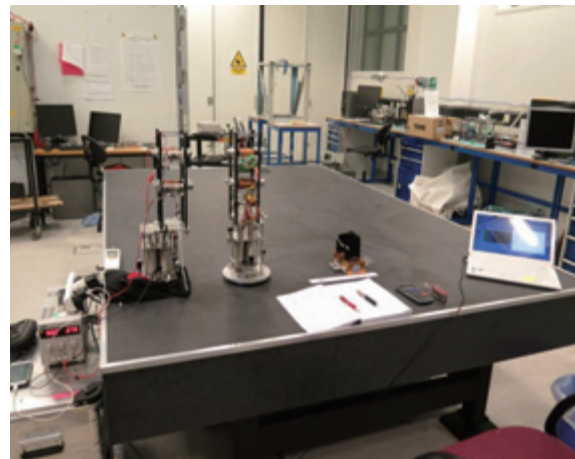
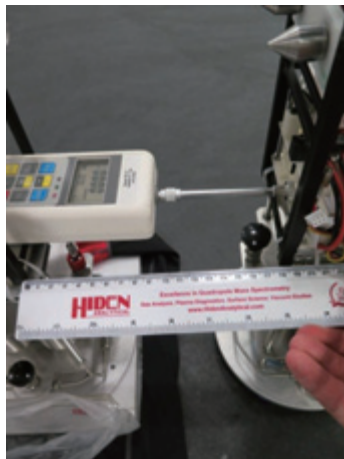
• EM Docking System Update 2015

- Re-designed Docking Ports and 2D Air Bearing Test Rig



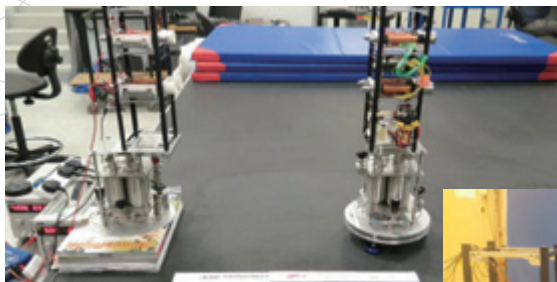
• EM Docking System Update 2015

- 2D air bearing table tests were conducted for:
 - Forces (measured by force meter and weight offset)
 - Acceptance angles (confirmed previous results)
 - Viability of the permanent magnets (~ 350 mN latching force corresponding to 40% PWM duty cycle to un-dock).
 - Flux meter and force meter confirmed PWM linearity.



• EM Docking System Update 2015

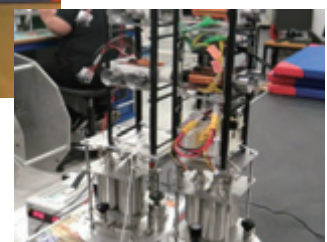
- Videos: 50cm Docking; 20cm Docking; Repel and Hold at Distance



Docking from 50cm



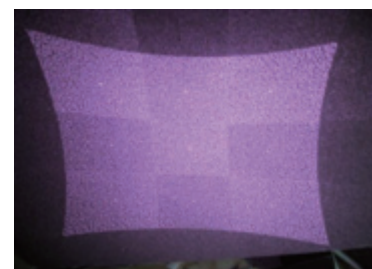
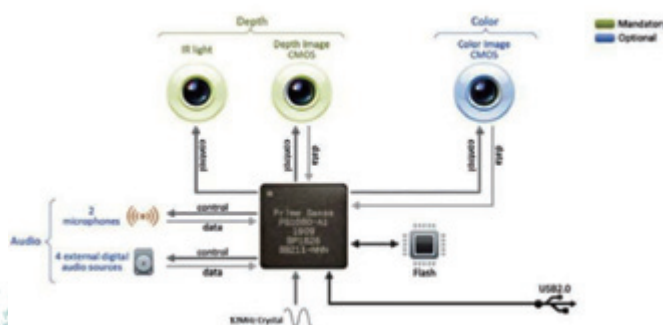
Docking from 20cm



Repel and Hold

- **EM Docking System Update 2015**
- Summary (MSc):
 - Re-designed docking cone or 'drogue'
 - Designed H-bridge driver circuit on CubeSat standard PCB
 - Implemented PWM control using Raspberry Pi over Wi-Fi
 - Assembled test models on air-bearing table
 - Demonstrated docking while taking key measurements
 - Verified performance of H-bridge circuit
 - Measured attraction and separation forces
 - Measured acceptance angles, average tolerances
 - Verified performance of latch magnets
- Remaining Work (PhD) and 2016 MSc:
 - Link Docking System control to Docking Sensor system and develop dynamic control strategy.
 - Verify performance on 2D air bearing table (3DoF) and develop "2½ D" test rig (2 translations, 2 rotations).
 - Complete 6 DoF simulator and address geomagnetic field torque and magnetic field extender contact issues.

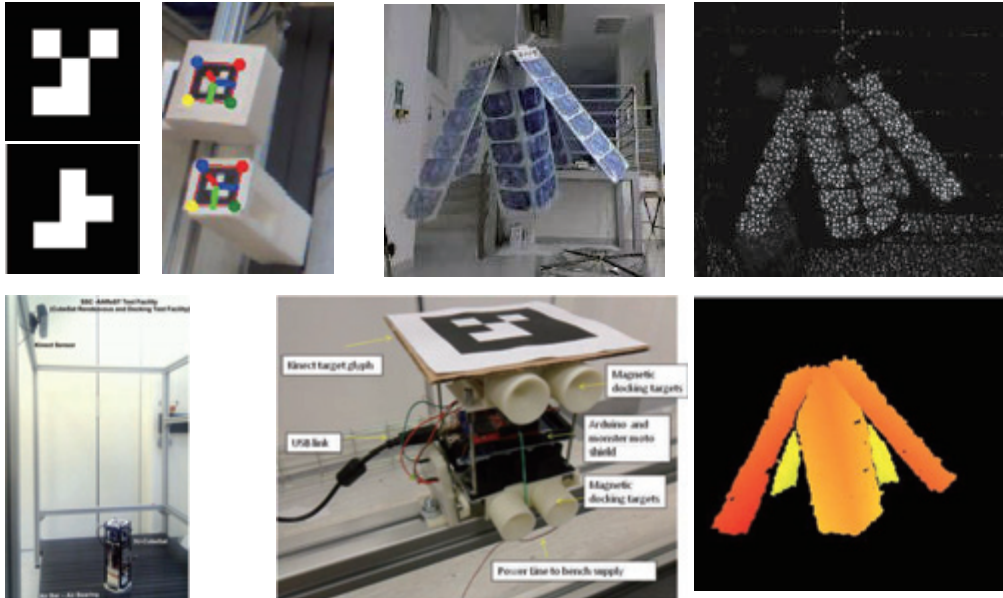
- **RDV & Docking Sensor**
 - Much experimentation has been made at SSC using the Microsoft KINECT™ and Softkinetic DS325 LIDAR/Camera system to monitor and control the rendezvous/docking process to the point of automatic capture.
 - These project a NIR speckle pattern via a laser diode which is picked up by a NIR sensitive camera for depth processing using PrimeSense SoC technology (60 fps).
 - They also carry a full colour (VGA) camera for machine vision (MV).



LIDAR NIR Projected
Speckle Pattern

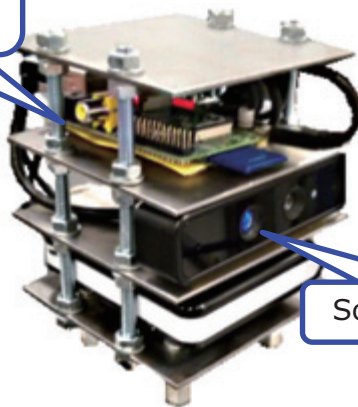
• RDV & Docking Sensor

- Combined with SSC MV pose estimation software and unique visual “glyph” identifiers (or LEDs) – we can identify and find the pose of the MirrorSat to the order of a few degrees, and its range typically to better than 1% of the distance to the target.



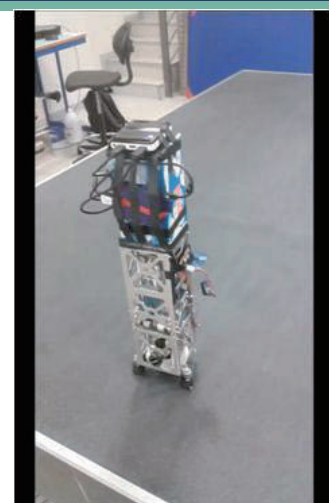
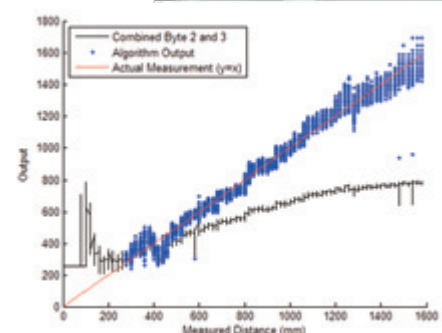
• RDV & Docking Sensor Air Bearing Tests

COTS RPi-B
4 GB SD-Card
WiFi Dongle



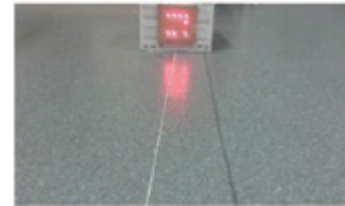
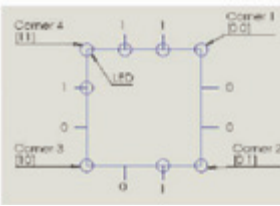
SoftKinetic DS325

- OpenNI2DS325 driver used initially but tests showed it to be inaccurate.
- Driver was reverse engineered and new algorithms were developed to convert raw sensor data into depth measurements leading to much more accurate results.



• RDV & Docking Sensor Update 2015

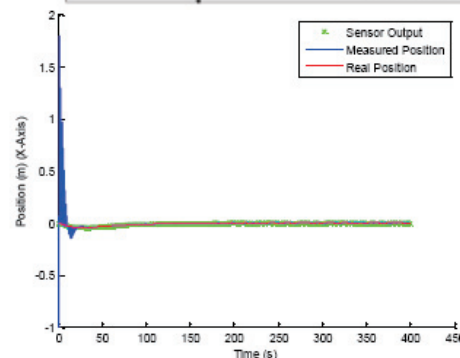
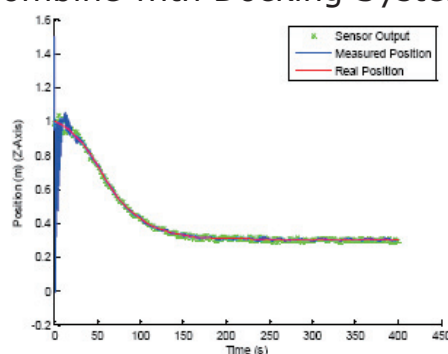
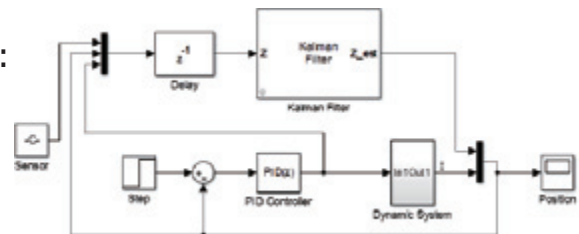
- A new short range sensor based on a 640 x 480 pixel (VGA) Camera and near-IR LED pattern (similar to those used for QR codes) was developed. Power consumption was <1W.
- The detection and pose/range algorithms ran on a commercial R-Pi processor. Typical update rates were ~1Hz.
- Translational and rotational errors were evaluated. Rotation error was typically within ~5° – with a maximum error of ~10°.



Axis	Range Interval (m)	Root Mean Square Error (mm)	Maximum Error (mm)	Standard Deviation (mm)	Confidence (%)
Z Axis	0-0.30	3.106	1.949	4.166	100
	0.30-0.80	5.787	11.265	3.687	100
	0.80-1.15	20.958	39.843	13.250	100
X Axis	0-0.30	1.9	0.2794	0.684	83
	0.30-0.80	1.7	2.851	0.585	91
	0.80-1.15	0.95	1.466	0.288	100

• RDV & Docking Sensor Update 2015

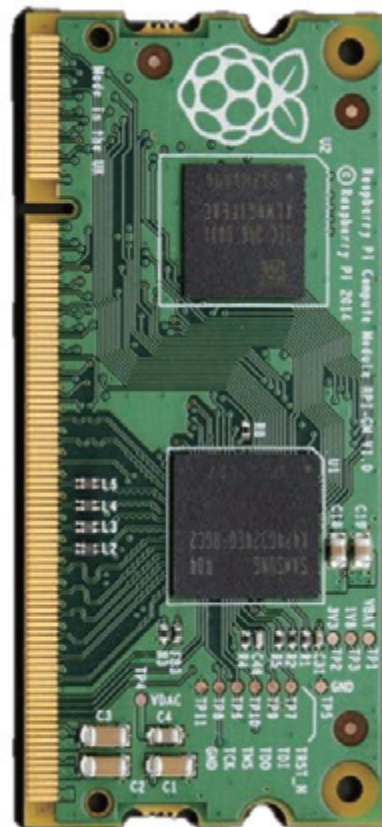
- A computer simulation of the sensor performance, coupled with a dynamic model of the motion of the MirrorSat was set up.
- After 30s of simulated run time, the Kalman Filter was seen to be effectively removing the sensor noise from both position and velocity estimates.
- Remaining Work (PhD) & 2016 MSc:
 - Address solar blinding issue (via narrow pass-band filter high-intensity LEDs).
 - Combine with Docking System.



RDV/Docking

• RDV&D Computer

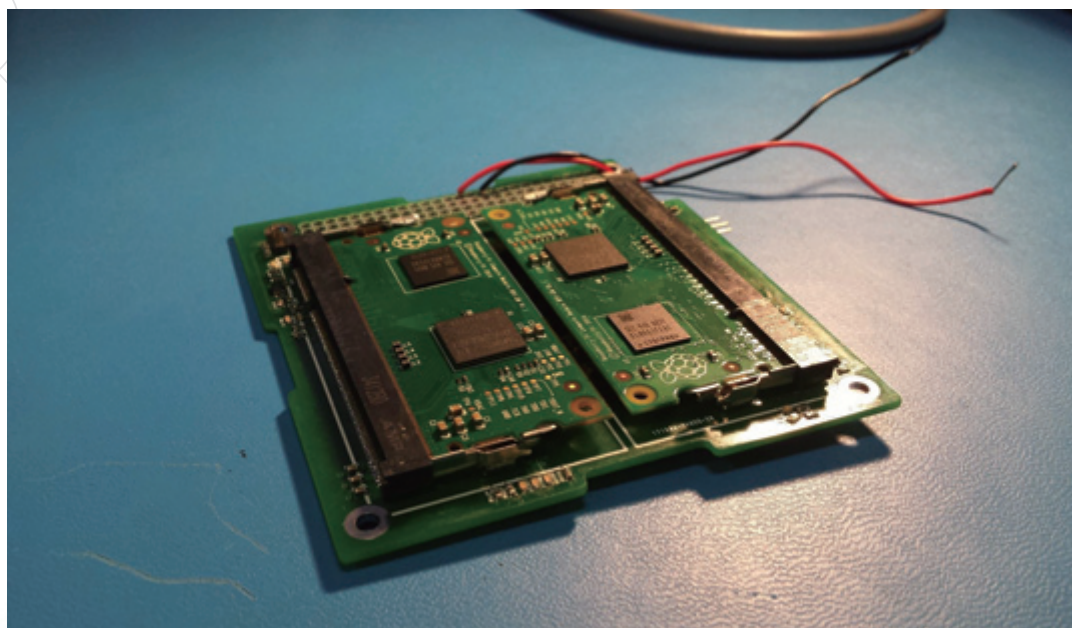
- RPi Compute (industrial grade) released with SO-DIMM connector.
- BCM2835 Processor (400-800 MHz)
- 512 MB NAND RAM 46 GPIO (than 21)
- 2 RPi Computes on PC/104 Board



RDV/Docking

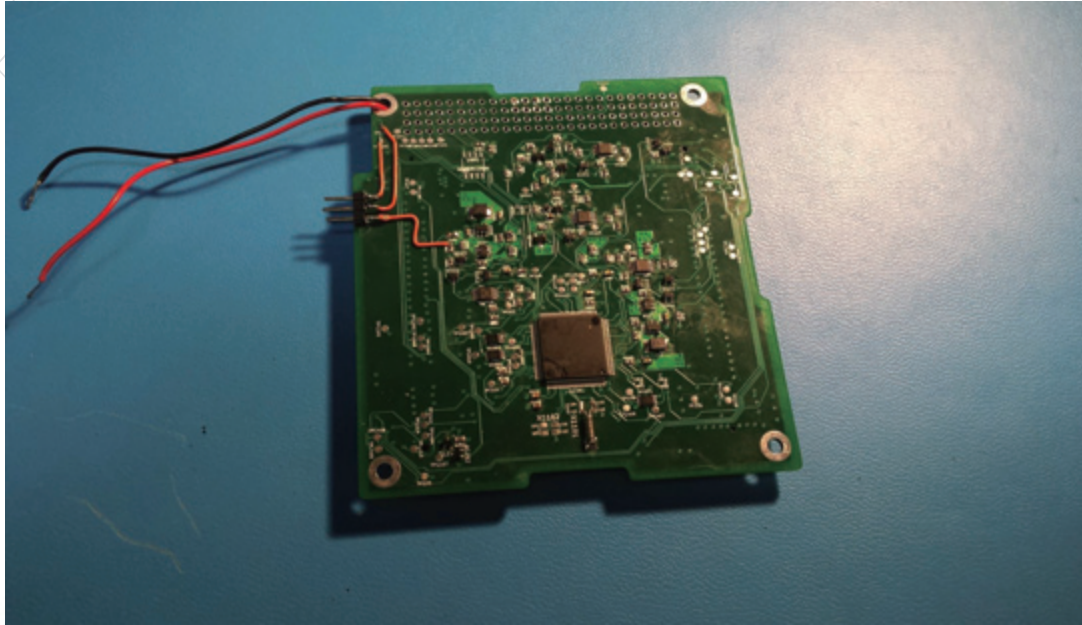
• RDV&D Computer Update 2015

- BCM2835 Processor (400-800 MHz)
- 512 MB NAND RAM 46 GPIO (than 21) > + 4 GB NAND Flash.

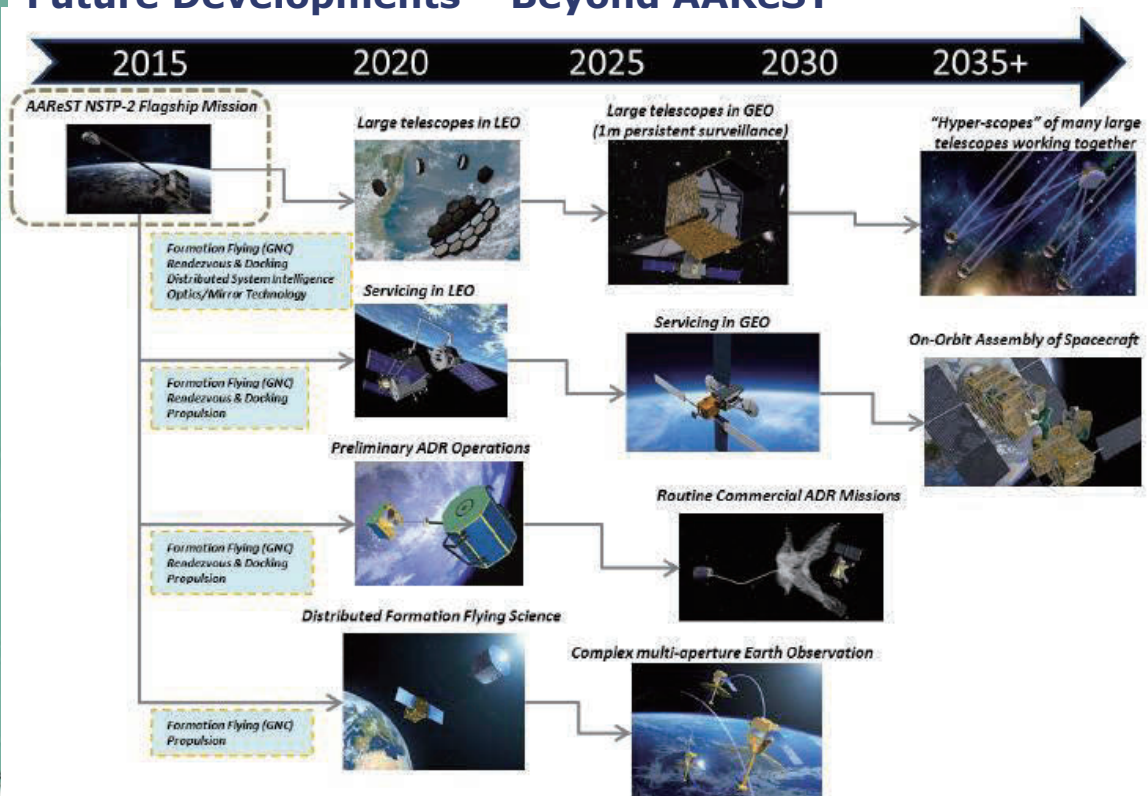


• RDV&D Computer Update 2015

- External MSP430 as:
 - Watchdog on RPi-Computes & Switch Power via UART / ADC.



• Future Developments – Beyond AAReST





Conclusions



- The AAReST project demonstrates how nano-satellite technology can be used to provide confidence building demonstrations of advanced space concepts.
- The mission will demonstrate autonomous rendezvous and docking, reconfiguration and the ability to operate a multi-mirror telescope in space.
- This joint effort has brought together students and researchers from CalTech and the University of Surrey to pool their expertise and is a good model for international collaboration in space.
- Since DDR in 2014, SSC has made progress on three key technologies for AAReST – the multi-thruster propulsion system, the RDV & Docking System and the dual R-Pi processor board. All systems have shown good success.
- Work is in progress via 2 Surrey PhDs (ADCS and RDV&D) and MSc projects.



Acknowledgements



- I wish to acknowledge and thank the people at Surrey who contributed to this presentation, in particular: Dr Chris Bridges, Richard Duke, David Lines, Dr Ben Taylor and Lourens Visage at the Surrey Space Centre (SSC), Shaun Kenyon at SSTL and Prof Herman Steyn at Stellenbosch University, South Africa.
- I also acknowledge the support of the STRaND, QB-50, InflateSail, CubeSail, DeorbitSail and SMESat Teams at Surrey (both at SSC and SSTL).
- The micro-porous carbon air-bearing table simulator, used in the earlier rendezvous and docking experiments, was developed through funding from the UK Engineering and Physical Sciences Research Council (EPSRC) under grant EP/J016837/1.



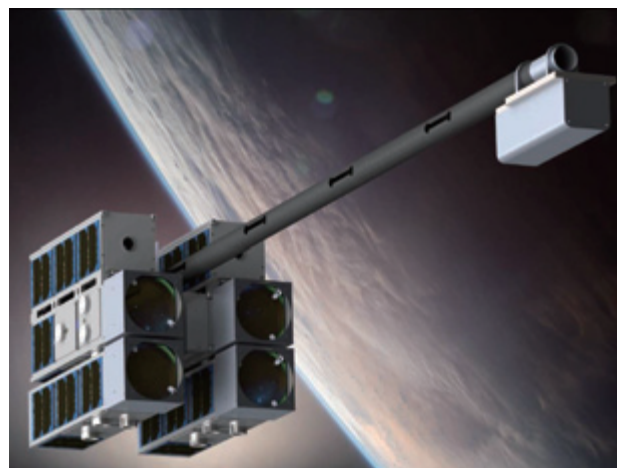
Acknowledgements



- I should also like to acknowledge the contributions made by current and past members of the AAReST team at Caltech (<http://pellegrino.caltech.edu/aarest4.html>).
- The development of the optical systems for AAReST has been supported by the California Institute of Technology and by the Keck Institute of Space Studies.
- For the 2015 Surrey updates, I should like to give particular thanks to the graduating students: David Lines, Enda McKenna, Patrick Maletz and Oliver Launchbury-Clark.
- Particular thanks go to my AAReST co-investigators: Prof Sergio Pellegrino and Dr John Baker at CalTech/JPL.



Thank-You



c.underwood@surrey.ac.uk

sergiop@caltech.edu

www.surrey.ac.uk/SSC

第12回宇宙環境シンポジウム

宇宙環境とその影響に関する 研究の取り組み

宇宙航空研究開発機構
第1研究ユニット
松本 晴久

2015年11月16日-18日
北九州国際会議場

内容

- 研究を取り巻く背景と期待
- 研究の進め方
- 今年度の活動
- 今後について

研究を取り巻く背景と期待

- 米国の宇宙天気に関する研究
 - 経済活力と国家安全保障の根幹をなす技術を妨害する可能性があるとの認識
 - 10月29日、ホワイトハウス科学技術政策局(OSTP)は、同国における宇宙天気予測等の強化に向け、連邦政府機関や企業等がどのように連携・機能するべきかを示した国家戦略「National Space Weather Strategy」と、具体的な活動やタイムラインを示した国家行動計画「National Space Weather Action Plan」を発表
- 日本
 - 宇宙基本計画(平成27年1月9日宇宙開発戦略本部決定)本文、工程表
 - 厳し予算と研究成果の明確化
- 宇宙への新しい参入者
 - IT企業、通信、他
 - constellation運用による新しいビジネス、2014年~2020年の間に全世界で2,000~2,750機が打ち上げられる見込み、ほとんどEO(地球観測)衛星とみられる。
例えば、TORBCOMM (35 機), Skybox Imaging (24 機),
Planet Labs (131 機), one Web (648 機),
Space-X(4000機) 等

研究の進め方(1/2)

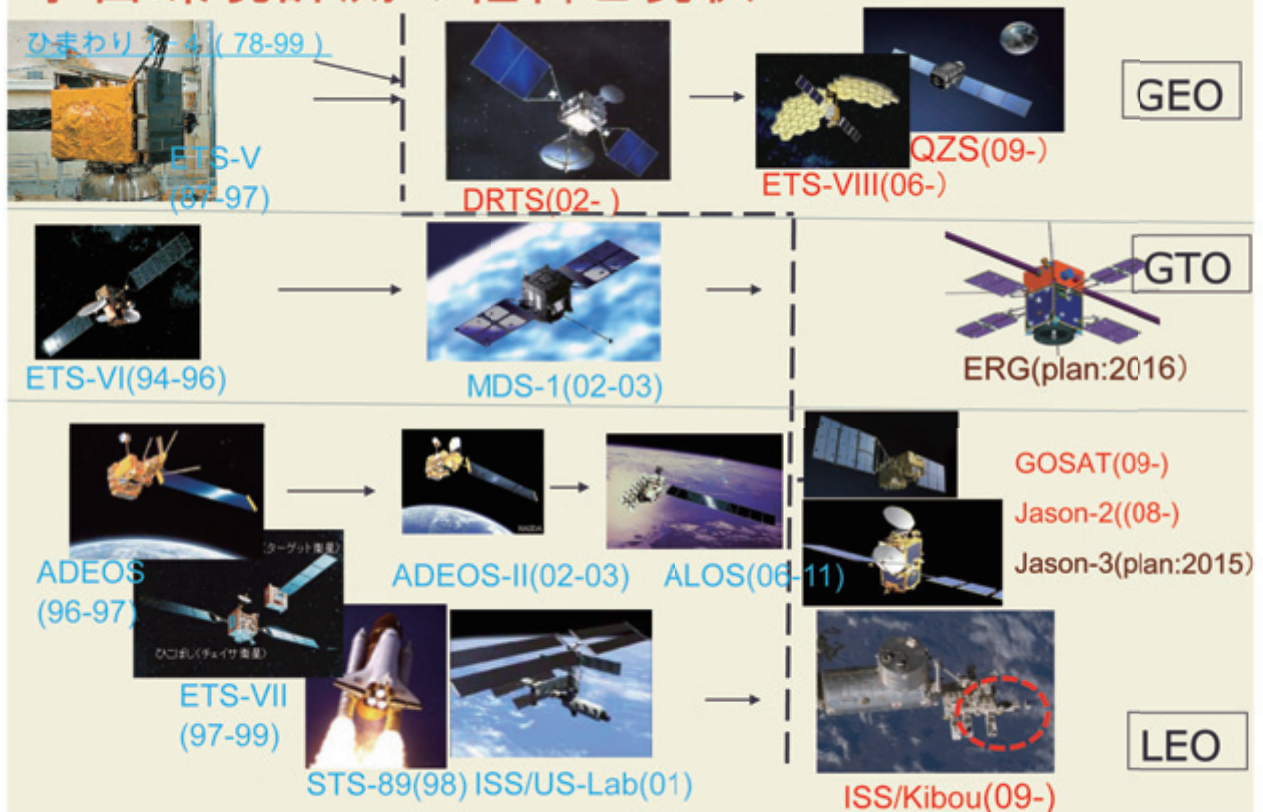
- 研究目標
 - 宇宙活動の長期的持続可能性への貢献
 - 対象
 - 宇宙天気(放射線等)
 - デブリ
 - 役割
 - 信頼性の持続とすそのを広げる(敷居を下げる)活動
 - 項目
 - 宇宙活動の長期的持続性にとって懸念となる事象の特定
 - 必要なデータのリアルタイム計測
 - 危険を予知する予報技術
 - 衛星の対策技術

研究の進め方(2/2)

- ・この研究で何ができるのか？
 - ・宇宙活動の長期的持続性を確保
- ・そのためには何を行うか？
 - ・研究のレベルに合わせた目標を確実に行う。

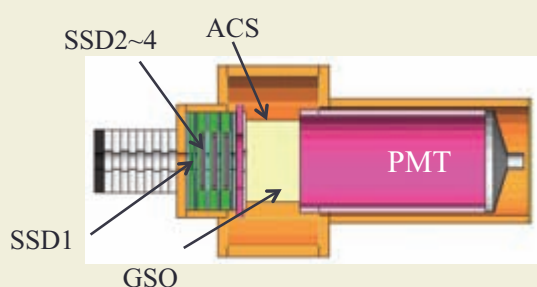
レベル	時期	観測技術	環境記述
1	種をまく	アイデア・実証	環境の理解(オーダーレベル以下)
2	育てる	精度向上	平均値の把握(ファクターレベル)、新しい現象の発見
3	育てる	機能向上	現象を理解し、説明できる。
4	刈り取る	小型・軽量・低コスト	現象の予測
5	刈り取る	標準化	環境が引き起こす影響を把握でき、宇宙活動維持へ貢献できる

宇宙環境計測の経緯と現状

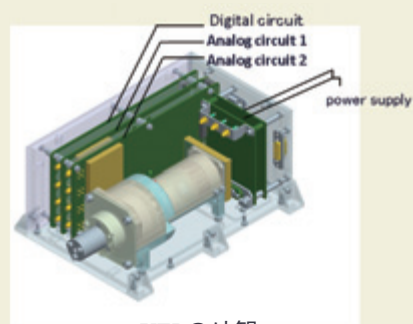


ERG搭載超高エネルギー電子観測装置(XEP-e)

- ERG衛星に搭載し、放射線帯電子の加速メカニズムを知ることを目的としたセンサ群の1つ。本装置は最も高いエネルギーである放射線帯電子(2MeV以上)の直接観測を実施する。
- シリコンセンサの追加による3MeV以下のエネルギー分解能の向上、回路部の改良によるデータ処理時間の短縮により、以前より精度のよいデータを高カウントレートで取得出来るよう改良している。



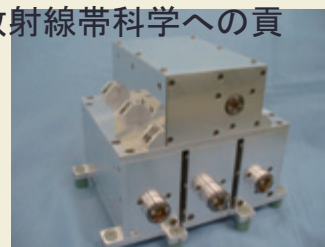
XEP-eの断面図



XEPの外観

JASON-3搭載宇宙環境計測装置(LPT)

- 粒子のエネルギー計測範囲等、機能・性能は、JASON-2搭載LPTと同等とし、背景陽子に対するELS-Bの計測対策及びコマンド追加による運用の自由度を向上させた。
- 目的
 - a. 今後、低軌道で放射線環境を計測する装置は相次いで運用を終了する予定であり、JAXAにおいて低軌道のリアルタイムデータを取得する唯一の装置となる。(衛星環境警報の運用)
 - b. JASON-3の観測データをJASON-2のデータと統合することで、JAXA衛星にない軌道で1太陽周期(11年)を完全にカバーする観測結果を得ることができ、観測データによるモデル開発への適用や放射線帯科学への貢献が期待される。



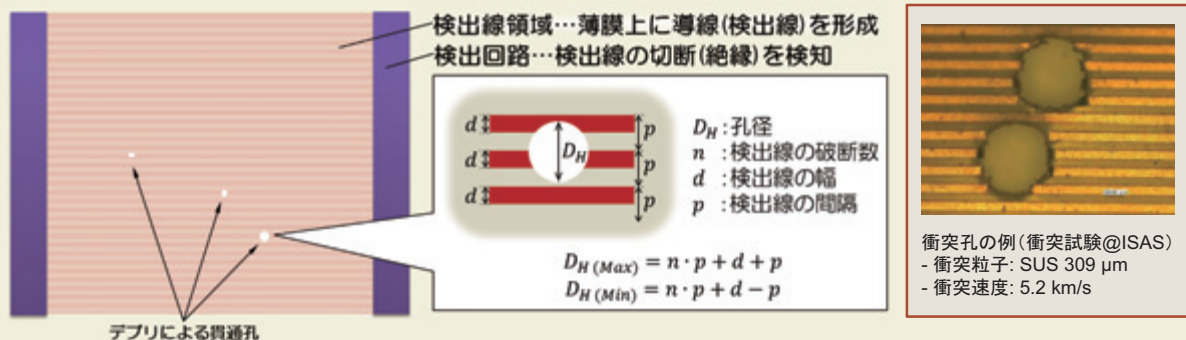
微小デブリの計測

■ 計測対象／計測項目

- ✓ 計測対象: 粒径 $100\mu\text{m}$ 以上のデブリ&メテオロイド
- ✓ 計測項目: デブリ粒径、衝突頻度

■ 基本原理

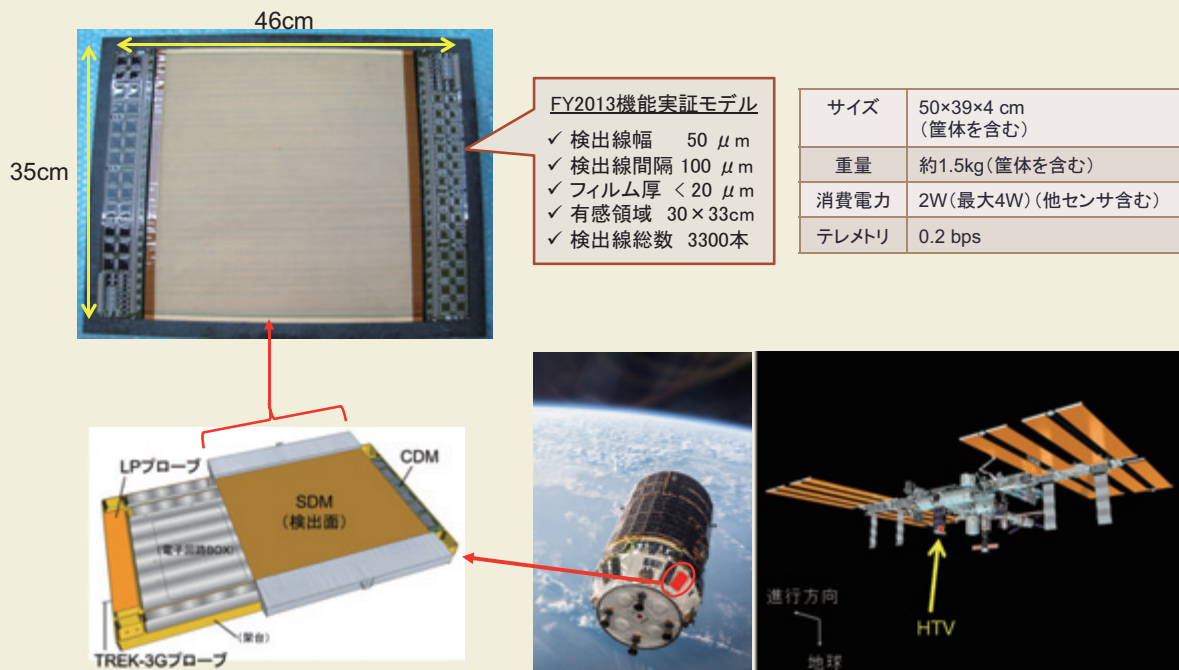
厚さ約 $12.5\mu\text{m}$ の絶縁性のポリイミドフィルム表面に、 $100\mu\text{m}$ 周期で直線状の細長い導線(太さ $50\mu\text{m}$)パターンを形成。導線の破断を電氣的に検知することにより、デブリの衝突(貫通)を検知する。破断した導線の数、導線の幅、ピッチからデブリサイズを計測する。



9

HTV5号機によるセンサ機能のフライト実証

- 宇宙環境観測装置KASPERの一部としてデブリセンサSDMを搭載
- FY2015/8 に打ち上げ予定)



<デブリ計測、モデリング>セッションで北澤さん、奥平さんから報告

10

光学センサによる軌道上デブリ観測

- ・ 目標

- 静止軌道衛星から1,000～3,000km程度離れたデブリを観測し、軌道決定、回避運用を実施する。

- ・ 環境モデルの改良（第1目標）

- デブリ分布密度の計測

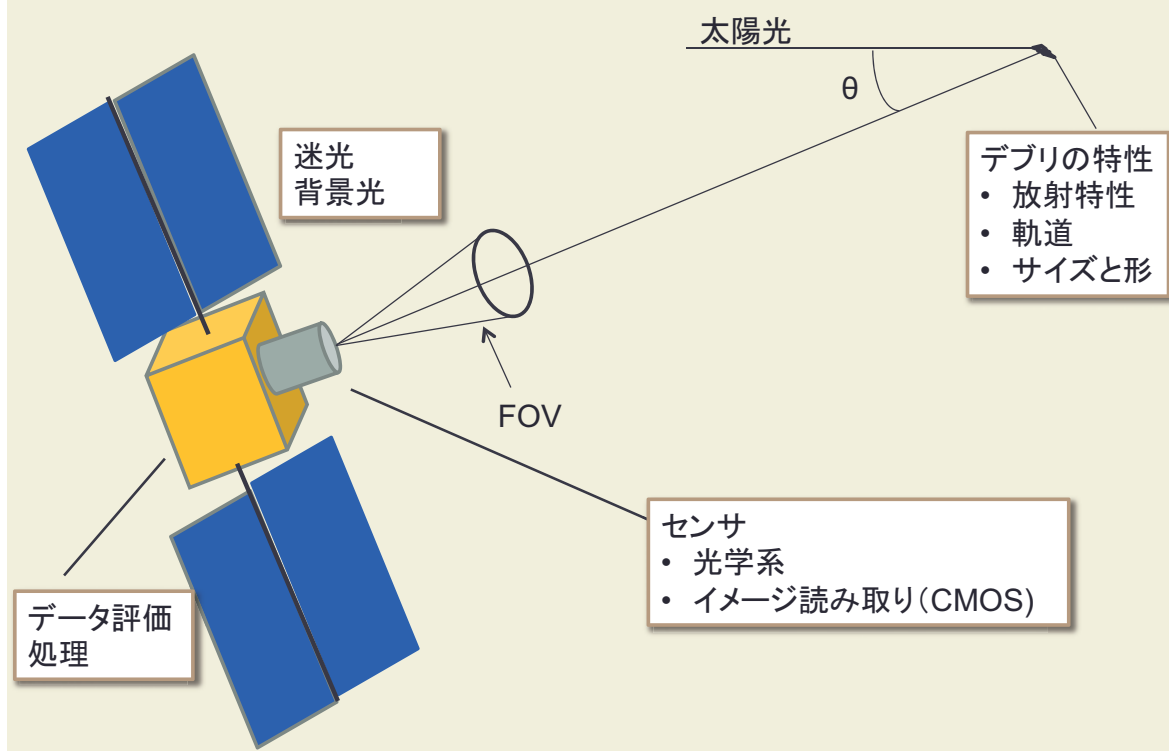
- ・ 未知デブリのカタログ化（第2目標）

- 軌道要素
 - 動き(オプション)
 - 形状・材質（オプション）

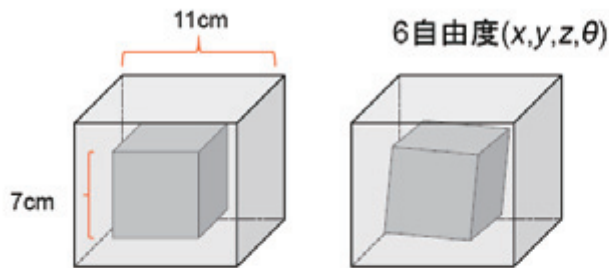
- ・ 静止軌道での軌道上衝突回避運用（第3目標）

- 10cm程度

光学センサ観測イメージ



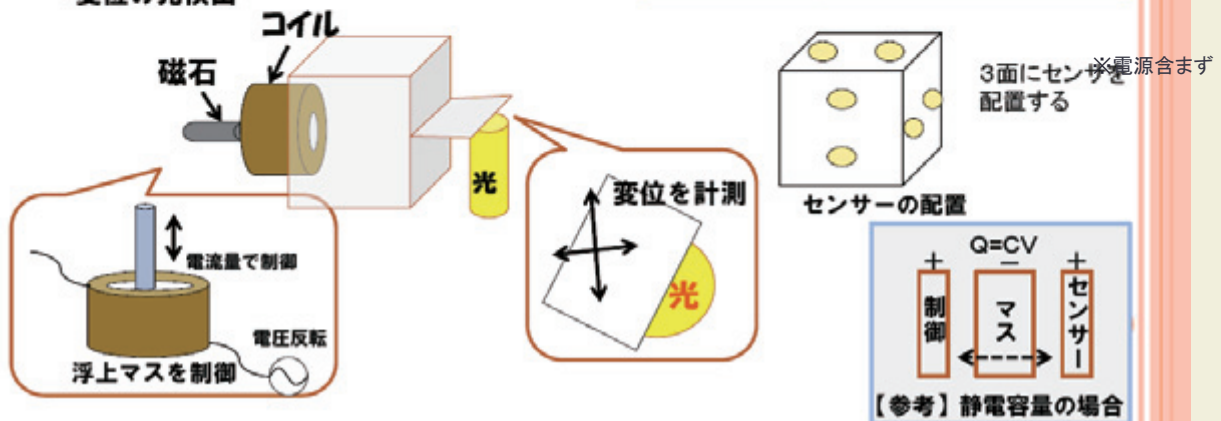
加速度計の研究



【参考】
HTV搭載でも
400km~120kmの大気密度計測可

検出パラメータ	6自由度
最大検知加速度	10^{-2} m/s^2 (TBD)
分解能	10^{-8} m/s^2 (TBD)
サイズ	10cm×10cm×20cm程度 (加速度本体+光源・制御部)
重量	5kg程度
消費電力	20W以内

-磁気的な力を利用して復元
-変位の光検出



<宇宙環境計測・宇宙天気>セッションで大里さんから報告

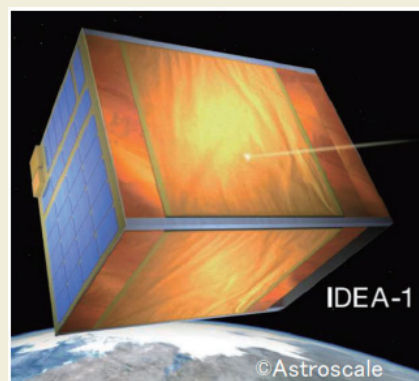
取得データの解析・評価・モデル化

- SEESでデータを公開
- 衛星搭載装置の評価として利用
 - QZS衛星データ及びGOSAT衛星データ
- 各衛星のデータ解析を実施中
- 大学を中心に10数件の共同解析を継続中

<宇宙環境計測・宇宙天気>セッションで上野さん、小串さんから報告

外部連携及び受託

- ・新学術領域「太陽地球圏環境予測」
 - ・大学の研究者と連携をとり衛星帯電に影響を与える静止軌道用環境予測モデルを開発し、その環境から典型的な衛星の表面、内部帯電の脅威レベルを提示するシステム構築を目指す。
- ・アストロスケール社が開発する微小デブリ計測衛星IDEAに搭載するスペースデブリセンサの製作を受託



今後について

- ・種蒔き(レベル1)
 - ・デブリ光学観測の研究
 - ・大気密度の研究
- ・育てる(レベル2～3)
 - ・微小デブリ観測の研究開発
- ・刈り取り(レベル4～5)
 - ・宇宙放射線データ
 - ・太陽電池パドル劣化において、予測と実測の比較評価の中で放射線環境や放射線の影響評価等が過大評価となっている可能性が大きい。原因を明らかにすると共に耐放射線設計等の最適化によりパドルの最適化によるコストダウンを目指す。
 - ・銀河宇宙線
 - ・JAXA版銀河宇宙線モデルを開発することで、適切なSEU発生率を把握できるようにする。銀河宇宙線モデル改良によるロケット製品費の削減に貢献する。

まとめ

- 世界的には、宇宙環境監視は、ますます重要になってきている。
- 衛星に対する信頼性向上を引き続き行う必要がある。
- 一方、2013年~14年のSkybox、PlanetLabsによる実績を追いかけるように、欧米を中心に超小型衛星を活用したEO衛星のコンステレーションビジネスを手がけるベンチャー企業が次々立ち上っている。これらの衛星不具合による宇宙環境リスクを低減するのも我々の重要な1つになりつつある。
- 新しい観測センサの研究を行いながら、これまでのデータを基に衛星及びロケット開発のコスト低減を目指す。

超小型衛星試験センター(CeNT)の 5年間の活動報告

○増井博一, 趙孟佑 (九州工業大学)

Activity Report of Center for Nano-Satellite Testing (CeNT) for five years
Hirokazu Masui and Mengu Cho

Key Words: Nano Satellite, Environmental Testing,

Abstract

This paper reports activity of Center for Nano-satellite Testing (CeNT). The establishment of CeNT was included in a part of “Hodoyoshi project” promoted by Prof. Nakasuka in Tokyo University. When CeNT was established, testing machines as vibration, shock, thermal vacuum chambers and thermo static chambers were introduced and adjusted. CeNT provided comprehensive environmental testing to especially Japanese university and company. CeNT has started support of testing and training for foreign university and company recently. This paper also reviews CeNT’s history and past usage status.

トガス測定装置, 熱光学特性測定装置を導入した。これらの装置の導入に伴い学内で放射線試験を除く, 超小型衛星に最低限要求される環境試験を実施する環境が整った。

1. 背景

2010年に九州工業大学宇宙環境技術ラボラトリー内に超小型衛星の環境試験に特化した施設「超小型衛星試験センター (Center of Nano-satellite Testing: CeNT)」を開設した。これは東京大学の中須賀教授が主導する「ほどよしプロジェクト」¹⁾の一環として, 環境試験方法の開発を九工大が担当することになったためである。これをきっかけとし, 超小型衛星試験センターに機器を集約し, 国内外の衛星試験を実施する一大拠点となった。本論文では, CeNTのこれまでの活動を振り返り, 今後の展望について紹介する。

2. CeNTの変遷

2.1 立ち上げ

2010年にスタートしたCeNTの立ち上げでは試験装置の導入に取り組んだ。主に振動試験装置 (Fig. 1), 衝撃試験装置 (Fig. 2), 大小熱真空チャンバー (Fig. 3), 大小の恒温槽 (Fig. 4) である。2010年に開発がスタートした鳳龍式号がベンチマークとなり, 環境試験装置の調整, 周辺機器 (計測装置, プログラム) の開発が実施された。衝撃試験装置は当初はハンマーを振り下ろすタイプの装置開発に取り組んでいたが, ロケットとの分離衝撃試験に要求される高いレベルの衝撃を発生させるために圧縮空気を使用するMOバルブ²⁾タイプの装置に変更し, 現在では Fig. 5 に示すような実際の試験で要求される SRS 波形を高い再現性で出力可能である。これらの装置以外にはアウ

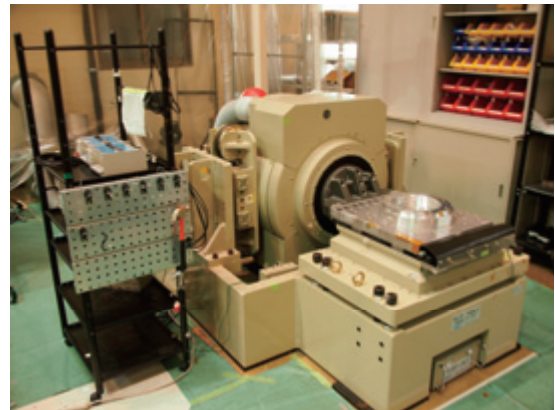


Fig. 1 振動試験装置



Fig. 2 衝撃試験装置 (MO バルブ型)

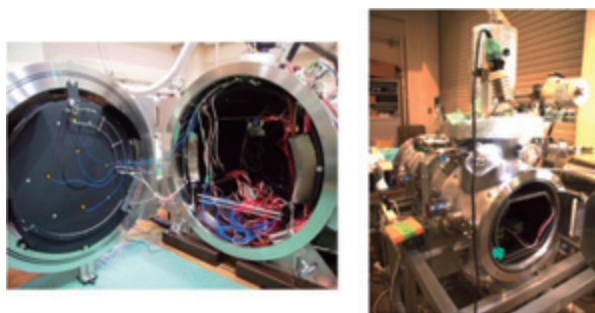


Fig. 3 熱真空チャンバー（左：大型，右：小型）



Fig. 4 恒温槽（左：大型，右：小型）

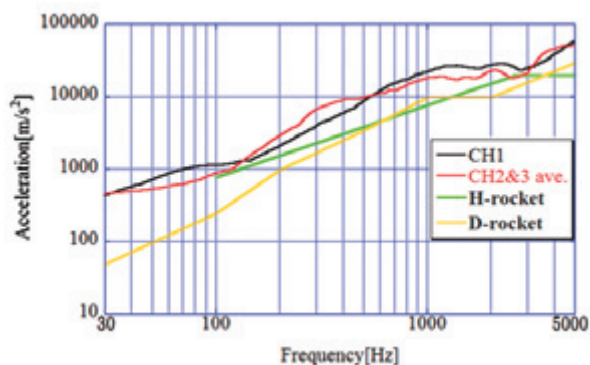


Fig. 5 SRS 波形の一例

2.2 環境試験規格の策定

ほどよしプロジェクトを実施する中で、試験方法、条件の標準化が重要であるという認識に至り、試験の標準化（ISO 策定）を 2011 年より開始した。試験規格の策定では、Fig. 6 に示すようなダミー衛星を使用して試験の条件出しと必要な試験方法の洗い出しを行った。このダミー衛星は QSAT-EOS をベースとする 50cm 級の衛星で、構造、動作ともに実際の衛星とほぼ同じである。また、CeNT を利用する学外からの衛星の試験を通じてデータの収集を行った。これらの取り組みで得られた条件をまとめて ISO/CD/19683, “Space systems —Design Qualification and Acceptance Tests of Lean Satellites and Units”³⁾として、提案している。この規格の中で提案されている

条件の一例を Fig. 7 と Table 1 に示す。これらの汎用の試験規格を使用することで、衛星コンポーネントの流通が活発となり、超小型衛星の市場が拡大することが期待される。

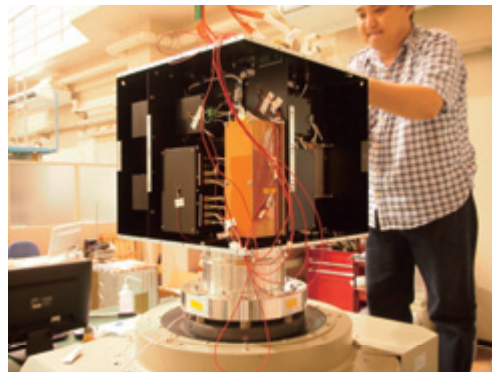


Fig. 6 ダミー衛星

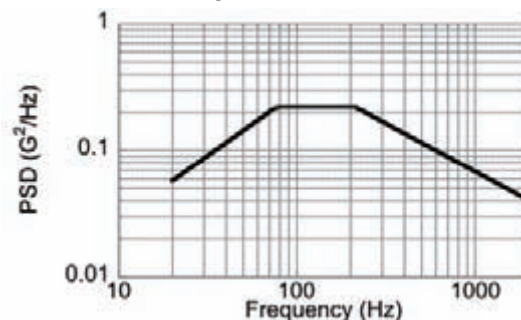


Fig. 7 規格として提案されている振動試験条件

Table 1 規格として提案されている熱真空試験条件

Temperature range	-15 °C to +50 °C
Number of cycles	2 or more
Operational soak duration	1 hour or longer
Thermal dwell	1 hour or longer
Tolerance limit	3 °C
Temperature ramp rate	-5 °C/min or slower
Chamber pressure	1.0×10^{-3} Pa or lower

2.3 Capacity building, 施設拡充

CeNT は本来日本国内の大学、中小企業向けの試験施設として開設した。国外にも一箇所環境試験を行える施設はほぼないために海外からの依頼も増加することとなった。2012 年以降ではマレーシア、韓国、シンガポールからの超小型衛星の試験を受託した。これに加え、試験施設を利用したハンズオンのトレーニングプログラムについての需要が高まり、10 日程度の短期集中のプログラムを提供している。これまでに 2 件（韓国、フィリピン）の依頼があった（Fig. はフィリピン大学の実験中の様子）。



Fig. 8 ハンズオントレーニングの様子



Fig. 9 ソーラーシミュレーター

2015年度には宇宙科学研究拠点形成プログラムに採択され、試験装置の拡充を行いソーラーシミュレーター(Fig. 9)や30GHzまで測定可能なスペクトラムアナライザーを導入した。これにより、衛星本体の試験だけでなく、センサーなどの開発支援を充実させる予定である。同時に共同利用の取り組みを開始

した。(詳細については

<http://cent.ele.kyutech.ac.jp/joint-use-research.html> を参照)。共同利用導入の目的は、

1. 試験費用を九工大が負担することで大学や中小企業の衛星開発をバックアップすること
2. 設計の詳細(使用部品など)や実際の軌道上データを取得することで、今後の試験に有効なデータの蓄積を行うこと

である。

3. これまでの試験実績

Table 3 と 4 にこれまでの試験実績を示す。JAXA の相乗りで必ず要求される振動試験装置の利用率が最も高い。年度によってばらつきがあるのは、相乗りを選定される衛星の機数が年度ごとに異なるためである。開設直後から2年ほどは認知度が低いため利用率が向上しなかったが、2012年度から上昇し、現在では月に3件程度の利用がある。年々、各装置の稼働率は上昇しており、2014年までの合計で132件の外部利用があった。利用者の内訳を見ると、国内の大学が最も多いが、国内企業の利用も高く、企業による超小型衛星開発も積極的に行われていることがうかがえる。また、この高い利用率を支えているのは、外部から利用しやすい試験依頼の体制と専任の技術補佐員によるサポートなども一因であると考えられる。

4. まとめ

九州工業大学超小型衛星試験センターの5年間の

Table 2 試験装置ごとの実績

Year	Vibration	Shock	Thermal vacuum (small)	Thermal vacuum (large)	Thermostatic chamber (small)	Thermostatic chamber (large)	Thermal property measurement	Outgas	EMC
2010	2						4		
2011	7	1	6				2		
2012	14		4	4			1	1	
2013	28	8	5	4		3	1	5	1
2014	16	5	4	3	1		1	4	
Total	65	14	19	11	1	3	5	10	1

Table 3 国内外、大学、企業ごとの実績

Year	Japanese University	Japanese Company	Foreign University	Foreign Company	Total
2011	8	5			13
2012	15	14			29
2013	24	18		1	43
2014	16	10	3		29

取り組みについて紹介した。現在の超小型衛星の状況を反映するように当センターの利用率は高まっている。開設当初は装置の整備にほとんどの時間を費やしていたが、整備が整うにつれ徐々に試験が手順化され試験時間の短縮化が達成された。これらの実績は現在策定中の試験規格にも反映されている。試験施設の拡充に伴い、試験のための外部利用だけでなく、ハンズオントレーニングとしての展開を始めた。トレーニングについての依頼は今後も増加すると予測され、得にアジア圏からの依頼増加が期待される。

今後益々発展が見込まれる超小型衛星の開発をこれからもサポートし、宇宙開発技術ラボラトリーの当初からの目的である「宇宙開発の裾野を広げる」を達成するために様々な分野からの宇宙開発への参入を支援していく。

謝辞

本研究の一部は、総合科学技術会議により制度設計された最先端研究開発支援プログラムにより、日本学術振興会を通して助成されたものです。また、一部は文部科学省の助成による平成26年度宇宙航空科学技術推進委託費宇宙研究拠点形成プログラムによるものです。

参考文献

- 1) T. Sugiyama, S. Inomata, Y. Hanada, R. Ishii, Y. Uchida, H. Sahara, S. Shirasaka, : A Method of Quantitative Evaluation of Architecture in Microsatellite System with Reasonable Reliability Model, Proceedings of 28th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS -2011-t-09, 2011.
- 2) 畑村透, 増井博一, 趙孟佑, 前野一夫: 超小型衛星の衝撃試験レベル調整方法に関するシミュレーション, 日本航空宇宙学会論文集, **63**, 117, 2015
- 3) http://www.iso.org/iso/home/store/catalogue_tc/catalogue_detail.htm?csnumber=66008

第12回宇宙環境シンポジウム

「九州工業大学における 超高速衝突研究の18年の歩み」

2015年11月17日

九州工業大学

イノベーション推進機構 産学連携・URA領域 領域長(併任)

工学研究院 機械知能工学系 宇宙工学部門 教授

赤星 保浩

Department of Mechanical Engineering, Kyushu Institute of Technology

1

謝辞

本研究の一部は

- 宇宙航空研究開発機構との共同研究(2009, 2013-2014年度)
- IHIとの受託研究(2005, 2007-2015年度)
- 科学研究費基盤研究(A)(No. 13305065, 2001-2004年度)
- 科学研究費基盤研究(若手B)(No. 18760608, 2006-2008年度)
- 科学研究費基盤研究(C)(No. 21560819, 2009-2011年度)
- 科学研究費基盤研究(B)(No. 24360351, 2012-2016年度)

の支援のもと実施したことを記し、謝意を表します。

また、1990年度からの計算力学研究室卒業生ならびに在学生の精力的な研究活動に対して、感謝致します。

さらに、東北大学の高山名誉教授、岩手医科大学の佐藤教授、九州大学の花田教授、IHIの北澤氏などこれまでご支援頂いた多くの方に謝意を表します。

2

講演内容

1. はじめに
2. Whipple Bumperの性能向上
3. 超高速衝突誘起放電
4. ISO11227(イジェクタ実験)の制定
5. 超高速衝突技術の応用
6. おわりに

九工大着任後

- 1990 宇宙構造物の振動制御
- 1991 核融合ロケット
- 1992 太陽発電衛星、分子動力学
- 1993 軌道エレベータ
- 1994 宇宙ごみの衝突シミュレーション
- 1996 原子力用圧力容器の脆化
- 1997 超高速衝突実験(宇宙ごみ問題)
- 2002 自動車衝突安全
- 2004 自動車用鋼板のリサイクル
- 2005 ジェットエンジンにおける衝突問題
- 2008 イジェクタの超高速衝突実験手順の国際規格化
- 2011 地球近傍小惑星の衝突回避

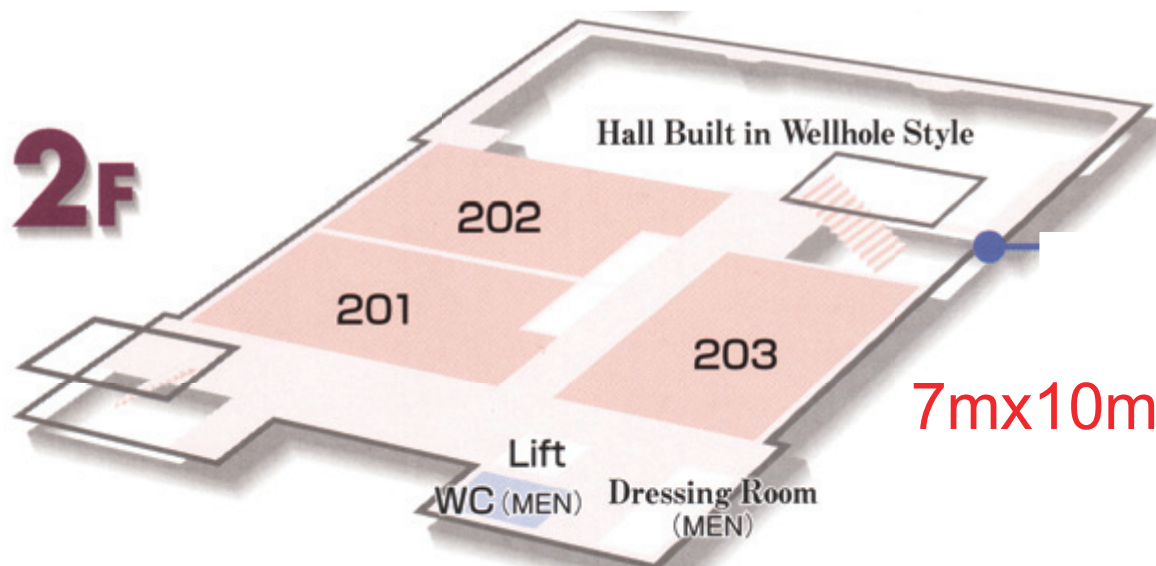


5



SVBL(サテライト・ベンチャー・ビジネス・ラボラトリー)

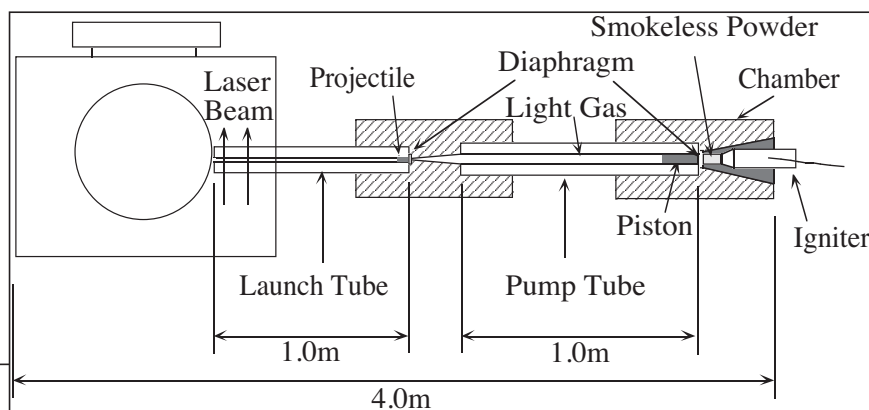
6



二段式軽ガス銃は1997年2月に2階の203号室に設置され、2003年3月までここで稼働していた。

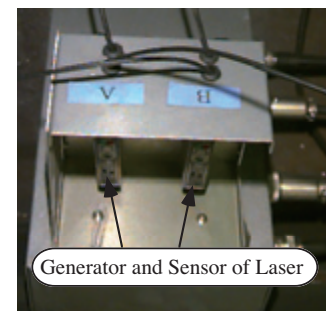
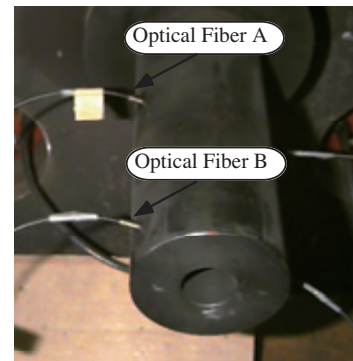
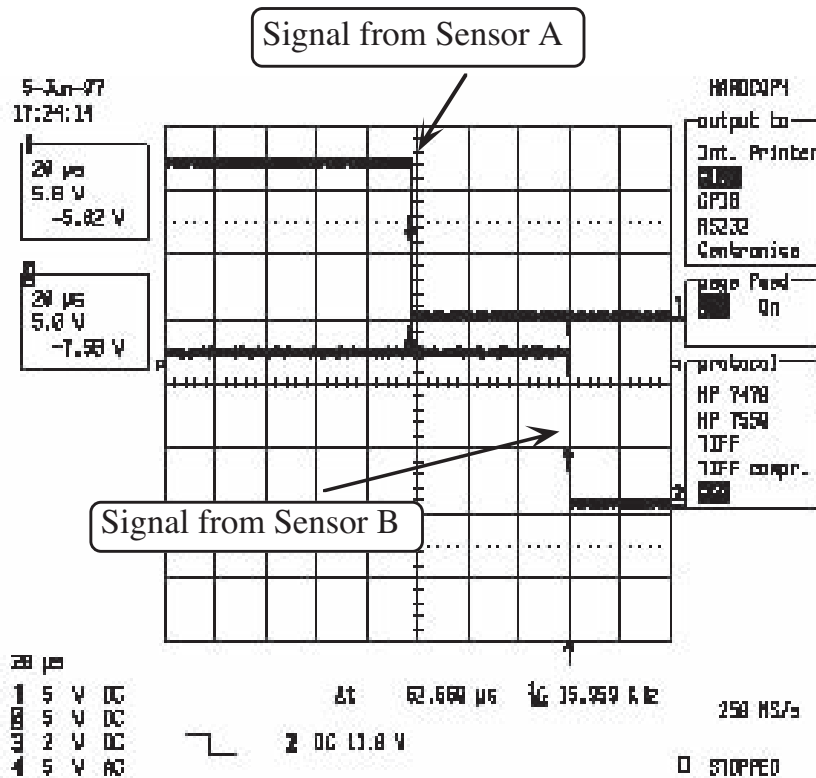
7

大沢商会納品 三和技研製 二段式軽ガス銃(25mm/5mm)

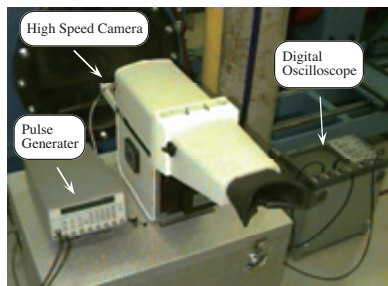


8

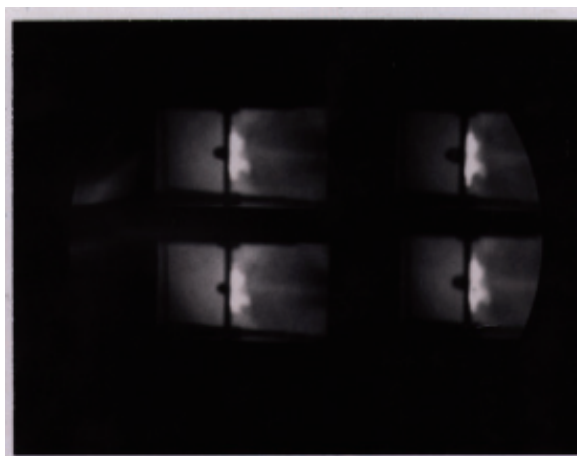
Smokeless Powder(NY-500)	100g
Size of Diaphragm 1 (SUS304)	φ75mm x 1.5mm
Size of Diaphragm 2 (SUS304)	φ50mm x 1.5mm
Size and Mass of Piston (Polyethylene)	φ25mm x 60mm and 23.0g
Pressure of He-Gas	0.74MPa
Size and Mass of Projectile (Aluminum)	φ5 mmx 20mm and 1.0g
Size of Front Wall (A2024-T3)	200mm x 200mm x 8mm
Size of Rear Wall (A2024-T3)	200mm x 200mm x 3mm
Distance Between Front and Rear Wall	99.5mm



IMACON792での撮影



Delay Time for Flash (μsec)	90
Delay Time for Imacon (μsec)	110
Framing Rate (frames/sec)	5×10^5

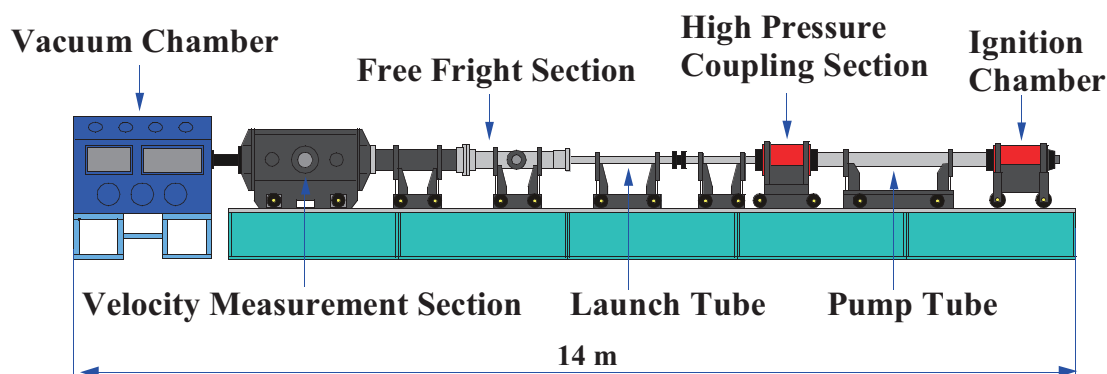


11

大型二段式軽ガス銃

第12回宇宙環境シンポジウム@北九州国際会議場(2015.11.16-18)

2002年に東北大学から九工大に移設し、2003年6月から稼働



全長	圧縮管		発射管	
	内径	長さ	内径	長さ
[m]	[mm]	[m]	[mm]	[m]
14	60	3.1	14	2.6

12

超高速衝突実験室は2011年7月からは超高速衝突試験センターと呼称



2003年3月に既存の二段式軽ガス銃ならびに
東北大学から移設した二段式軽ガス銃を設置

九州工大に設置している軽ガス銃



Small Gun (5/20)





Large Gun (5, 14, 30/60)

講演内容

1. はじめに
2. Whipple Bumperの性能向上
3. 超高速衝突誘起放電
4. ISO11227(イジェクタ実験)の制定
5. 超高速衝突技術の応用
6. おわりに

超高速衝突による破壊力

・ 0.01cm以下	=		表面損傷
• 0.1cm以下	=		局所的損傷
● 0.3cmのアルミ球 (10km/sec)	=		ボーリング球 (時速100km)
● 1cmアルミ球 (10 km/sec)	=		200kgの金庫 (時速100km)

Whipple Bumper

Projectile

diameter: d (cm)

density: ρ_p (g/cc)

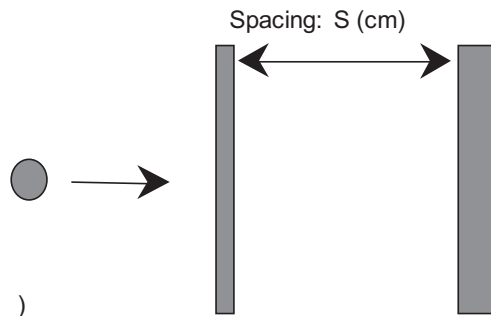
mass: M (g)

velocity: V (km)

angle from normal: θ (deg)

norm. vel : V_n (km/s)

$$V_n = V \cos \theta$$



Bumper

Thickness: t_b (cm)

density: ρ_b (g/cc)

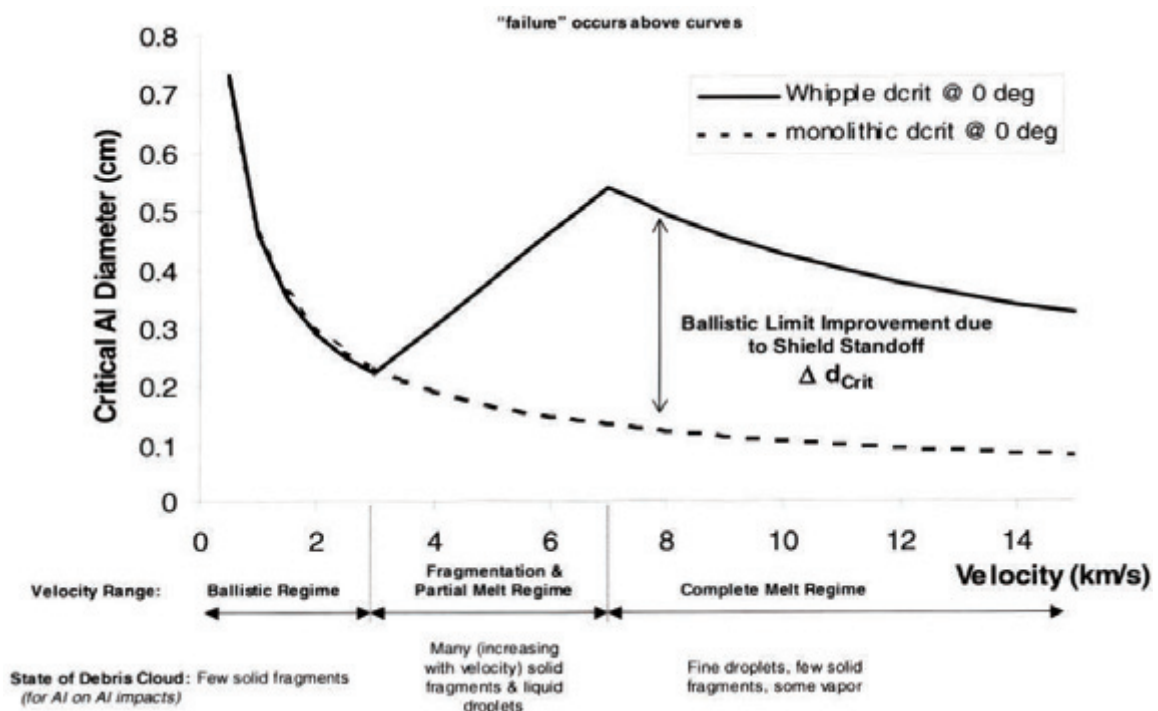
Rear wall

Thickness: t_w (cm)

yield strength: σ (ksi)

Department of Mechanical Engineering, Kyushu Institute of Technology

Ballistic Limit Curve



Department of Mechanical Engineering, Kyushu Institute of Technology

2009年6月13日 NHK サイエンスゼロ

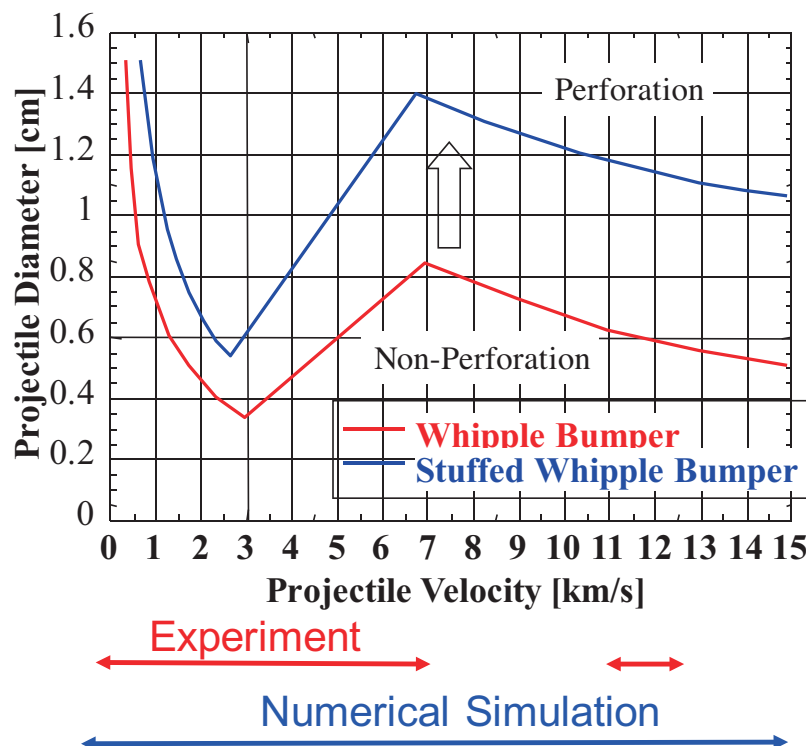
Department of Mechanical Engineering, Kyushu Institute of Technology



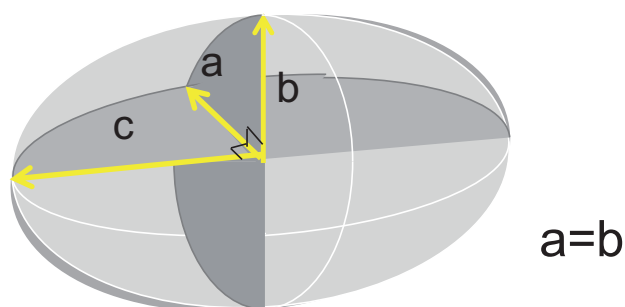


第12回宇宙環境シンポジウム@北九州国際会議場(2015.11.16-18)

Ballistic Limit Curve of JEM(Kibo)



回転楕円体の定義



アスペクト比: $f=c/a$

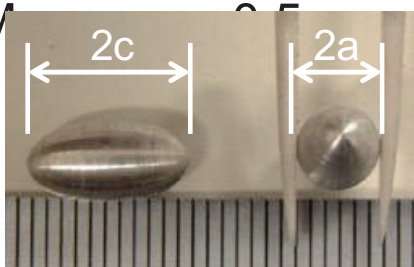
23

Ellipsoidal Projectiles

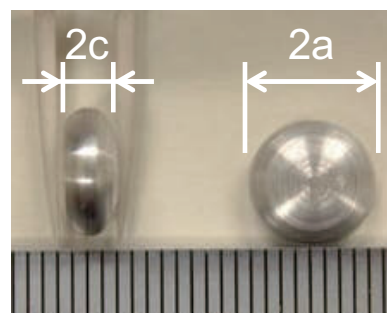
Material: Al2024-T4



Sphere
 $f=1.0$
 $a=b=c=7.00\text{mm}$



Prolate Ellipsoid
 $f=2.0$
 $a=b=5.56\text{mm}$
 $c=11.12\text{mm}$



Oblate Ellipsoid
 $f=0.5$
 $a=b=8.84\text{mm}$
 $c=4.42\text{mm}$

24

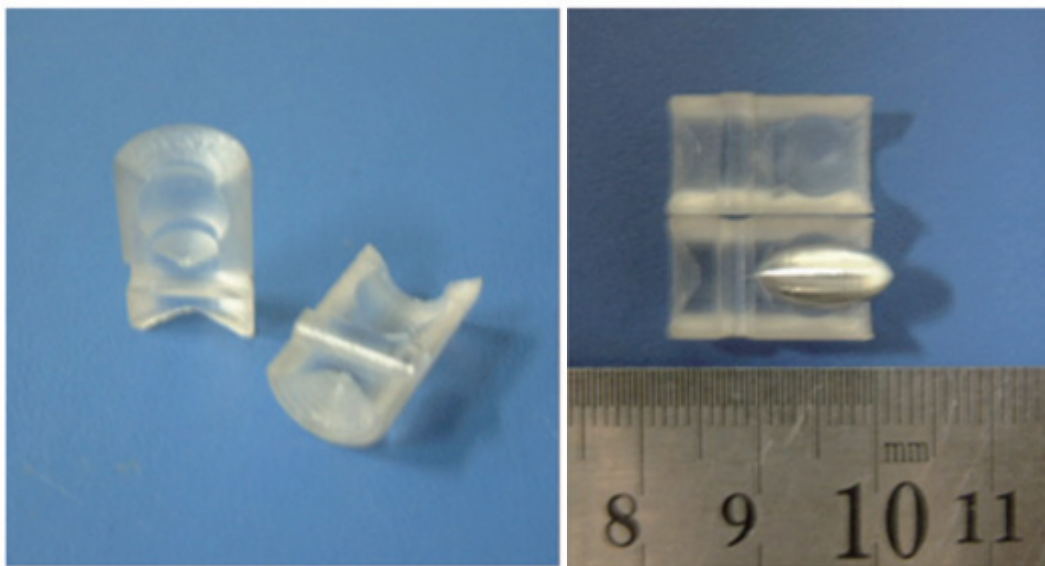
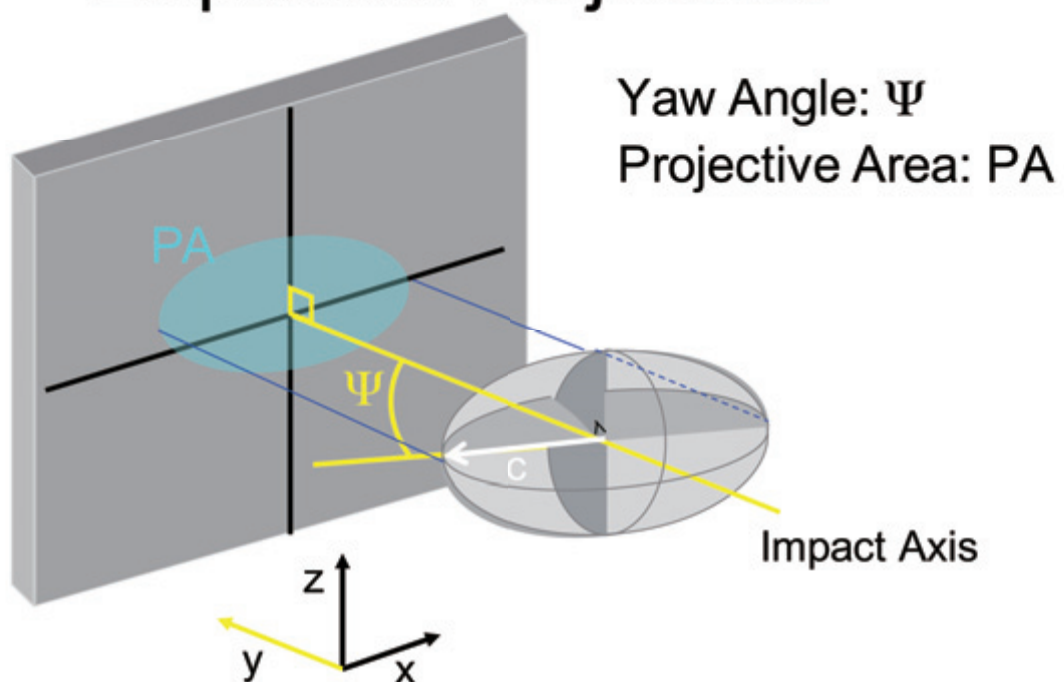


Fig. Shape of Current Sabot and Ellipsoidal Projectile
($a=5.560\text{mm}$, $c=11.778\text{mm}$)

Aspect Ratio : 2.12

Ellipsoidal Projectiles



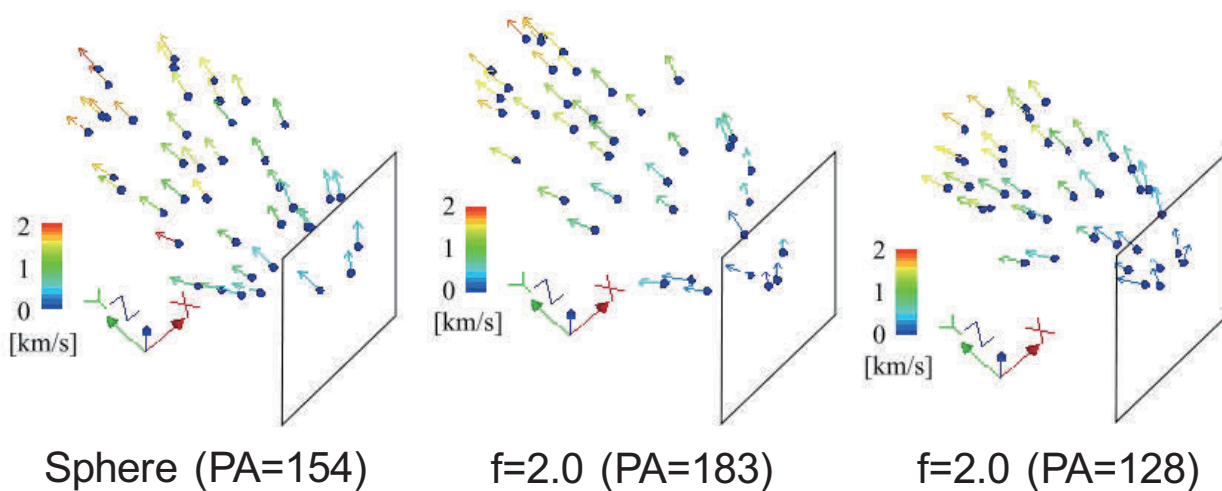
Experimental Results

Experiment No.		Aspect Ratio: f	Yaw Angle: Ψ [deg]	Projective Area: PA[mm ²]	Impact Velocity: V_p [km/sec]
KTS 03	237	1.0	-	154	2.16
	257	2.0	67.5	183	2.18
LTS 04	094		35.0	137	2.11
	096		30.0	128	2.01
	097	0.5	22.5	232	2.07
	098		67.5	147	2.13

Target: Al6061-T6 Plate, 2mm in Thickness

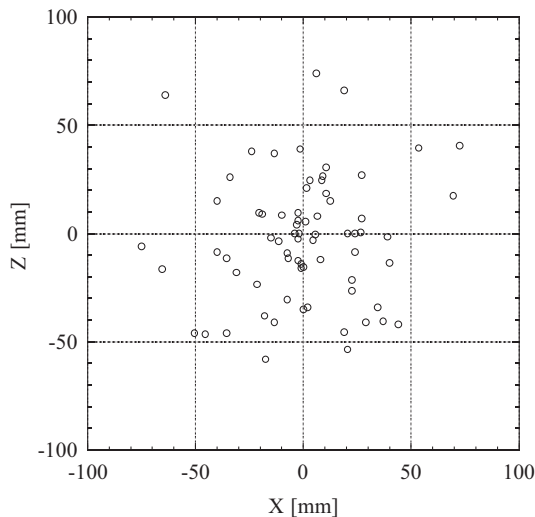
27

Velocity Distribution

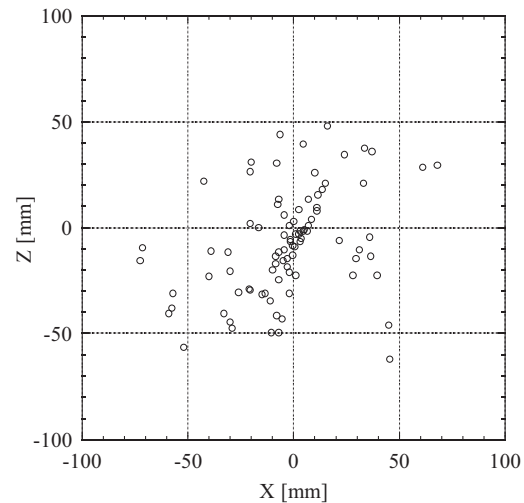


28

破片の飛散状況



Sphere (PA=154)



f=2.0 (PA=183)

ターゲットから100mmの位置の仮想断面に破片を集めた場合

29

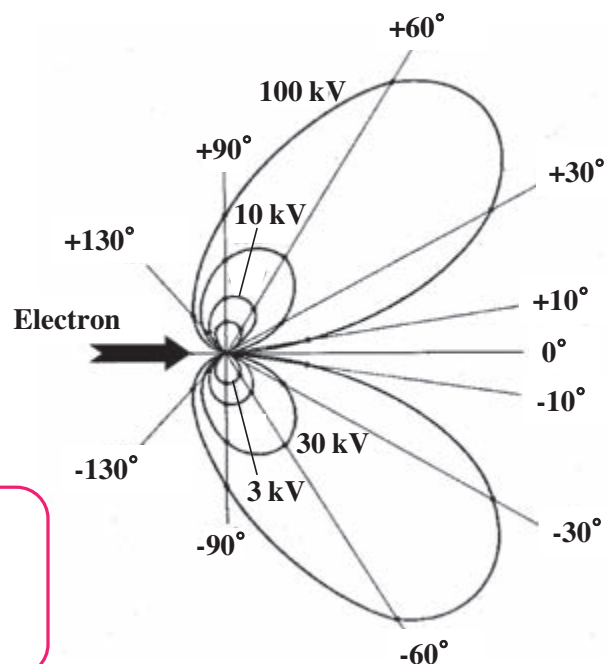
制動X線の放射角度依存性

制動X線は電子加速方向の
逆方向には発生し難い

特性X線の発生は
角度に依存しないため
電子加速の逆方向には
特性X線のみの単色性の
高いX線が得られる



新管球はX線照射方向と
電子加速方向が逆方向の
構造となるよう設計を行う

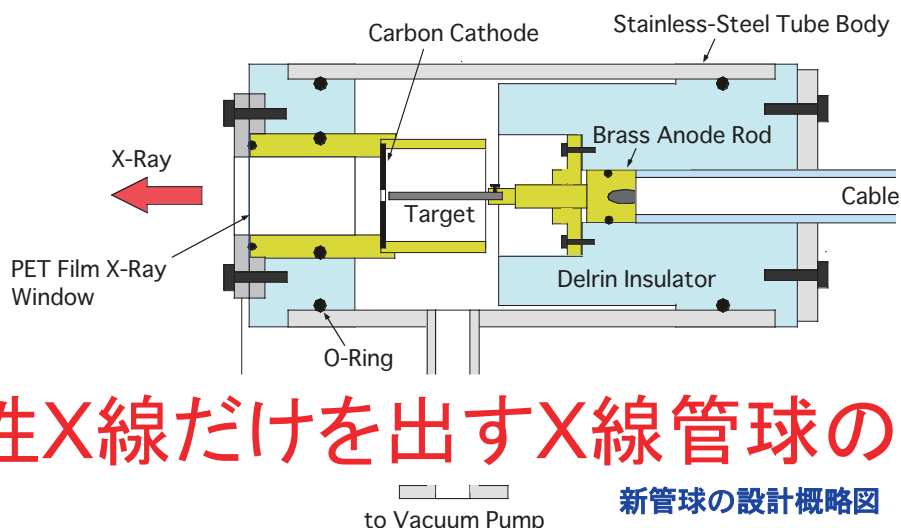


制動X線の放射角度分布

30

新フラッシュX線管球の設計

ターゲット-カソード (T-C) 間の間隔を調整可能な構造とし
陰極には厚さ 2 [mm] のカーボン
ターゲットには直径 3 [mm] のモリブデンを使用した



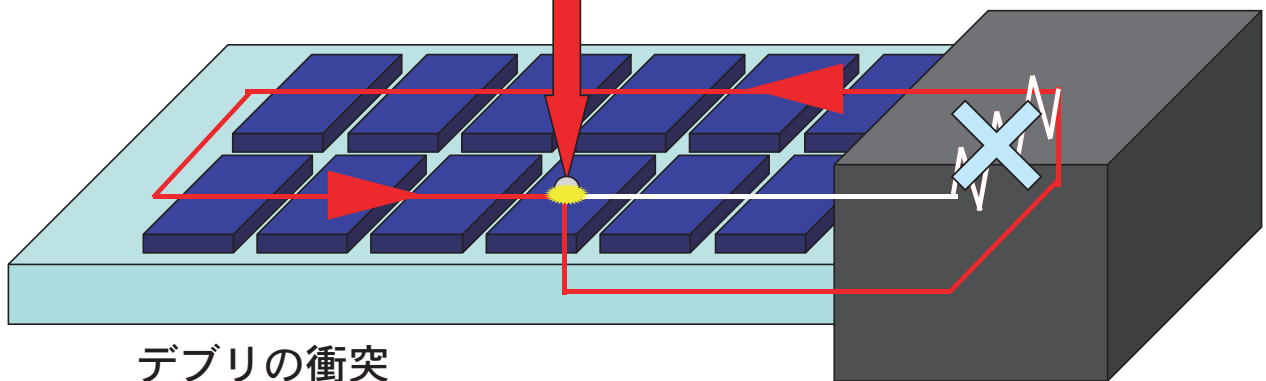
特性X線だけを出すX線管球の開発

31

講演内容

1. はじめに
2. Whipple Bumperの性能向上
3. 超高速衝突誘起放電
4. ISO11227(イジェクタ実験)の制定
5. 超高速衝突技術の応用
6. おわりに

超高速衝突誘起放電の発生シナリオ



デブリの衝突

↓
放電の発生 (Primary Arc; PA)

↓
一時的持続放電 (Temporary Sustained Arc; TSA)

↓
恒久的持続放電 (Permanent Sustained Arc; PSA)

↓
太陽電池アレイ発電能力の喪失

33/55

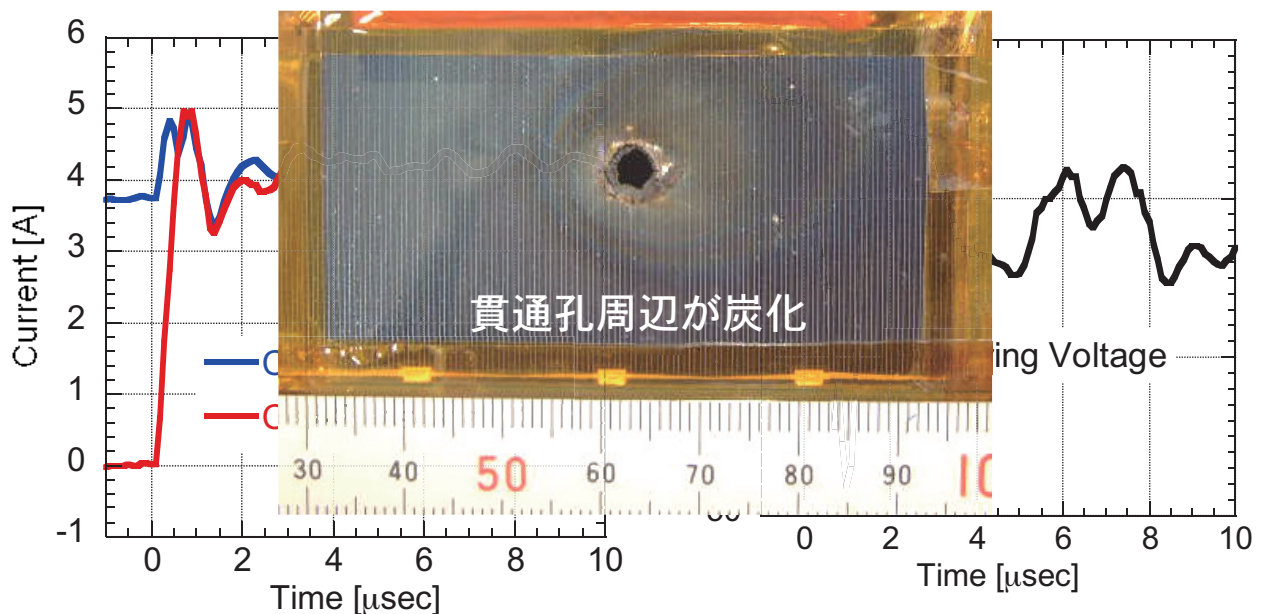
Permanent Sustained Arc (PSA)

恒久的な短絡経路の形成

飛翔体直径 : 3mm

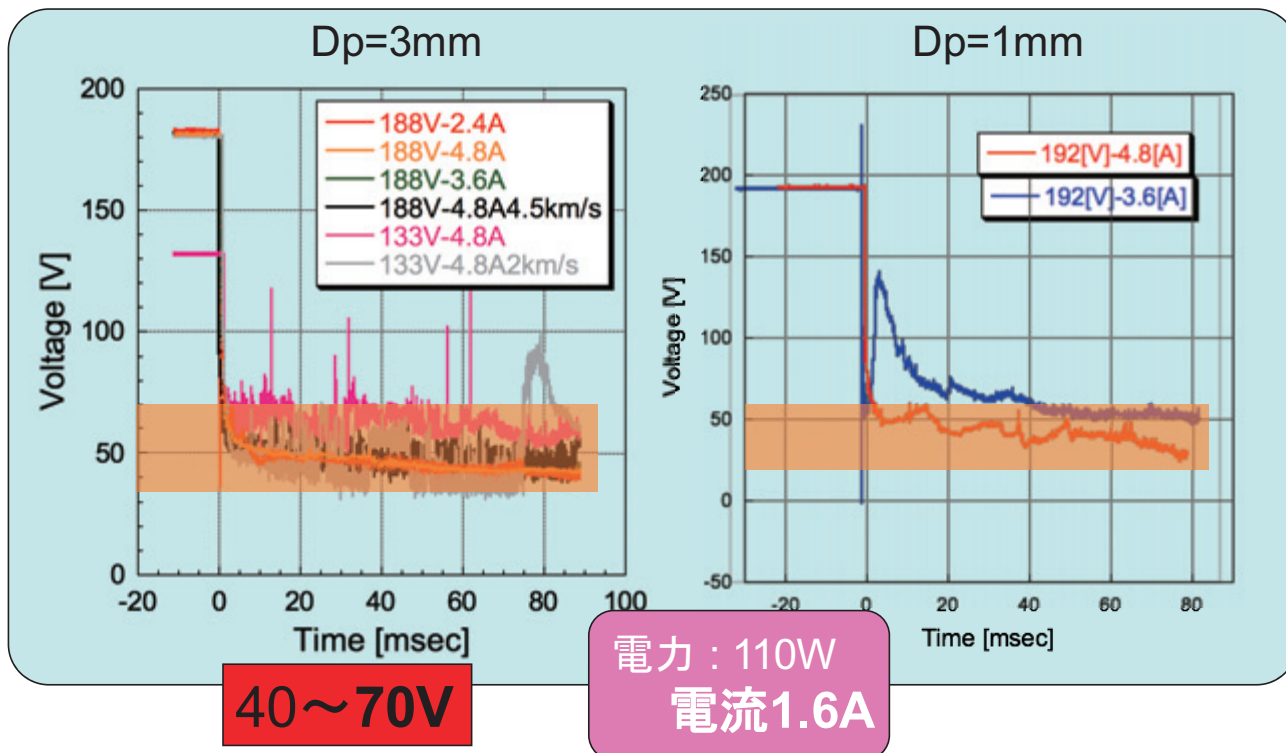
衝突速度 : 4km/s

印可電圧 : 192V



34/55

PSA閾値の検討



NASA Orbital Quarterly News Vol.18, Issue4, Oct.2014

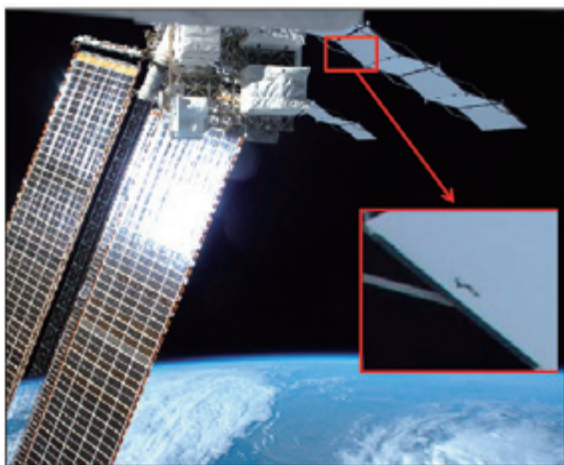


Figure 1. Location of P4 PVR damage.

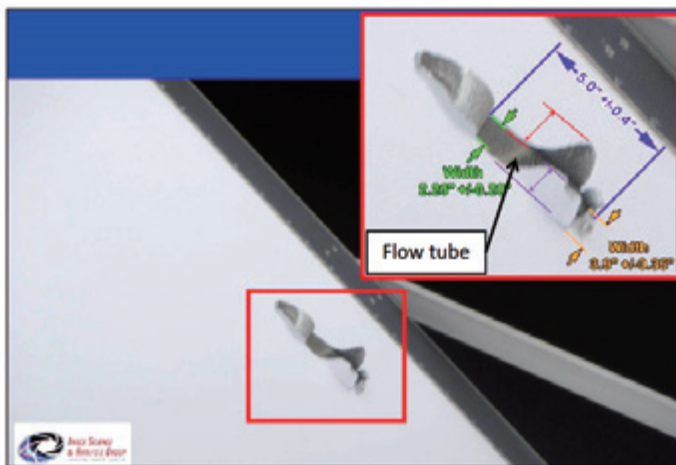


Figure 2. Close-up of exit damage.

Recent Impact Damage Observed on International Space Station

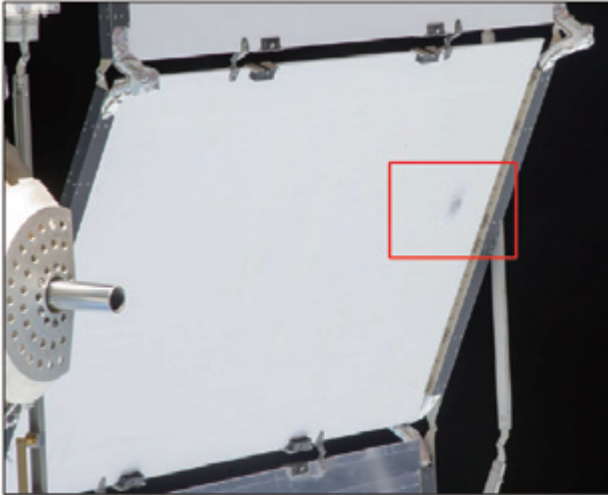


Figure 3. Damage on opposite side of panel.



Figure 4. Back of ISS Solar Array 3A, panel 58.

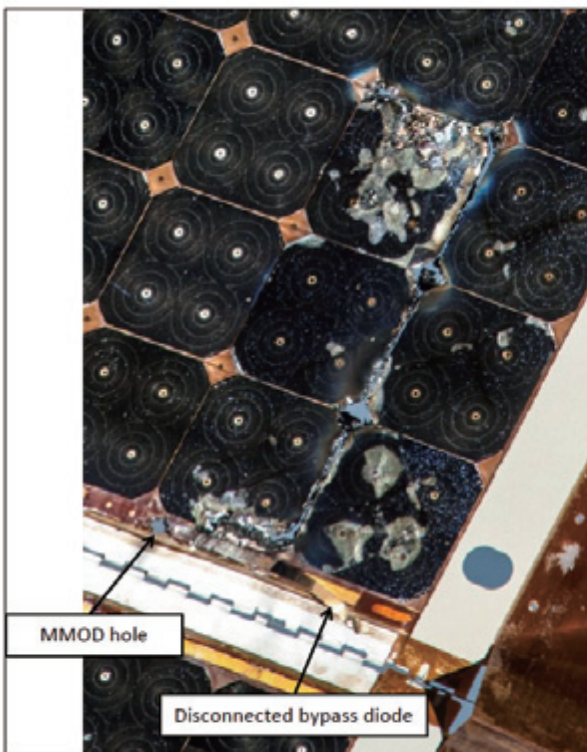


Figure 5. ISS Solar Array 3A damage (front of panel 58).

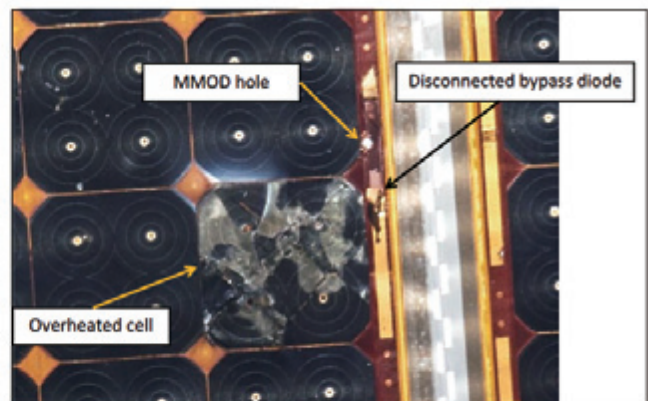


Figure 6. ISS Solar Array 2A, panel 66 damage.



Figure 7. Another burned area in ISS Solar Array 3A (panel 42).

講演内容

1. はじめに
2. Whipple Bumperの性能向上
3. 超高速衝突誘起放電
4. ISO11227(イジェクタ実験)の制定
5. 超高速衝突技術の応用
6. おわりに

ISO11227の規格制定について

- 2008年度 ISO/TC20/SC14/ODCWGに参加
- 2009年度 較正実験
- 2010年度 宇宙用材料の実験
- 2011年度 再現性(異なる施設)、
繰返し性(同じ施設)確認実験

Ejecta

宇宙機にデブリやメテオロイド、もしくはデブリ同士が衝突して発生する**2次デブリ**

Ejecta
質量

飛翔体
質量

スポール
(Spall)

- 大きく低速な破片
- 全Ejecta質量の60~90%

- 小さく高速な破片

コーン
(Cone)

飛翔体(デブリ)

- 最も高速
- 全Ejecta質量の1%

ジェッティング
(Jetting)

ターゲット(宇宙機)

41

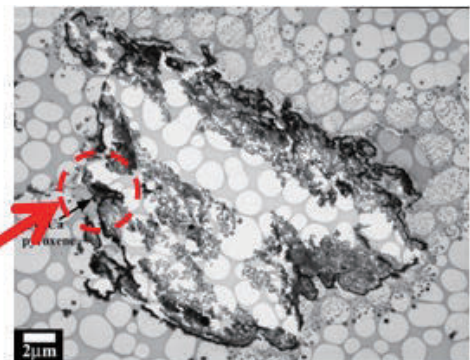
Ejecta

JAXAがISSのロシアモジュールを利用した微粒子捕獲(MPAC)実験で捕獲された粒子の一つが**Ejecta**

Meteoroid particle

捕獲物の特徴

- ◆酸化銀と硫化銀の混合物
- ◆数十~数百 nmの微粒子の集合体
- ◆直径 1 μm 程度の石質粒子を含んでいる



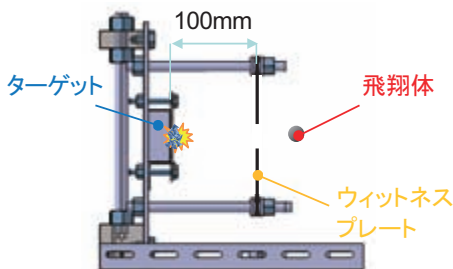
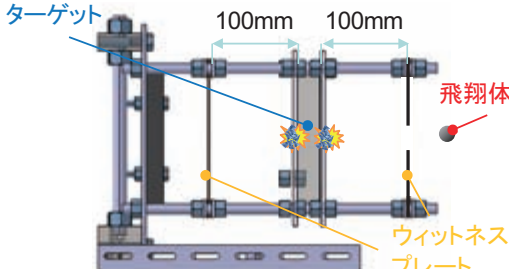
捕獲物の切片のTEM画像
(IHI北澤氏提供)

ペイント材の可能性

メテオロイドと宇宙機外表面に衝突して発生した**2次デブリ**と推定

42

実験条件

	校正実験	宇宙用材料を用いた一般実験
外観		
ターゲット	合成石英 大きさ: 50 mm× 50 mm×20 mm	①太陽電池アレイクーポン 大きさ: 100 mm× 100 mm×25 mm ②CFRPアルミニウムハニカム 大きさ: 100 mm× 150 mm×25 mm ③アルミニウムハニカム 大きさ: 100 mm× 150 mm×25 mm
飛翔体	材質: アルミニウム (A2017) 大きさ: 直径1 mm 質量: 1.6mg 衝突速度: 5 km/sec	
ウィットネスプレート	材質: 銅(JIS H3100 C1100-1/4H), 機械研磨 大きさ: 高さ180 mm×幅150 mm×厚さ2 mm, 前方: 中心穴直径30mm, 後方: 無	

43

「超高速衝突時に宇宙船材料の噴出物を評価するための試験手順」を国際標準化しました

規格詳細情報 - ISO 11227:2012

規格番号 ISO 11227:2012

標題 Space systems -- Test procedure to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact

標題仮訳 宇宙システム—超高速衝突時の宇宙船材料の噴出物を評価するための試験手順

状態 有効

規格概要

発行年月日 2012-09-11

対応JIS規格

TC ISO/TC 20/SC 14

ICS 49.140

邦訳版 邦訳版なし

備考 PDFには、カラー写真が含まれます。

この規格はE-book formatでも入手いただけます。

2012年9月11日に発行

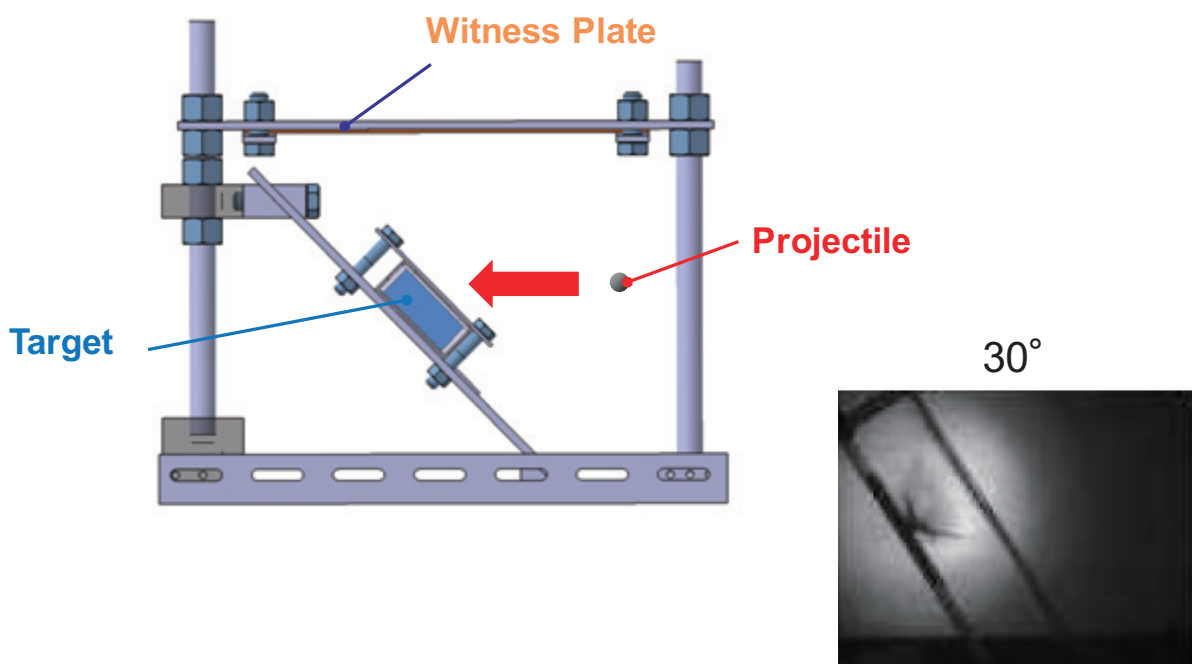
商品	標準価格	ページ数	ファイルサイズ
ご提供商品			
原本PDFダウンロード	10,206円 (本体価格9,720円)	23	1,458 KB  買物がこへ
原本冊子	10,206円 (本体価格9,720円)	23	 買物がこへ

ISO11227の規格制定について

- 2008年度 ISO/TC20/SC14/ODCWGに参加
- 2009年度 較正実験
- 2010年度 宇宙用材料の実験
- 2011年度 再現性(異なる施設)、
繰返し性(同じ施設)確認実験
- 2012年度 9月11日、ISO11227発行
斜め衝突実験の検討

45

斜め衝突



46

講演内容

1. はじめに
2. Whipple Bumperの性能向上
3. 超高速衝突誘起放電
4. ISO11227(イジェクタ実験)の制定
5. 超高速衝突技術の応用
6. おわりに

ロシアでの小天体空中爆発



2013/2/15午前9時半頃
チェリャビンスク(ロシア)
直径約17 m, 重さ約1万トンの
天体が空中爆発

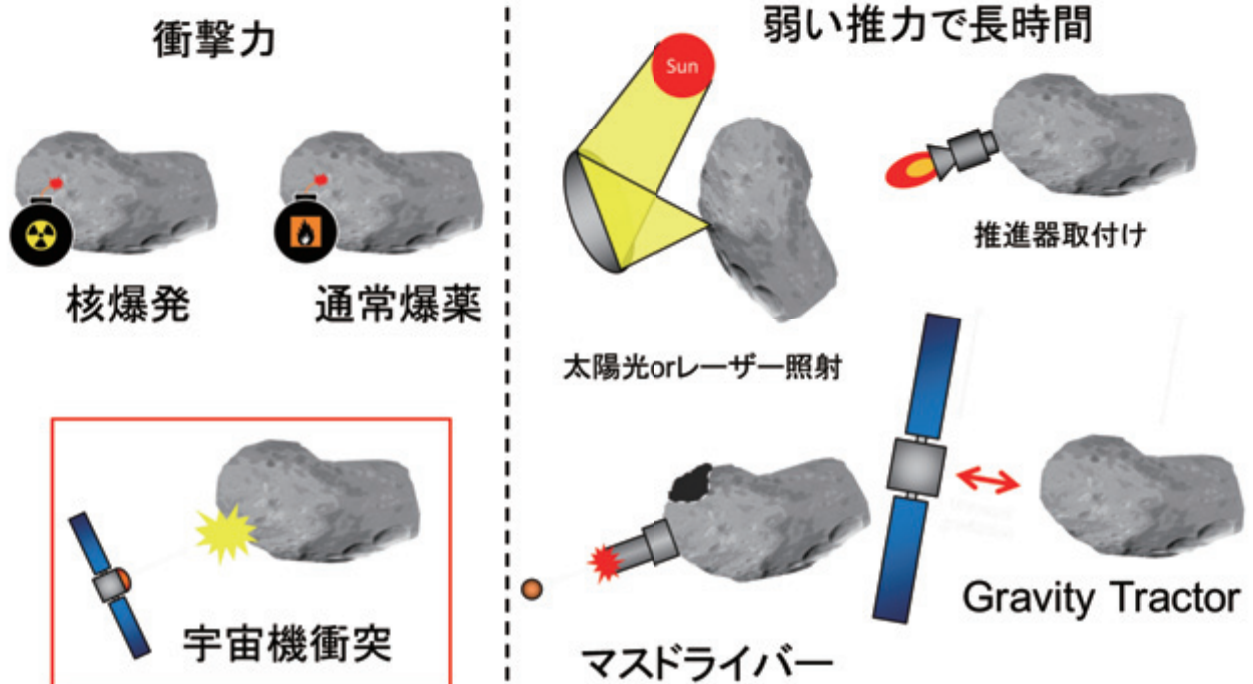
負傷者 1200人超
損壊した建物 約4500棟

広島型原爆20倍のエネルギー



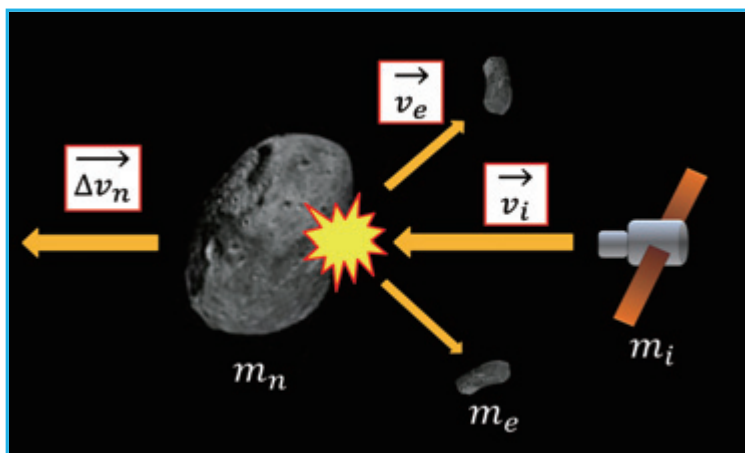


さまざまなNEO地球衝突回避策



宇宙機衝突による衝突回避

$$m_n \overrightarrow{\Delta v_n} = m_i \overrightarrow{v_i} - \sum m_e \overrightarrow{v_e} = \beta m_i \overrightarrow{v_i}$$



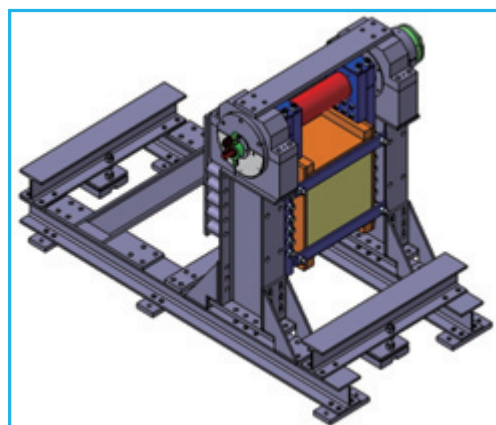
$$\beta = \frac{\text{ターゲットの運動量}}{\text{飛翔体の運動量}}$$

飛翔体の運動量に対して、ターゲットがどの程度の運動量を得られるのかを実験で調べる必要がある。

振子型ターゲット固定具により、運動量変化を計測



二段式軽ガス銃



振子型試験機

二段式軽ガス銃を用いて飛翔体を発射し、振子型試験機に取り付けたターゲットに衝突させる。

実験条件

飛翔体

アルミ球 (A2017)

質量 : 4 [g]

直径 : 14 [mm]



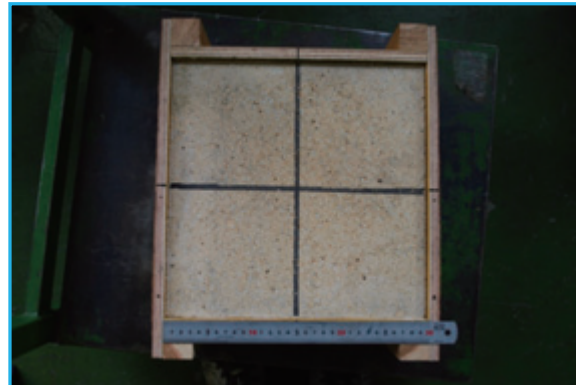
ターゲット

耐火レンガ

質量 : 約29 [kg]

密度 : 約2.3 [g/cm³]

サイズ : 300 × 300 × 140 [mm]



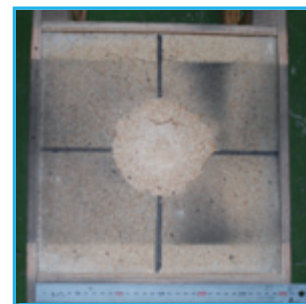
実験結果



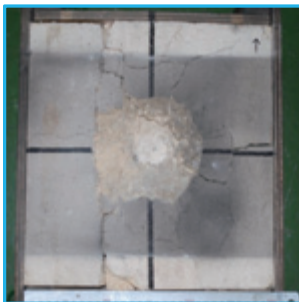
$v = 1640\text{m/s}$



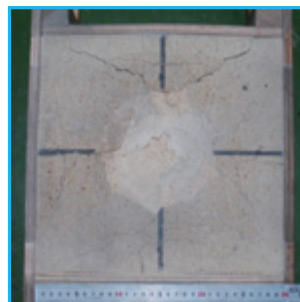
$v = 1767\text{m/s}$



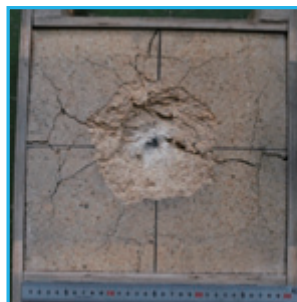
$v = 2695\text{m/s}$



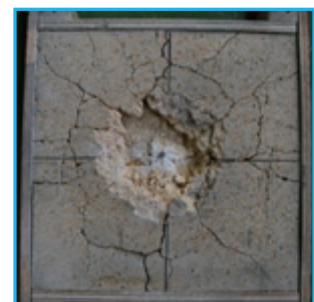
$v = 3040\text{m/s}$



$v = 3472\text{m/s}$

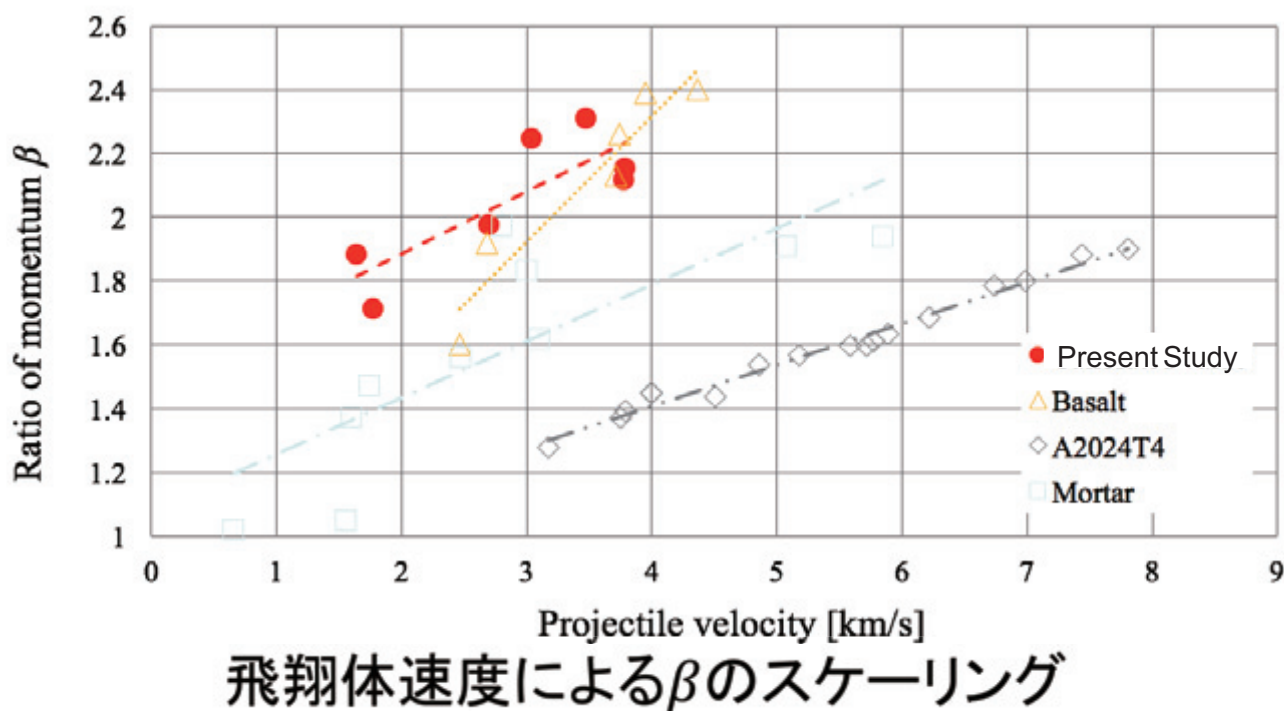


$v = 3773\text{m/s}$



$v = 3787\text{m/s}$

超高速衝突による運動量変化量



55

講演内容

1. はじめに
2. Whipple Bumperの性能向上
3. 超高速衝突誘起放電
4. ISO11227(イジェクタ実験)の制定
5. 超高速衝突技術の応用
6. おわりに

九州工業大学では1997年3月から

- (1) 二次デブリ雲の挙動解析
- (2) 衝突誘起放電
- (3) ISO11227の制定
- (4) 小惑星の地球への衝突回避

という研究に取り組んできました。引き続き、ご支援等よろしくお願いします。

ご静聴ありがとうございました

九州工業大学での材料劣化研究のこれまでと 将来計画

岩田 稔

1. これまでの取り組み

宇宙機に用いられる材料は多種多様であり、これらの材料は宇宙環境との相互作用により変質、すなわち劣化する。材料劣化研究は、独自の学術研究と、それらの成果の応用として位置づけられる宇宙開発プロジェクト支援という2つの柱で活動を行ってきた。

1.1 宇宙開発プロジェクトへの参加

宇宙開発プロジェクトへの参加は、大学研究者の存在意義の1つである学術研究の意義が問われる、極めて貴重な機会である。プロジェクトからのニーズにより新たな学術研究を始めることも多く、可能な限り参加させてもらうようにしている。表1にこれまでに参加した主なプロジェクトについて列挙する。

表1 これまでに係ったプロジェクト

年度	内容
～2010	材料劣化評価の統括と試験実施
2008～	CFRPの放射線劣化
2009～2012	原子状酸素フルエンス分布解析
2010～	サンプルリターン候補材料の耐宇宙環境性
2010～2014	構体材料の耐宇宙環境性
2011	熱制御材料の耐紫外線性
2012	絶縁材料の耐紫外線性
2015～	超小型衛星用材料の耐宇宙環境性

これらに加えて、熱光学特性測定装置およびアウトガス測定装置を整備し、熱光学特性（太陽光吸収率および放射率）を2009年度から、アウトガス測定を2012年度から、外部依頼を受けて測定を行っている。

ここでは上記のプロジェクトの中から、小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」について述べる。

1.2 小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」

「IKAROS (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation of the Sun)」は、薄く巨大な膜で受けた太陽光圧による星間空間航行を実証する宇宙機であり、広げる薄膜の大きさは1辺約14 mにも及ぶ。2010年5月21日に打ち上げられたが、著者は2007年10月頃から当該宇宙機に用いられる材料の耐宇宙環境性試験を統括することとなった。

幸いなことに、九州工業大学着任前から携わってきた材料の耐宇宙環境性評価が、当該の宇宙機に用いられる新規材料の耐宇宙環境性評価につながり、これらの開発に係ることができたのは大変貴重な経験であった。

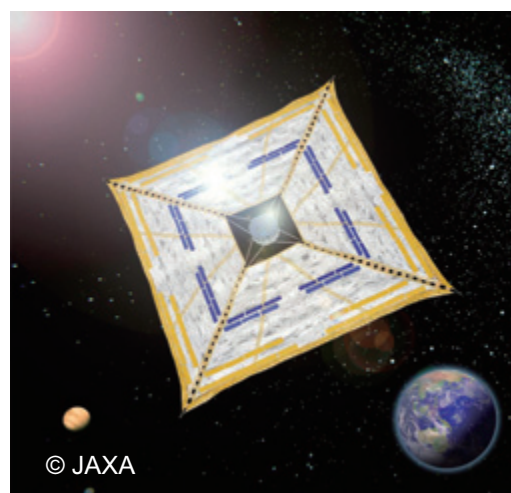


図1 小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」¹⁾

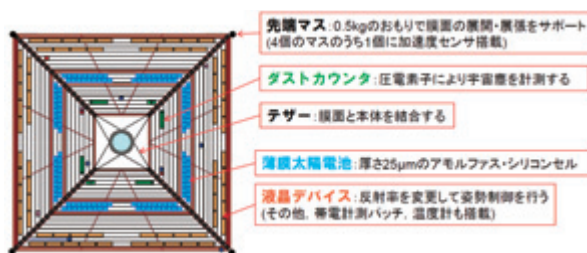


図2 「IKAROS」の形状と概要²⁾

※プレスキットより抜粋

「IKAROS」の膜は様々なデバイスが組み合わされた非常に複雑な構造をしており、耐宇宙環境性評価を進める上で大変苦労したが、打ち上げ後、無事にフルサクセスを達成することができ、これまでの材料劣化研究が少しはプロジェクトの役に立てた、とホッとした。

「IKAROS」での苦労とこれまでに係ったプロジェクトでの問題を考え合わせると、現状の国内における材料劣化研究とプロジェクト支援体制に様々な問題があることが分かった。具体的には下記に示す通りである。

1. 材料劣化に関する専門知識を有し、プロジェクトにおける材料の耐宇宙環境性評価を統括できる人材が不足している
2. プロジェクトからの試験要求が高度化・複雑化しており、複数ビーム・複数エネルギーといったマルチ環境曝露と高度な物性評価要求に設備が応えられない

以上の点を解決できる研究拠点を形成すべく、現在、設備整備に取り組んでいる。

2. 宇宙材料劣化研究拠点の形成

2.1 国内外の状況

国内外では、複雑な宇宙環境を模擬するため、あらゆる線源・装置を一か所に集約して結合することにより巨大な設備を構築し、これらを同時もしくは順次に材料に曝露することによって実宇宙環境の劣化を再現する手法がとられている。しかしながら全ての線源・装置が結合されているため小回りが利かず、地上模擬試験の根拠となる学術研究と、プロジェクト支援との両立は困難である。またそのような巨大設備はその存在が極めて希少であるため、プロジェクト支援のための地上模擬試験設備が不足しているのが現状である。

2.2 本拠点の考え方

これらの課題を解決するため、様々な地上模擬試験が可能な設備・装置を有する研究拠点を形成することを提案し、平成26年度から文部科学省の助成を得て研究拠点の形成に取り組んでいる。本研究拠点の形成により、劣化の質的同一性を担保するための学術研究を活性化させると共に、高度なプロジェクト支援に対するニーズに応えるべく、現在計画を進めている。本研究拠点では、従来の集約型地上模

擬試験設備ではなく、国内に分散している多種多様な線源・装置を有機的に結合することによって、低予算で巨大設備よりも拡張性に富んだ地上模擬試験設備を構築することとした。本研究拠点では下記の3つを重視して整備を進めている。

- 高度な宇宙環境模擬・物性評価
- 宇宙環境曝露量の推算
- 学術研究と人材育成

特に人材育成については、大学院生がプロジェクト支援や学術研究に携わることによって、材料劣化に関する高度な専門知識を身につける場を提供することも視野に入れている。これに加えて衛星プロジェクト側の人間が研究拠点の設備を利用することも考えている。

3. まとめ

材料劣化という安全信頼性評価に係る問題については、「何を」「どこで」「どのように」やればよいのかわからないと言った声が衛星プロジェクト側から出ていたのが現状であった。特に地上模擬試験の妥当性や複数環境による相乗効果の問題は、試験設備の不足などの問題もあって学術研究が進んでいない部分があったのは否定できない。

本研究拠点ではこれまでの設備不足を解消し、学術研究をこれまで以上に推進することによって、より高度なプロジェクト支援を可能にすべく現在、整備を進めている所である。衛星プロジェクトに係る宇宙関連企業・研究教育機関・宇宙機関の方々は、本研究拠点の利用を検討して頂ければ幸いである。

謝辞

これまでに係ることのできた衛星プロジェクトの関係者の皆様に感謝すると共に、材料劣化の研究に参加してくれた学生諸君・スタッフに感謝いたします。

研究拠点に関する成果は、文部科学省の委託事業「宇宙利用を支える宇宙材料劣化研究拠点の形成」により得られたものです。

参考文献

- 1) JAXA デジタルアーカイブス：
<http://jda.jaxa.jp/index.php>
- 2) イカロスプレスキット：
http://www.jaxa.jp/countdown/fl17/pdf/presskit_ikaros.pdf



九州工業大学における宇宙機帯電放電の研究

九州工業大学 宇宙環境技術ラボラトリー

豊田和弘 趙孟佑

放電事故



1997年 静止軌道衛星Tempo-2

発電電力の15%が低下



世界中の研究機関が調査を開始

Tempo-2



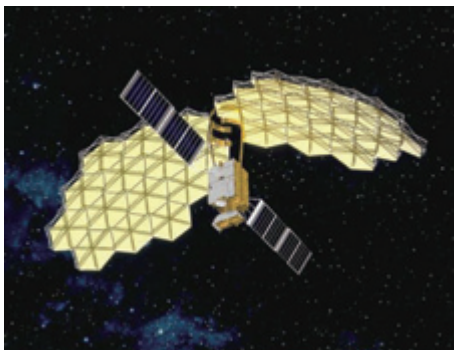
太陽電池アレイと宇宙プラズマと
の相互作用により放電が発生

持続放電 → アレイ回路の短絡 → 電力損失



ETS-VIII

Development of a solar array for ETS-VIII



Engineering Test Satellite VIII (ETS-VIII)

- Launch in 2006
- Geosynchronous Orbit(GEO)
- **110V at 2.64A** electric power generation
- **Silicone** solar cell

Purpose of the ground tests

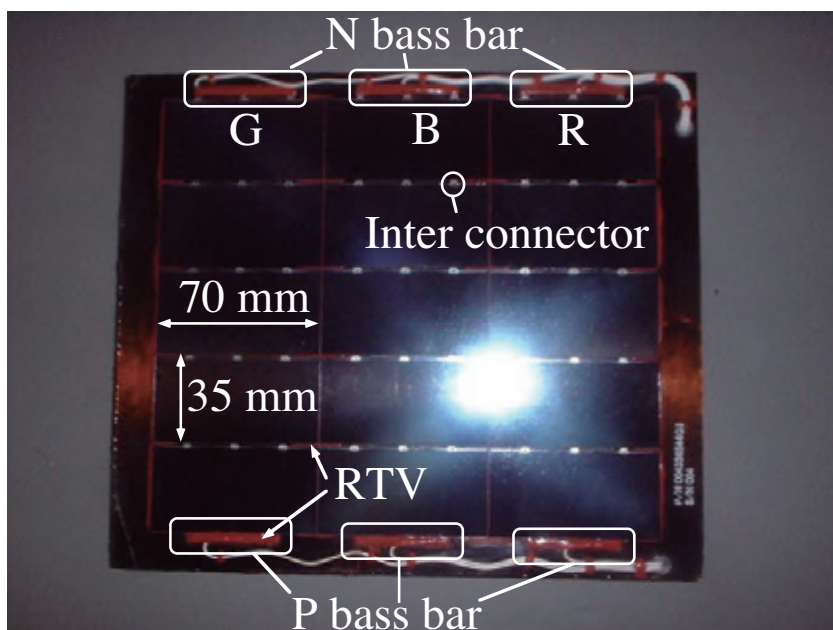
Determine the design of coupon preventing the sustained arcs

帯電放電試験 2001年~

3



Solar array coupons



We used 3 coupons.

Thick coupon×2
(Case1~3)

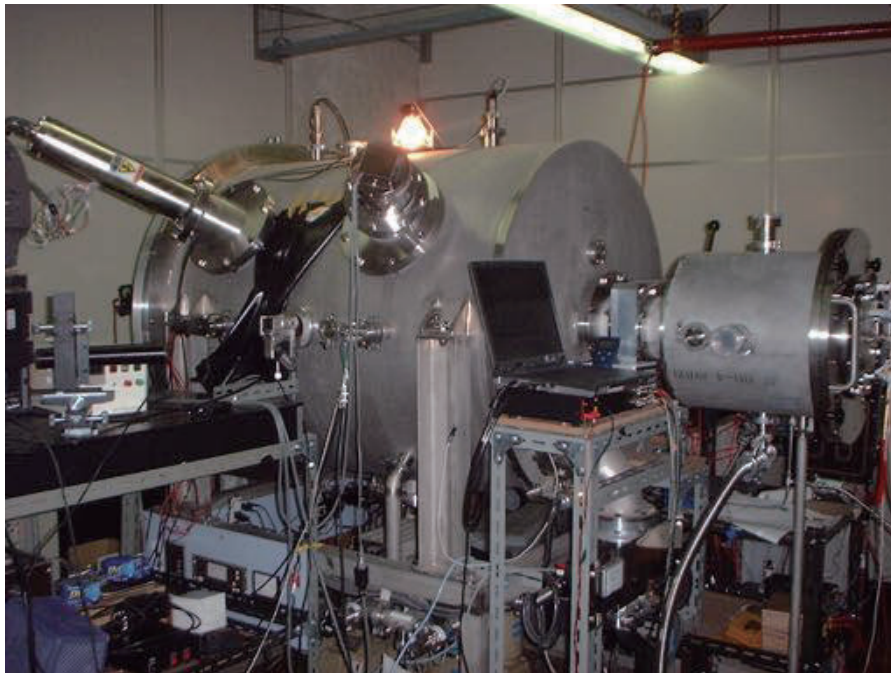
Thin coupon×1
(Case4)

5 ×3 Si cell with

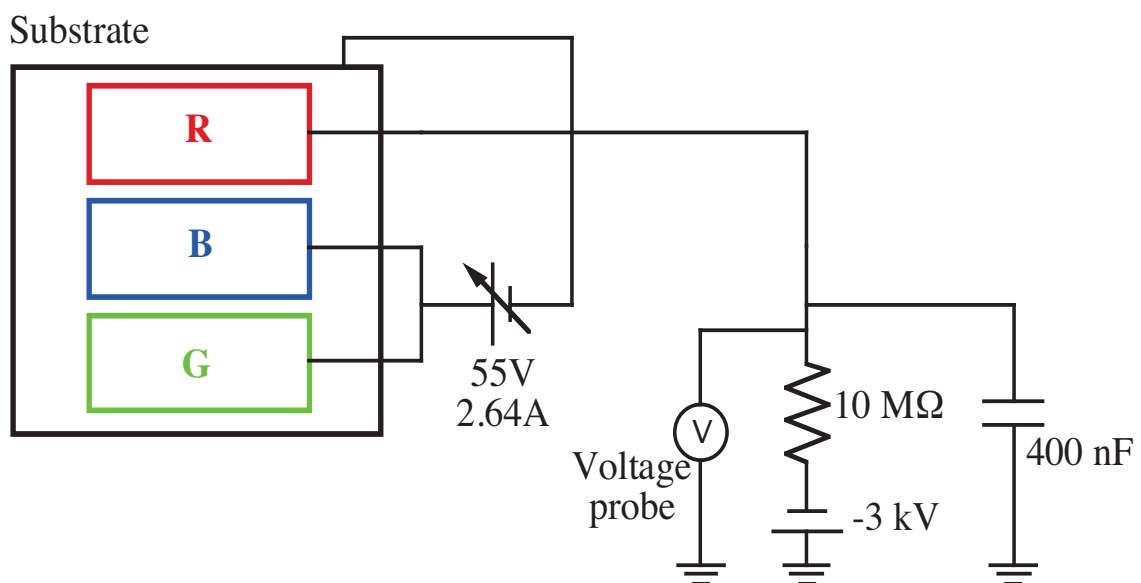
IBF
IBF: Integrated Bypass Function

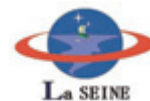


Experimental facility

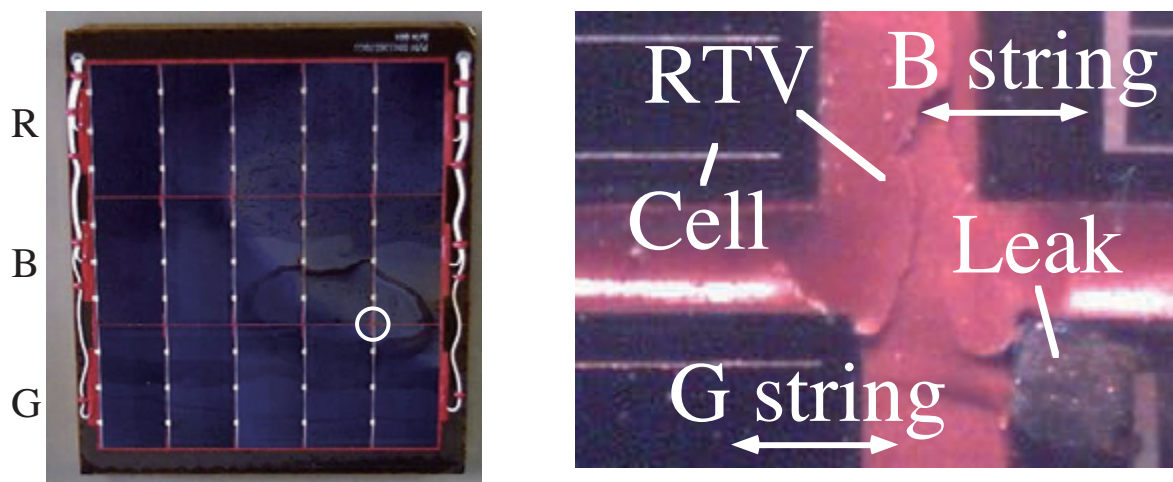


Experimental circuit





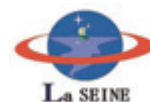
セルの電流リーク箇所



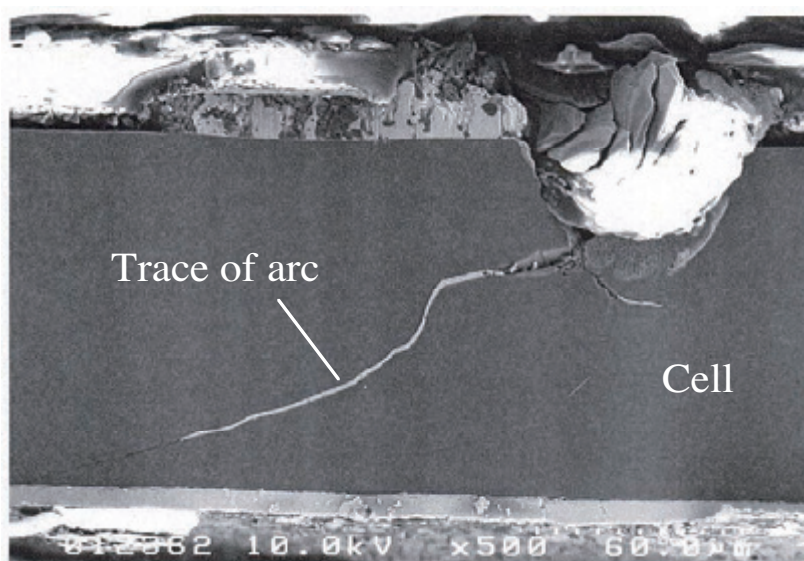
Current leaking point was identified by IR-OBIRCH analysis

IR-OBIRCH (Optical Beam Induced Resistance Change)

7



セル断面



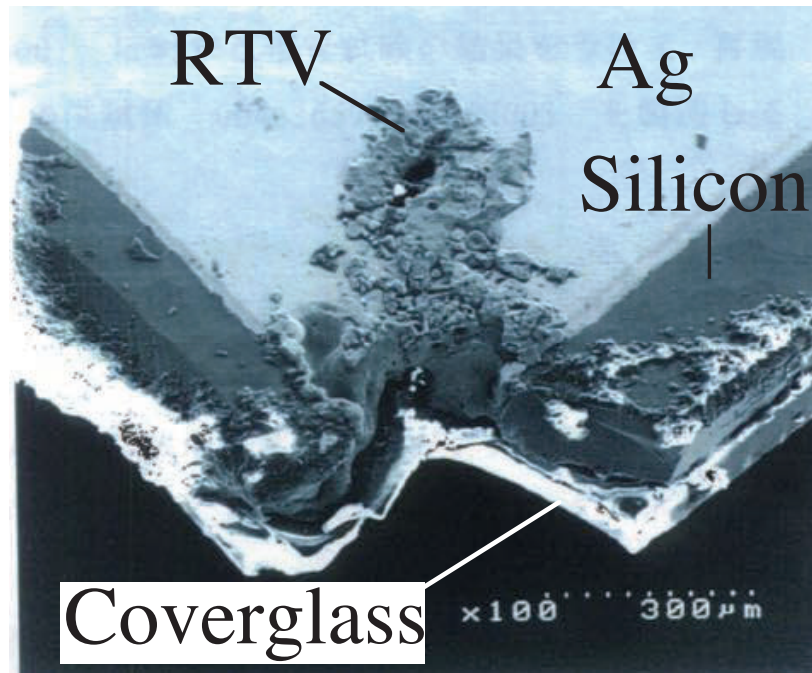
Silver was found on the trace of arc by EDX

EDX : Energy Dispersive X-ray Spectroscopy

8



セル裏面

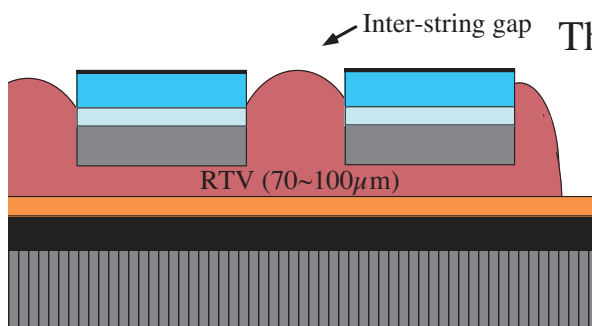
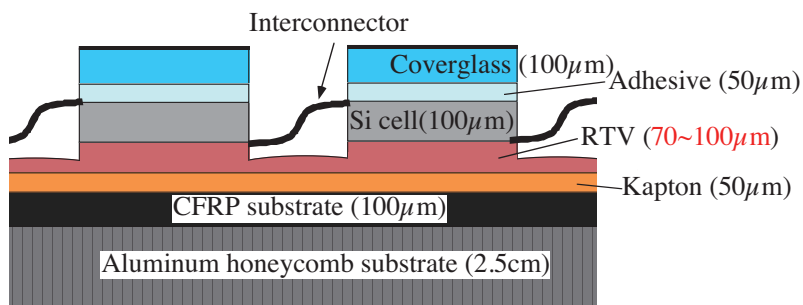


9

Flight design of coupon for ETS VIII



- No sustained arcs during 30 hours (about 500 arcs)



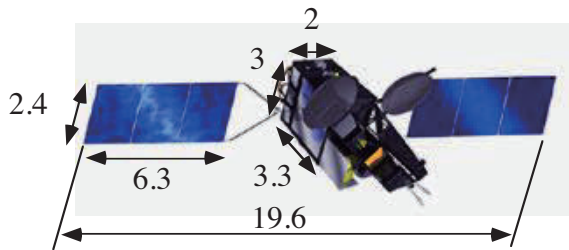
The amount of RTV should be minimum

To keep insulation between both
inter-string gaps and
string-substrate

10



WINDS



Wideband InterNetworking engineering test and Demonstration Satellite (WINDS)

- Launch in 2008
- Geosynchronous Orbit(GEO)
- Electric power generation: 5.2 kW (**50V at 0.6A**)
- **Multi-junction** solar cell

11



Test procedure

Measure the threshold of potential difference ΔV_{min} for arcing



Calculate the charge stored in the coverglass



Perform ESD tests using 3 coupons for 20 hours



Select one coupon

Perform ESD tests using the selected coupon for the t_{IG} totally



Determine the flight design

Calculate the time (t_{IG}) on IG condition over ΔV_{min} and estimate the number of arcs

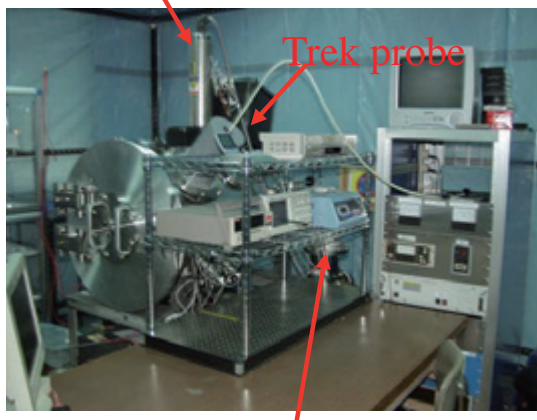


12

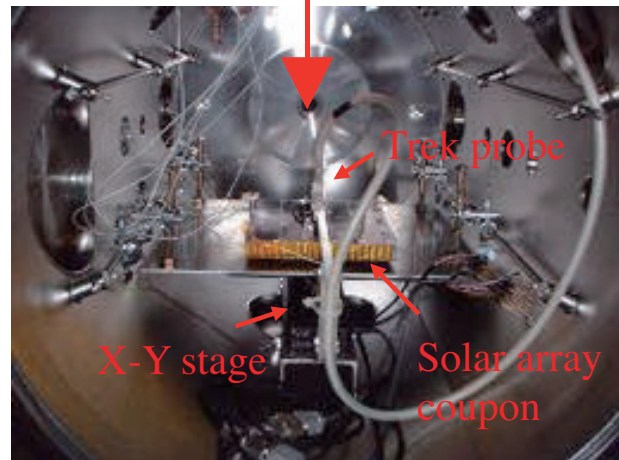


Experimental facility

Electron beam gun (max30kV)



X-Y stage controller



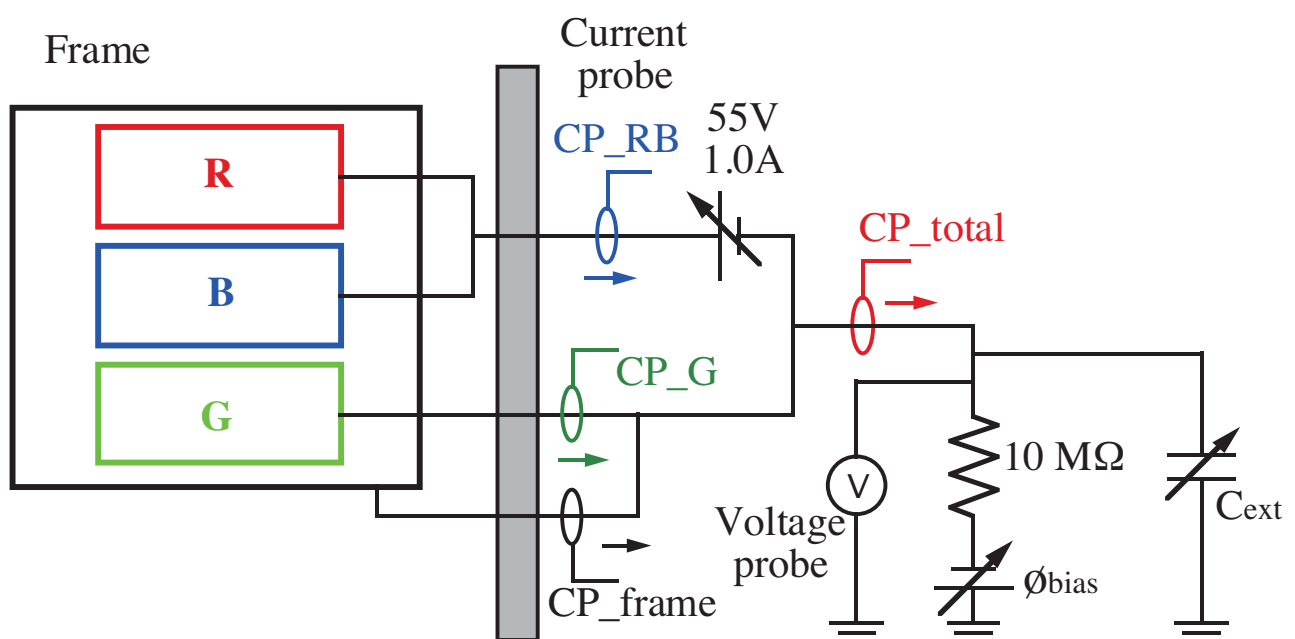
Vacuum chamber: 0.6m in diameter and 0.9m in length up to 3×10^{-7} Torr

Equipment: Electron beam gun, Trek probe, Plasma source, Video analysis system, XY stage, Baking system, UV source

13



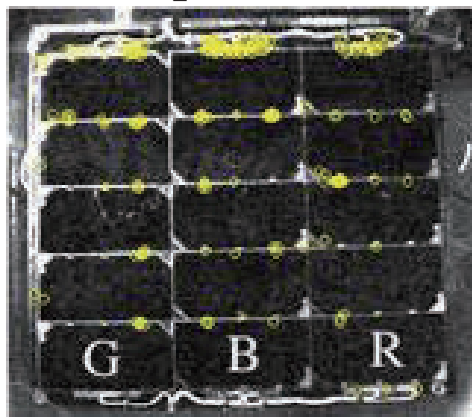
Experimental circuit



14

Effect of bus bar coating

Coupon 3



- No sustained arcs
- No difference at arc positions

Select coupon 3 as a flight model



65 hour test

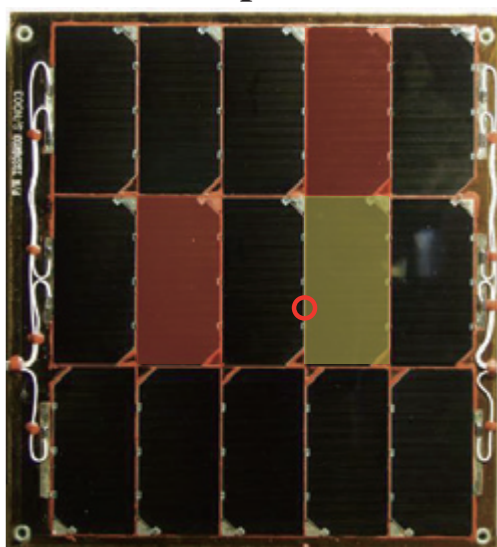
(60 hours from NASCAP calculation)

Case	Position	N _{arc}	I _{ave} , A	I _{std} , A	Q _{ave} , mC	Q _{std} , mC
10	Bus bar	78	122	36	1.23	0.08
10	IC	71	128	34	1.24	0.09
11	Bus bar	43	91	37	0.79	0.05
11	IC	66	88	24	0.75	0.04

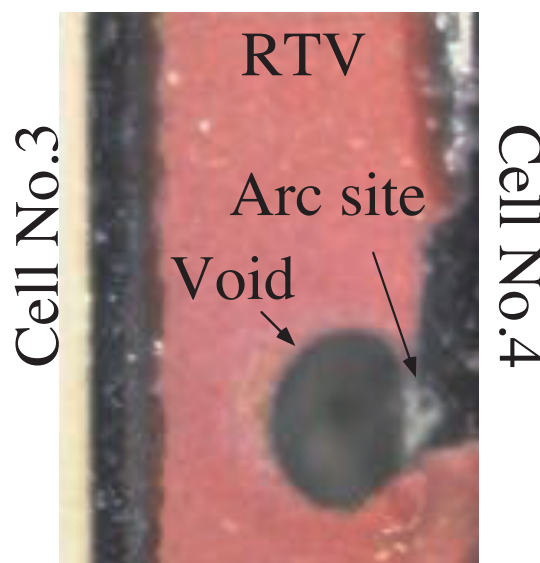
15

Degraded cells

Coupon 2



3 cells were degraded



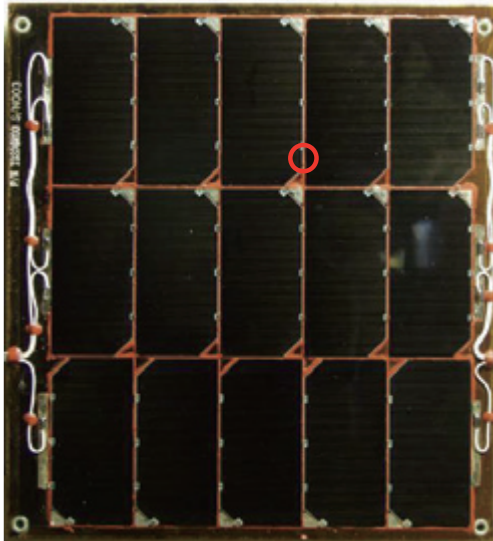
IR-OBIRCH method

16

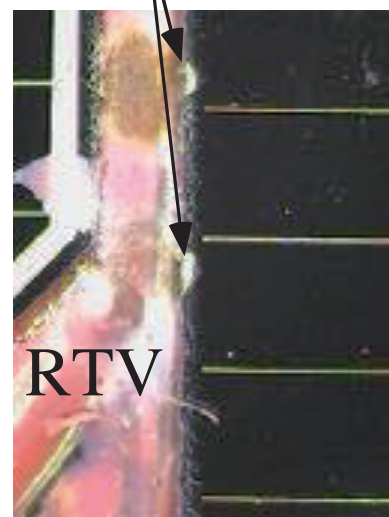


Cell degradation

Coupon 3



Arc site



Cell edge arc can destroy the cell

17

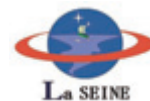
Conclusions



- To suppress the inter-string sustained arc, the gap between strings is grouted with RTV
- To suppress the string-substrate sustained arc, the RTV layer between the cells and the Kapton sheet is specified as 100 μm and the RTV layer leaks out at the cell gap in the direction of series connection
- There is no coating of bus bar with RTV
- To avoid trigger arcs at the cell edges, we give the best effort to fill in the voids of RTV by additional RTV

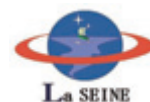
18

WINDS打ち上げ 2008.2.23



19

ADEOS II



- みどり2号
極軌道衛星

2003年10月25日
発電電力が6kWから1kW
に低下



©JAXA

熱制御材の帯電



ケーブルと放電

20



検証試験



21

宇宙環境技術研究センター



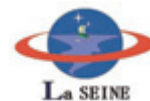
2004年12月 設立

宇宙環境に耐えるモノ作り技術の開発

Laboratory of Spacecraft Environmental Interaction Engineering

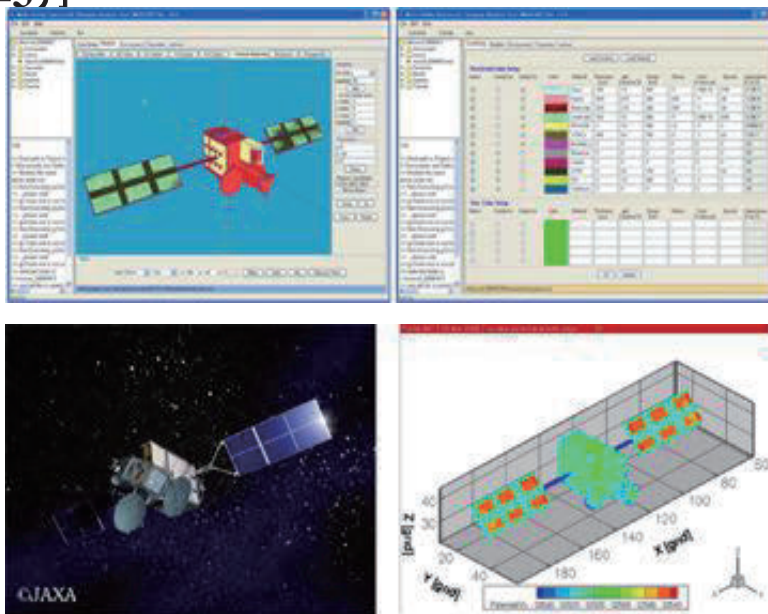


22



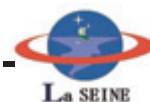
MUSCAT

- **Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool**
- **GEO, PEO, LEO**
- **2007年3月**



23

ISO-11221 "Space systems -- Space solar panels -- Spacecraft charging induced electrostatic discharge test methods"



- **Measure discharge threshold voltage**
- **Estimate the number of discharge with charging analysis program**
- **Calculate external capacitance in test circuit**
- **Perform ESD test on test coupon with desired number of discharge**
- **Confirm there is no sustained arc and no degradation of solar cell**
- **Estimate power degradation due to cell degradation**
- **Decide design of solar array circuit**
- **Reflect test result in spacecraft system design**

24

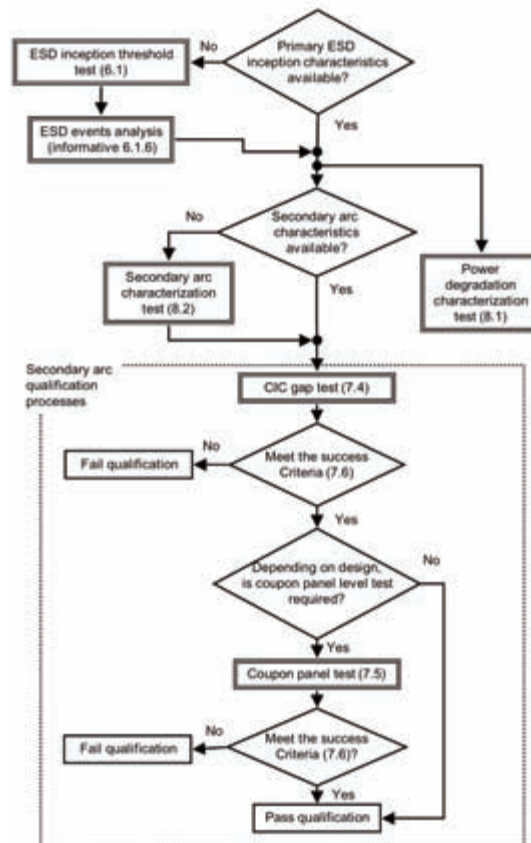
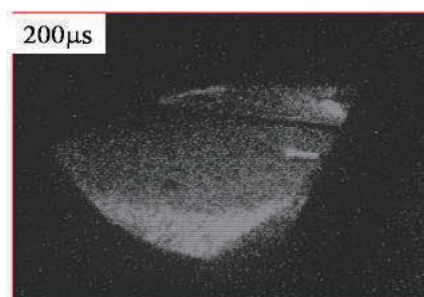
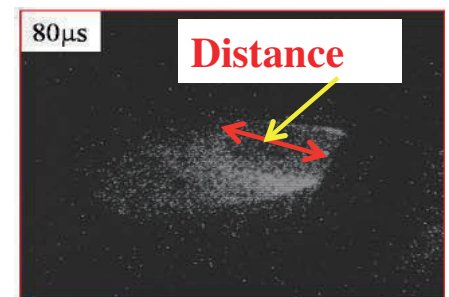
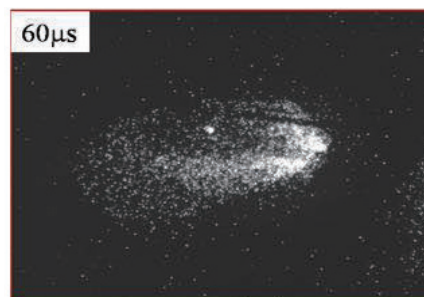


Figure 2: Logic flow of ESD tests

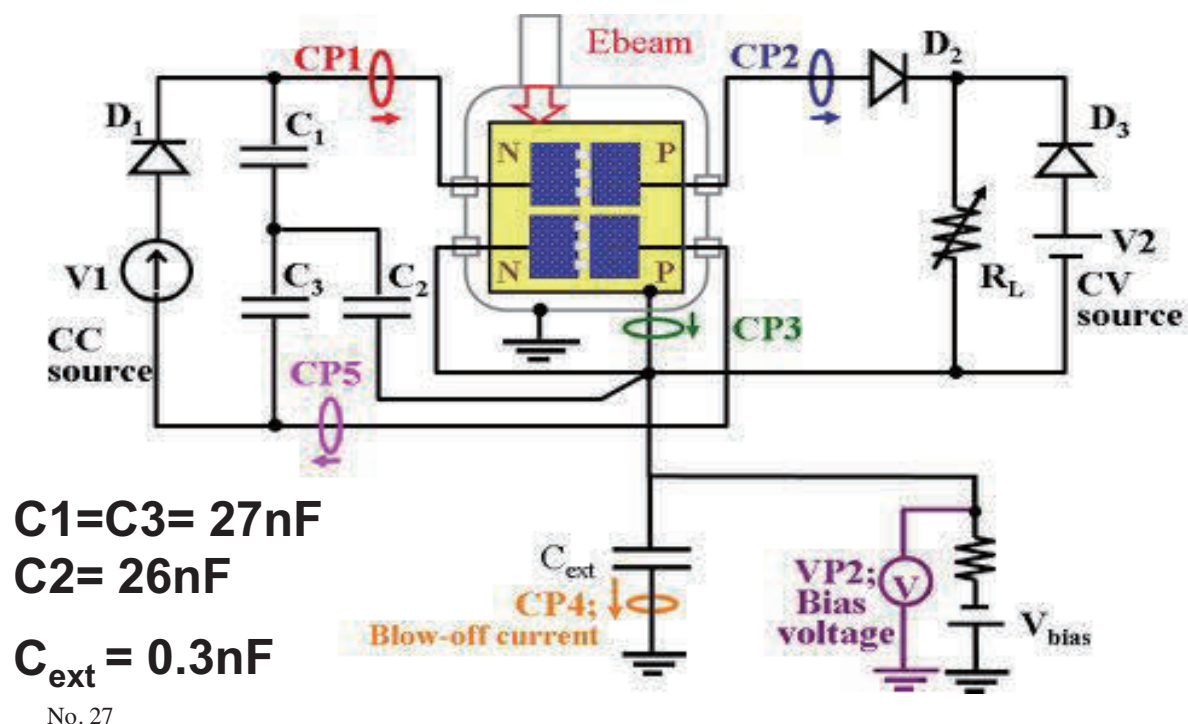
25

沿面放電

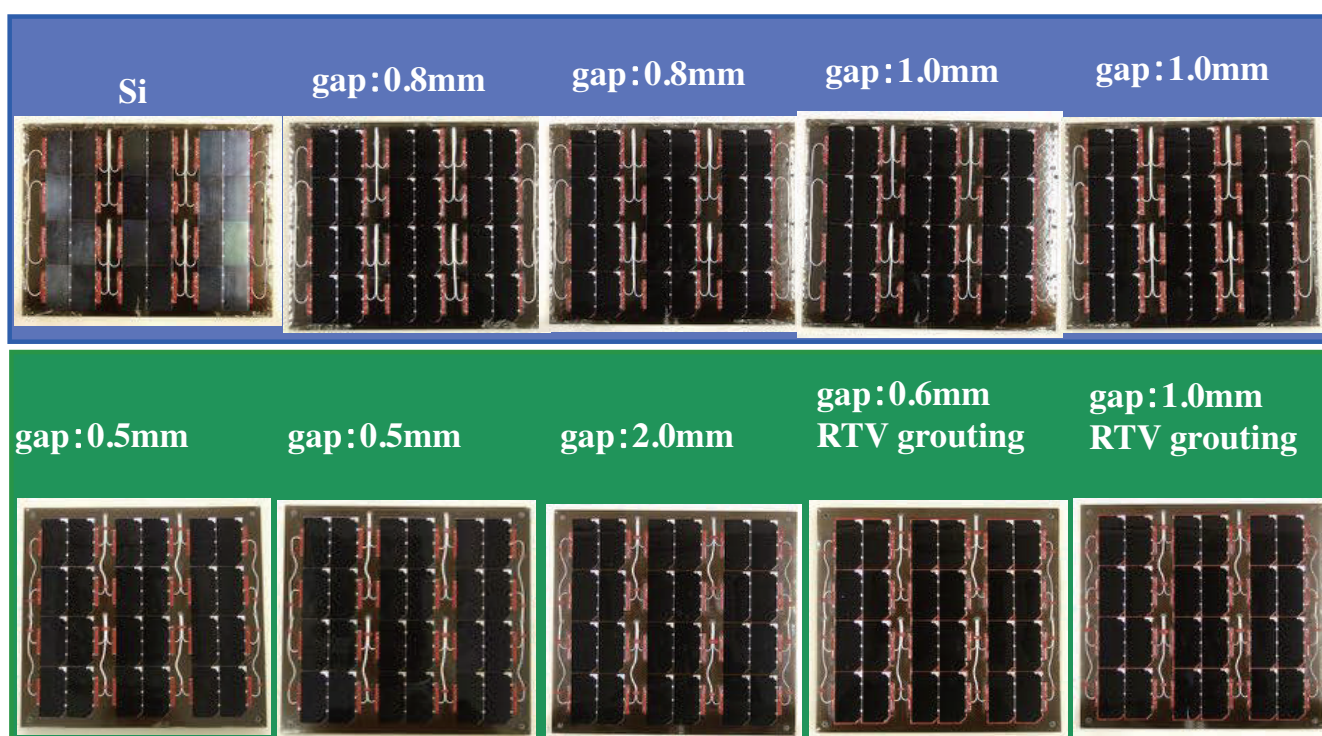
Velocity $\sim 10^4$ m/s
Radius 3m



持続放電回路

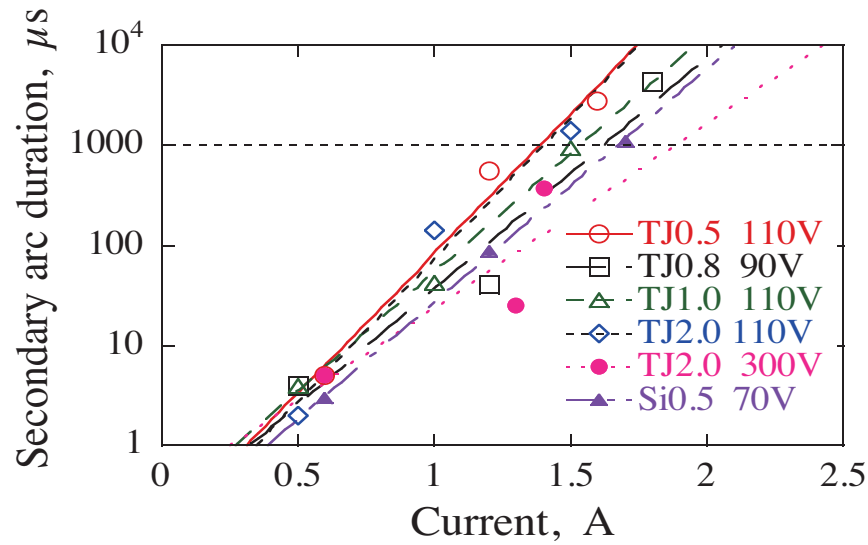


帯電・放電設計標準





TSA duration



- TSA duration depends on current value
- The duration of 1ms corresponds to PSA threshold

29



TJ 0.5mm

V_{st} , V	I_{st} , A			
	0.5	1.0	1.5	2.0
30	No secondary arc up to 4A			
50	7μs (0.7A)	28μs	4534μs (1.7A)	
70	4μs (0.6A)	250μs (1.2A)	7747μs (1.8A)	
90	54μs (0.5A)	231μs (1.2A)		
110	5μs (0.6A)	552μs (1.2A)	2750μs (1.6A)	
<div>PA</div> <div>NSA</div> <div>TSA</div> <div>PSA</div>				

30



TJ 0.8mm

V_{st} , V	I_{st} , A			
	0.5	1.0	1.5	2.0
30	No secondary arc up to 4A			
50		47 μ s	4086 μ s (1.7A)	
70	7 μ s (0.7A)	209 μ s (1.2A)		
90	4 μ s	41 μ s (1.2A)	4384 μ s (1.8A)	
110	3 μ s (0.6A)	179 μ s (1.2A)	7408 μ s (1.8A)	

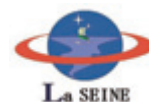
PA

NSA

TSA

PSA

31



TJ 1.0mm

V_{st} , V	I_{st} , A			
	0.5	1.0	1.5	2.0
30	No secondary arc up to 4A			
50		12 μ s	1126 μ s	4433 μ s
70	3 μ s	25 μ s	1225 μ s	
90	3 μ s	7 μ s (0.9A)	415 μ s (1.3A)	
110	4 μ s	42 μ s	943 μ s	

PA

NSA

TSA

PSA

32



TJ 2.0mm

V_{st} , V	I_{st} , A			
	0.5	1.0	1.5	2.0
50	No secondary arc up to 4A			
70	7 μ s			
110	2 μ s	140 μ s	1400 μ s	3900 μ s
200	3 μ s (0.7A)	110 μ s (1.1A)	60 μ s (1.3A)	
300	5 μ s (0.6A)	25 μ s (1.3A)	370 μ s (1.4A)	

PA

NSA

TSA

PSA

33

Si 0.5mm



V_{st} , V	I_{st} , A			
	0.5	1.0	1.5	2.0
30				
50	PA	PA	PA	PA
70	3 μ s (0.6A)	88 μ s (1.2A)	1098 μ s (1.7A)	
90				
110	4 μ s (0.6A)	233 μ s (1.2A)	727 μ s (1.7A)	

PA

NSA

TSA

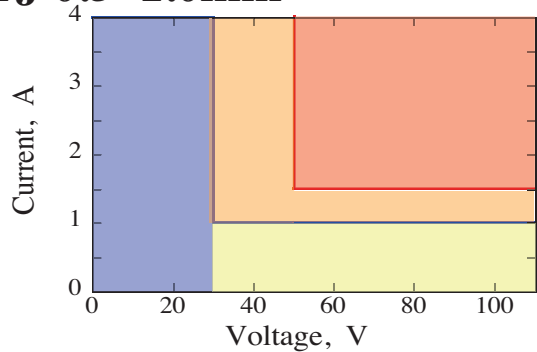
PSA

34

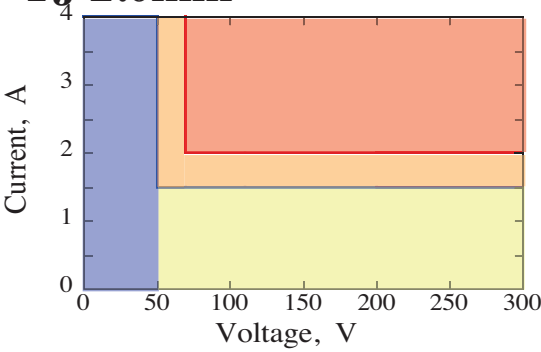


VI map

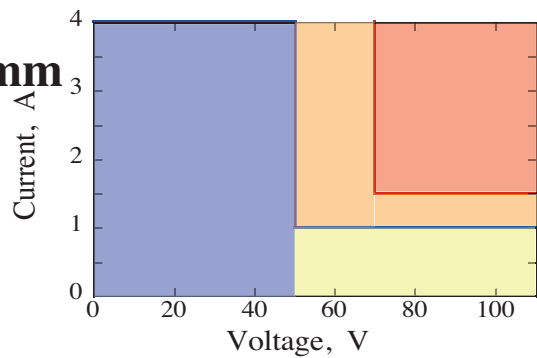
TJ 0.5~1.0mm



TJ 2.0mm



Si 0.5mm



Safe

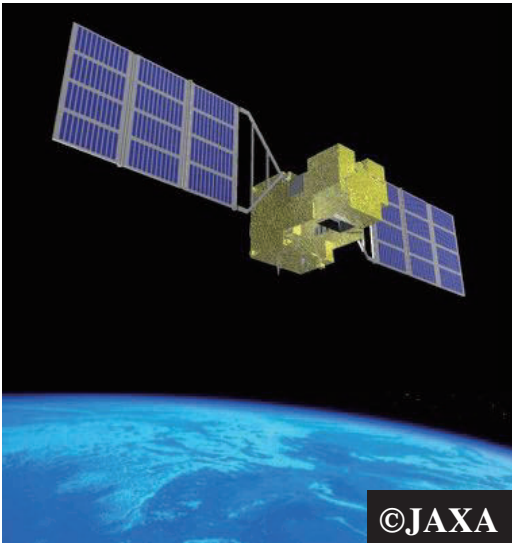
Caution

Danger

Prohibition 35



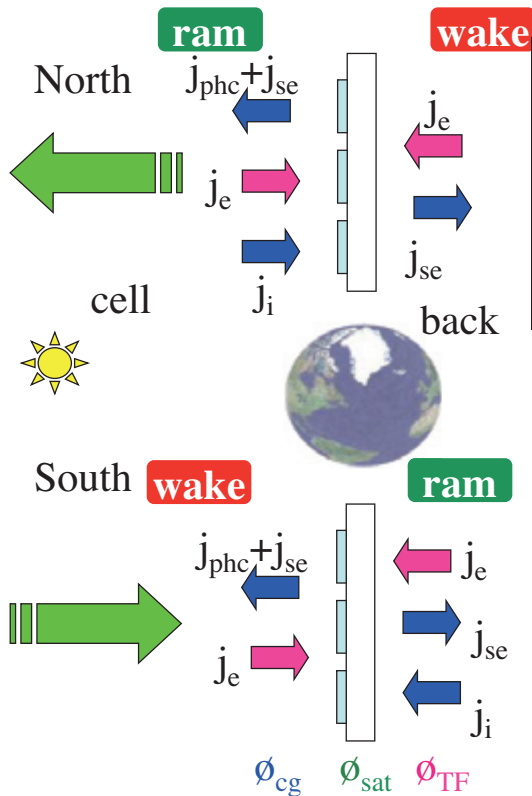
GOSAT



Item	Characteristics
Launch vehicle	H-IIA
Launch	2009.1.23
Launch site	Tanegashima Space Center
Orbit	666km Sun-synchronous inclination angle 98 degree 13:00 local time (3 day cycle)
Weight	1,750kg at launch
Generated electric power	More than 3.77kW (EOL)
Lifetime	5 years
Deployed dimension	3.7m(H) x 13.7m(W) x 2.0m(D)



Charging mode

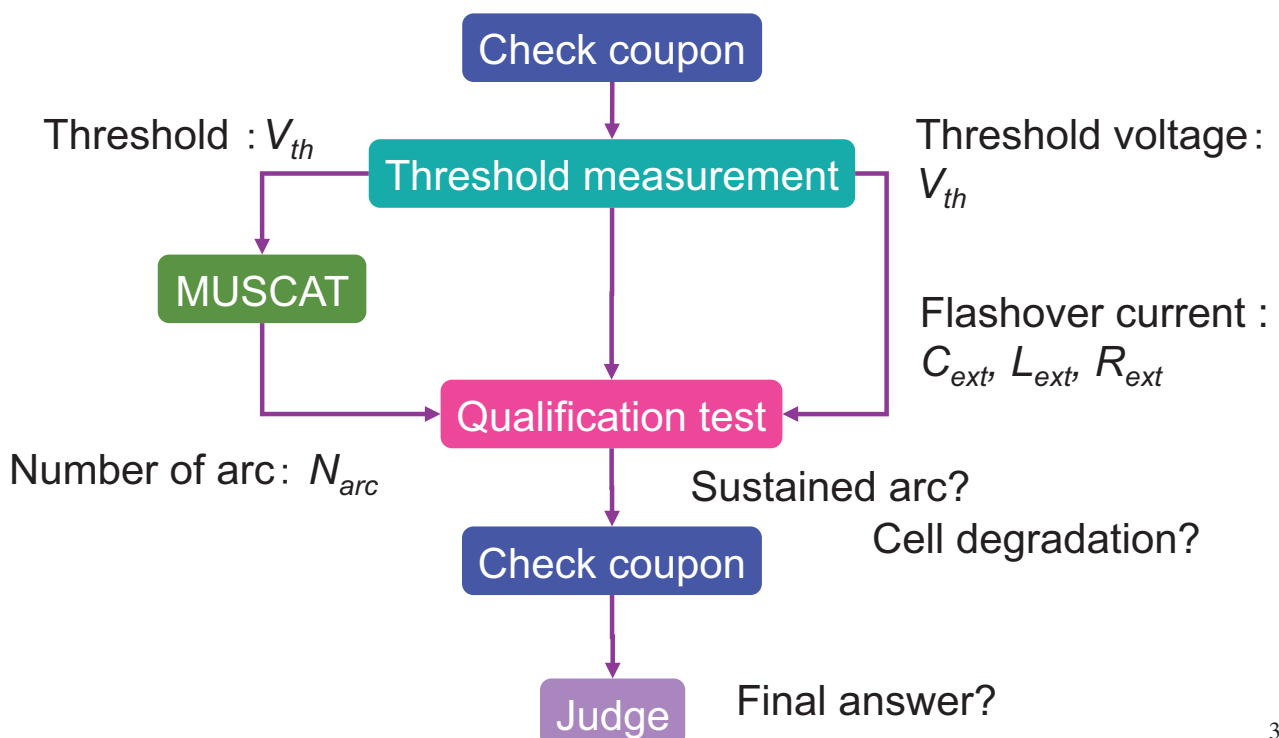


SAP	plasma	ϕ_{sat}	ϕ_{dielec}	Condition
cell	ram	N	0	Plasma IG
back	wake	N	$> \phi_{sat}$	Beam IG
		0 or N	$< \phi_{sat}$	Beam NG

SAP	plasma	ϕ_{sat}	ϕ_{dielec}	Condition
cell	wake	N	$> \phi_{sat}$	Beam IG
		0 or N	$< \phi_{sat}$	Beam NG
back	ram	N	0	Plasma IG

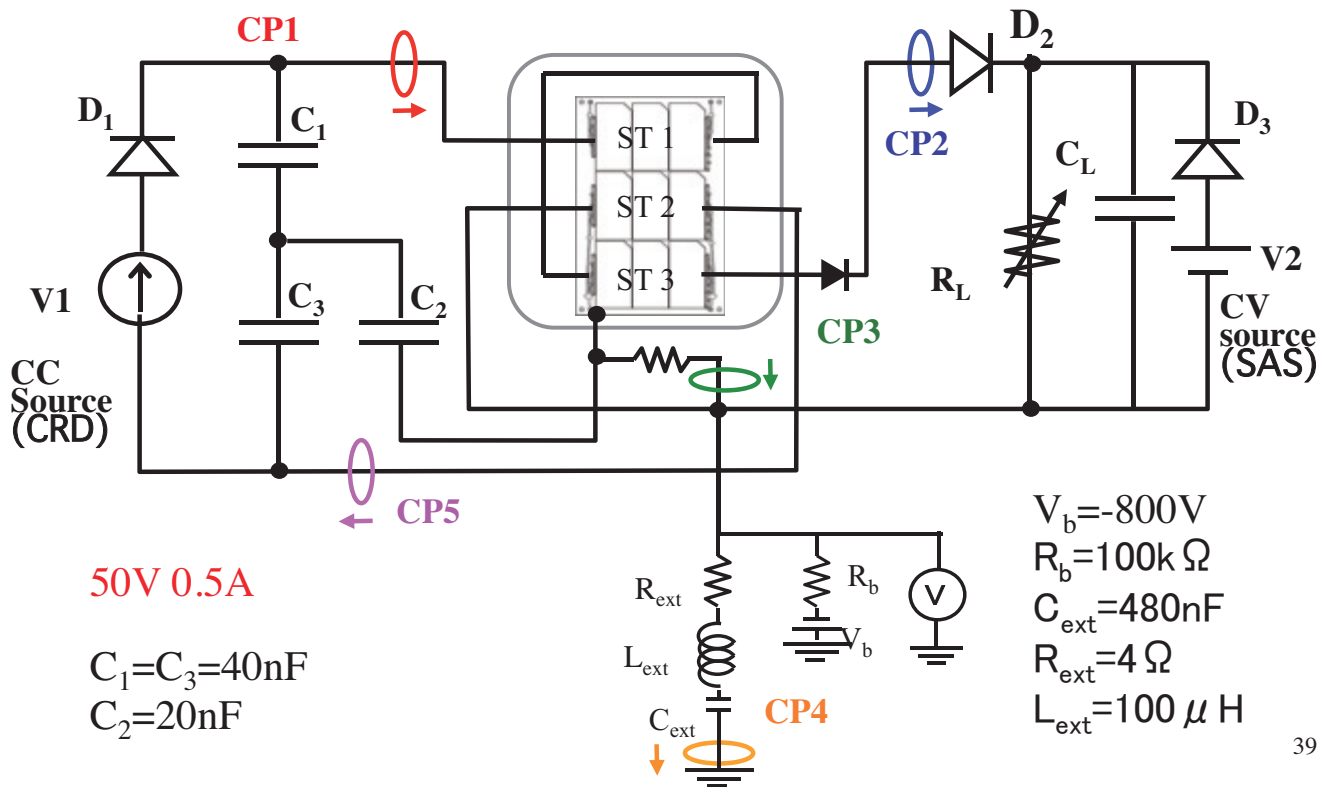
37

Test procedure



38

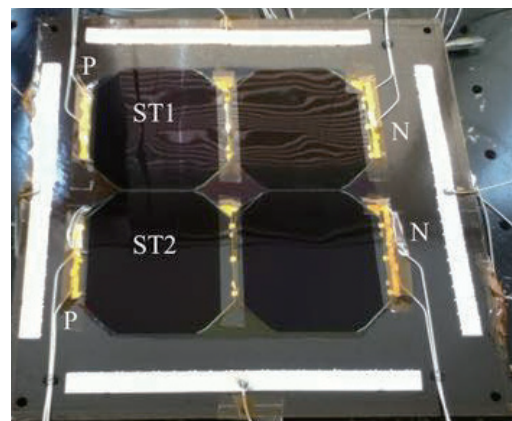
Experimental circuit: plasma IG EOL



39

商用衛星

- Large solar cell
 - need ground ESD testing before launch



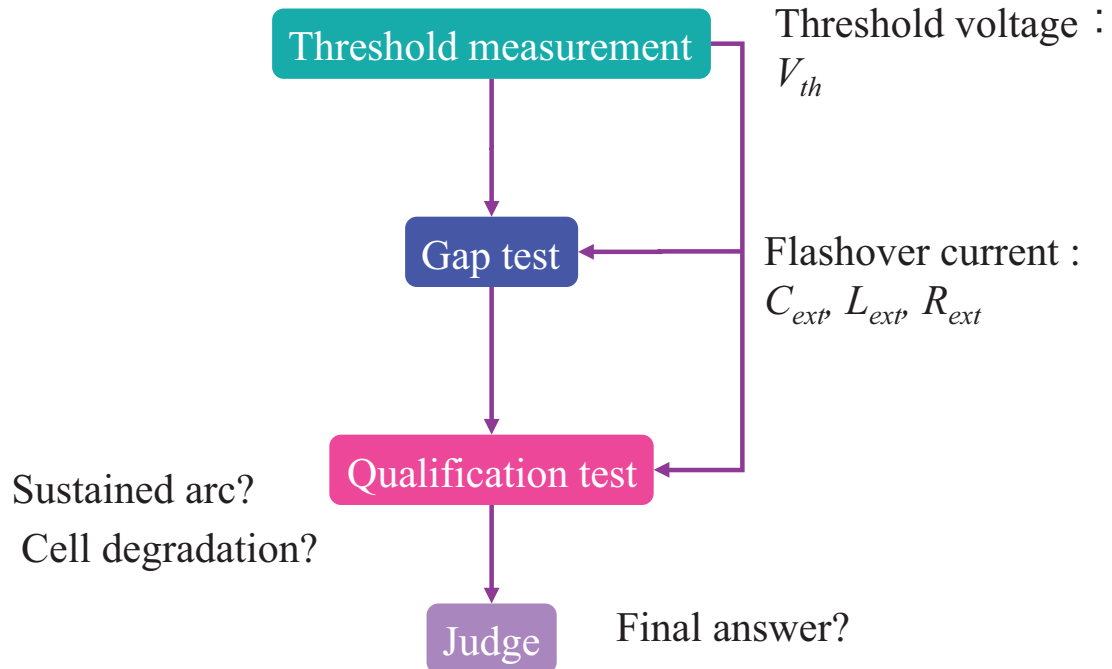
- ISO11221
 - Confirm no sustained arc
 - Measure cell degradation

40



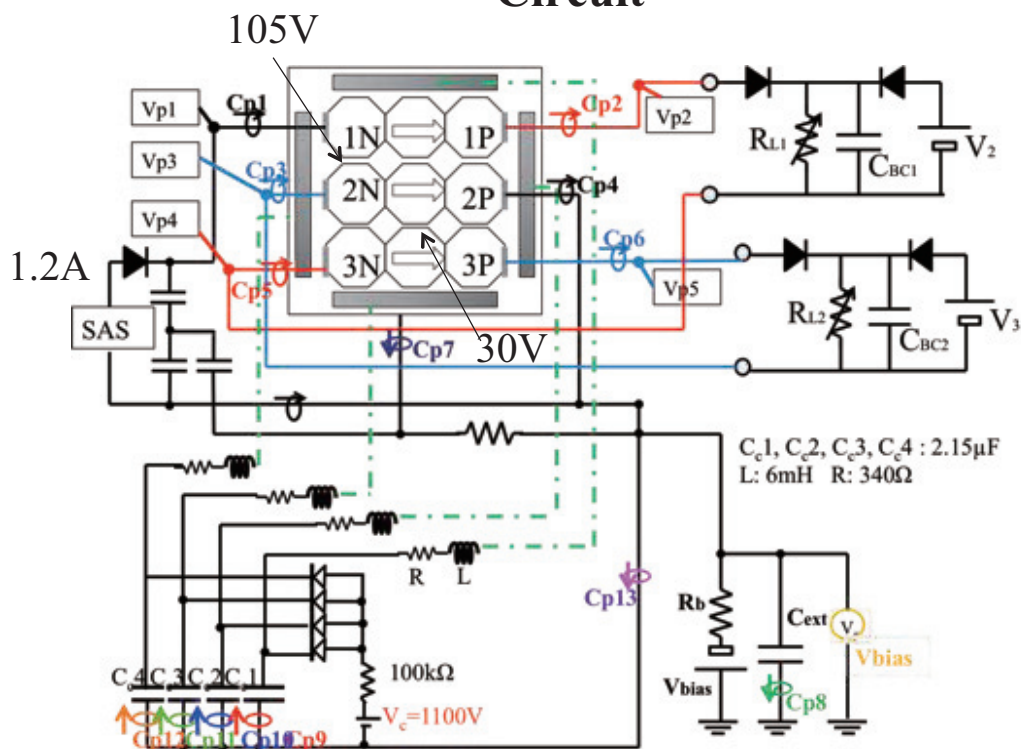
Test procedure

ISO11221



41

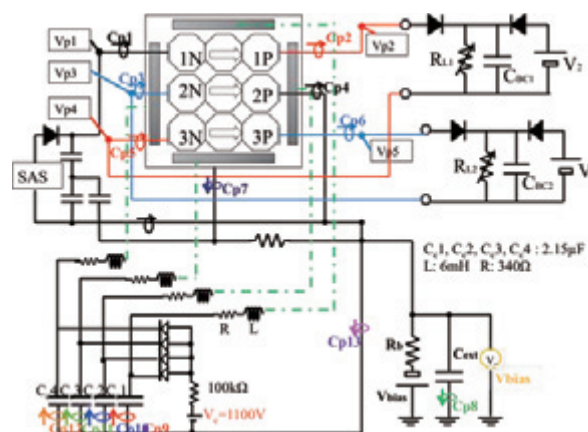
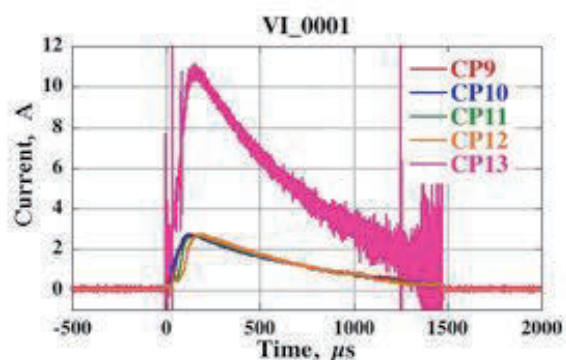
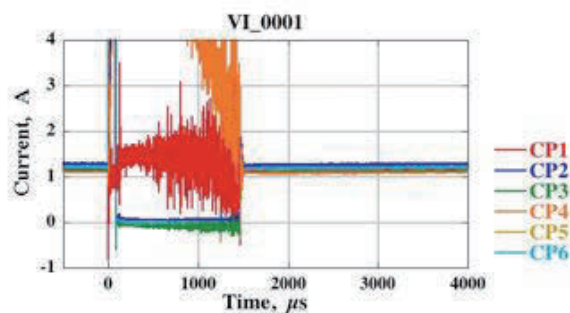
Circuit



42



Secondary arc in wide gap

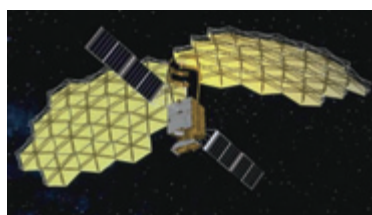


43

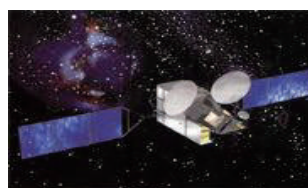
衛星地上帯電放電試験(1999年より)



はやぶさ(2003)



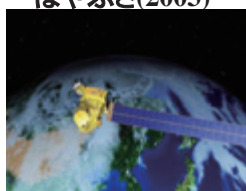
きく8号 (2006)



きずな(2008)



ひまわり7号(2006)

みどり2 (2003)
原因究明作業

だいち(2006)



きらり(2005)



いぶき(2008)



GCOM(2010)



インド



アメリカ



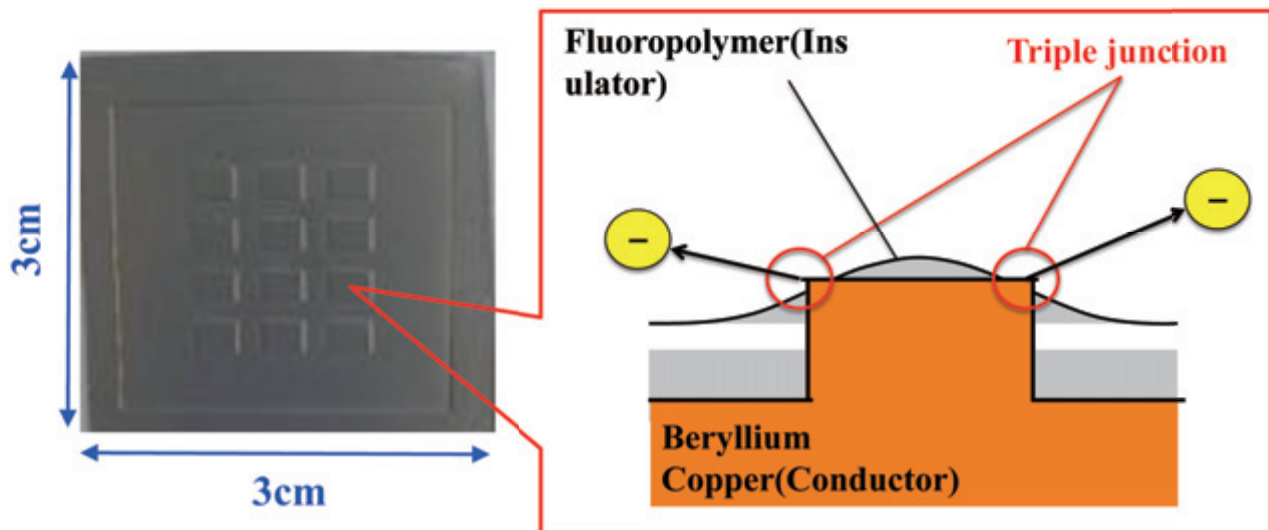
中国

44



帯電放電抑制

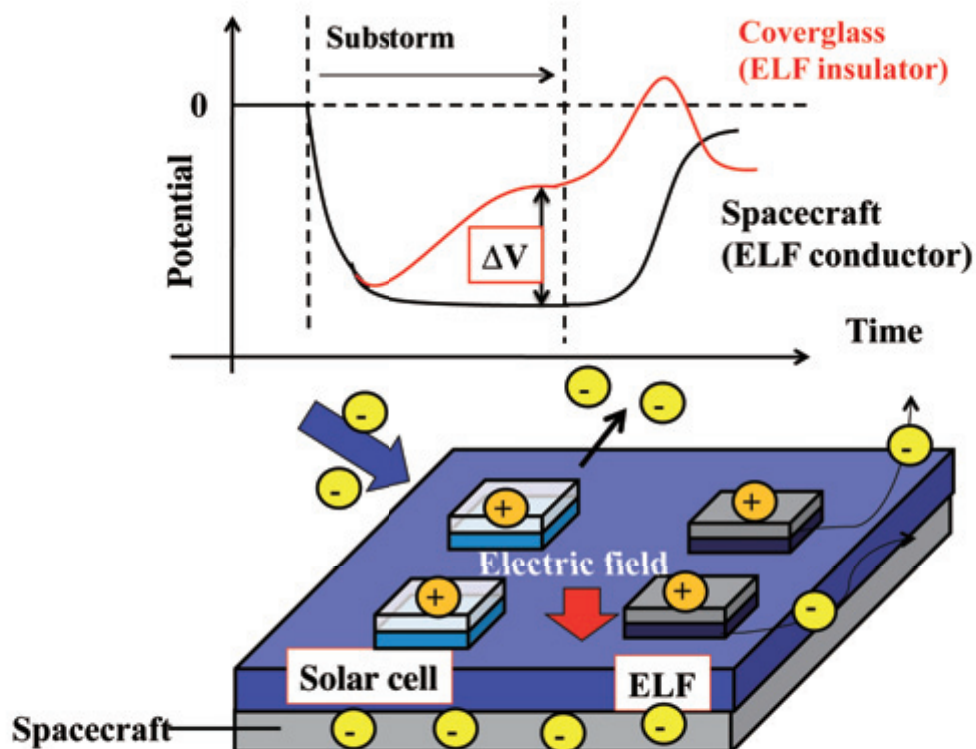
- **ELF: Electron Emitting Film**



45



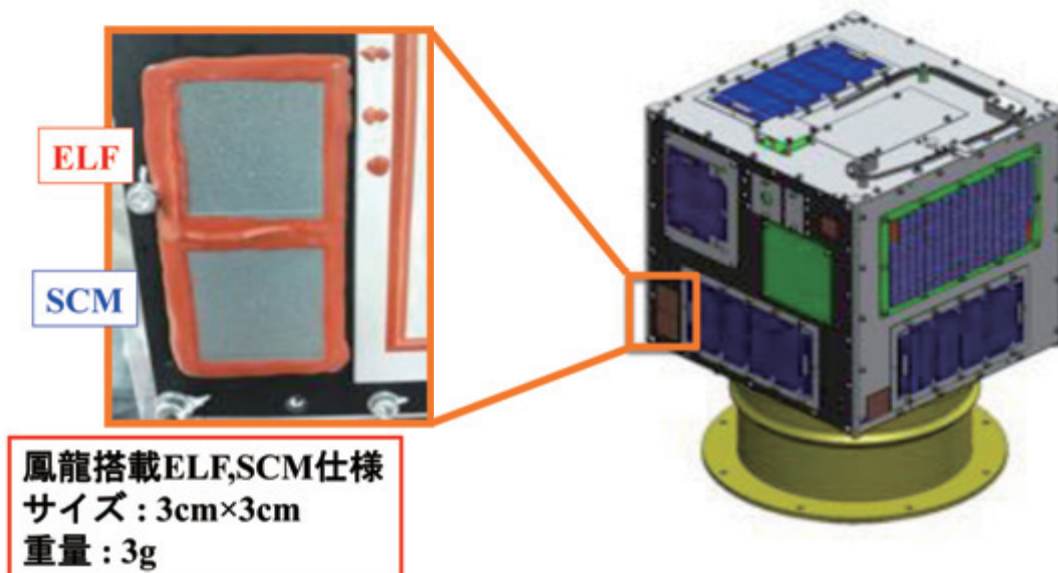
Charging mitigation principle



46



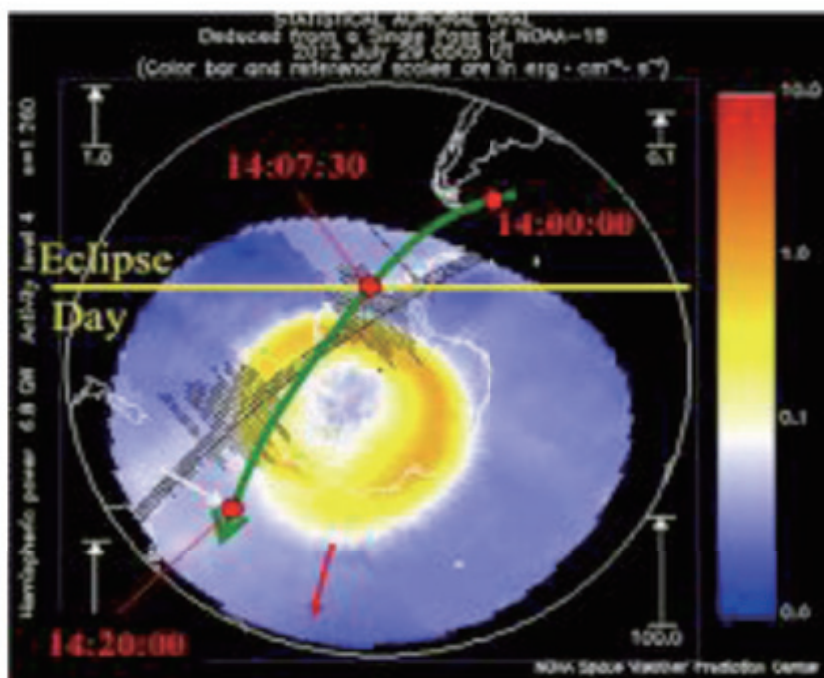
HORYU 2



47

In-orbit demonstration

State of high-energy electron



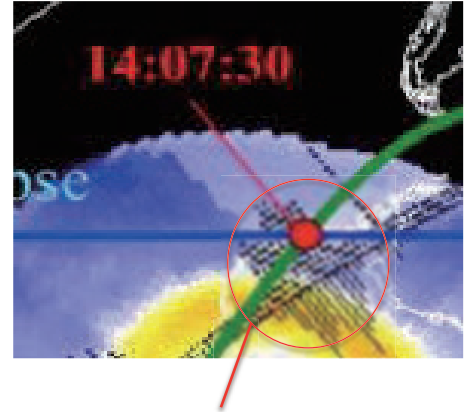
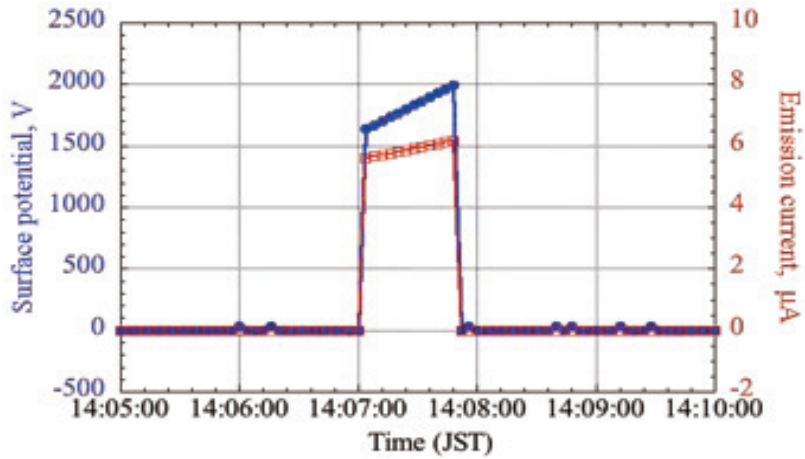
- Aurora strength
- Electron energy
- Position
- orbit
- Eclipse/day boundary

action time: 20min
start time 14:00:00 JST
end time 14:20:00 JST

48

In-orbit demonstration

Test results



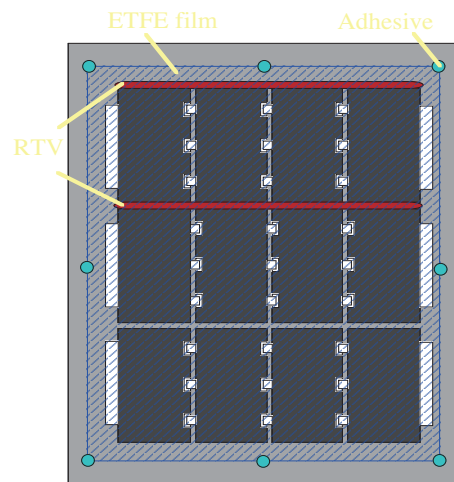
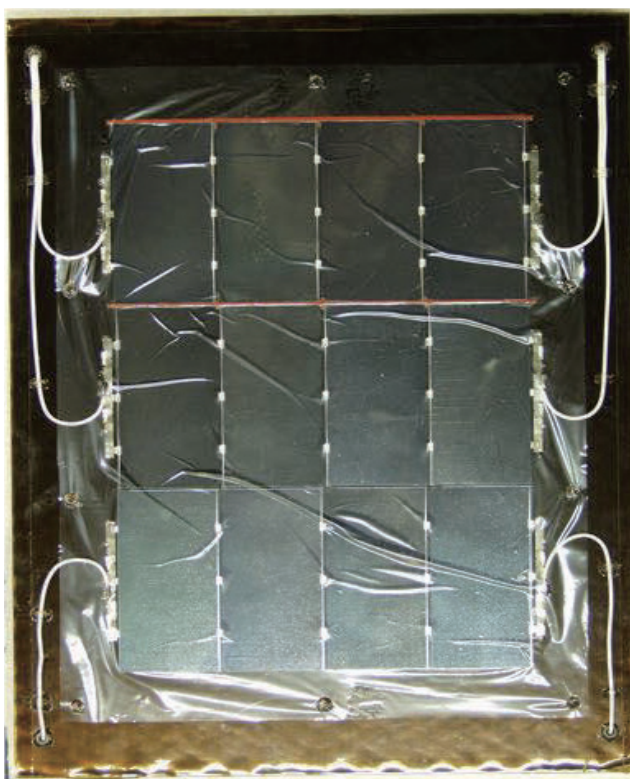
Emission of 6μA

Electron energy was very high

ELF operation in orbit was confirmed!

49

Film coupon

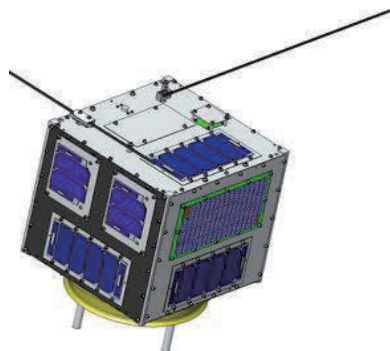


Film thickness: 12.5μm



Overview of HORYU-II and High Voltage Mission

High Voltage Technology Demonstration Satellite ,HORYU-II



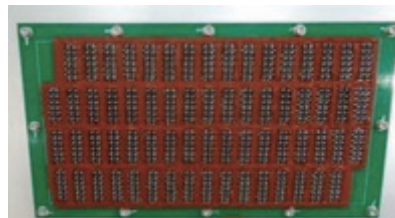
Horyu2

680km Sun-synchronous orbit

Nano-satellites are thus more suitable to higher risk missions



High Risk Mission



Solar arrays for generating high voltage

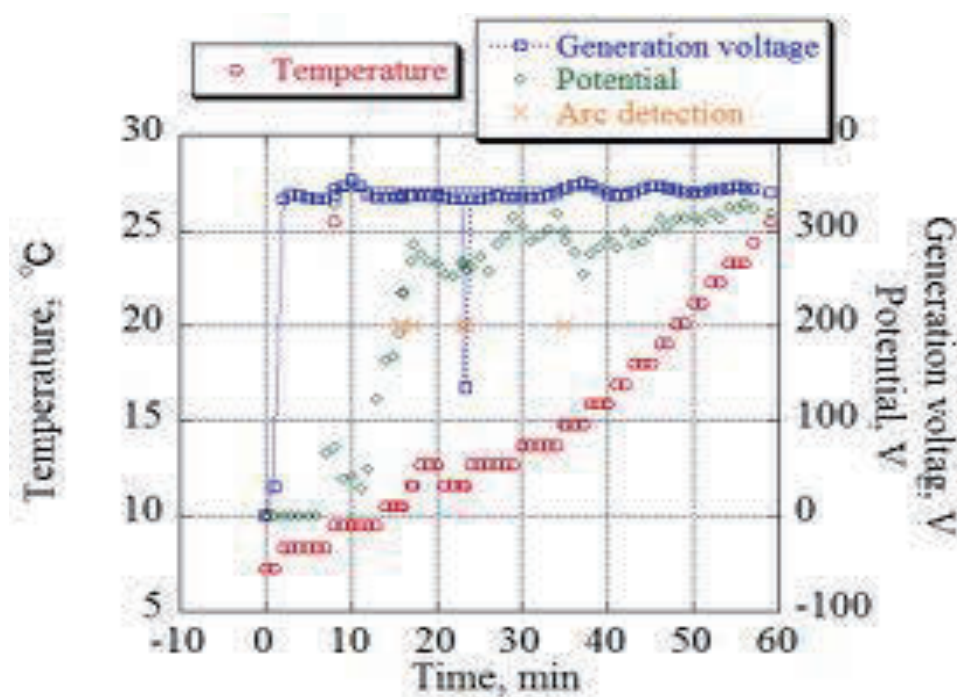


Solar arrays for mitigating to ESD

51

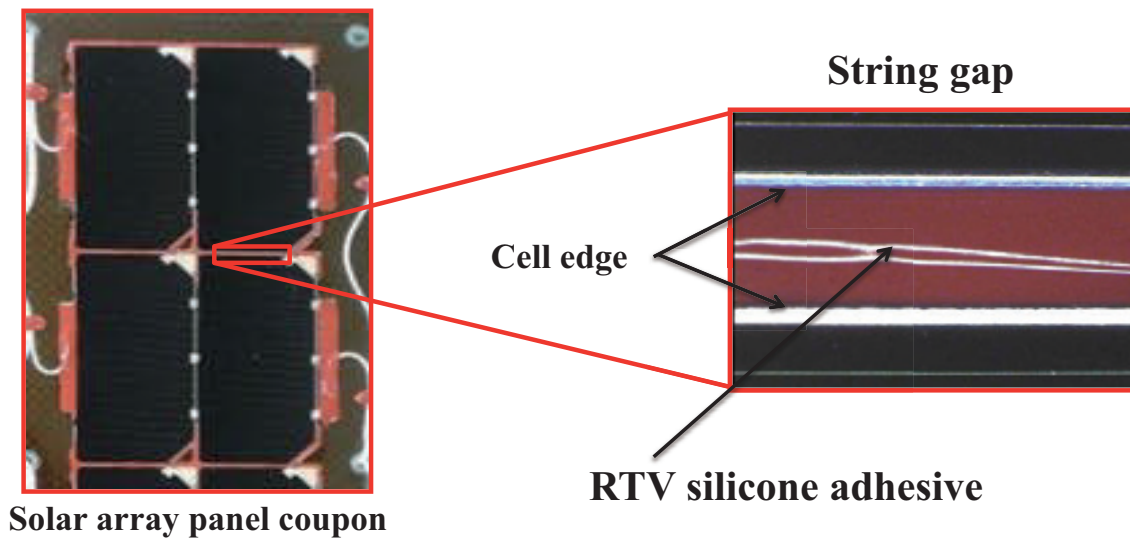
51

Mode 3: TJ array arcing test mode



52

Grouting



Solar array panel coupon

Effect of aging on Discharge Tolerance of Grouted Solar Array Panels is unclear

Proton + Electron + Thermal cycling

53

Visual examination result



● :Crack

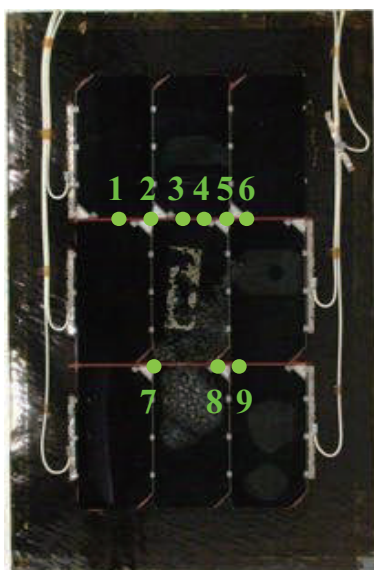
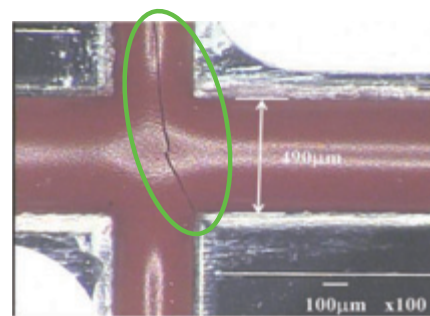
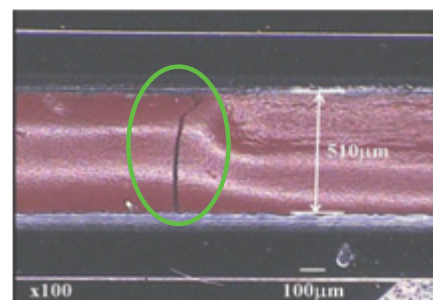


Photo of test coupon after simulated space environment test



Microscope picture of crack 2

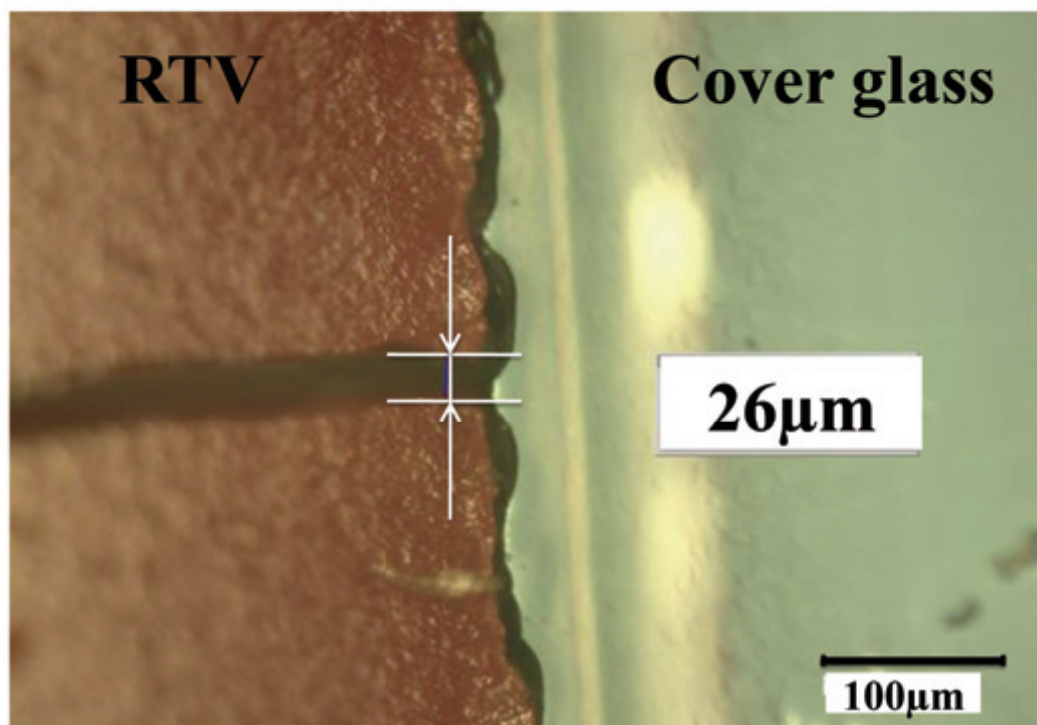


Microscope picture of crack 4

Cracks were founded at the 9 points in total.

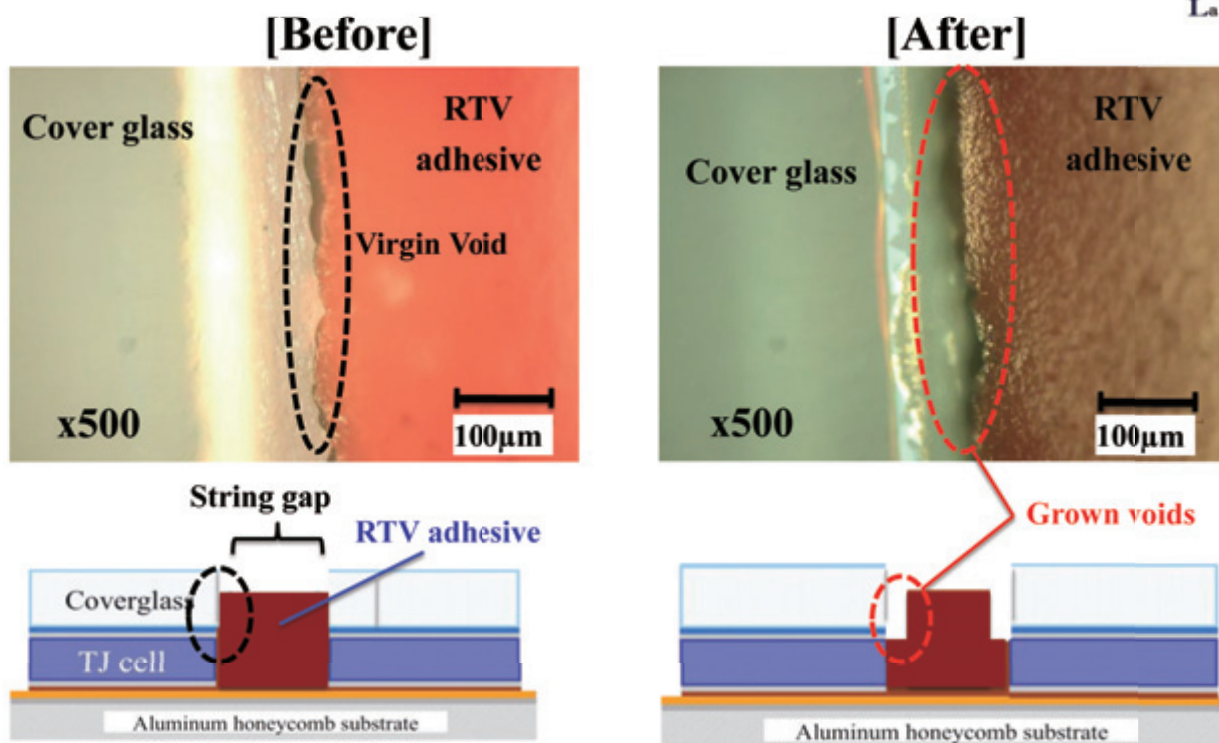
54

Width of crack



55

Visual examination result (2/2)

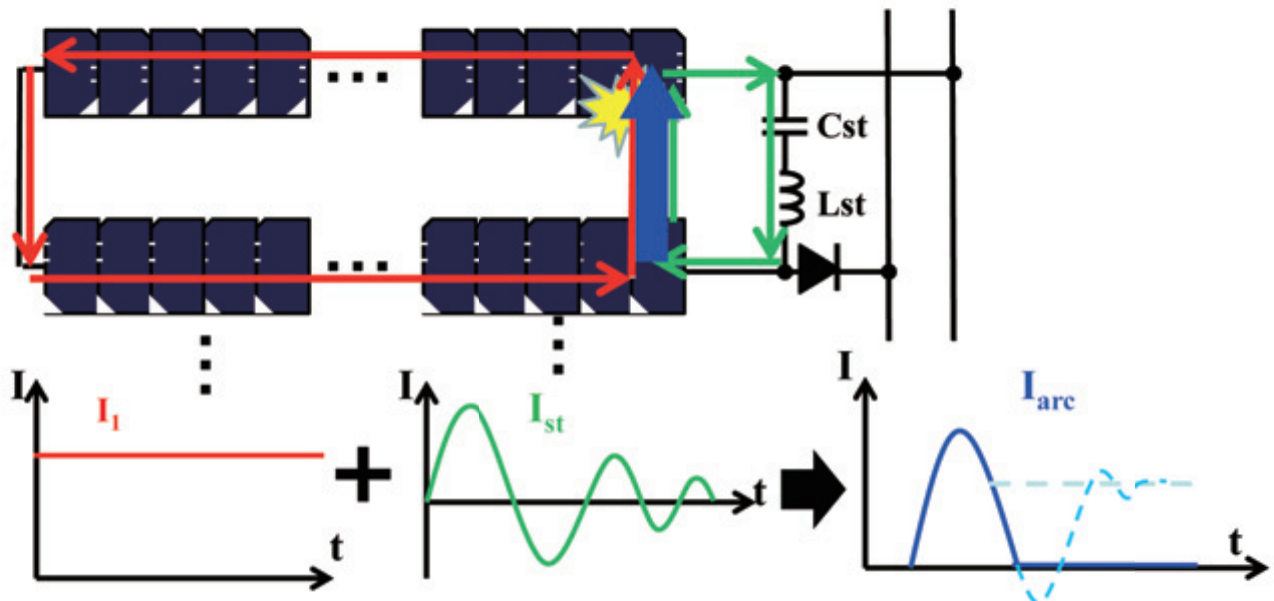


**Growth of voids were found
at the interfaces between Cover glass and RTV-adhesive.**

56



Sustained arc mitigation method

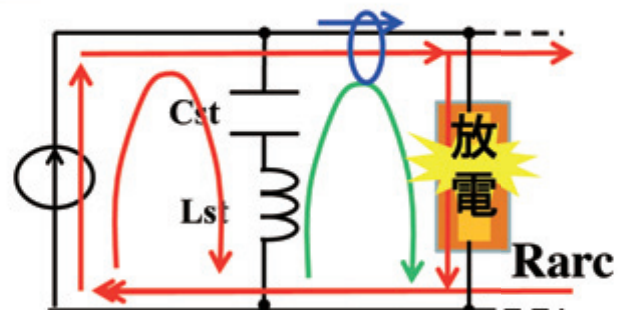
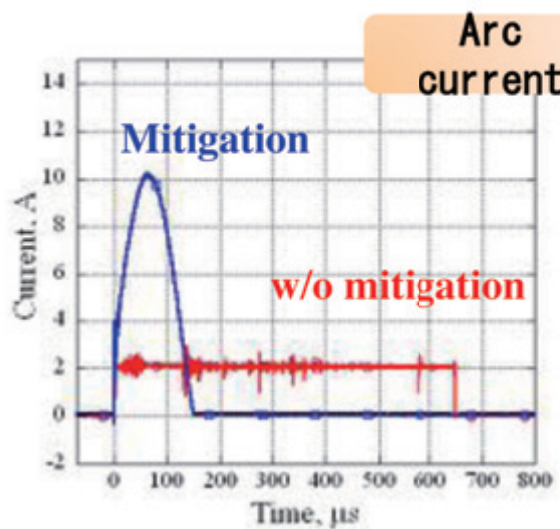


Cut arc current by capacitor and inductor

57



With mitigation method



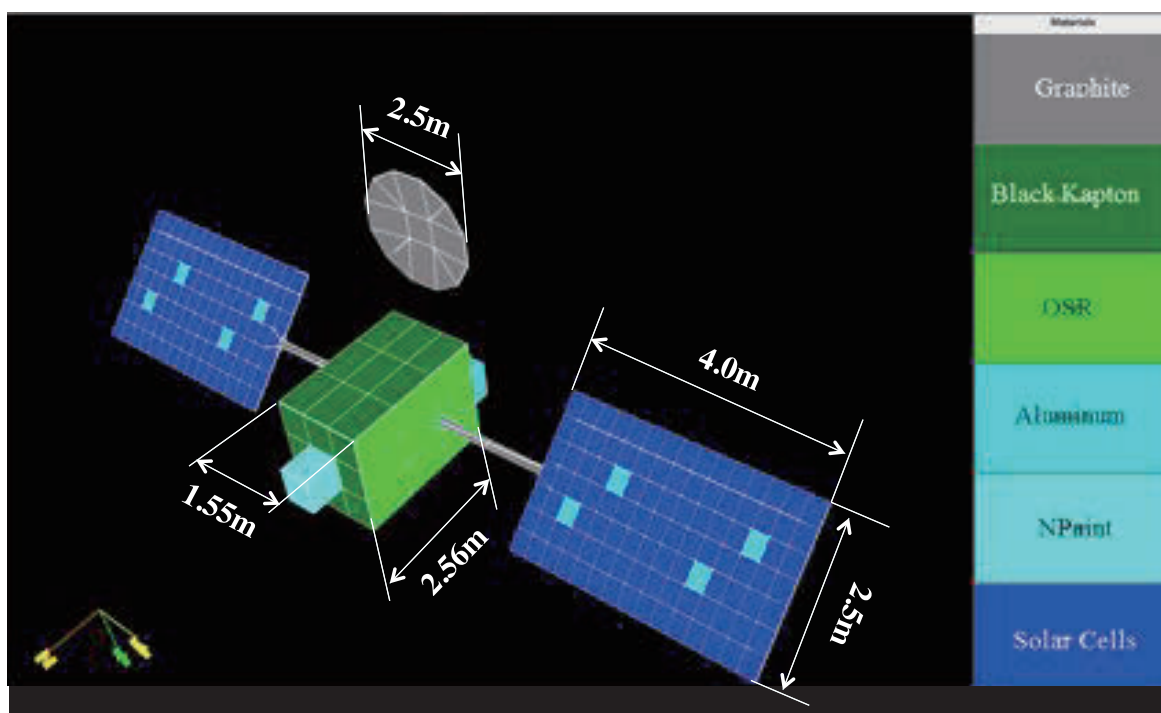
WD19923 Spacecraft charging potential estimation in the worst case environments



- **Background**
 - No criteria to estimate worst case of spacecraft charging in each space environment
 - Worst charging potential should be tested in ESD ground testing (ISO-11221)
- **Main purpose**
 - Provide space plasma environments for worst case differential potential simulation
 - Provide how to estimate worst potential difference with simulation code

59

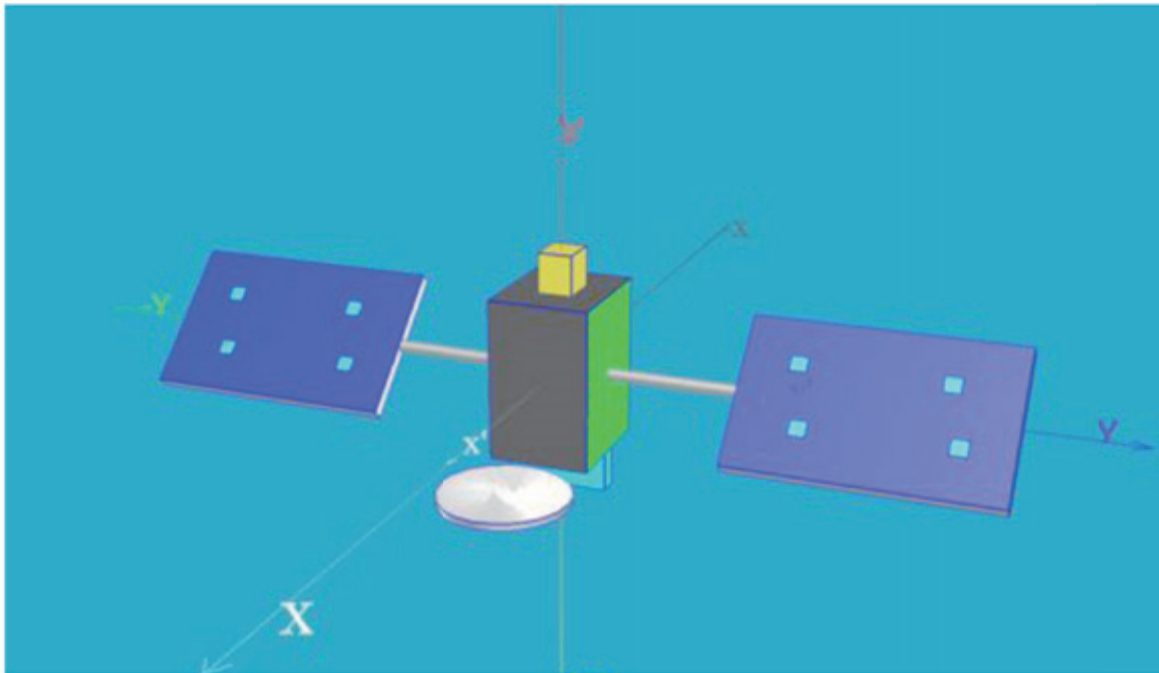
Model: NASCAP-2k



60



Model: MUSCAT

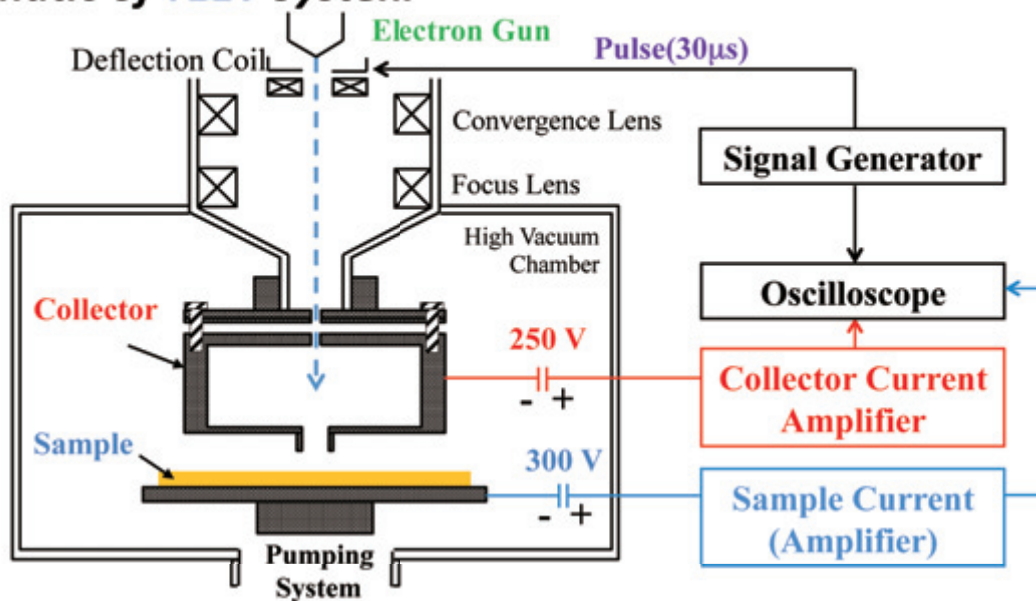


61

二次電子計測

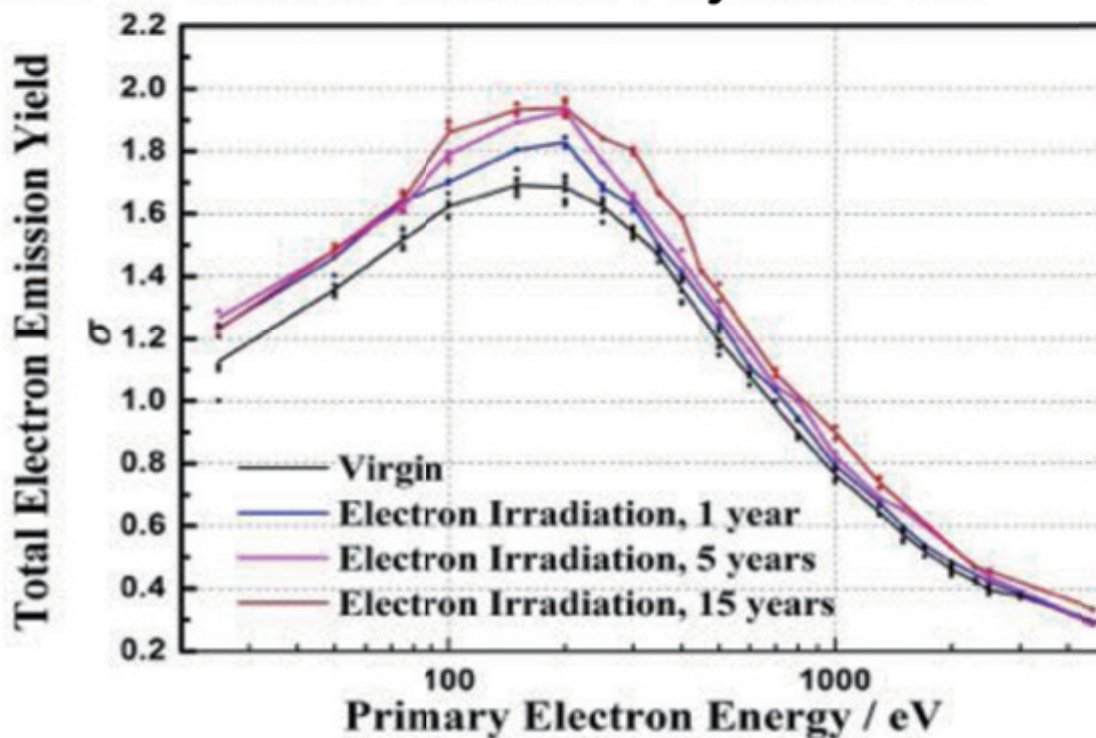


Schematic of TEEY System



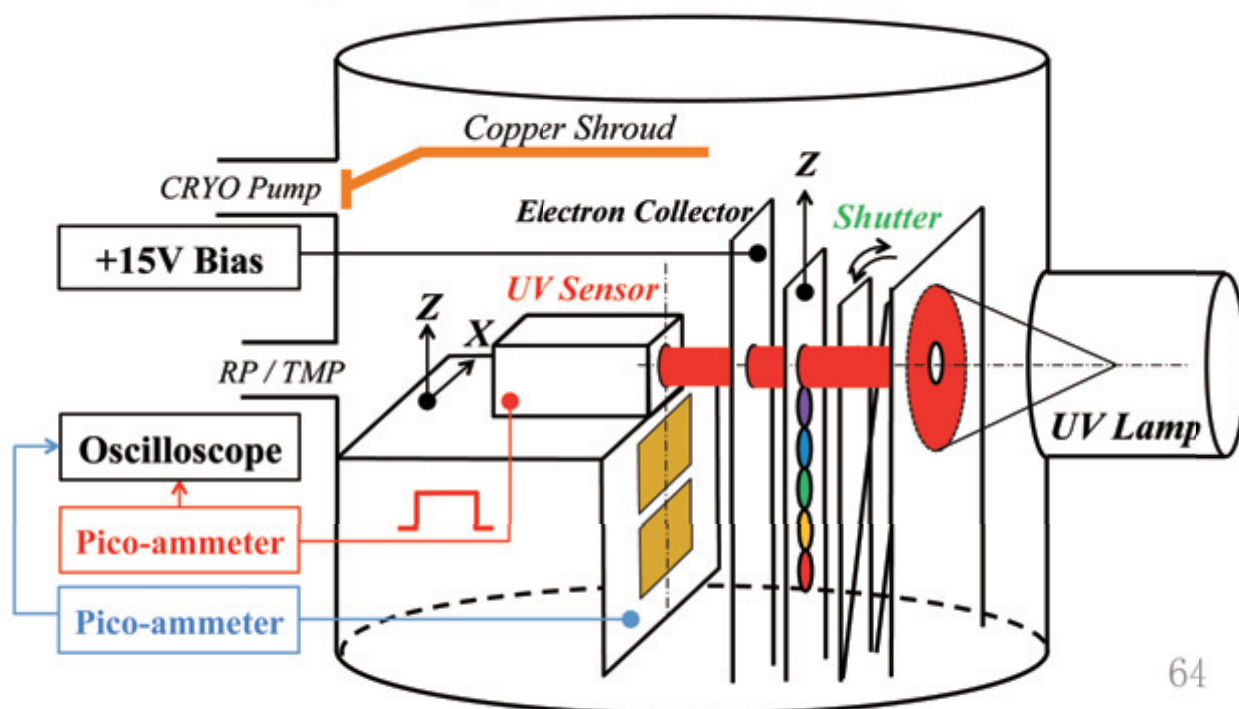
62

TEEY of *Electron Irradiated Polyimide Film*



光電子計測

Schematic of *PEY* System





Kapton

Factors	TEEY		PEY
	yield	E_{\max}	yield
Ultraviolet	↑	—	↑
Atomic Oxygen	↓	↑	↑ ↓
Electron	↑	—	↓
Proton	—	—	↑

↑ Increase ↓ Decrease — Unchanged

65



66

帯電放電設計標準試験データ集改訂の報告

宇宙航空研究開発機構(JAXA), 大平正道 ohhira.masamichi@jaxa.jp

1. はじめに

JAXAでは安全な衛星設計のため衛星設計標準を制定しており、ワーキンググループ1(WG1)では各大学・企業のご協力を得て帯電・放電設計標準データ集に帯電物性測定方法を記載するための改訂作業を行い、昨年度末に改訂原稿を入稿した。本講演では、新たに追加した「二次電子放出係数」「高電流密度」「導電率(体積抵抗率)」「誘電率」の測定方法及び「測定方法制定によるMUSCAT解析への影響度調査」についてと、今後期待される活用方法について紹介する。

2. 帯電放電設計標準文書

JAXAでは衛星設計をするにあたって考慮すべき問題点を設計標準文書としてまとめている。帯電放電分野ではこの設計標準を作成するにあたって、関係する専門分野の先生方にご協力を頂いて設計標準ワーキンググループ 1(WG1)を設置して議論し、平成 22 年に帯電放電設計標準(JWRG-2-211)を制定した。さらに、平成 24 年に A 改訂を制定し、それと同時に下位文書として帯電放電試験データ集(JERG-2-211-TM001)を制定した。WG1 では平成 27 年度現在、帯電放電試験データ集の A 改訂に向けて作業を進めている。昨年度末に本文を入稿し、現在は他の WG とクロスレビュー中である。図 1 に帯電放電設計標準の文書体系図を記す。

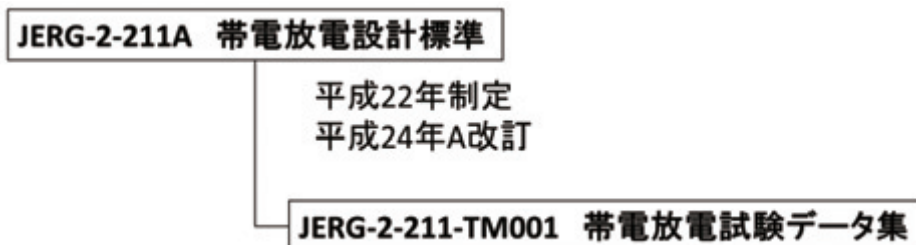


図1 帯電放電設計標準文書体系図

3. 帯電解析

軌道上の人工衛星表面は、光・電子線・プラズマなどの宇宙環境と、その表面の材料の性質によってある電位に帯電する。帯電が進展し閾値に達すると放電を引き起こし、様々な不具合の原因となることから、衛星設計を行う際には必ず帯電の様子をシミュレーション解析を行って帯電レベルが問題ないことを確認し、もし問題があれば改善・対策を施して衛星設計に反映することで安全性を向上させている。

4. 帯電物性値の測定

帯電解析を実施する上で必要になるパラメータには宇宙環境に係るものと衛星表面材料に係るものの二種類があるが、本稿では衛星表面材料の帯電物性パラメータについて述べる。

MUSCAT では、帯電解析に必要となる物性パラメータとして以下の4種5つのパラメータを必要とする。

- ・二次電子放出係数

$S_{\text{emax}}[\text{eV}]$: 二次電子放出係数が最大になる時の入射電子エネルギー.

$S_{\text{dmax}}[-]$: 二次電子放出の最大値.

- ・光電流密度

$\alpha_{\text{ph}}[10\mu\text{A}/\text{m}^2]$: 太陽光を浴びた際の単位面積当たりの放出電流. 材料の量子効率と軌道上太陽光スペクトル(AM0)から算出する.

- ・導電率

$\text{Cond}[1/\Omega\text{m}]$: 導電率 (体積抵抗率の逆数)

- ・比誘電率

$\text{Epsil}[-]$: 比誘電率

これらのパラメータは導電率や比誘電率のように JIS 等で一般的に測定方法が規定されているものもあるが、高真空などの宇宙環境を考慮した測定方法の規定がなく、帯電解析に使用する値としての正当性に疑問があったため、WG1 で測定方法及び測定装置の開発を行い、設計標準試験データ集の A 改訂版に記載することとした。また、ここに記載した手法・装置で測定した各パラメータを、測定結果一覧としてデータ集に記載している。

さらに新しく測定したパラメータを基に、帯電解析に対する材料パラメータの感度解析として、パラメータを変更した際に MUSCAT での帯電解析の飽和乖離電圧(衛星構体と誘電体面との最終的な電位差)と飽和時間(飽和乖離電圧に至るまでの時間)について感度解析を行い、その影響度を調査した結果についても記載している。

表 1 設計標準データ集 A 改訂で追加する項目

章番号	タイトル	章番号	タイトル
4.3.	二次電子放出係数の測定	4.5.	光電流密度
4.3.1.	二次電子放出係数の基礎理論	4.5.1.	AM0 太陽光スペクトル
4.3.2.	【手法 A】パルススキャン測定法 1	4.5.2.	光電流密度の計算
4.3.3.	【手法 B】パルススキャン測定法 2	4.6.	体積抵抗率(導電率)・比誘電率の測定
4.3.4.	【手法 C】連続電子ビーム照射帯電計測法	4.6.1.	【手法 A】電荷蓄積法
4.4.	光電子放出・量子効率の計測	4.6.2.	【手法 B】電子ビーム照射帯電電位減衰法
4.4.1.	光電子放出の基礎理論	4.6.3.	【手法 C】帯電測定法
4.4.2.	【手法 A】パルス照射測定法	4.7.	帯電解析に対する材料パラメータの感度解析
4.4.3.	【手法 B】波長選択フィルタ測定法	4.7.1.	解析条件
		4.7.2.	材料パラメータ設定
		4.7.3.	解析結果
		5.	帯電物性パラメータ計測結果一覧

5. 期待される活用方法

設計標準文書は衛星設計をする際の参考文書として JAXA 内外で使用されており、本文はインターネット上でも公開されている。データ集は現状では外部公開はされていないものの、MUSCAT での帯電解析や衛星の表面材料・表面処理選定の基準として、また新規材料使用時の帯電特性計測に活用されることを期待する。



第12回 宇宙環境シンポジウム 人工衛星のシステム帯放電設計と 材料の帯放電試験

○福田康博、木之田博、松田涼太(三菱電機)
藤井治久(奈良高専)

第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

三菱電機株式会社

©2015 Mitsubishi Electric Corporation



システム帯放電リスク



- 宇宙は帯放電を起こしやすい環境(主に高エネルギー電子)
- 軌道上で発生する異常事象のうち半数はESDによるとの統計あり
- 実績有る衛星バス(部品、材料選定含む)を使用することが前提だが、競争力強化(高機能化&軽量化)のため絶えず開発が必要。
開発による変更(新規部材採用) ⇒ 帯放電リスク

＜外部帯電・放電＞

- ★SAP発生電力低下
- ★外部センサ故障
- ★内部機器へのノイズ回り込みによる内部機器故障

＜内部帯電・放電＞

- ★機器内部の浮遊金属の放電による故障



オーロラ電子
キラ電子

①帯放電設計指針に基づく
衛星システム設計と、②地上
における使用材料の十分な
評価が必須

【本日の発表】

- ①衛星システム設計方針例
- ②材料評価例(衛星製造メーカーとして)

第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

©2015 Mitsubishi Electric Corporation



①設計方針例 (衛星システム設計の考え方)

- 放電しても問題ない設計 < 放電しない設計
⇒ 可能な限り放電が発生しない設計がベター
(顧客はサービス断を嫌う。想定環境がワーストとは限らない。)
- 客先要求
⇒ 公的規格(NASA、ESA等)をベースに設定されている場合が多い
- 設計標準化
⇒ 基本的には厳しい要求側に合わせて標準化

これらの要求・指針に基づき、設計方針を決定

第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

©2015 Mitsubishi Electric Corporation

3



①設計方針例 (大方針)

(1) 浮遊導体は接地する

放電の原因となる浮遊金属(導体)は接地する。またコネクタ内の未使用ピンについても放電時の影響が大きいと考えられることから接地する。

(2) 帯電・放電しにくい実績材料を使用する

帯電/放電しにくいもしくは放電時の影響が小さいことが確認されている実績材料(ポリイミド、Spec55線など)を使用する。

第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

©2015 Mitsubishi Electric Corporation

4

①設計方針例 (大方針)

(3) 太陽電池パドルは持続放電を避ける設計とする

太陽電池パドルはカバーガラスのため帯電/放電が発生する。セル配置ルールなど実装方法の工夫によりトリガー放電が発生しても持続放電に繋がらない設計とする。

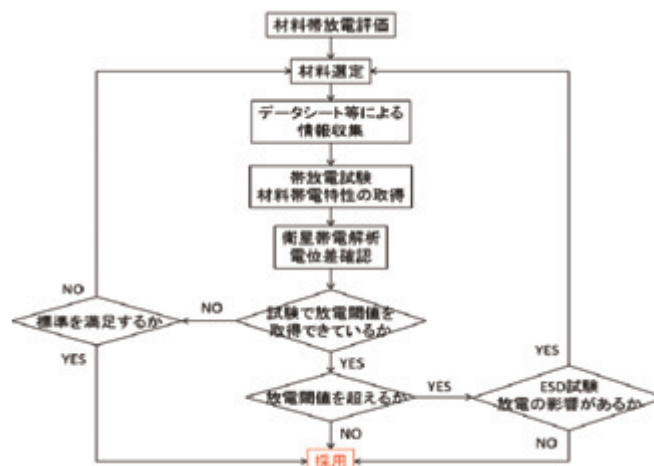
(4) 外部ハーネスは最小化してシールドする

衛星構体外部(ファラデーケージ外)で使用するハーネスは可能な限り最小化する。また外部の信号線は全てシールドし、構体内への導入口で確実にシールドを接地して放電電磁波の流入を防ぐ。

①設計方針例 (大方針)

(5) 新規材料の採用では帯放電評価を必須とする

帯放電特性(体積抵抗値、2次電子放出等)は材料スペックシートには記載が無いため、試験による取得が必要。



帯放電特性 材料評価フロー



②材料の帯放電評価例 (衛星製造メーカーとして)



- 公的機関、研究機関などで取得頂いているデータ
 - ・ 衛星外部に使用する「材料単体」の詳細な帯放電特性
 - ・ 観点⇒帯電/放電のリスクの有無
- 衛星製造メーカーが必要とするデータ
 - 上記に加えて・・・適用条件を考慮した評価
 - ・ 適用方法によって帯電/放電リスクを下げる方法の検討
 - ・ 接地用途に使用できる材料の帯放電特性
 - ・ 衛星内部で使用する材料(絶縁材等)の帯放電特性

衛星製造メーカーとして実施した材料評価例を紹介

- ②-1: コーティング材料のリーク特性評価(接地用途としての評価)
- ②-2: 熱制御材料の帯放電評価(リスク低減手法の評価)

第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

©2015 Mitsubishi Electric Corporation

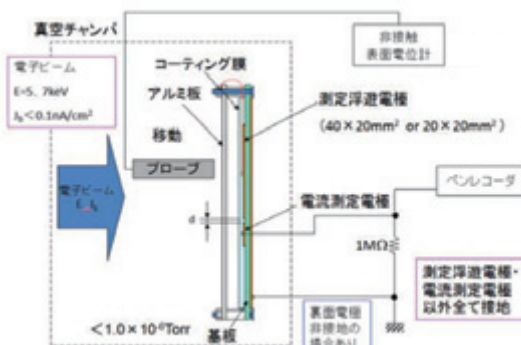
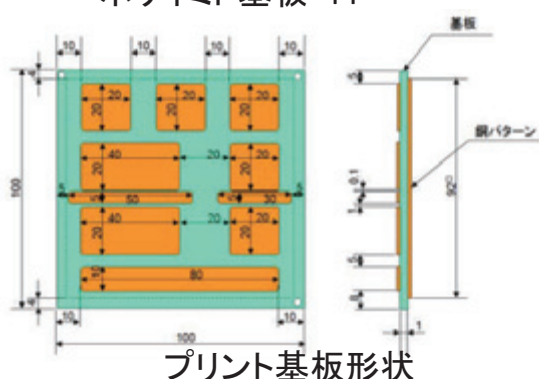
7



実験試料



- コーティング材料
 - ✓ ポリウレタン系 2種類 (材料A、材料B)
 - ✓ ポリパラキシレン系 1種類 (材料C)
- プリント基板
 - ✓ ガラスエポキシ基板 FR-4
 - ✓ ポリイミド基板 PI



第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

©2015 Mitsubishi Electric Corporation

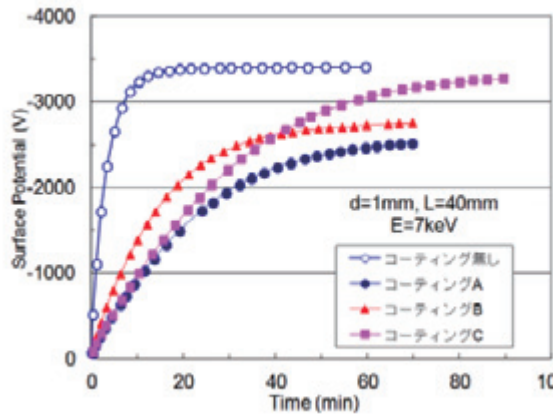
8



コーティング材塗布の効果

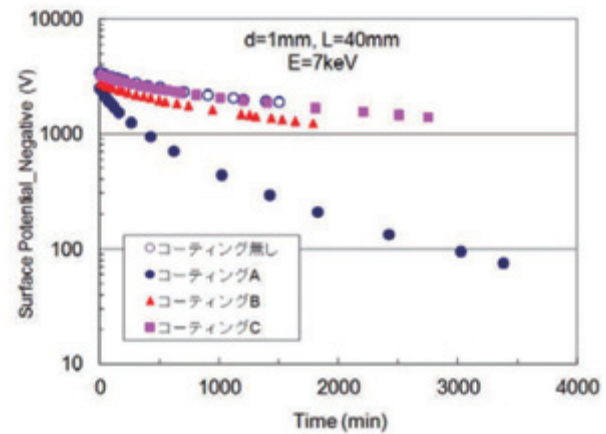


□ ガラスエポキシ基板 (A/B/Cコーティング塗布)



帯電特性

$E=7\text{keV}$ 、 $J_b < 0.1\text{nA/cm}^2$



電位減衰特性

$E=7\text{keV}$ 、 $J_b < 0.1\text{nA/cm}^2$

特にコーティングAの場合の電位減衰特性が良い

第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

9

©2015 Mitsubishi Electric Corporation

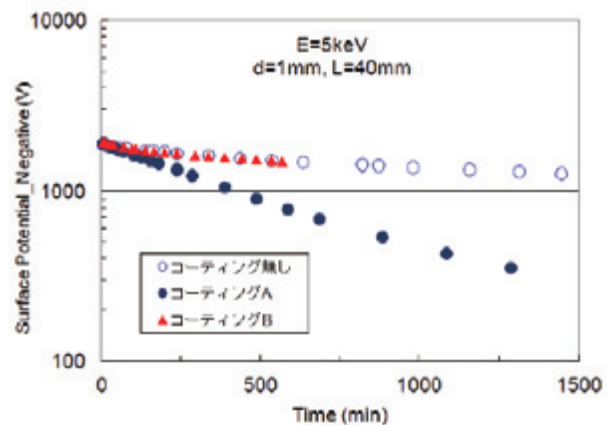


コーティング材塗布の効果



□ ポリイミド基板 (A/Bコーティング塗布)

特にコーティングAの場合の
電位減衰特性が良い



電位減衰特性

$E=5\text{keV}$ 、 $J_b < 0.1\text{nA/cm}^2$

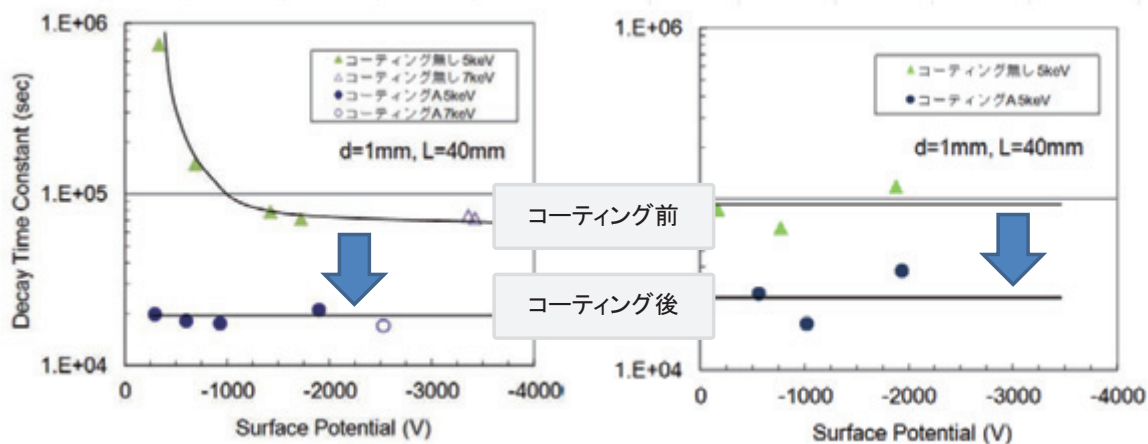
第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

10

©2015 Mitsubishi Electric Corporation

コーティング材塗布の効果

□ リーク時定数の帯電電位依存性



ガラスエポキシ基板

ポリイミド基板

コーティングの塗布によりリーク時定数が減少
(=リークしやすくなっている)

第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

©2015 Mitsubishi Electric Corporation 11

材料評価例 — 熱制御テープ—

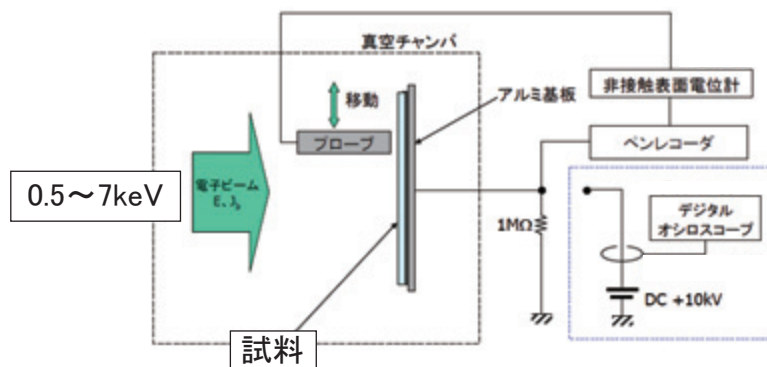
- 評価対象: 熱制御テープ(右図)
ポリイミド材料A,B2種類
(体積抵抗値が異なる)

- 用途: 極小部位への実装
(熱光学特性確保)

- 評価目的: 放電リスク(放電しきい値)の確認、及びその低減方法検証



材料断面



実験系概略

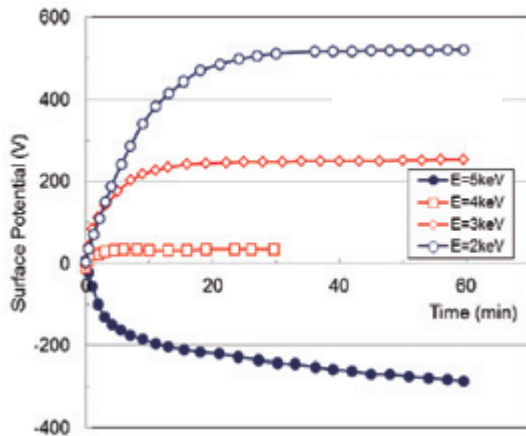
第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

©2015 Mitsubishi Electric Corporation 12

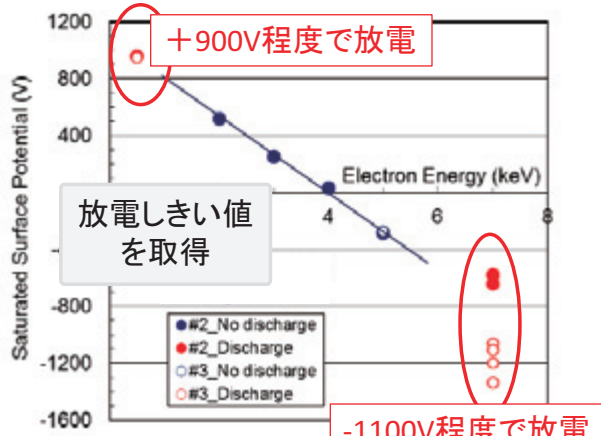
熱制御テープ 帯放電特性

試料A

1枚のみ貼付けの特性



電位時間推移 (E=2~5keV)



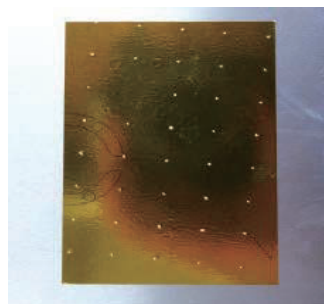
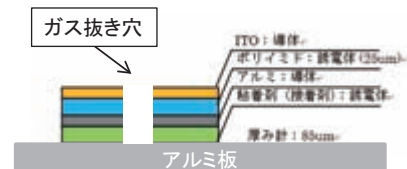
飽和電位 (E=0.5~5keV)

熱制御テープ 帯放電特性

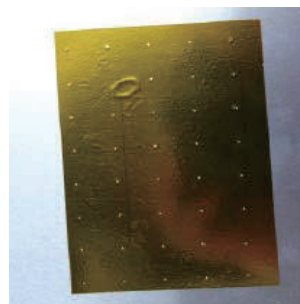
試料B

試料Aとの違い

- ポリイミド材料の体積抵抗値が異なる (層構成は同一)
- 粘着剤のガス抜き穴を追加 (方式1、方式2の2通り)

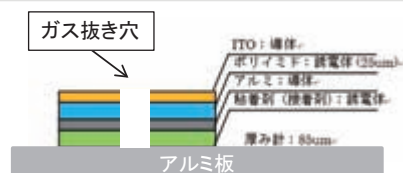


方式1

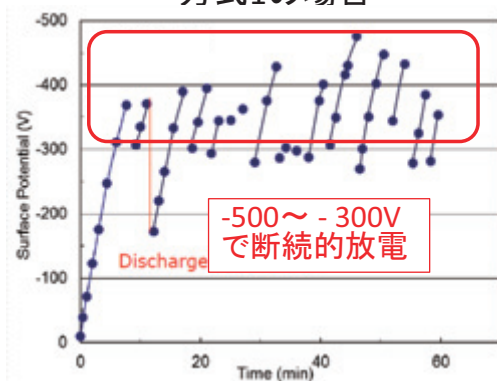


方式2

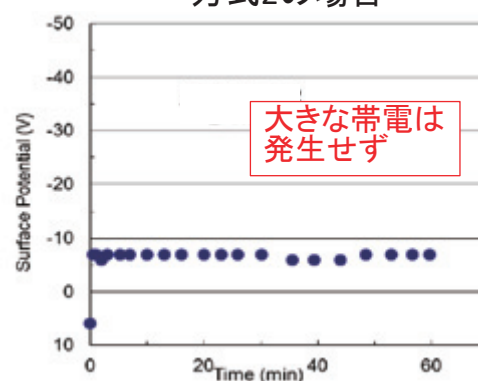
熱制御テープ 帯放電特性



方式1の場合



方式2の場合



電位時間推移 (E=7keV)

方式2に電位抑制効果があることが確認された
⇒ 今後、表面状態等を確認予定。

まとめ

- (1) 高信頼性衛星における衛星システムの帯放電設計の考え方／設計方針例について紹介、提案した。
- (2) 軌道上での帯放電による影響は非常に大きいことから、新規材料の採用のためには、帯放電試験による特性取得は必須。
- (3) 材料評価の例を示した(以下)。衛星メーカーとしては適用を考慮した評価を必要としている。
 - ・熱制御テープの放電しきい値を取得した。適用時に簡易な加工を施すことで放電が抑制できることを確認。
 - ・接地用材料としてのコーティング材(3種)について、適用時を考慮して基板側でのリーク特性を含めた評価を取得した。、うち1種類が接地用途に有効であることを確認。



ご静聴ありがとうございました。

第12回 宇宙環境シンポジウム
2015年11月17日(木)

17
©2015 Mitsubishi Electric Corporation

プリント基板上の持続放電現象

Sustaining Discharge Phenomena on Printed Circuit Boards for Space Use in Vacuum

藤井 治久、兵頭 樹、東 勇希

Haruhisa Fujii, Itsuki Hyodoh, Yuhki Higashi

奈良工業高等専門学校 電気工学科

National Institute of Technology, Nara College, Department of Electrical Engineering

fujii@elec.nara-k.ac.jp

1. はじめに

宇宙機の大型化・大電力化に伴い、宇宙機電源システムの高電圧化が進んでいる。宇宙機本体内部に搭載される電気電子機器も例外でなく、高電圧化した機器内で放電が発生した場合、機器内のプリント基板上の露出した導体間が放電プラズマに曝され、導体間で持続放電が発生する可能性がある。実際、我が国の地球観測技術衛星みどり2号(ADEOS-II)において2003年に発生した不具合は、電力用ワイヤの欠陥部で発生したESD(Electrostatic Discharge)に起因する持続放電が原因であると考えられている⁽¹⁾。筆者らは、その原因を解明するため、ワイヤ間の持続放電現象に関する研究を行って来た⁽²⁾。今回、そのような持続放電がプリント基板上の導体パターン間で発生する可能性を検討し⁽³⁾、将来のプリント基板の絶縁設計に反映させることを目的として実験を行ったので報告する。

2. 実験方法

2.1 実験方法

本研究に用いた実験系の概略を図1に示す。

プリント基板試料を真空チャンバに取り付け配線をした後、真空チャンバを真空引きし所定の圧力 P に維持した。そのプリント基板試料の1対の導体パターン1、2に定電流源(Agilent E4351B)から定電流 I を流し、その導体パターン1、2間に真空チャンバ外部で抵抗 R を接続することにより、導体パターン間に電位差 $V_d (=I \cdot R)$ を形成した。また、それらの導体パターン近傍に配設された放電源パターン電極上のワイヤでトリガー放電を発生させた。トリガー放電を発生させるために、直流安定化電源(菊水電子、PAD1K-0.2L)からワイヤに、制限抵抗 R_l (22 Ω)を介して直流電圧 V_d を印加した。放電を発生させるワイヤはETFE被覆ワイヤ(外径1.2mm、導体径0.96mm)で、放電源パターン電極(接地)の中央部付近で放電を発生させるために、ワイヤのETFE被覆を幅1mm程度剥ぎ取り、導体を露出させた。

次に、電圧 V_d をワイヤに印加し、トリガー放電が発生したときの放電電流を高周波電流モニタCT1(Pearson 2877)で計測し、また電流源に流れる電流の変化をCT2(Pearson 2877)で計測するとともに、導体パターン間の電位差 V_d をPTにより計測した。これらの波形は、オシロスコープ(Tektronix TDS-2014)で取得した。また、放電の様子は、真空チャンバの覗き窓から1眼レフカメラで撮影した。

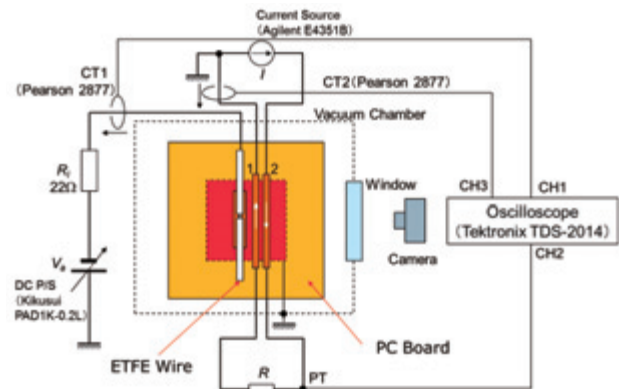


図1 実験系の概略

2.2 実験試料基板

本実験では、図2に示す、厚さ0.5mm、80mm×80mmのガラス繊維強化ポリイミド基板を使用した。前述したように、放電を発生させるための放電源パターン電

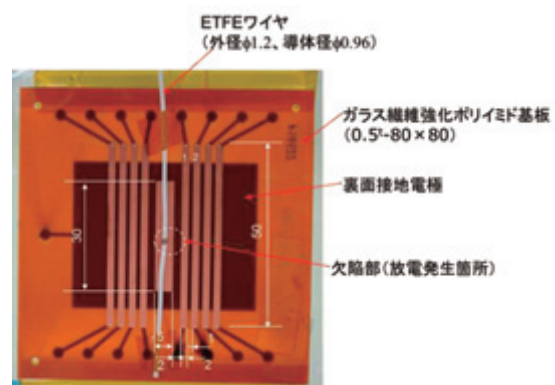


図2 供試プリント基板

極が基板中央に配設され、その上に欠陥部を持った ETFE ワイヤが置かれている。その放電源パターン電極に隣接した 2 本の導体パターン 1、2 を、今回、持続放電の検証に使った。導体パターン間距離 d は $d=1\text{mm}$ である。なお、放電源パターン電極と裏面接地電極は接続し接地されている。また、放電源パターン電極に近い導体パターン 1 は、図 1 に示したように、電流源で接地されている。

3. 実験結果と検討

3.1 トリガー放電電圧の検討

まず、トリガー放電を安定的に発生させるために、放電源パターン電極上のワイヤ欠陥部でのトリガー放電発生電圧を測定した。表 1 に、圧力 $P=0.06\sim0.1\text{Torr}$ での放電発生電圧を、印加電圧 V_a の極性を変えて測定した結果を示す。この場合、 $I=0.97\text{A}$ 、 $R=56\Omega$ 、 $V_d=50\text{V}$ で行った。この結果から、正の V_a では $+800\text{V}$ 、負の V_a では -1000V がトリガー放電の閾値であると考えられる。

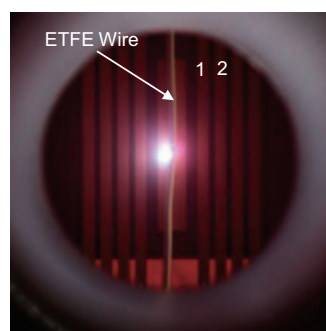
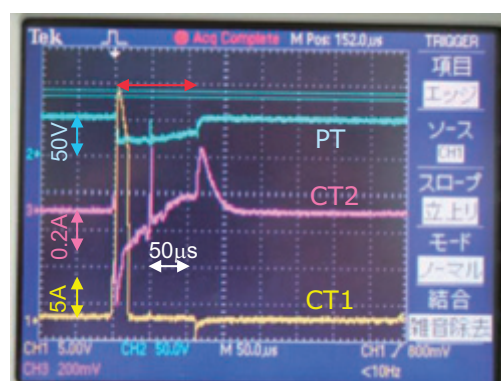
表 1 トリガー放電の発生状況

印加電圧 V_a (V)	正極性	負極性
300	×	
400	×	
500	×	
600	×	
700	×	×
800	○ ×	×
900	○ ○	×
1000	○ ○	○

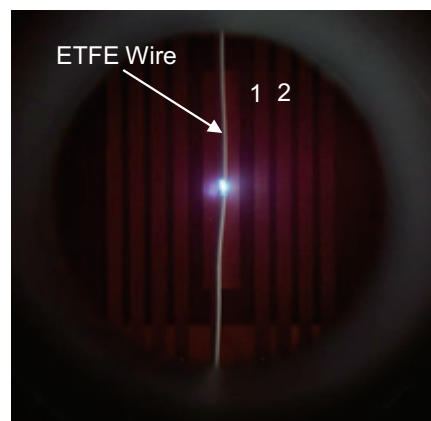
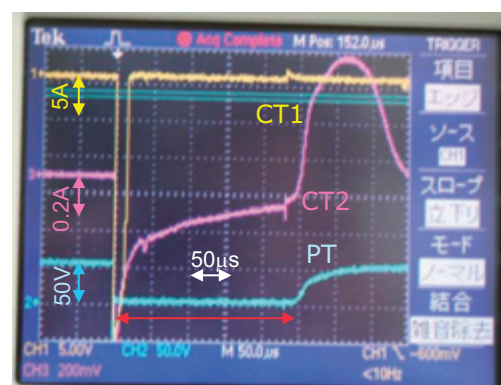
○: Discharge, ×: No discharge

$P=0.06\sim0.1\text{Torr}$
 $I=0.97\text{V}$ 、 $R=56\Omega$ 、 $V_d=50\text{V}$

図 3 に、正負の $V_a=1000\text{V}$ によるトリガー放電時の電流・電圧波形と放電光の写真を示す。図 3 (a) の $V_a=+1000\text{V}$ での放電時の波形から、PT の電圧がトリガー放電の発生する前は 50V であったが、トリガー放電によって 30A (CT1 波形から) の放電電流が流れ、この放電プラズマにより、PT 電圧が 20V 程度になり、この状態が約 $110\mu\text{s}$ 間続いた。これが導体パターン間の持続放電である。一方、図 3 (b) の $V_a=-1000\text{V}$ の場合は、PT の電圧波形から、トリガー放電の発生後、 0V の状態が約 $250\mu\text{s}$ 間継続し、導体パターン間が完全に短絡状態の持続放電となっていることがわかる。しかし、このようなトリガー放電による持続放電は、同じ条件でも全く同じ放電波形が得られるのではなく、ト

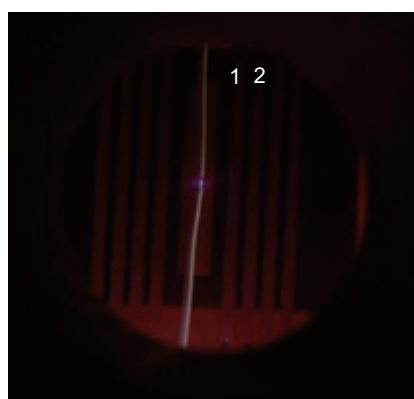
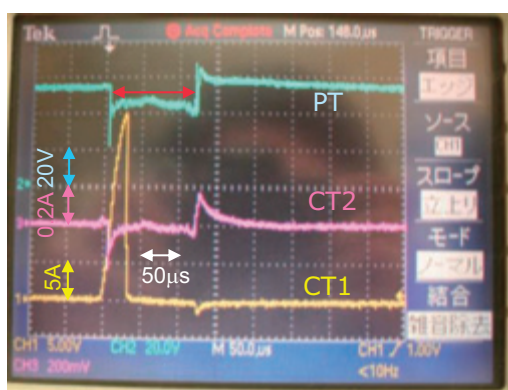


(a) $V_a=+1000\text{V}$

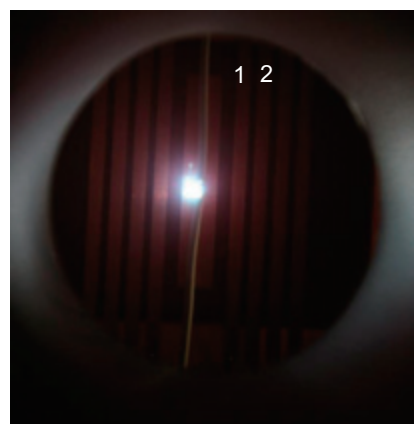
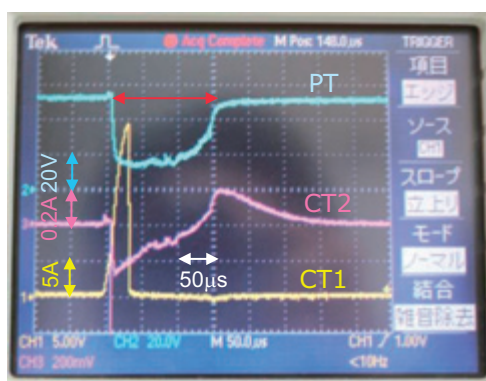


(b) $V_a=-1000\text{V}$

図 3 $P=0.08\text{Torr}$ 、 $I=0.97\text{A}$ 、 $V_d=50\text{V}$ での放電時の波形と放電光



(a) 1 回目



(b) 2 回目

図4 $P=0.08\text{Torr}$ 、 $I=0.5\text{A}$ 、 $R=100\Omega$ 、 $V_d=50\text{V}$ 、 $V_a=+1000\text{V}$ での放電時の波形と放電光

リガー放電の発生の有無、持続時間等にバラつきが生じた。例として、図4に、 $V_a=+1000\text{V}$ 、 $P=0.08\text{Torr}$ 、 $I=0.5\text{A}$ 、 $R=100\Omega$ 、 $V_d=50\text{V}$ での2回の結果を示す。このようなバラツキは、 $V_a=+1000\text{V}$ の方が大きかったため、今回は $V_a=+1000\text{V}$ で安定的にトリガー放電を発生させることができると考え、 $V_a=+1000\text{V}$ で各種パラメータを変え持続放電の検討を行った。

3.2 電極間電圧 V_d の影響

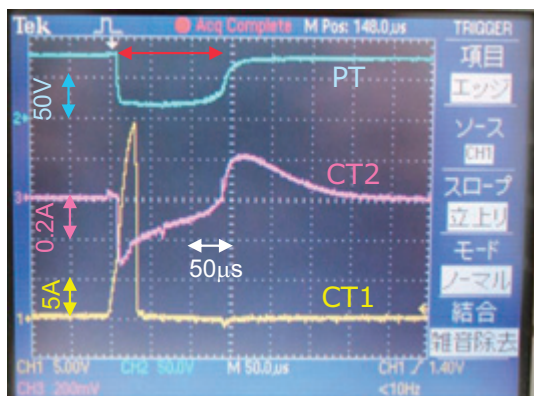
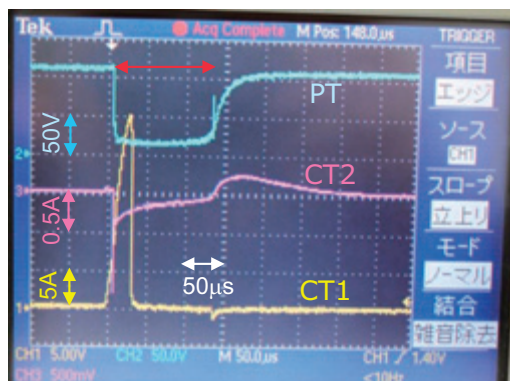
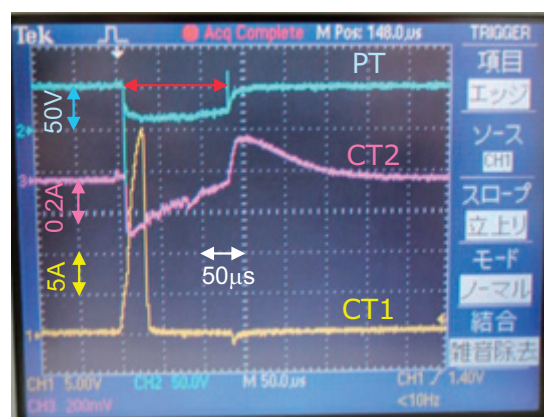
まず、電極間電圧 V_d が放電持続時間にどのように影響するかを検討した。条件は、 $P=0.08\text{Torr}$ 、 $I=0.5\text{A}$ 、 $V_a=+1000\text{V}$ 一定とし、 R を変えることにより、 $V_d=50\text{V}$ ($R=100\Omega$)、 $V_d=75\text{V}$ ($R=150\Omega$)、 $V_d=110\text{V}$ ($R=220\Omega$) とした。その結果を図5に示す。なお、 $V_d=50\text{V}$ の場合は、図4(b)に示している。これらを比較すると、いずれも導体パターン間が短絡するような持続放電でなく、また放電持続時間は約 $150\mu\text{s}$ と大きな差異はないが、 $V_d=110\text{V}$ の高い方が導体パターン間電圧の低下率は大きいようである。つまり、導体パターン2の正電位が高いことにより、放電源で発生した放電プラズマ中の電子が導体パターン2に引き付けられやすく、導体パターン間の抵抗が小さくなったためではないかと考えられる。また、 V_d が高くなると、導体パターン間電圧が回復し始める時間が長くなる傾向もうかがえる。

3.3 導体を流れる電流の向きの影響

以上の結果は図1に示したように、対向する2つの導体パターン1,2を流れる電流の向きは逆方向になっていた。実際のプリント基板においては、対向する導体パターンを流れる電流の向きが同じ場合も存在する。そのため、導体パターン2に流れる電流を導体パターン1と同じ方向になるように、電流源からの電流接続を変更して、トリガー放電を発生させた。条件は、図4(b)と同じ $P=0.08\text{Torr}$ 、 $I=0.5\text{A}$ 、 $R=100\Omega$ 、 $V_d=50\text{V}$ 、 $V_a=+1000\text{V}$ で行った。その結果を図6に示す。図4(b)と同様のトリガー放電が起こっているにも拘らず、導体パターン間の放電持続時間は約 $120\mu\text{s}$ と若干短くなった。ワイヤ間の持続放電では電流の向きが同じ場合、放電持続時間が長くなり、それは Lorentz 力の影響であると考えたが⁽²⁾、今回は逆の結果となった。今後の課題である。

3.4 圧力の影響

今回は $P=0.1\text{Torr}$ 付近の圧力下で主に実験を行ったが、圧力の影響を検討するために、 $P=1\text{Torr}$ でも実験を行った。その結果を図7に示す。圧力 P 以外の条件は、図4(b)と同じ $I=0.5\text{A}$ 、 $R=100\Omega$ 、 $V_d=50\text{V}$ 、 $V_a=+1000\text{V}$ である。この図と、図4(b)を比較すると、 $P=1\text{Torr}$

(a) $V_d=75V$ (b) $V_d=110V$ 図5 $P=0.08\text{Torr}$ 、 $I=0.5A$ 、 $V_d=+1000V$ での放電時の波形と放電光図6 $P=0.08\text{Torr}$ 、 $I=0.5A$ 、 $R=100\Omega$ 、 $V_d=50V$ 、 $V_a=+1000V$ で、導体パターンの電流の向きが同じ場合の、放電時の波形と放電光

の場合、トリガー放電はグロー放電であり発光領域が大きくなっているが、持続時間が $100\mu s$ と短くなった。また、導体パターン間電圧の低下割合も、 $P=0.08\text{Torr}$ の場合に比べ小さいと考えられる。今後、広範囲の圧力で特性を取得して行く予定である。

なお、この $P=1\text{Torr}$ の場合に顕著であるが、トリガー放電の開始時間に比べ、導体パターン間の持続放電が始まる時間に $40\mu s$ 程度の時間遅れが生じた。これが放電プラズマの伝搬速度に関わっていることも考えられるので、今後このプラズマ伝搬速度についても検討していく予定である。なお、この時間差は、 $P=0.08\text{Torr}$ の場合は、何れの場合も $10\mu s$ 程度あるようである。

4. まとめ

宇宙用プリント基板上導体パターン間の持続放電を、プリント基板上に配設したワイヤの欠陥部でのトリガー放電により検討した。その結果、次の結果が得られた。

(1) プリント基板上パターン電極間においても放電の持続が確認できた。

続放電特性」、平成 27 年電気学会 A 部門大会、
17-E-a1-5

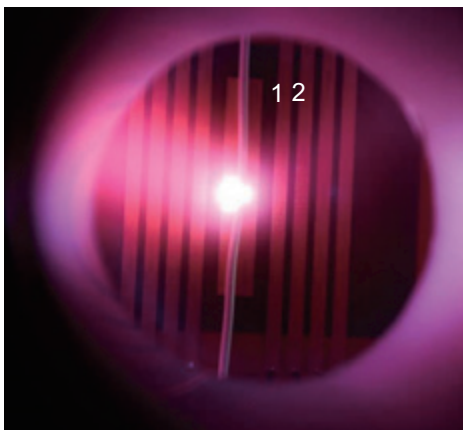
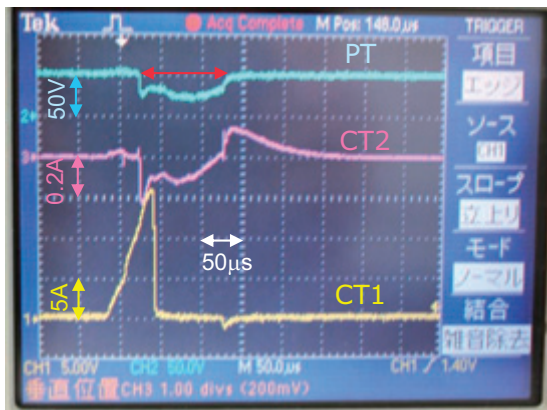


図7 $P=1\text{Torr}$ 、 $I=0.5\text{A}$ 、 $R=100\Omega$ 、 $V_d=50\text{V}$ 、 $V_a=+1000\text{V}$
での放電時の波形と放電光

(2) 正電圧によるトリガー放電は発生しやすいが、放電源からの距離の影響で、電極間が完全に短絡することにはなかった。

(3) 一方、負電圧によるトリガー放電は電極間の短絡を引き起こしやすい。

(4) 放電持続時間は、導体パターン間電圧や、圧力によっても影響を受けることがわかった。

今後、次のような各種パラメータを変更し、種々特性を把握する予定である。

圧力、電極間距離、プリント基板厚さ、電極間電位差、トリガー放電電圧、導体電流、トリガー放電位置、プラズマ伝搬速度

文 献

- (1) S. Kawakita *et al.*: “Investigation of an operational anomaly of the ADEOS-II satellite”, 9th Spacecraft Charging Technology Conf. (2005)
- (2) H. Fujii and Y. Uetani: “ESD triggered sustaining discharge between wires for space use in vacuum”, Proc. XXIVth ISDEIV, pp.556-559 (2010)
- (3) 藤井・東: 「宇宙機用プリント基板上導体間の持

プラズマシミュレーションを用いた

ABIE 放電室内における中性粒子吸入を考慮したプラズマ生成解析

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

¹神戸大学大学院工学研究科 兵庫県神戸市灘区六甲台町 1-1

²神戸大学大学院システム情報学研究科 兵庫県神戸市灘区六甲台町 1-1

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

*Corresponding Author

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

1. 研究背景

近年 Sub-LEO と呼ばれる高度 400km 以下における人工衛星利用のニーズが増加してきている。一番のメリットとして挙げられるのは、掲載するカメラ等の観測機器が発揮する分解能の向上である。光学分解能は、高度に比例して低下すること知られており、高度 200km 付近で運用される人工衛星の場合、高度 400km で周回している ISS に比べ、約 2 倍の分解能を発揮し画像を得ることが可能となる。その他にも、SAR 衛星や、LIDER 搭載の人工衛星の場合では、それぞれ分解能が高度の 2 乗もしくは 3 乗に反比例して低下する点や、光学観測系機器の小型化によって、コスト削減や、衛星の多様化等が可能となる。これらの点からも、Sub-LEO 領域における人工衛星利用は人類の生活水準の引き上げや、有事における情報収集等広い用途を想定することが可能であると考えられる。

しかし、Sub-LEO 領域における人工衛星利用のデメリットとして考えられるのが、大気抵抗による人工衛星の減速及び、衛星表面材料の原子状酸素による材料劣化等である。現在 Sub-LEO 領域の大気組成についての科学的解明が十分進んでおらず、

Sub-LEO 領域を周回する衛星を用いて詳細な知見を得ることが期待されている。

このような目的を持って 2016 年には JAXA より超低高度試験衛星 SLATS の打ち上げが予定されており、Sub-LEO 領域の科学的知見に期待されている。

本研究では、今後の Sub-LEO 領域における人工衛星の運用に最適と考えられている、電気推進器である大気吸入型イオンエンジン (ABIE; Air Breathing Ion Engine) の開発に取り組んでいる。[1]

ABIE は、高層大気中存在する原子状酸素を推進剤として利用するイオンエンジンであり、従来の推進器が持つ、推進剤携行量による衛星寿命の制限がなく、より長期間のミッションや高度 200km 付近における人工衛星の利用を活発化させることが可能と考えられる。

ABIE の開発にあたって、先行研究として低軌道宇宙環境を模擬した実機実験を行った[2][3]。しかし、超熱原子装置を用いた高速酸素ビームの生成では、パルス状の酸素ビームに限定されることや、ABIE リフレクターにおける高速粒子の反射・拡散等が正確に再現できない点等、Sub-LEO の環境を十分に模擬できているとは言い難い。

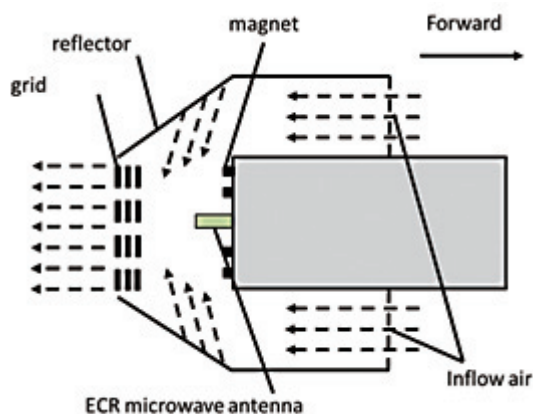


図1. ABIE 概念図[1]

このような理由から、本研究では実際の環境データを模擬した数値シミュレーションを用いた、ABIE 放電室内部におけるプラズマ生成解析を行った。本研究では宇宙プラズマ中における物理現象の解析を行う計算機実験コード EMSES (Electromagnetic Spacecraft Environment Simulator) [4]を用いてエンジンの放電室内の現象をモデル化し、イオン生成効率の向上を目指した。本報告では、放電室内に吸入する推進剤ガスとなる原子状酸素流の挙動について解析し、ABIE 砲煙室内における中性粒子分布の最適化という観点から ABIE の最適設計指針を得ることを目標としている。

2. 研究手法

本研究では、EMSES の本来の機能である電磁場解析の機能を使用しない、つまりイオン電荷機能を使用しないことによって、中性粒子を扱った。これにより、ABIE 機体内部での中性粒子流の反射・拡散を実現した。しかし DSMC 法とことなり、中性粒子同士の衝突現象が考慮されていない。この点については ABIE サイズと ABIE 内の原子状酸素平均自由行程を比較することによって、中性粒子同士の衝突は ABIE 内では十分に無視できると考えられる。

2.1 中性粒子反射

中性粒子流が ABIE 機体内に吸入された際に起きる反射について以下の機能を実装した。分子流が高速衝突する際には、弾性衝突だけではなく、熱エネルギーを失い、

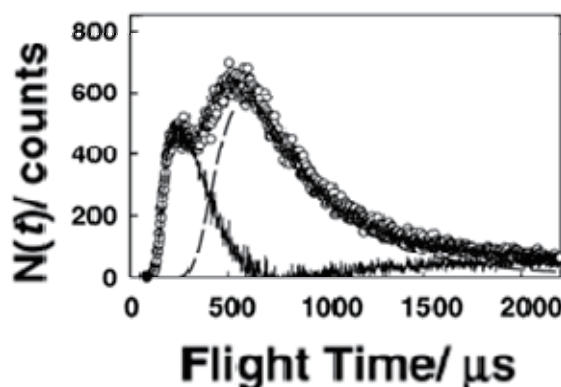


図2. TOF 解析図

N₂ 高速表面衝突時[2]

吸着脱離を起こす反応が起こることで知られている[2]。

本研究では、2 種類の反射を考慮した。

i. 直接的非弾性散乱過程 (IS) The direct inelastic scattering 及び、ii. 吸着・脱離過程 (TD) trapping desorption.

図2に示すのは、先行研究で実施された高速酸素流を ABIE 実機に照射した際に、リフレクターで反射した粒子を計測した Time of flight (TOF) データである[4]。

TOF スペクトルには、二つのピークが存在することがわかる。時間が早いピークは IS 過程を意味し、遅れて存在するピークは TD 過程を意味する。

IS, TD それぞれの割合や、強度が中性粒子の反射後の振る舞いを決定するため、それらを確率的に考慮したシミュレーションを行うことにより、実機環境を模擬した。

3. 研究結果

3.1 中性粒子シミュレーション結果

中性粒子シミュレーションにおいて、図1に示した ABIE 概念図におけるリフレクター部分の角度をパラメータとして ABIE 機体内の中性粒子分布について検証した。

今回リフレクター角度として、20°、30°、45° の三種類について検証を行った。それぞれについて、ABIE 機体内における中性粒子分布及び、密度について比較を行い、角度依存性について考察を行った。

図3 a, b, c に示すのはリフレクター角度がそれぞれ 20°、30°、45° の時の中性粒子分布図である。全ての場合において、ABIE

機体中央付近において密度が大きくなることが確認される。これらを数値的に解析するために中性粒子流入数を時間変化と共に解析した。その結果が図4である。この結果から、粒子吸入が時間経過と共に増加率が減衰し、定常状態に収束することが確認された。中性粒子密度の増減は角度依存しており、リフレクター角度が 45° において最も効率良く粒子を取り込み、プラズマ生成の推進剤として利用できる可能性が示唆された。また、リフレクター角度が 20° の場合には、リフレクターに衝突後粒子が放電室内部に留まりにくい結果が得られた。これは 20° の場合において弾性・非弾性を含む物理的衝突効果が強く放電室外部へと粒子が流れたためと考えられる。今後、より長期間の定常的なシミュレーションを行うことで、ABIE 機体内の中性粒子分布が定常となった分布を計算した後、イオン生成シミュレーションを行うことで、中性粒子分布とイオン生成効率との関係性を明らかにする予定である。

ABIE 放電室内における中性粒子分布について解析を行った。結果を図5に示す。図5では横軸に X 軸を取っており、0~54 グリッドにおける中性粒子の相対数変化を示している。x=54, y=54, z=54 の位置における中性流数を1として他の位置における相対数を示している。この結果から、リフレクター角度に依存して、放電室内における中性粒子分布が変化していることが確認される。いずれの角度においても、放電室中央部分における密度は大きく、他の部分に比べて、5~8 倍の密度であることがわかる。これらの結果からも、マイクロ波アンテナ上部におけるプラズマ生成が ABIE のプラズマ生成効率向上に重要であると確認された。

3.2 シミュレーション結果考察

ABIE 放電室内における中性粒子密度は、ある一定以上に保つ必要がある。ABIE の推進剤吸い込み後、推進剤として利用する際にはラム圧縮を利用する。高度 180km~220km 域における利用を想定し、プラズマ生成は ECR を用いて行う事を考慮すると、

放電室内における数密度は常に 10^{18}cm^{-3} 以上であることが指定されている。[8]

これらと現在得られている数値解析結果を比較した際、10%程の差が見られ、放電室全体における密度ではなく、主プラズマ生成領域においてこれらの密度を実現することが可能であると考えられる。

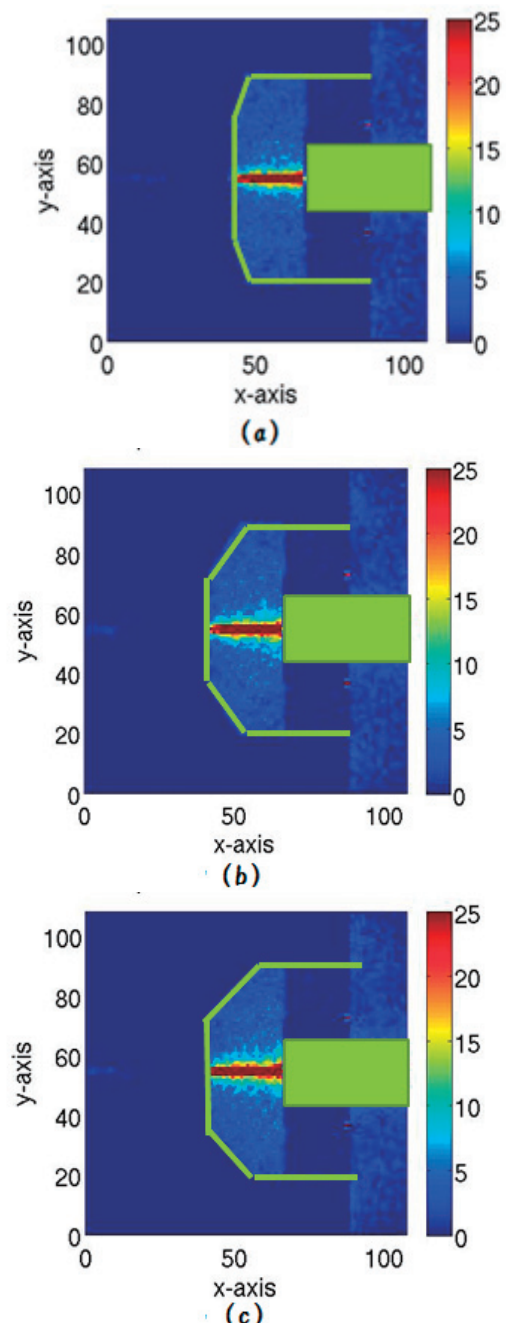


図4. 中性粒子密度分布図；リフレクター角度 (a) 20° (b) 30° (c) 45°

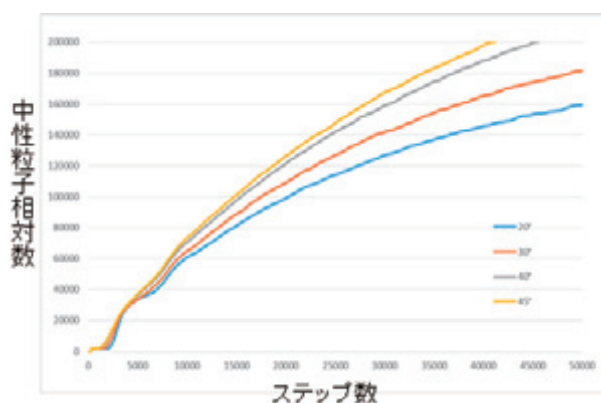


図5. 中性粒子密度時間変化図

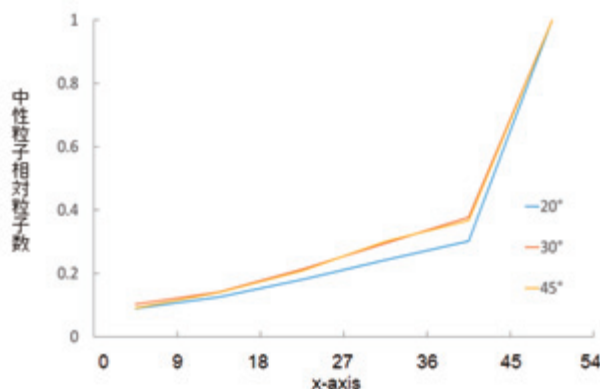


図6. 中性粒子密度分布(y=54,z=54)

4. 結言

Sub-LEO 領域において運用される人工衛星用電気推進器として大気吸入型イオンエンジン (ABIE) の開発にむけて、大気吸入についての中性粒子シミュレーションを行い、放電室内における中性粒子分布の最適化に向けた知見を得ることができた。中性粒子として、酸素原子を仮定し、運用想定高度である高度 220km における衛星周回速度 8km/s の分子流が金属壁面に衝突する現象を再現するために、数値シミュレーション内において、非弾性散乱過程、吸着・脱離過程を考慮した。シミュレーションの結果 ABIE では従来のイオンエンジン放電室とは異なり、放電室中央付近に原子状酸素が集中するため、この領域でのプラズマ生成をおこなうことで、ABIE のプラズマ生成効率の向上させる可能性が示唆された。

参考文献

[1] 西山和孝:大気吸入型イオンエンジンの検討, 宇宙技術 Vol.4, (2005), pp.21-27.

[2] Tagawa M., Nishiyama K., Yokota K., Yoshizawa Y., Yamamoto D., Tsuboi T., Kuninaka H.: Experimental Study on Air Breathing Ion Engine using Laser Detonation Beam Source, J. Propulsion and Power, Vol.29 (2013) pp.501-506.

[3] 坪井堯甫: 神戸大学卒業論文 (2011).

[4] Miyake Y., Usui H.: New electromagnetic particle simulation code for the analysis of spacecraft-plasma interactions, Phys. Plasmas Vol. 16 (2009) 062904.

[6] Minton T. K., Tagawa M., Nathanson G. M.: Energy accommodation in hyperthermal gas-surface collisions: relevance to aerobraking in planetary atmospheres, J. Spacecraft Rockets, Vol. 41, No. 3 (2004) pp.389-396.

[7] 本山貴仁: 神戸大学大学院修士論文 (2014).

[8] Kazuhisa Fujita :Air-intake Performance Estimation of Air-breathing Ion Engines, 日本機械学会論文集 (B 編)、70 巻 700 号、2004

SPIS を用いた最悪プラズマ環境下の 静止軌道衛星表面帯電解析

中村 真弥, 中村 雅夫

大阪府立大学

1 はじめに

宇宙空間で人工衛星などの宇宙機を運用する際に、宇宙プラズマに起因した帯電が生じる。衛星の帯電により放電などの障害が発生することがあり、材料劣化や機器の故障を引き起こし、運用できない状態になる可能性がある。衛星帯電には内部帯電と表面帯電があるが本研究では表面帯電を取り扱う。表面帯電による障害を考える際に重要となるのが物性値の違いにより生じる表面部材間の乖離電圧である。したがって、宇宙機の故障を設計段階で未然に防ぐために、様々に変化する宇宙環境下の宇宙機の帯電状況を知るのは有効である。そのため、各国で様々な宇宙環境における衛星表面帯電電位をシミュレーションするソフトウェアが開発されている。アメリカは NASCAP-2k、日本は MUSCAT、ロシアは COULOMB-2 を発表している。本研究では、欧州宇宙機関が主体となって開発したオープンソースの衛星表面帯電電位シミュレーションソフト Spacecraft Plasma Interaction Software(以下 SPIS)を用いて、提案されている幾つかの静止軌道最悪プラズマ環境における表面帯電電位を計算し解析を行ったのでその結果を報告する。

2 衛星表面帯電シミュレーションのための最悪プラズマ環境

人工衛星などの宇宙機を設計する際に、

宇宙機帯電評価シミュレーションに用いる静止軌道最悪プラズマ環境は、国によって様々であるため国際規格 (ISO) が策定中である (2015 年 11 月現在)。この ISO 規格の策定のために Round-Robin Simulation が行われた[1]。目的は、基準となる乖離電圧のシミュレーション方法を示し乖離電圧がワーストになる最悪プラズマ環境を与えることである。Round-Robin Simulation では、Figure.1 に示す AFRL (Air Force Research Laboratory) モデルを用いて、衛星表面帯電シミュレーションソフト NASCAP-2k、MUSCAT、SPIS で提案されている幾つかの静止軌道の最悪プラズマ環境のシミュレーションを行い結果比較するというものであった。SPIS を用いたシミュレーションは Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering の Feng 先生

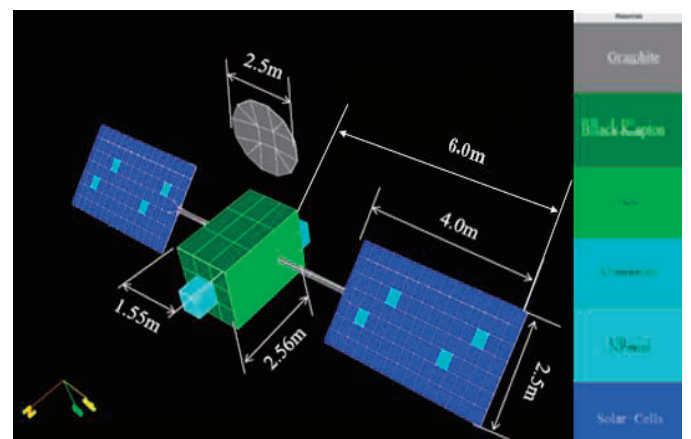


Figure.1 AFRL モデル*[1]

が発表したものがある[4]。しかし、AFRLモデルの再現が完全ではない点、使用している SPIS のバージョンが古い点、金属導電体暴露部でない表面 (Black Kapton) の電位を衛星電位としている点など、Round-Robin Simulation の結果としては不十分であると考えられる。

3 研究方法

3.1 衛星の各表面部材の帯電電位

衛星の各表面部材の電荷 Q 、静電容量 C 、電位 ϕ 、流出入する電流 I に以下の関係式が成り立つ。

$$Q = C\phi \quad (1)$$

$$\frac{dQ}{dt} = C \frac{d\phi}{dt} = I \quad (2)$$

流出入する電流の総和がゼロとなったとき各表面部材の定常状態の電位となる。定常状態における電流の評価式は式 (3) * [2] である。

$$I_e(\phi_{sc}) - \{I_i(\phi_{sc}) + I_{se}(\phi_{sc}) + I_{si}(\phi_{sc}) + I_{be}(\phi_{sc}) + I_{ph}(\phi_{sc}) + I_a(\phi_{sc}) + I_s(\phi_{sc})\} = 0 \quad (3)$$

衛星表面には外部電子が流入する外部電子電流 I_e 、外部イオンが流入する外部イオン電流 I_i 、太陽光が当たる面から光電子が放出されることによって生じる光電子電流 I_{ph} 、電子 (イオン) の衝突で二次電子放出されることによって生じる二次電子電流 I_{se} (I_{si})、電子が衛星表面に衝突しそのまま跳ね返されることによる後方散乱電子電流 I_{be} 、能動的放射電流 I_a 、絶縁体表面からの漏れ電流 I_s などの電流が流出入している。 ϕ_{sc} は衛星電位である。第 1 項は電子の流入、第 2 項以下はイオンの流入もしくは電子の放出を意味している。また、衛星表面に流出入する電流の模式図を Figure.2 に示す。本研究では後方散乱電子

電流及び能動的放射電流はないものとする。

3.2 Spacecraft plasma Interaction Software

SPIS は、オープンソースで無償公開されており、大学の PC 環境でも動かすことができる。本研究で使用した SPIS は Spis-5.1.8 である。SPIS 内で Gmesh を用いてモデルの作成およびメッシュ化を行い、プラズマ環境を設定し 3 次元 Particle In Cell 法で粒子軌道を時間変化で計算することで各電流成分を求め、それから衛星各表面電位を算出する。Figure.3 は SPIS のモデリングの流れである。SPIS のシミュレーションサイクルは、プラズマ粒子や境界条件を元に電場を計算し、粒子軌道を時間変化で解いて宇宙機の電流の収支や電位を計算する仕組みになっている。Figure.4 にその模式図を示す。荷電粒子の運動をローレンツの運動方程式を解き求め、場についてはポアソン方程式を解く。

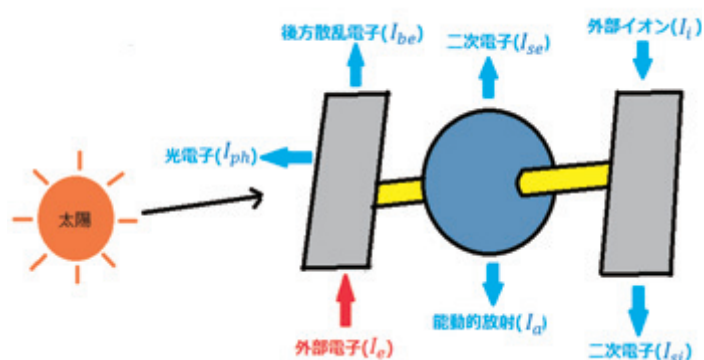


Figure.2 衛星表面の流出入電流

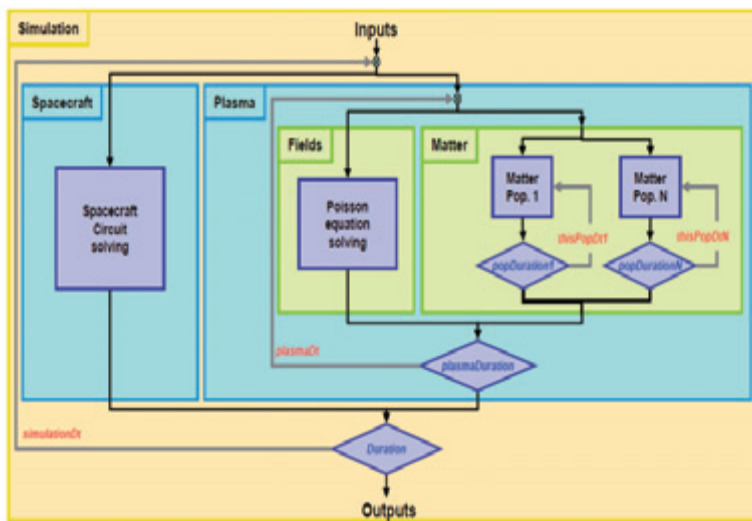


Figure.3 SPIS modelling chain*[3]

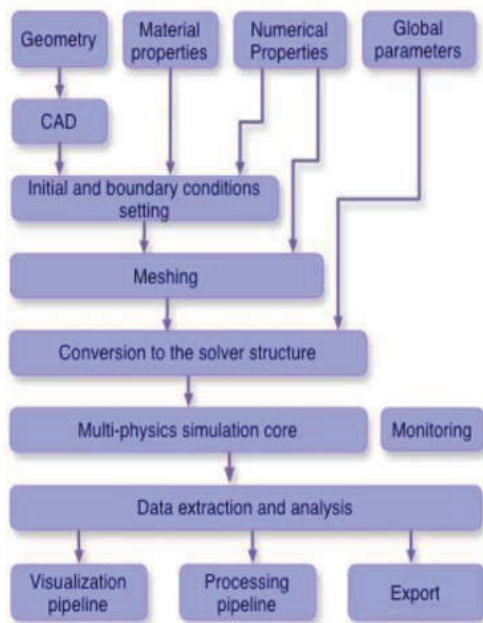


Figure.4 SPIS のシミュレーションサイクル*[3]

4 研究結果

4.1 SPIS のモデリングと実行

SPIS のドキュメント内のユーザーマニュアルに従いモデルの作成やシミュレーションの環境パラメータの設定をして計算ができる。しかし、モデルが複雑になるとエラーが頻発し、シミュレーションが走っても時間がかかってしまう。Figure.5 のように AFRL モデルの形はモデリングで

きているが、シミュレーションが走らないため Round-Robin Simulation はできていない。ユーザーマニュアルだけではモデル作成やメッシュ化、環境設定などでエラーが発生した際、エラー詳細が出ず対処が難しい。エラーについては、SPIS のホームページにある SPIS 使用者用の質問掲示板や、バグ報告掲示板を通して質問できるが、現時点で十分な回答が得られていない。

4.2 SPIS モデル

自作 AFRL モデルのシミュレーションはまだ問題を抱えているが、SPIS のプログラムの中に例として入っている数値衛星モデルを用いた場合、最悪プラズマ環境とされる環境でも短時間でシミュレーションできることが確認できた。その数値衛星モデルを SPIS モデルと呼ぶことにし、Figure.6 に示す。シミュレーションの外境界は約 $30 \times 50 \times 30$ m の楕円球形で、衛星構体を中心に左右対称に太陽電池と円形アンテナをそれぞれ 2 つずつ持つ構造をしている。全長は約 $8 \times 22 \times 3$ m である。なお、SPIS モデルのソースファイルがないため、モデル形状を修正することはできないが、AFRL モデルと似ているため、SPIS モデルで最悪プラズマ環境のシミュレーショ

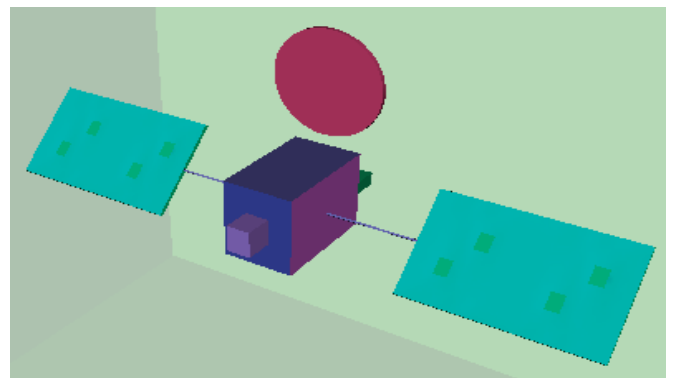


Figure.5 作成中の AFRL モデル

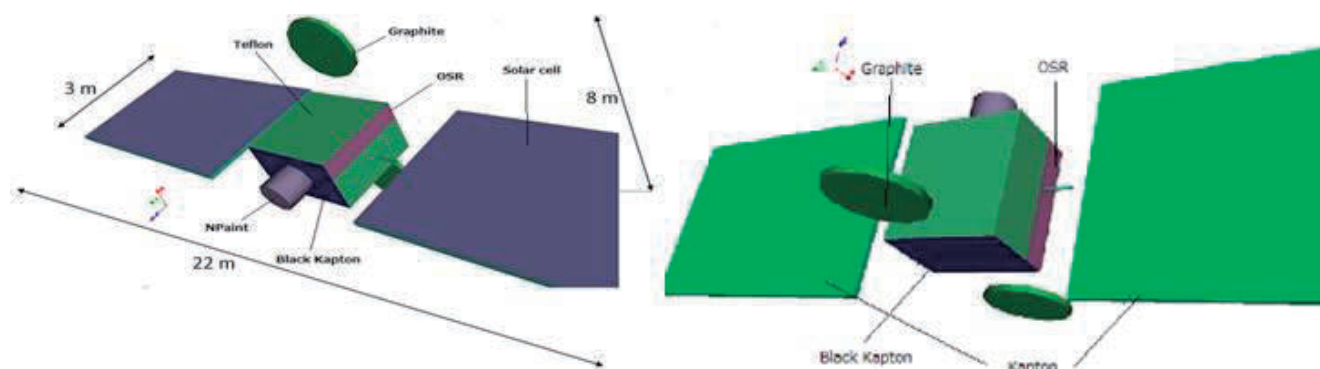


Figure.6 SPIS モデルの形状と表面材質

ンを行った。AFRL モデルを Figure.1 に、SPIS モデルを Figure.6 にそれぞれ図示したが、相違点は大きさ、構造、材質が挙げられる。大きさは SPIS モデルの方が AFRL モデルよりも大きい。構造の違いは、円形アンテナの数、太陽光の入射角の違いによる太陽電池の傾斜角、太陽電池のパッチの有無、金属導電体暴露部の有無が挙げられる。これらの違いをまとめたものを Table.1 に示す。材質の違いは、SPIS モデルには Round-Robin Simulation で用いられていない Teflon が使われている。また、

表面材質の誘電体を導体に変更することはできないが、物性値を Round-Robin Simulation で用いられた物性値と合わせた。ただし、Teflon の物性値は SPIS の初期値を使った。設定した物性値を Table.2 に示す。

4.3 静止軌道最悪プラズマ環境

本研究でシミュレーションしたプラズマ環境を Table.3 に示す。SCATHA-Mullen1、SCATHA-Mullen2、ECSS-E-ST-10-04C(SCATHA 1979)、MIL-STD-1809 は double-Maxwellian 分布のプラズマ環境であり、NASA Worst-Case、ATS-6、LANL-KIT、Galaxy 15 は single-Maxwellian 分布のプラズマ環境である。これらの各環境について日陰、日照の計 16 パターンをシミュレーションした。今回シ

Table.1 SPIS モデルと AFRL モデルの相違点

相違点	SPISモデル	AFRLモデル
モデルの大きさ	約8×22×3 m	約4.5×13.5×2.5 m
円形アンテナの数	2 個	1 個
太陽電池の傾斜角	z軸から0 度	z軸から45度
金属導電体暴露部	無	有

Table.2 シミュレーションに用いた物性値*[1]

Coverglass material	Dielectric Constant	Thickness (m)	Bulk Conductivity ($\Omega^{-1}\text{m}^{-1}$)	Atomic Number	δ_{max}	E_{max} (keV)	Proton Yield	Proton Max (eV)	Photoemission (A m^{-2})	Surface Resistivity (Ω/square)	Atomic Wt (amu)	Density (kg m^{-3})
Graphite	1	1.00E-03	-1	4.5	0.93	0.28	0.455	80	7.20E-06	-1	12.01	2250
Aluminum	1	1.00E-03	-1	13	0.97	0.3	0.244	230	4.00E-05	-1	26.98	2699
BlackKapton	3.5	2.50E-06	-1	5	5.2	0.90	0.455	140	5.00E-06	-1	12.01	1600
Kapton	3.5	1.27E-04	1.00E-16	5	2.1	0.15	0.455	140	2.00E-05	1.00E+16	12.01	1600
Solar Cells (MgF2)	3.8	1.25E-04	1.00E-13	10	5.8	1	0.244	230	2.00E-05	1.00E+19	20	2660
OSR	4.8	1.50E-04	1.00E-16	10	3.3	0.5	0.455	140	2.00E-05	1.00E+19	20	2660
NPaint	3.5	1.27E-04	1.00E-16	5	2.1	0.15	0.455	140	2.00E-05	1.00E+16	12.01	1600
Teflon	2.0	1.27E-04	1.00E-16	7	3.0	0.3	0.455	140	2.00E-05	1.00E+16		1000

Table.3 静止軌道最悪プラズマ環境のパラメーター一覧*[1]

Environment Name	Ne1	Te1	Ne2	Te2	Ni1	Ti1	Ni2	Ti2
	(m^{-3})	(eV)	(m^{-3})	(eV)	(m^{-3})	(eV)	(m^{-3})	(eV)
SCATHA-Mullen1	2.00E+05	400	2.30E+06	24800	1.60E+05	300	1.30E+06	28200
SCATHA-Mullen2	9.00E+05	600	1.60E+06	25600	1.10E+05	400	1.70E+06	24700
ECSS-E-ST-10-04C (SCATHA 1979)	2.00E+05	400	1.20E+06	27500	6.00E+05	200	1.30E+06	28000
MIL-STD-1809	2.36E+06	3100	6.25E+05	25100	6.00E+05	200	1.20E+06	28000
NASA Worst-Case	1.12E+06	12000			2.36E+05	29500		
ATS-6	2.36E+06	29500			2.36E+05	29500		
LANL-KIT	5.00E+06	13500			2.50E+05	5000		
Galaxy 15	4.58E+04	55600			1.00E+05	75000		

ミュレーションした Table.3 に示した静止軌道最悪プラズマ環境は、Round-Robin Simulation で用いられたものであるが、NASCAP-2k は LANL-KIT、MUSCAT は MIL-STD-1809、Galaxy 15 についての結果は発表されていない。

4.4 シミュレーション結果

Round-Robin Simulation で NASCAP-2k および MUSCAT のシミュレーション時間が約 2000 s だったことを受け、シミュレーション時間は 2000 s に設定した。日照時をシミュレーションする際は、太陽電池に垂直に太陽光が入射するように設定した。シミュレーション結果は全て、衛星表面に流出入する電流の総和がゼロに収束し平衡状態になっていることを確認した。また、SPIS モデルには金属導電体暴露部がないため、通電性を持っている Black Kapton 部の表面電位を衛星構体電位 (Frame) とした。最高表面電位 (Max Chg) は Solar cell、最低表面電位 (Min Chg) は太陽電池の裏側の Kapton 部の電位となった。乖離電圧は、衛星構体電位、最高表面電位、最低表面電位それぞれの差で評価されるので 3 種類の乖離電圧が考

えられるが、衛星にとってワーストになると考えられるのは最高表面電位と衛星構体電位の差 (Max Chg-Frame) の乖離電圧である。

4.4.1 日陰のシミュレーション結果

日陰のシミュレーション結果を Table.4 に示す。Double-Maxwellian では SCATHA-Mullen1 の最低表面電位が最低となり各乖離電圧も最大となった。Single-Maxweillian では最低表面電位が最低なのは ATS-6 であるものの、LANL-KIT が乖離電圧最大環境という結果を得た。Figure.8 に日陰の各環境の乖離電圧を棒グラフにしたものを示す。

4.4.2 日照のシミュレーション結果

日照のシミュレーション結果を Table.5 に示す。Double-Maxwellian では SCATHA-Mullen1 の最低表面電位が最低となり各乖離電圧も最大となった。Single-Maxweillian では ATS-6 の最低表面電位が最低となり各乖離電圧も最大となった。Figure.9 に日照の各環境の乖離電圧を棒グラフにしたものを示す。

Table.4 日陰のシミュレーション結果

単位:[V]

Distribution Type	Environment Name	Max Chg	Min Chg	Frame(BK)	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
Double Maxwellian	SCATHA-Mullen1	-17933	-30129	-26995	12196	9062	-3134
	SCATHA-Mullen2	-14254	-24163	-21436	9909	7182	-2727
	ECSS-E-ST-10-04C	-8810	-15194	-13005	6384	4195	-2189
	MIL-STD-1809	-4732	-8783	-7001	4051	2269	-1782
Single Maxwellian	NASA Worst-Case	-9521	-15594	-14961	6073	5440	-633
	ATS-6	-57503	-67265	-66188	9762	8685	-1077
	LANL-KIT	-19904	-34991	-31780	15087	11876	-3211
	Galaxy 15	-11326	-12468	-12301	1142	975	-167

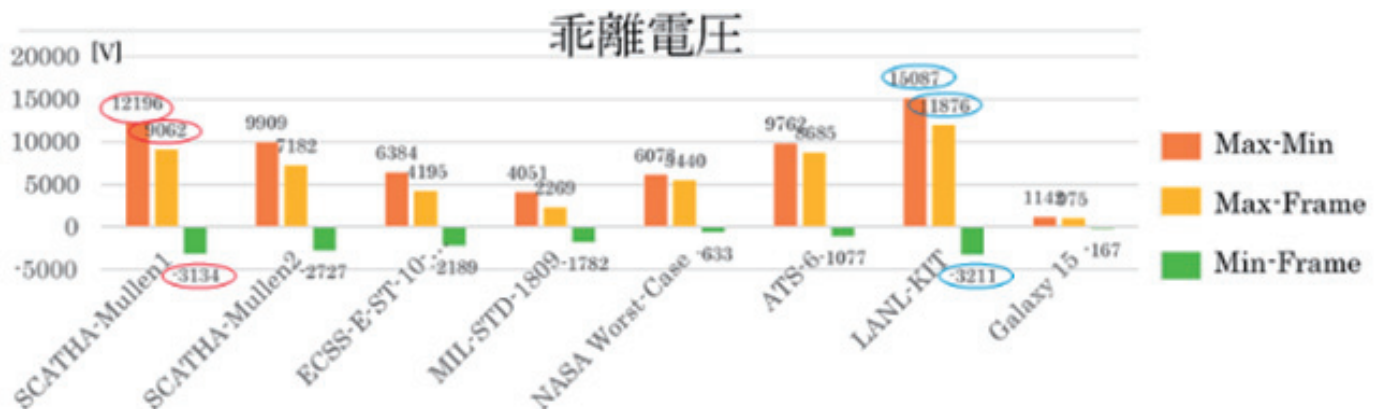


Figure.8 日陰の乖離電圧

Table.5 日照のシミュレーション結果

単位:[V]

Distribution Type	Environment Name	Max Chg	Min Chg	Frame(BK)	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
Double Maxwellian	SCATHA-Mullen1	-15434	-30401	-20426	14967	4992	-9975
	SCATHA-Mullen2	-12259	-24429	-16262	12170	4003	-8167
	ECSS-E-ST-10-04C	1330	-5878	-24	7208	1354	-5854
	MIL-STD-1809	-4343	-8891	-6094	4548	1751	-2797
Single Maxwellian	NASA Worst-Case	-6480	-13738	-7544	7258	1064	-6194
	ATS-6	-23375	-45647	-26182	22272	2807	-19465
	LANL-KIT	-14865	-30120	-17032	15255	2167	-13088
	Galaxy 15	-688	-1958	-1050	1270	362	-908



Figure.9 日照の乖離電圧

4.4.3 乖離電圧による最悪環境順位

シミュレーション結果をもとに最悪プラズマ環境の順位付けを行った。なお、3種類の乖離電圧の中で、衛星にとってワーストになると考えられるのは最高表面電位と衛星構体電位の差（Max Chg－Frame）の乖離電圧であるので、この乖離電圧を降べきに並べ順位付けした。Figure.10 にその結果を示す。日陰では Single-Maxweillian の LAN-KIT が、日照では Double-Maxwellian の SCATHA-Mullen1 がそれぞれワースト環境となった。電子とイオンの温度がそれぞれ2成分で表される Double-Maxwellianの方が1成分ずつの Single-Maxweillianより現実に近い分布であると考え注目すると、日陰、日照ともに SCATHA-Mullen1 がワーストな環境となる結果を得た。

4.5 結果比較

シミュレーションモデルは違うが、比較参照として発表されている NASCAP-2k、MUSCAT および SPIS の Round-Robin Simulationの結果をまとめた表を載せる。

NASCAP-2kの結果を Table.6 に示す。最高表面電位と衛星構体電位の差（Max Chg－Frame）の乖離電圧が衛星にとってワーストになると考えると、日陰では Double-Maxwellian の SCATHA-Mullen1 が、日陰では Single-Maxweillian の NASA Worst-Case が乖離電圧最悪環境となっている。しかし、Double-Maxwellianのみに注目すれば、日陰、日照ともに SCATHA-Mullen1 が乖離電圧最悪環境となっている。また、最高表面電位と最低表面電位の差（Max Chg－Min Chg）の乖離電圧が衛星にとってワーストになると考えると、日陰、日照ともに ATS-6 が乖離電圧最大環境となっている。

MUSCATの結果を Table.7 に示す。最高表面電位と衛星構体電位の差（Max Chg－Frame）の乖離電圧が衛星にとってワーストになると考えると、日陰、日照ともに Double-Maxwellian の SCATHA-Mullen1 が乖離電圧最悪環境となっている。

SPISの結果を Table.8 に示す。最高表面電位と衛星構体電位の差（Max Chg－Frame）の乖離電圧が衛星にとってワース

Nighttime			Daytime		
Environment Name	Rank	Distribution Type	Environment Name	Rank	Distribution Type
LANL-KIT	1	Single-Maxwellian	SCATHA-Mullen1	1	Double-Maxwellian
SCATHA-Mullen1	2	Double-Maxwellian	SCATHA-Mullen2	2	Double-Maxwellian
ATS-6	3	Single-Maxwellian	ATS-6	3	Single-Maxwellian
SCATHA-Mullen2	4	Double-Maxwellian	LANL-KIT	4	Single-Maxwellian
NASA Worst-Case	5	Single-Maxwellian	MIL-STD-1809	5	Double-Maxwellian
ECSS-E-ST-10-04C	6	Double-Maxwellian	ECSS-E-ST-10-04C	6	Double-Maxwellian
MIL-STD-1809	7	Double-Maxwellian	NASA Worst-Case	7	Single-Maxwellian
Galaxy 15	8	Single-Maxwellian	Galaxy 15	8	Single-Maxwellian

Figure.10 乖離電圧による最悪プラズマ環境順位

トになると考えると、日陰で Double-Maxwellian の ECSS-E-ST-10-04C が、日照では Single-Maxwellian の LANL-KIT が乖離電圧最大環境となっている。

4.6 まとめ

本研究では構造や材質が完全に一緒ではないものの Round-Robin Simulation に用いられている AFRL モデルに似た形状の数値衛星モデル (SPIS モデル) で静止軌道最悪プラズマ環境のシミュレーションを行った。シミュレーション結果から乖離電圧を算出し、静止軌道最悪プラズマ環

Table.6 NASCAP-2k の Round-Robin Simulation*[1] 単位:[V]

<日陰>	Max Chg	Min Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
SCATHA-Mullen1	-6752	-11980	-10950	5228	4198	-1030
SCATHA-Mullen2	-6010	-11160	-9736	5150	3726	-1424
ECSS-E-ST-10-04C	-6050	-11430	-9521	5380	3471	-1909
MIL-STD-1809	-3393	-6312	-5509	2919	2116	-803
NASA Worst-Case	-5687	-13230	-9153	7543	3466	-4077
ATS-6	-9733	-18310	-13220	8577	3487	-5090
Galaxy15	-17410	-17820	-17590	410	180	-230
<日照>	Max Chg	Min Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
SCATHA-Mullen1	-5236	-11870	-8468	6634	3232	-3402
SCATHA-Mullen2	-4077	-10940	-6573	6863	2496	-4367
ECSS-E-ST-10-04C	-3512	-10870	-5640	7358	2128	-5230
MIL-STD-1809	-1407	-5728	-2267	4321	860	-3461
NASA Worst-Case	-1518	-9286	-2415	7768	897	-6871
ATS-6	-3617	-13910	-5779	10293	2162	-8131
Galaxy15	9.56	-802	2.751	811.56	6.809	-804.751

Table.7 MUSCAT の Round-Robin Simulation*[1] 単位:[V]

<日陰>	Max Chg	Min Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
SCATHA-Mullen1	-102000	-107000	-105000	5000	3000	-2000
SCATHA-Mullen2	-107000	-112000	-110000	5000	3000	-2000
ECSS-E-ST-10-04C	-67100	-70000	-68600	2900	1500	-1400
NASA Worst-Case	-42900	-43700	-43300	800	400	-400
ATS-6	-63200	-63800	-63500	600	300	-300
LANL-KIT	-71800	-72900	-72300	1100	500	-600
<日照>	Max Chg	Min Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
SCATHA-Mullen1	-350	-41500	-16100	41150	15750	-25400
SCATHA-Mullen2	-60	-34000	-10300	33940	10240	-23700
ECSS-E-ST-10-04C	-160	-28800	-7450	28640	7290	-21350
NASA Worst-Case	-40	-14600	-1820	14560	1780	-12780
ATS-6	-70	-19400	-3400	19330	3330	-16000
LANL-KIT	-290	-38800	-15000	38510	14710	-23800

Table.8 SPIS の Round-Robin Simulation*[1] 単位:[V]

<日陰>	Max Chg(Frame)	Min Chg	Max-Min
SCATHA-Mullen1	-25935	-26800.1	865.1
SCATHA-Mullen2	-24943	-26396	1453
ECSS-E-ST-10-04C	-24581.7	-26439.4	1857.7
NASA Worst-Case	-14266.5	-14670.9	404.4
ATS-6	-20401.7	-21824.5	1422.8
LANL-KIT	-32521.1	-34091.2	1570.1

<日照>	Max Chg	Min Chg(Frame)	Max-Min
SCATHA-Mullen1	-14556.7	-17812.2	3255.5
SCATHA-Mullen2	-12057.2	-14265.7	2208.5
ECSS-E-ST-10-04C	-10416.5	-11873.4	1456.9
NASA Worst-Case	-2294.53	-2766	471.47
ATS-6	-5750.13	-6557.49	807.36
LANL-KIT	-15694.1	-20085.4	4391.3

境の順位付けを行ったところ、Double Maxwellian では日陰、日照ともに SCATHA-Mullen1 がワーストで、Single Maxwellian では日陰は LANL-KIT、日照は ATS-6 がワーストという結果を得た。Round-Robin Simulation では Double Maxwellian は日陰、日照ともに SCATHA-Mullen1 がほぼワーストであったので今回のシミュレーション結果も同傾向となった。Single Maxwellian については、NASCAP-2k による LANL-KIT のシミュレーション結果が発表されていないが、ATS-6 や LANL-KIT がワーストとなる場合が多いことが分かった。

今後の予定

SPIS で AFRL モデルを完成させ、各静止軌道最悪プラズマ環境のシミュレーションを行い、Round-Robin Simulation を完成させることで、衛星表面帯電の最悪プラズマ環境の国際規格の作成に貢献したい。

参考文献

- [1] Kazuhiro Toyoda and Dale C. Ferguson, 「Round-Robin Simulation for GEO Worst-Case Environment for Spacecraft Charging」, Spacecraft Charging Technologies Conference 2014 - 171 Paper
- [2] 宇宙航空研究開発機構, 「帯電・放電設計標準」, 2014,
<http://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-211A.pdf>
- [3] SPIS 5.1 User Manual
- [4] Feng Weiquan and LIU Yenan, 「Simulation for Worst Case Spacecraft Charging Environment」, (「宇宙機帯電電位見積りに関する国際標準化」国際ワークショップ発表資料), 2014

静電気対策材料の放電特性及び 保護素子の効果

Study on discharge characteristics of the ESD protection material and the effect of protection element

大津孝佳¹、堂山英之、鷺坂功一²

Takayoshi Ohtsu¹, Hideyuki Doyama, and Kouichi Sagisaka²

沼津工業高等専門学校¹, (株)油化電子²

National Institute of Technology¹, Yuka Denshi Co., Ltd³

【要旨】

携帯電話、スマートフォン、タブレット端末などユビキタス時代の到来とともに、半導体製品が様々な環境下で使われるようになっている。特に、静電気により数 kV に帯電した人体からの放電、摩擦や静電誘導によって帯電した機器との接続による放電など、静電気放電による電子機器の破壊や誤動作は深刻な問題である。よって、コンポーネントレベルでの静電気対策のみならず、システムレベルでの静電気対策が急務とされる。本報告では、ESD ガン印加時や静電気放電時の放電電圧波形、放電電流波形、放射電磁波波形が同時に観察できる装置を開発し、各種静電気対策材料の観察結果と共に保護素子との比較結果について述べる。

1. はじめに

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

えば、半導体高機能化(微細化)と ESD 耐性はトレードオフ関係にあり、コンポーネントレベルでの静電気耐力を従来通りのレベルで維持することが困難であるとし、System Level での対策を行うとの重要性として、Industrial Council や米国 ESD Association の中で White Paper 3 System Level ESD Part I: Common Misconceptions and Recommended Basic Approaches(2010) 等を作成している[10]。また、静電気耐力の評価方法は、HBM (人体帯電モデル) による ESD ガン評価とされ、製品品質の基本とされている。しかしながら、この評価結果だけでは、不良解析の結果とは必ずしも一致していない。今後、半導体のコンポーネントレベルでの静電気仕様を下げるのが提案されている今日、基板レベルや携帯電話等への実装レベルでの実際の使

用環境を考慮した静電気仕様との関係を明確にする必要がある。そこで、本研究の目的は、保護素子への ESD ガン印加時の放電電流波形のみならず、放射電磁波波形及び、放電電圧波形の観察できる静電気放電観察装置により、保護素子による放電電流、放電電圧、放射電磁波の違いを調べ、システムレベルでの静電気放電対策を支援することにある。

2. 実験方法

実験に用いるために新たに構築した静電気放電観察システムの外観を図 2.1 に示す。静電気放電観察システムは、帯電プレート、ロボットアーム、プローブ、高耐圧・高周波アッテネータ、オシロスコープから構成されている。

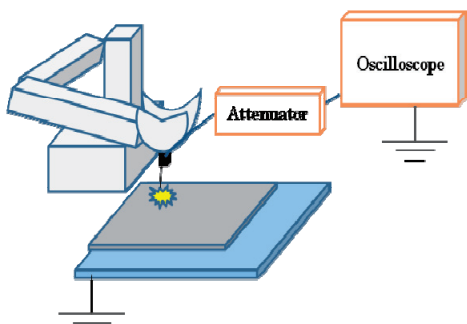


図 2.1 静電気放電観察システム



図 2.2 帯電プレート



図 2.3 プローブ

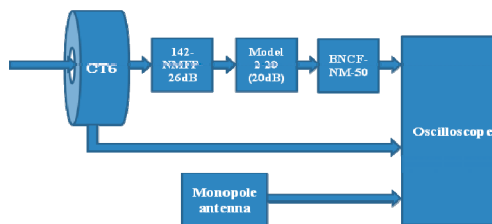


図 2.4 静電気放電観察システムのブロック図

図 2.2 に示す帯電プレートの上に置いたサンプルは 1.2kV に帯電させ、図 2.3 のプローブは、接近速度や接触位置を一定とするためにロボットアームに取り付けた。プローブは、図 2.4 のように、高耐圧・高周波アッテネータ、カレントトランス (CT6)、及びモノポールアンテナ (5mm) を組み合わせ、オシロスコープ (Lecroy Wave Runner 604Zi 4GHz) でそれぞれ放電電圧波形、放電電流波形及び放射電磁波波形を各サンプルにつき 10 回観察した。

サンプルは、導電性ポリカーボネート樹脂 (CNT: カーボンナノチューブ、CF: カーボンファイバー、CNF: カーボンナノファイバーの 3 種類の導電性フィラーがそれぞれ練りこまれたもの)、導電性セラミックス、ステンレスを用いた。表面抵抗は $1\text{E}+2 \sim 1\text{E}+10 \Omega$ であり、表面抵抗計 (ALC-Staticide ALC-386) によって測定した。導電性複合樹脂に練りこまれた導電性フィラーの繊維径はそれぞれ CF では $8\mu\text{m}$ 、CNF は 140nm 、CNT は 10nm である。また導電性樹脂において、導電性フィラーの占める割合は以下の通りである。

- ・CNT : CNT1-1、CNT 1-2、CNT1-3 (フィラーが占める割合 1.5~2.5wt%)
- ・CF : CF 2-1、CF 2-2 (フィラーが占める割合 13~18wt%)
- ・CNF : CNF 3-1、CNF 3-2 (フィラーが占める割合 12~18wt%)

3. 実験結果及び考察

3.1 測定波形

以下に、典型的な波形の例を示す。黄色 (上:C1) が放電電流波形、赤色 (中:C2) が電圧波形、青色 (下:C3) が放射電磁波波形である。時間軸はいずれも $20\text{ns}/\text{div}$ である。

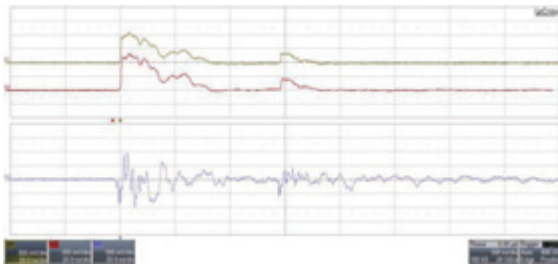


図 3.1 CF1

(C1:5.00V/div, C2:2.00V/div, C3 500mV/div)

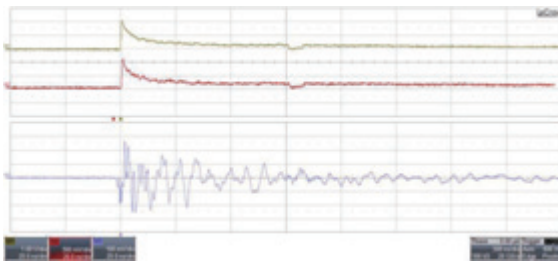


図 3.2 CNF

(C1:1.00V/div, C2:500mV/div, C3 100mV/div)

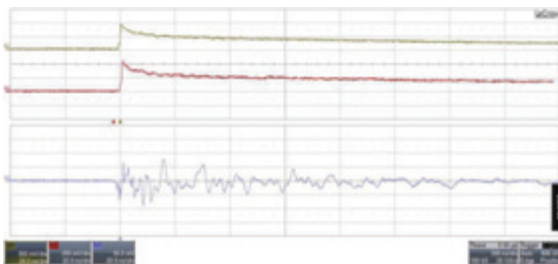


図 3.3 CNT1

(C1:500mV/div, C2:200mV/div, C3 50mV/div)

3.2 放電電流

図 3.4 に放電電流の表面抵抗依存性を示す。横軸は表面抵抗、縦軸は放電電流である。

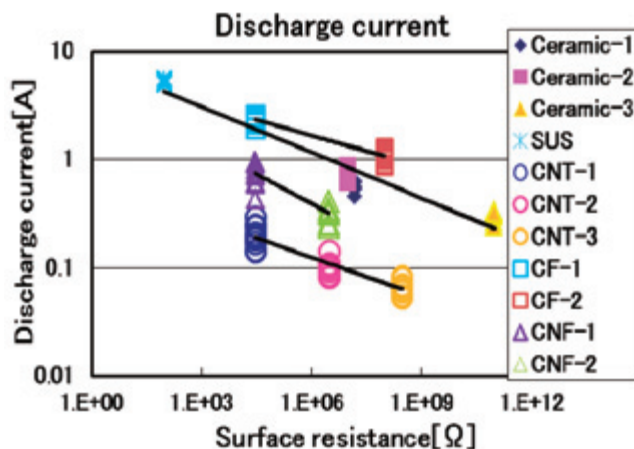


図 3.4 放電電流の表面抵抗依存性

放電電流値は表面抵抗が大きくなるほど小さくなる。CNT の放電電流は他と比べて低く、同じ表面抵抗でも CF より CNT は約 1 桁小さい。放電電流の低いものから CNT、CNF、導電性セラミックス、CF の順となる。

3.3 放電電圧

図 3.5 に放電電圧の表面抵抗依存性を示す。横軸は表面抵抗、縦軸は放電電圧である。

放電電圧は表面抵抗が大きくなるほど小さくなる。CNT の放電電流は他と比べて低く、同じ表面抵抗でも CF より CNT は約 1 桁小さい。放電電圧の低いものから CNT、CNF、CF、導電性セラミックスの順となる。

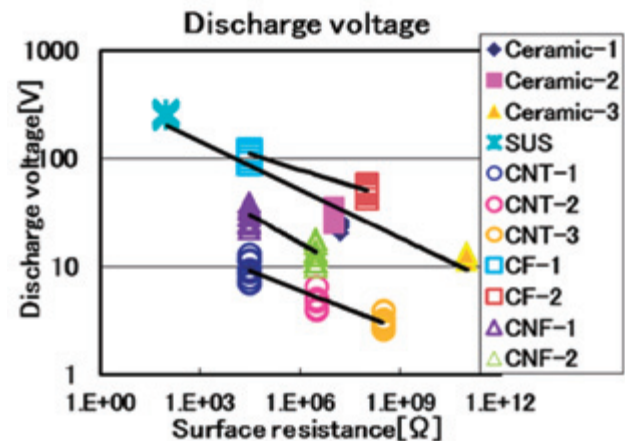


図 3.5 放電電圧の表面抵抗依存性

3.4 放射電磁波

図 3.6 に放射電磁波強度の表面抵抗依存性を示す。横軸は表面抵抗、縦軸は放射電磁波である。

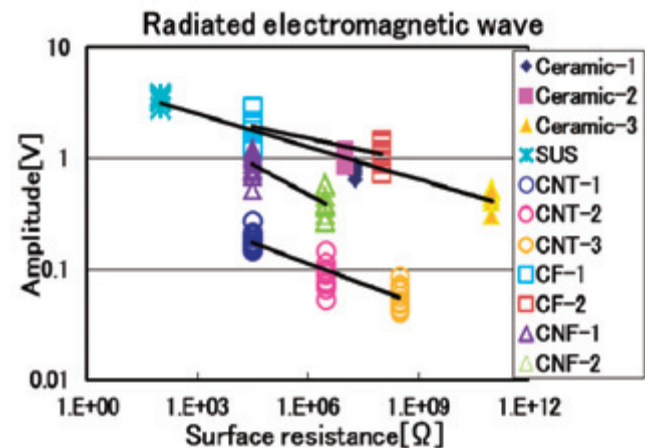


図 3.6 放射電磁波強度の表面抵抗依存性

放射電磁波強度は表面抵抗が大きくなるほど小さくなる。CNT は全ての中でいちばん放射電磁波強度が低い。放射電磁波の低いものから CNT、CNF、導電性セラミックス、CF の順となる。

3.5 残留電圧

図 3.7 に表面抵抗と残留電圧の関係を示す。ここでの残留電圧とは、放電後に帯電プレートの電圧表示部に表示される電圧のことである。

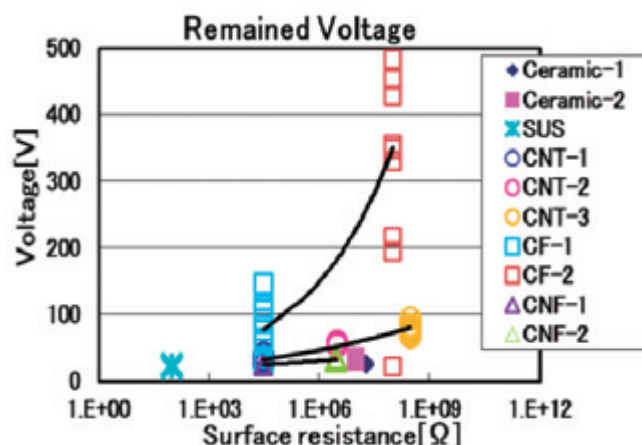


図 3.7 残留電圧

図中には示していないが Ceramic-3 は、1.2kV であった。CF は残留電圧のばらつきが非常に大きい。

4. 保護素子の効果

静電気対策材料の評価を行うために、保護素子の効果について検討し、比較を行った。

4.1 実験方法

図 4.1 に示すように、静電気放電観察システムを用いてテストボードに ESD ガンによって印加電圧を直接放電させたときの放電電流・電圧、放射電磁波波形をオシロスコープで観察した。テストボードには、保護素子あり、保護素子なしを用いた。

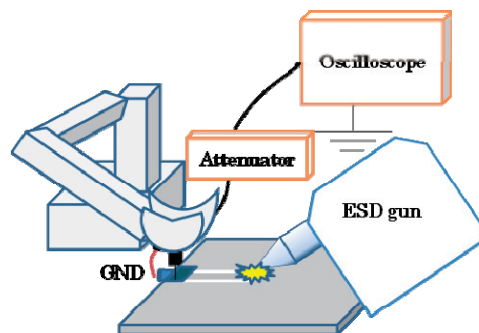


図 4.1 静電気放電観察システム

4.2 波形の観察

以下に、電流波形（上:C1）・電圧波形（中:C2）・放射電磁波波形（下:C3）の観察例を示す。時間軸はいずれも 100ns/div である。

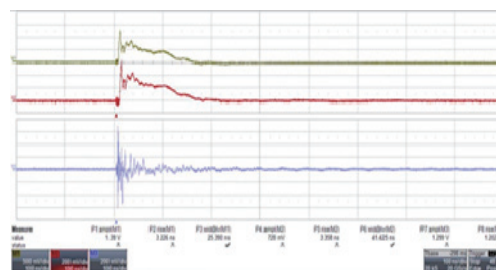


図 4.2 保護素子なし (1kV)
(C1:500mV/div, C2:200mV/div, C3 200mV/div)

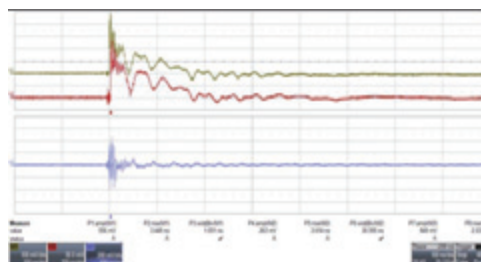


図 4.3 保護素子あり (1kV)
(C1:100mV/div, C2:50mV/div, C3 200mV/div)

4.3 静電気対策材料の放電特性と保護素子の効果の比較

図 4.4 静電気対策材料と保護素子の比較を示す。保護素子の設計には電圧が用いられているので、ここでは放電電圧について、静電気対策材料、保護素子なし、保護素子ありの結果を用いて比較を行った。図 4.4 の上側の破線は、保護素子なしの 1.2kV の値、下側の破線は保護素子ありの 1.2kV の値である。

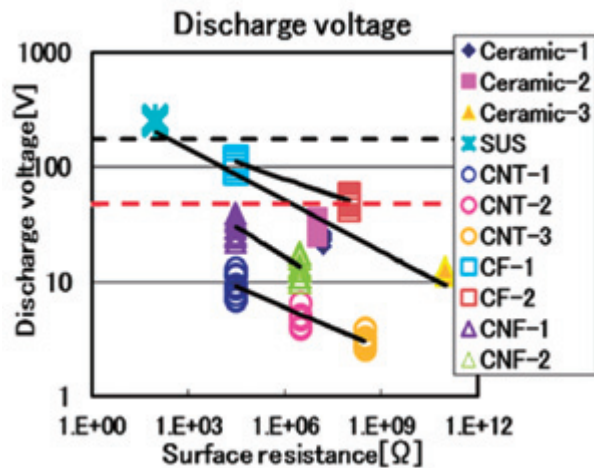


図 4.4 材料の表面抵抗と放電電圧の関係と保護素子の効果の比較

図 4.4 より、CF の表面抵抗値が $1\text{E}+8$ のもの (CF-2) が保護素子と同等程度の効果があると考えられる。また、導電性セラミックスや、CNF の表面抵抗値が $1\text{E}+5$ のもの (CNF-1) や導電性セラミックス (Ceramic-1、Ceramic-2)、CF の表面抵抗値が $1\text{E}+5$ のもの (CF-1) の効果は保護素子より効果が小さいことがわかる。さらに、CNT は保護素子 1.5～3 倍の効果があることがわかる。

これにより、材料の効果と保護素子の効果を対応させることが出来た。このように保護素子の効果と比較することで、静電気対策材料の効果は、保護素子を基準とした評価が出来るようになった。

5. まとめ

静電気放電観察装置にて、保護素子の評価を行い次のことが明らかとなった。

- (1) 同じ表面抵抗を持つ材料でも、放電電流・電圧、放射電磁波は異なることがわかった。特に、導電性ポリカーボネート樹脂の導電性フィラーとして、カーボンナノチューブを用いたものは、放電電圧、放電電流が小さい。また、残留電圧も低く、ばらつきも小さい。また、放射電磁波強度も小さいことがわかった。
- (2) 保護素子の効果との比較を行い、静電気対策材料の放電電圧は、保護素子を基準とする評価が出来るようになった。特に、CF の表面抵抗値が $1\text{E}+8$ のもの (CF-2) が保護素子と同等程度の効果があることがわかった。

参考文献

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

謝辞

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

Measurement of ESD threshold voltage of coverglass (CMG100AR)

Nguyen Duc Minh, Arifur R. Khan, Kazuhiro Toyoda, and Mengu Cho.

Abstract — Coverglass (CMG100AR) is widely used to protect the solar cell from harsh space environment. Due to surface charging, it acts as a platform where electrostatic discharge (ESD) can occur. In order to know the ESD threshold, coverglass is exposed to electron beam, measured the temporal surface potential rise until the discharge. ESD current waveform and discharge images are also recorded. ESD threshold voltage is statistically measured by Weibull distribution.

Index Terms — Solar cell coverglass, current density, vacuum chamber, space environment, surface potential distribution, electron beam, Atomic Oxygen.

I. INTRODUCTION

The surface damage and performance degradation of high voltage solar arrays caused by arcing or electrostatic discharge (ESD) has been studied widely [1],[2],[3],[4]. This arcing occurs at the triple junction when coated solar cells of various power ratings are exposed to elements of the space environment, such as: high energy vacuum UV radiation, Atomic Oxygen (AO), plasma, temperature extremes, etc. This ESD is the result from potential differences between the surface of a spacecraft and solar cell. Sometimes, ESD at high threshold voltage can damage the solar cell's efficiency and can even cause cell-to-cell short-circuit through the string gap. This can lead to stop supplying power to the necessary component and can even cause the satellite failure [5],[6],[7],[8].

Currently, solar cells are coated with coverglass to provide protection from the harsh radiation environment, such as: UV, collisional

impacts from space debris and micrometeoroids, ionizing radiation, and the presence of Atomic Oxygen, etc. To improve on performance in light transmission, the coverglass is coated with an antireflection agent, such as MgF₂ which can reduce the net sunlight reflected from the solar cell. However, the performance of the coverglass may be changed with time as it is continuously exposed to elements of the space environment, such as: Atomic Oxygen, UV, electron/proton ionizing irradiation, etc. To know the effect of Atomic Oxygen on solar cell coverglass, this experiment measure the threshold voltage of ESD on coverglass produced by Qioptiq Ltd. In this paper, a characterization of ESD threshold voltage on virgin has been attempted by using electron beam to expose the coverglass sample and measure the temporal surface potential rise until the discharge.

II. EXPERIMENTAL SETUP

1.I. Sample preparation.

Cerium doped CMG100-AR coverglass produced by Qioptiq Ltd. has been selected. The specification of CMG100-AR coverglasses is listed in Table 1. It is widely used in the most major satellite programs for both civilian and military applications.

Table 1. Specification of Sample

Sample	CMG100-AR solar cell coverglass
Manufacture	Qioptiq Space Technology, UK
Front surface	110 nm thickMgF ₂ coating
Substrate	100 μm thick CMG
Doping	Cerium doped
Substrate density	2.554 g/cm ³
Min.	83.5%, 350 - 400 nm, 95%, 400 - 450 nm
Transmission	97.0%, 450- 900 nm, 96.5%, 900 - 1800 nm

This experiment used 4 CMG100-AR coverglass samples to measure the threshold voltage of ESD and the schematic of the sample configuration is shown in the Figure 1. All samples were connect with SPEC555 wires by using dolite (silver glue) on the back side and put above one acrylic plate. The current density was also measured by using a 20mm x 20 mm copper plate which was fixed adjacent to the samples.

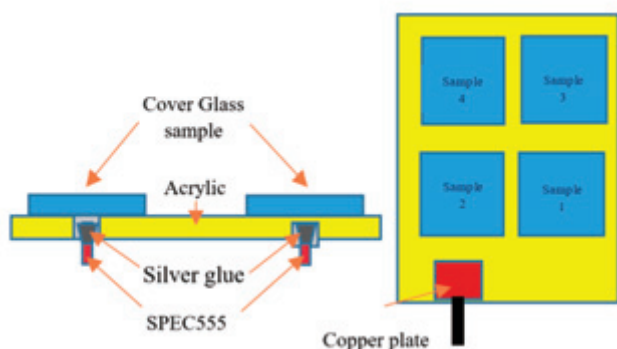


Figure 1. Schematic of sample arrangement on substrate. Left: Front view, Right: Top view.

1.II. Vacuum chamber and measurement circuit

Four samples were placed inside the GEO vacuum chamber directly under the electron beam irradiation path. A thin Aluminum foil was attached under the electron beam gun to reduce the electron beam current density. The measurement of copper plate to make sure that the current density of electron beam around $7.5 \mu\text{A}/\text{m}^2$ incident on the sample. One vacuum motor driven shutter was also placed below the electron gun and Aluminum foil in order to stop irradiation immediately prior to the surface potential scan by a non-contact potentiometer probe (TREK). A camera was set outside the vacuum chamber and focused on the samples in order to take the discharge image run by a Quick Look LabVIEW program. By using the base image and discharge image were taken by this camera, the location of the discharge can be known. To measure the current due to discharge

on each sample, current probes from Cp-2 to Cp-5 (shown in Fig.2) were installed outside the chamber and Cp-1 was used to measure the blow-off current pass to the external capacitor with a capacitance of 300pF. During the experiment the samples was biased to -4kV by a high voltage DC source. A high voltage probe (attenuation, 1000:1) was used to monitor the voltage drop of the samples due to discharge. All the current probe signals and high voltage probe signal were fed to a 8-channel Oscilloscope. The pressure inside the chamber was set up around 3×10^{-4} Pa and electron beam energy was fixed approximately 5keV. All data of current probes and high voltage probe was recorded by a LabVIEW program. Schematic arrangement of the samples placed in the vacuum chamber with electrical circuitry is shown in Figure2. 2D surface potential distributions before and immediately after the ESD were measured by a non-contact potentiometer (TREK) controlled by a LabVIEW program. From the beginning, time was recorded.

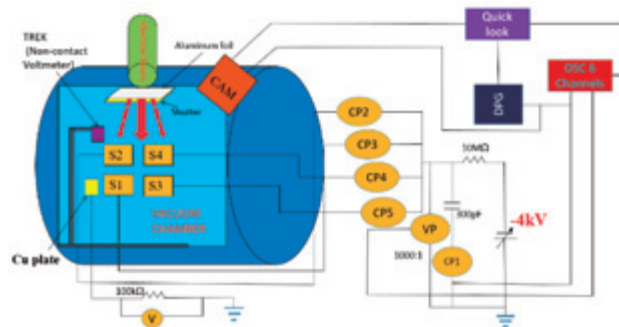


Figure 2. Schematic of samples placed on the vacuum chamber and related circuit is shown.

III. EXPERIMENTAL RESULTS

Surface potential of the sample was measured by a non-contact voltammeter before and after using electron beam to irradiate the sample. Figure 3 shows the 2D surface potential distribution after the sample has been biased

(left) and charged by electron beam irradiation (right). In Figure 3, the left picture shows the potential distribution after the sample has been biased by a -4kV , whereas the right picture shows the increase of surface potential after 60 seconds electron beam irradiation. Figure 4 also shows the surface potential before and after the discharge occur. All samples have been highlighted by a black square outline in Figure 3, 4.

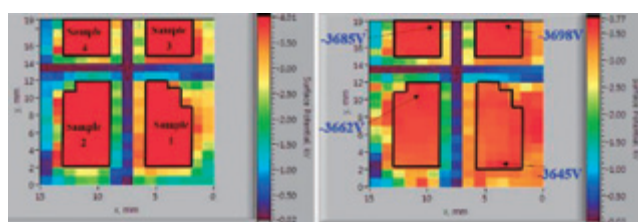


Figure 3. 2D surface potential distribution after biasing to -4kV and before the electron beam exposure (left). The right side shows the potential distribution after 60 seconds using electron beam irradiation.

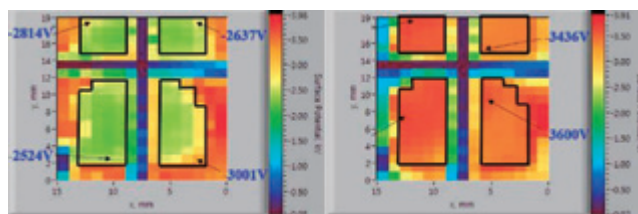


Figure 4. 2D surface potential distribution before and after discharge occur. Left: Before discharge, Right: After discharge.

Current from Cp-1 acted as a trigger to the camera to take the discharge image on the sample. In Figure 5, the left figure illustrates the base picture of all samples inside vacuum chamber and the right panel shows the locations of ESD which is taken by camera triggered by discharge.

When a discharge on any sample occurred, the surface potential of the sample was reduced to nearly biased voltage and current passing through four SPEC555 wires to the external

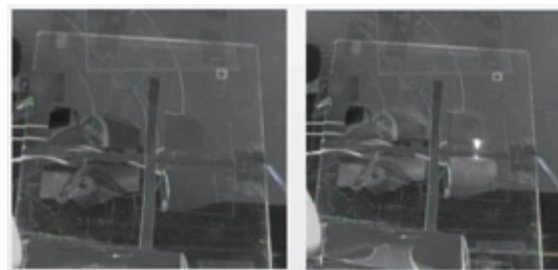


Figure 5. Base picture and ESD picture taken by camera.

capacitor would be measured by four current probes (Cp-2 to Cp-5). In figure 6, the left image shows the current waveforms of four probes (Cp-2 to Cp-5) recorded simultaneously. The highest waveform (blue line) indicates the ESD occurred on the sample 1. The right panel shows the ESD image captured by the camera. Similarly, when a discharge occurred on the sample 4 (black line), the discharge current waveform and voltage waveform (from high voltage probe) were detected and recorded, shown in Figure 7.

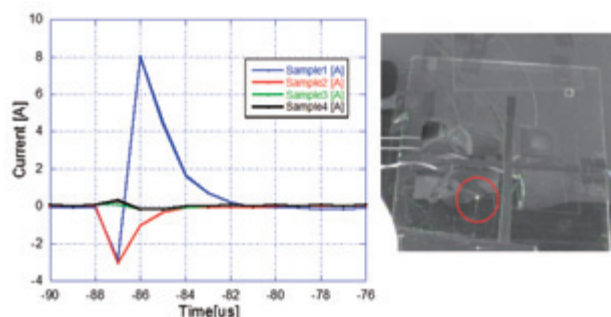


Figure 6. Discharge current waveforms (left) due to discharge on the thermal exposed sample. Corresponding ESD image captured by camera, inside red circle, is also shown (Right).

Many discharges were detected on samples while the biased sample surface was exposed to the electron beam. Under electron beam exposure, the surface potential would rise exponentially. As the threshold voltage was approached and exceeded, a discharge would occur. Immediately following discharge, the

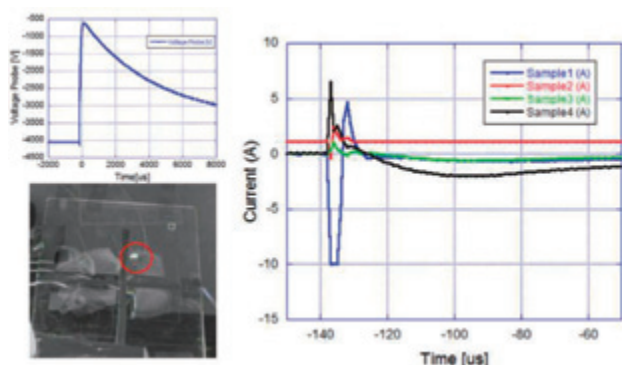


Figure 7. Discharge current waveforms and voltage waveform due to discharge on the thermal exposed sample. Corresponding ESD image captured by camera, inside red circle, is also shown.

surface potential was measured by a non-contact voltammeter. However, it was very difficult to measure the threshold voltage just before the discharge occurred. So that, a large number of pre-discharge surface potential measurements were recorded on samples and a charging profile in the time domain was determined and fitted exponentially by taking the negative value of surface potential. Figure 8 shows the charging profile of discharge sample (blue dots) and the exponential fit to the data (red line). Once the

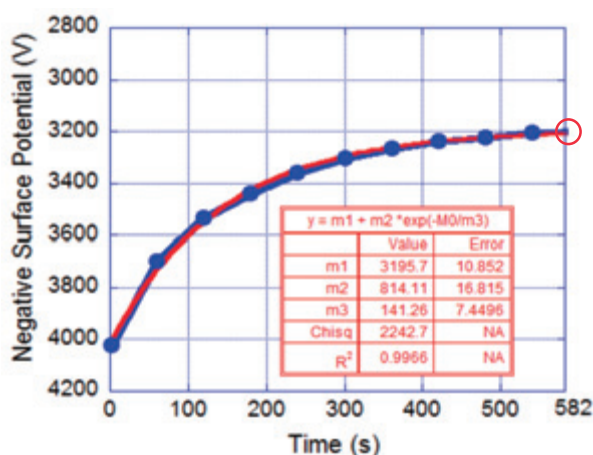


Figure 8. Charging profile coverglass while -4kV biased sample was exposed to electron beam. Blue circles are the surface potential measured by TREK before the discharge occurred. Red line is the exponential fitted curve. Fitting parameters are shown on the table.

charging profile was determined, the surface potential just before discharge occurred could be determined (inside red circle in Figure 8) based on the recorded time and threshold voltage could be calculated.

On all the samples, a total of 35 ESD were recorded. Measured ESD threshold voltages on the virgin samples are shown in Figure 9. The minimum threshold voltages found for the virgin coverglass samples were 612V. In order to find the threshold value statistically, both Normal distribution and Weibull distribution methods were applied. Figure 10 shows curves for the Weibull and Normal cumulative distribution function. From these curves, ESD threshold voltage is determined at the point where the distribution function equals 0.5. These results are shown in Table 2.

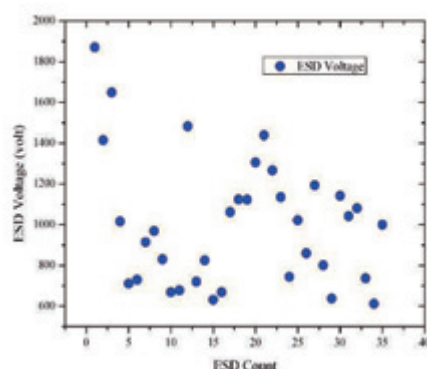


Figure 9. Threshold voltage of ESD on virgin samples while under electron beam irradiation.

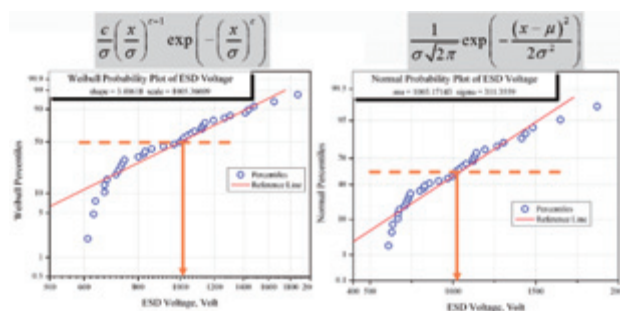


Figure 10. Cumulative Weibull (left) and Normal (right) distribution of the threshold voltage of ESD measured on virgin samples.

Table 2. Threshold voltage of ESD on the virgin samples measured by Weibull and Normal distribution.

Distribution	ESD threshold at 50 % Virgin sample
Weibull	1.005 kV
Normal	1.003 kV

IV. CONCLUSION AND FUTURE TASKS

CMG100-AR coverglass, which produced by Qioptiq Ltd, have been irradiated under electron beam inside a ground vacuum chamber to measure the threshold voltage of electrostatic discharge (ESD) after were biased to negative voltage. A lot of number of ESD on virgin samples occurred and were observed. ESD current waveforms and images also were recorded simultaneously. Around 35 ESD data were obtained on the virgin samples and both Normal and Weibull distribution functions were used to measure the ESD threshold voltage. It has been found that the ESD threshold voltage of virgin sample is around 1kV. In future work, more virgin and Atomic Oxygen exposed samples will be considered to investigate the ESD threshold.

V. REFERENCES

- [1] Hastings, D. E., "A Review of Plasma Interactions with Spacecraft in Low Earth Orbit," *Journal of Geophysical Research*, Vol. 100, No. A8, 1992, pp. 14,457–14,483.
- [2] Cho, M., "Arcing on High Voltage Solar Arrays in Low Earth Orbit: Theory and Computer Particle Simulation," Ph.D. Dissertation, Dept. of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, MA, Feb. 1992.
- [3] Ferguson, D. C., Snyder, D. B., Vayner, B. V., and Galofaro, J. T., "Array Arcing in Orbit from LEO to GEO," *AIAA Paper 98-1002*, Jan. 1998.
- [4] Chen Y., Wu J., Okumura T., Takahashi M., Endo T., Iwata M., Toyoda K., and Cho M., "Investigation on Space Environmental Degradation Effects of Solar Cell Coverglass," *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 41, no.12, 2013 pp. 3471-3476.
- [5] Hastings, D. E., and Garrett, H., *Spacecraft Environmental Interactions*, Cambridge Univ. Press, New York, 1996, Chap. 5.
- [6] Katz, I., Davis, V. A., and Snyder, D. B., "Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of Solar Arrays in GEO," *AIAA Paper 98-1002*, Jan. 1998.
- [7] Toyoda, K., Matsumoto, T., Cho, M., Nozaki, Y., and Takahashi, M., "Power Reduction of Solar Arrays by Arcing Under Simulated Geosynchronous Orbit Environment," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.41, No.5, 2004, pp.854-861.
- [8] K. Nitta, C. Morioka, and E. Miyazaki, "Secondary electron emission measurements of atomic-oxygen-irradiated cover glasses," in *Proc. 3rd AIAA Atmospheric Space Environments Conf.*, Jun. 2011, pp. 1–3.

No1

HTV-5号機における帯電電位計測結果と次号機での計画

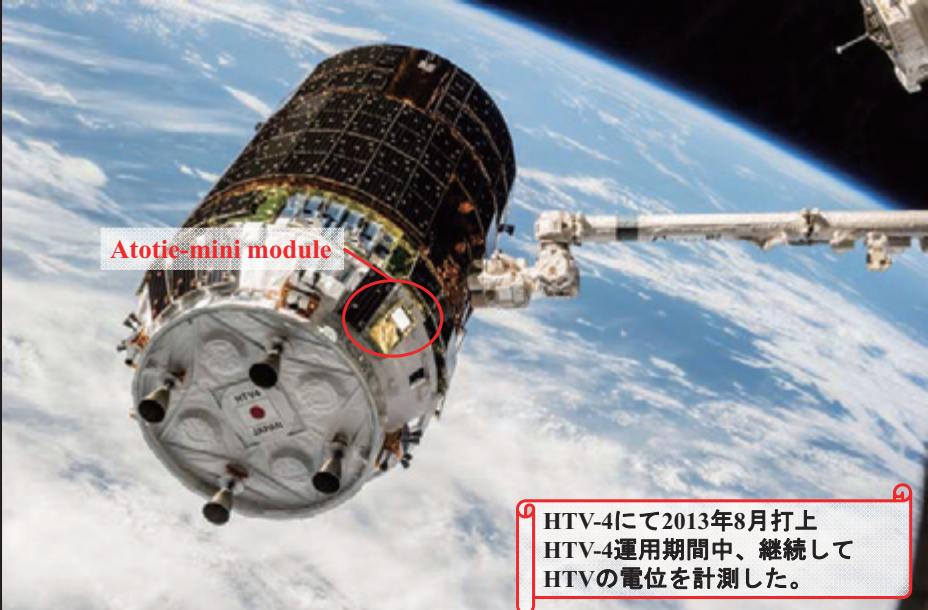
空へ挑み、宇宙を拓く

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

2015/11/17
JAXA 奥村哲平

No2

実験の背景（1/2）



Atotic-mini module

HTV-4にて2013年8月打上
HTV-4運用期間中、継続して
HTVの電位を計測した。

No3

実験の背景 (2/2)



No4

KASPER

Kounotori Advanced SPace

Environment

Research equipment module

No5

はじめに

【目的】

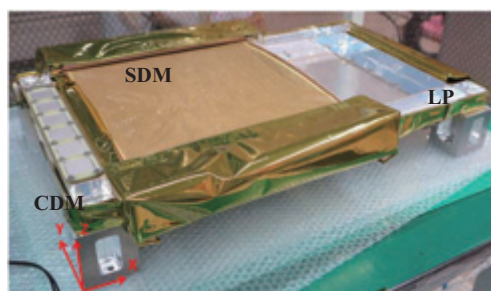
- HTV4から継続してHTV表面電位情報を取得することにより、宇宙環境条件、宇宙機軌道位置、飛行姿勢等の影響によるHTV機体電位の設計妥当性評価精度を向上させ、不具合解析や改修設計に反映すること
- JAXAが主導して開発を進めてきた微小デブリ計測装置の軌道上実証により、アクティブセンサを用いた微小デブリ計測技術を確立すること

項目	センサ名称	センサ形状	センサ機能
1	接触型帯電電位計: TREK-3G		HTVの帯電電位測定
2	プラズマ電流計測器: LP		HTV周辺のプラズマ電流測定
3	フィルム貫通型デブリセンサ: SDM		100um以上のデブリ検知
4	セラミック圧電センサ: CDM		100pg・km/sec以上のデブリ検知

No6

KASPER概要

KASPERの外観図と、KASPERが有するプローブ(TREK-3G, LP, CDM, SDM)の外観図を示す。
KASPERは、帯放電計測用として接触型電位センサ(TREK-3G)とプラズマ電流計測器(LP)と、デブリモニタとしてフィルム貫通型デブリセンサ(SDM)とセラミック圧電センサ(CDM)を有している。



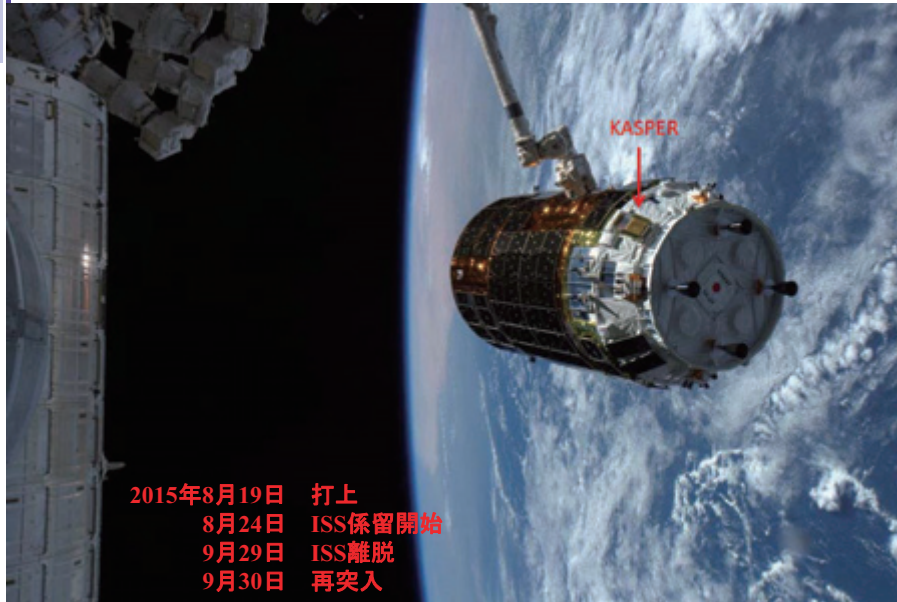
KASPERの外観図

No7**KASPER概要**

HTV-5に取り付けられたKASPERを示す。KASPERは、HTVの推進モジュールに取り付けられた。HTVの姿勢がLVLH、Yaw+90° の時はセンサはウェーク面に、ISS係留中及びYaw-90°、Yaw180° の時は、センサはラム面となる。

**KASPERの取付位置****No8****KASPERフライトデータ**

No9



No10

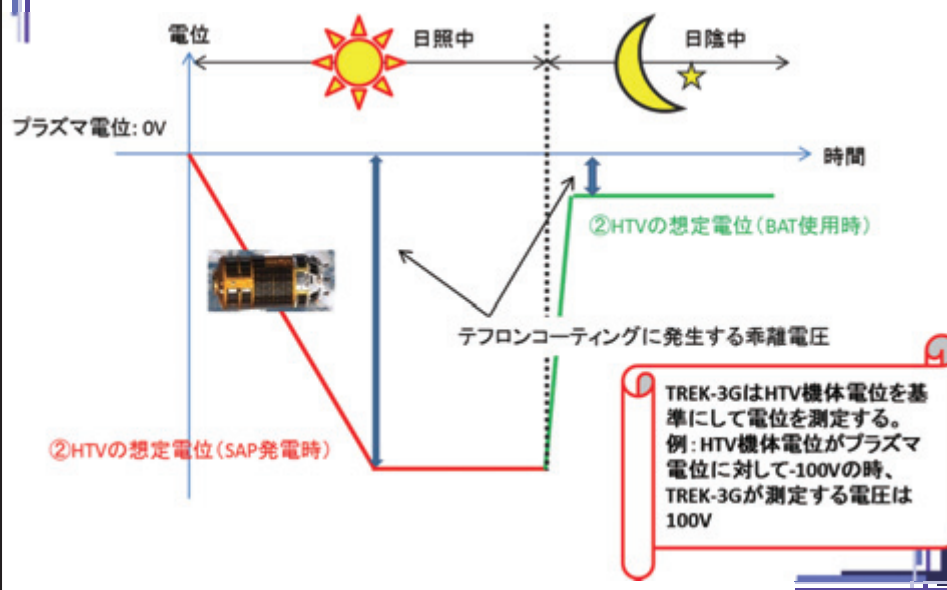


No11

項目	センサ名称	センサ形状	センサ機能
1	接触型帯電電位計: TREK-3G		HTVの帯電電位測定
2	プラズマ電流計測器: LP		HTV周辺のプラズマ電流測定
3	フィルム貫通型デブリセンサ: SDM		100um以上のデブリ検知
4	セラミック圧電センサ: CDM		100pg・km/sec以上のデブリ検知

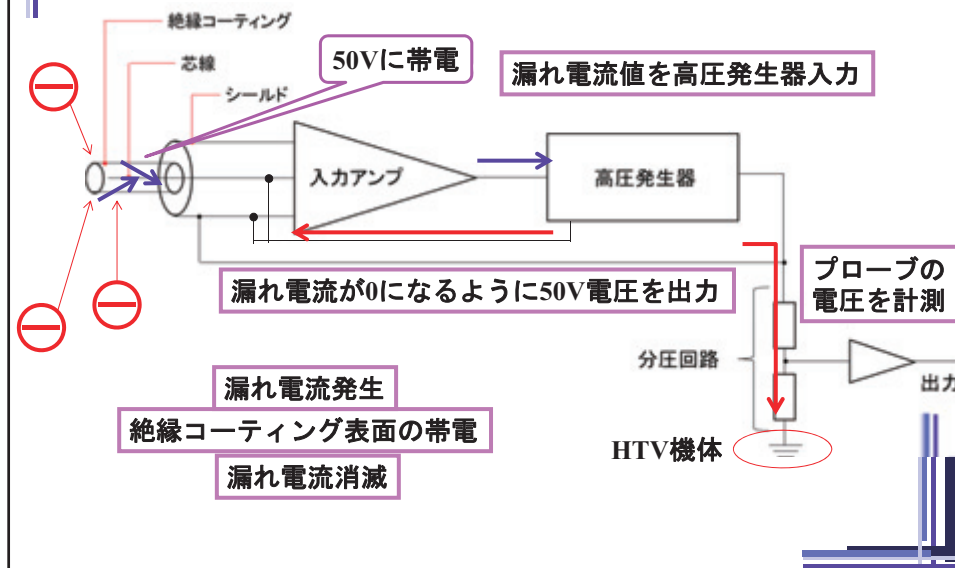
No12

TREK-3GのHTV機体電位測定原理



No13

TREK-3GのHTV機体電位測定原理



No14

3.1. HTV-5号機帯電電位評価（TREK-3G）

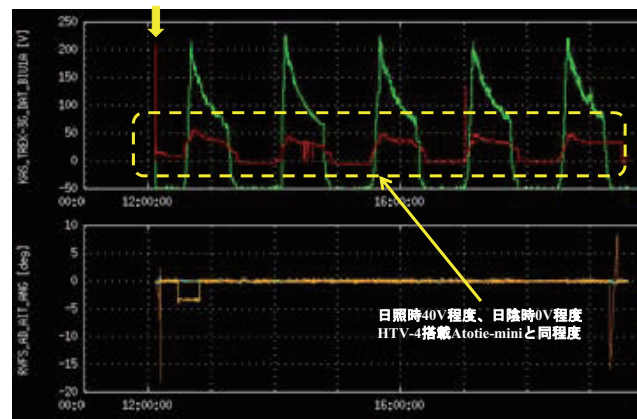
- HTV-5号機の帯電電位を単独飛行中、ISS係留中に分類し評価した。
- 単独飛行中の帯電電位サマリ**
 - 打ち上げ後、4周程度は日照時40V程度、日陰時10V以下で、HTV-4号機にて観測した帯電電位と類似した傾向を示した。
 - 単独飛行中の電位: 評価中@日照時、10V程度@日陰時
- ISS係留中の帯電電位サマリ**
 - 日照時30V程度、日陰時0V程度。SEDA-AP観測値とほぼ同程度

No15

3.1. HTV-5号機帯電電位評価 (TREK-3G)

単独飛行中@往路

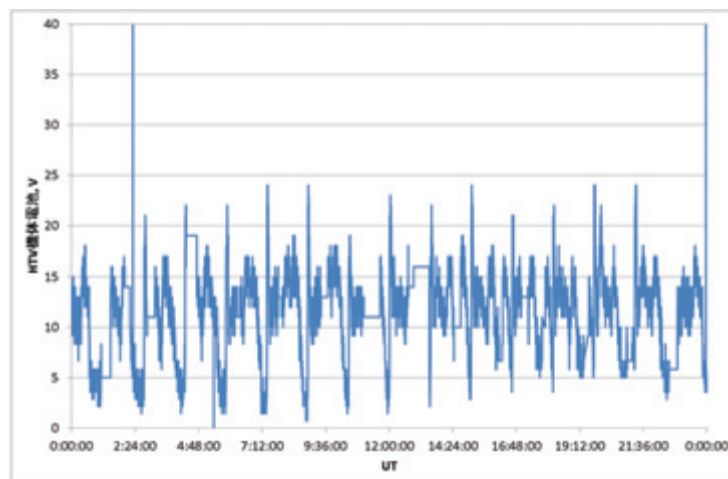
KASPER起動



No16

3.1. HTV-5号機帯電電位評価 (TREK-3G)

ISS係留中



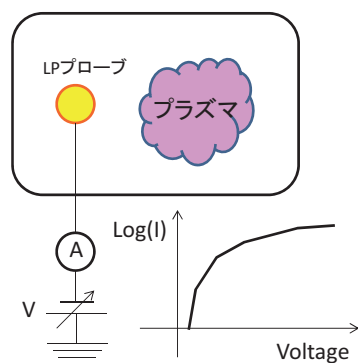
No17

項目	センサ名称	センサ形状	センサ機能
1	接触型帯電電位計: TREK-3G		HTVの帯電電位測定
2	プラズマ電流計測器: LP		HTV周辺のプラズマ電流測定
3	フィルム貫通型デブリセンサ: SDM		100um以上のデブリ検知
4	セラミック圧電センサ: COM		100cg・km/sec以上のデブリ検知

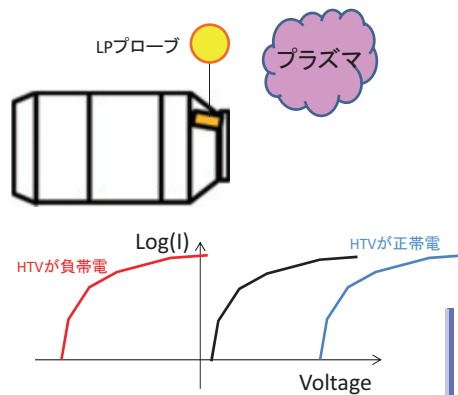
No18

LPのプラズマ電流測定原理 (1)

図Aに示すように地上試験系においては、GNDを基準としてプラズマ特性を測定する。これに対し、図Bに示すようにHTVではHTV構体を基準にして、プラズマ特性を測定する。ここで、HTVの帯電電位は変化するので、図Bに示すように、帯電電位に応じてプラズマ特性が変化する。LP-POM/KASPERにおいては、TREK-3Gにより測定した衛星電位を元にLPで測定する電圧範囲を決定する。



図A 地上試験系におけるプラズマ特性測定

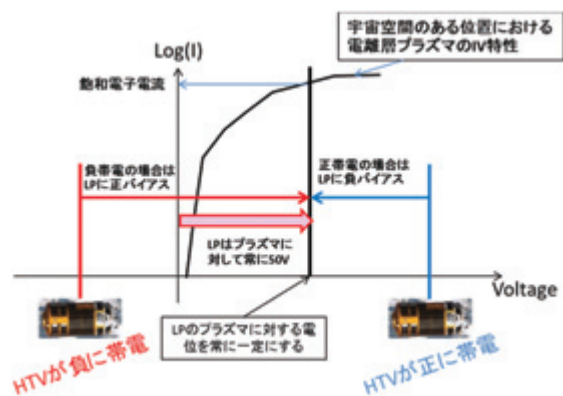


図B HTVにおけるプラズマ特性測定

No19

LPのプラズマ電流測定原理（2）

KASPERモジュールでは下図に示すように、LPがプラズマ電流を計測する時のLPプローブのプラズマに対する電位が常に一定（50V）になるように設計した。プラズマ電位に対して常に50Vの電圧を印可した状態で測定するプラズマ電流は、飽和電子電流領域の電子電流である。電子温度を仮に0.2eVとすれば、プラズマ密度に換算することもできる。

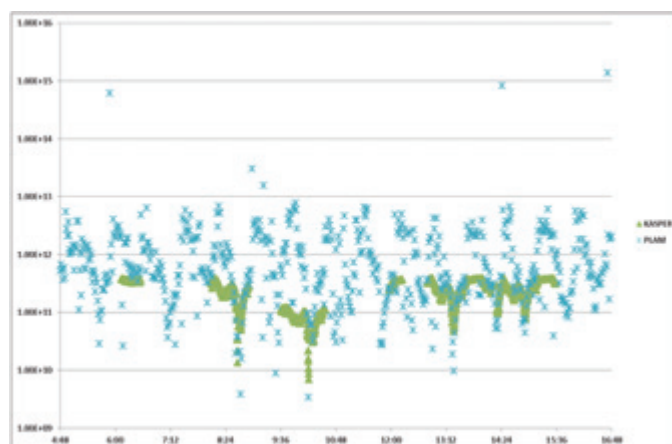


No20

3.2 プラズマ環境評価（LP）

- 測定値の検証

ISS係留中のKASPER計測値と、SEDA-PLAM計測値の比較をおこなった。10¹⁰から10¹¹オーダーで良く一致しているのが分かる。

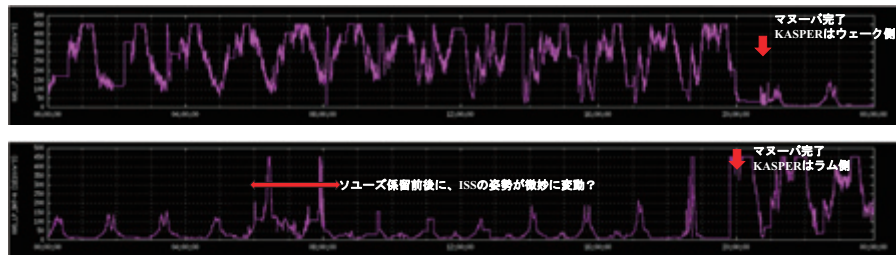


No21

3.2 プラズマ環境評価 (LP)

- ISS係留中

9/3から9/4にかけてISSにソユーズがドッキングするイベントがあった。ドッキングのため、ISSはHTVがISSのウェークになる向きにマヌーバした。KASPERはこの挙動を計測した。



246/1922-2053 Mnvr to -XVV
247/1830-2001 Mnvr to +XVV

No22

まとめ

① HTV4号機から継続しHTV電位情報を取得し、宇宙環境条件と帯電電位の相関性及びJAXA帯電解析ソフト(MUSCAT)帯電解析精度の向上を図る。

→ Atotie-miniに続き、HTV機体の帯電電位および周辺環境との相関データを取得することができた。今後は、ここで取得したデータにもとづきMUSCATによる帯電解析を行い、モデルの妥当性を評価する。

② HTV6号機搭載ミッションKITE(HTV搭載導電性テザー実証実験)において、エクストラサクセスであるプラズマ電子収集モデル(OML理論)コリレーションに必要なプラズマ電流計測ツール(静電プローブ)のプリカーサーとなる。

→ 今後の評価にて確認していく。



No23

KITE


Kounotori **I**ntegrated **T**ether
Experiment
HTV-6



No24

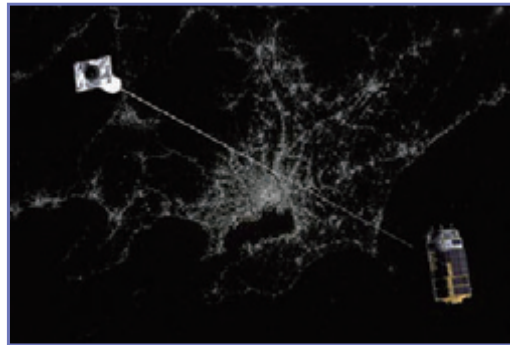
LP-POM

Large probe **P**lasma current monitor
and
POtential **M**onitor
module



No25

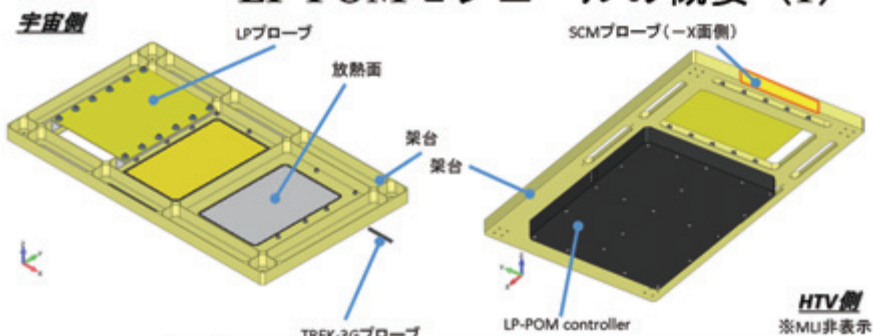
導電性テザー実験~KITE~



HTV-6で実施する予定の導電性テザー実験「KITE」に使用するために、静電プローブ機能付き帯電電位モニタ「LP-POM」モジュールを開発中である。

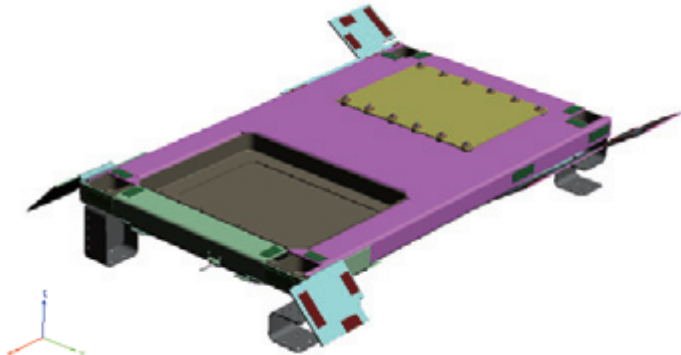
No26

LP-POMモジュールの概要（1）



項目	センサ名称	センサ形状	センサ機能
1	接触型帯電電位計: TREK-3G		HTVの帯電電位測定
2	プラズマ電流計測器: LP		HTV周辺のプラズマ電流測定
3	帯電モニタ: SCM		HTVの帯電電位測定

No27 LP-POMモジュールの概要（2）



LP-POMモジュールの外観図（射場取付）

表1.4.1-2 LP-POMモジュールのサイズと重量		
項目	数値	備考
サイズ	750mm x 420mm x 93mm	MLI艦装状態（包絡域は含む）
重量	6.6kg	MLI含む

Atotie-mini、KASPERモジュールの基本設計を踏襲しつつ、
細かな設計変更を加えた。

第12回 宇宙環境シンポジウム

ポリイミドにおける二次電子放出特性と照射線量の関係

谷口 大明* 小玉 一貴 三宅 弘晃 田中 康寛 (東京都市大学)
大平 正道 奥村 哲平 川北 史朗 高橋 真人 (宇宙航空研究開発機構)

The relationship between characteristic of secondary electron emission and irradiation dose in Polyimide

Hiroaki Taniguchi* Kazuki Kodama Hiroaki Miyake Yasuhiro Tanaka (Tokyo City University)

Masamichi Ohira Teppei Okumura Shiro Kawakita Masato Takahashi (JAXA)

1. はじめに

現在、気象観測衛星をはじめとした多くの宇宙機が運用されている。宇宙環境には高エネルギー荷電粒子等の放射線が存在し、宇宙機がこれらに曝されることで表面材料は帯電・放電し、宇宙機の運用異常へ陥る危険性がある。したがって、設計段階において電位解析を行い、帯電・放電を考慮した材料選定が求められる。我が国における衛星開発では、国産の衛星解析ソフトウェア (Multi utility Spacecraft Charging Analysis Tool: MUSCAT) を用いて解析を行っている。この解析を実施するにあたり、衛星形状や表面材料の二次電子放出 (SEEY)、光電子放出電流といった帯電に関する物性値が必要となる。本研究グループでは SEEY に着目して研究を行っている。

これまで、多くの研究機関において SEEY 測定が実施されてきたが、その測定の多くは BOL (Beginning Of Life) 時の材料を対象としている。しかし、宇宙機が運用開始直後から EOL (End Of Life) 時にかけて常に宇宙環境に曝されることで、表面材料の SEEY 特性が変化する可能性が考えられる。宇宙機の更なる長期運用を図る為に、BOL から時間経過した材料の帯電特性を考慮した解析が必要であるといえる。その為に、時間経過後の材料の帯電特性を知る必要がある。

そこで今回、Kapton-H と Upilex-S に対し GEO (Geosynchronous Orbit) 上で 1、3 年間運用した際と同等線量の電子線を照射し、照射試料の SEEY

測定を行った。そして二次電子放出特性と照射線量について検討したので以下に報告する。

2. 測定システム

図 1 に用いた測定システムの概略図を示す。

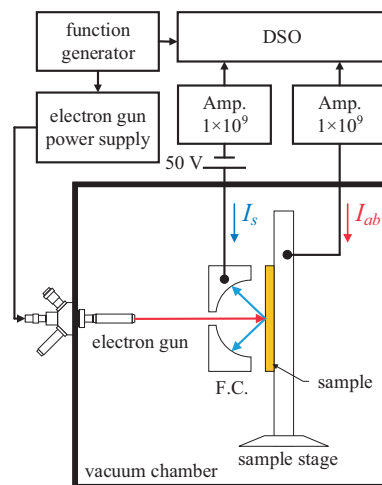


図 1 SEEY 測定システム概略図

本測定システムでは、電子銃からファラデーカップ (F.C.) を通して試料へ電子線照射を行う。この時、測定による試料の帯電を抑制するため、電子線はパルス幅 0.5 ms のパルスビームとしている。

試料への電子線照射に伴い試料から放出された電子 (二次電子) を F.C.、試料に吸収された電子を試料台にて捕獲し、それぞれ I_s 、 I_{ab} として観測する。SEEY σ を算出する際は式 (1) を用いる。

$$\sigma = \frac{I_s}{I_s + I_{ab}} \quad (1)$$

今回、一次電子エネルギー E_p を 300 eV から 5 keV という範囲で測定を行った。

3. GEO での運用を模擬した試料

GEO 上で1年間運用した際に宇宙機に照射される電子の量を 10^{15} 個/cm² として、Kapton-H と Upilex-S を対象に、50 keV 電子銃を用いて GEO 上で 1、3 年間宇宙機を運用した際と同等線量での電子線照射を行った。各試料への電子線照射条件は表 1 の通りである。同表中に示した電子線照射時間は 1 照射スポット当たりの時間であり、各試料とも 4 つの照射スポットを設けた。

表 1 50 keV 電子線照射条件

	electron beam energy [keV]	current density [nA/cm ²]	time [min/spot]
1 year	50	45	60
3 years	50	67.5	120

1、3 年間模擬試料の SEEY 測定は電子線照射約 15 h、60 h、110 h 後にそれぞれ行った。

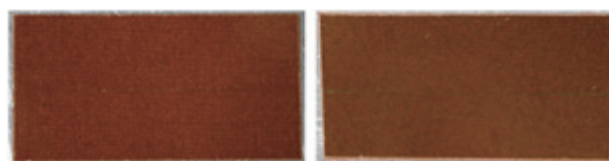
4. 測定結果

4.1. 試料外観の変化 図 2 に Kapton-H と Upilex-S の電子線照射前後での外観を示す。運用模擬試料は、照射 110 h 後の SEEY 測定後、真空容器から取り出した際にカメラで撮影した。

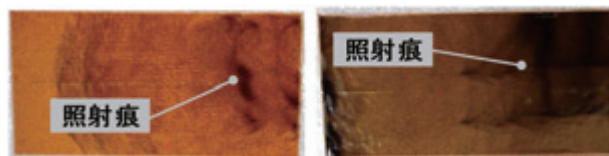
同図より、すべての運用模擬試料において照射痕が確認できた。また、1、3 年間運用模擬試料において Kapton-H と比較して Upilex-S の方に色の濃い照射痕を確認することができた。

4.2. 電子線照射前後での SEEY の変化 図 3 (a) に Kapton-H の 1 年間運用模擬試料、(b) に 3 年間運用模擬試料の電子線照射前後における SEEY 測定結果を示す。縦軸が二次電子放出係数 σ 、横軸が一次電子エネルギー E_p [eV] を表す。また、表 2 に Kapton-H の各測定結果での SEEY 最大値 σ_m とその時の一次電子エネルギー E_m を示す。

同図(a)より、高エネルギー領域において照射前後で SEEY に有意差を確認できなかった。低エネルギー領域においては若干の差異を確認できた。また、照射後時間経過に伴い σ_m が減少傾向にある



(a) 電子線未照射試料



(b) 1 年間運用模擬試料



(c) 3 年間運用模擬試料

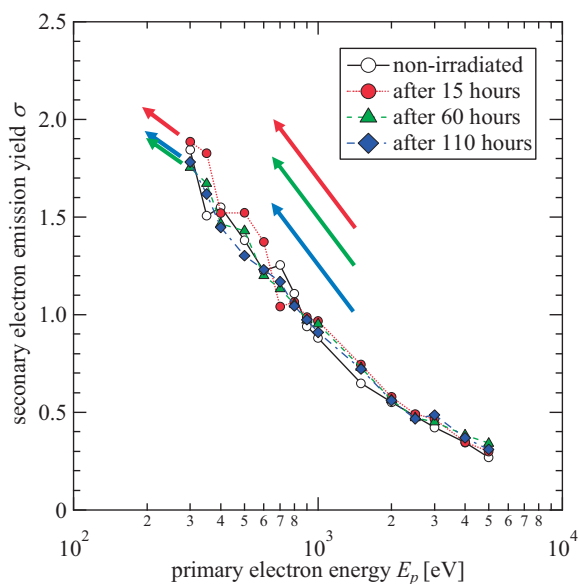
図 2 Kapton-H (左列) と Upilex-S (右列) の電子線電子線照射前後での外観

ことが確認できた。

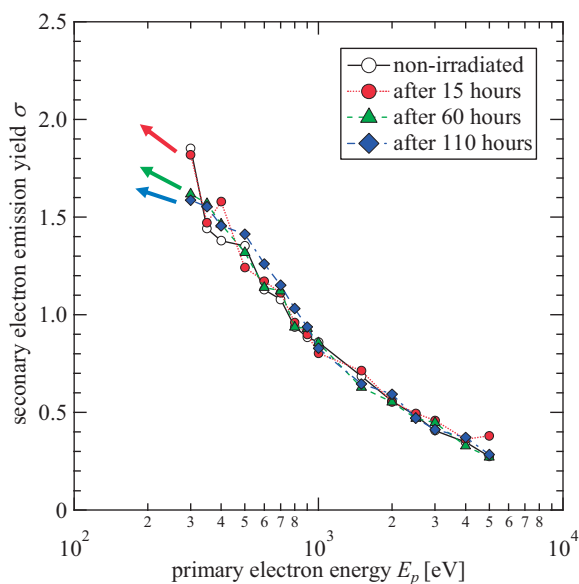
同図(b)では、照射試料で σ_m が上昇していることが確認できた。高エネルギー領域では $E_p = 4、5$ keV において照射 15 h 後に σ が低下、低エネルギー領域では照射 60 h 後までピークの出現を確認できた。しかし、いずれも時間経過により未照射試料へ近い挙動となる結果が得られた。

図 4 (a) に Upilex-S の 1 年間運用模擬試料、(b) に 3 年間運用模擬試料の電子線照射前後における SEEY 測定結果を示す。また、表 3 に Upilex-S の各測定結果での SEEY 最大値 σ_m とその時の一次電子エネルギー E_m を示す。

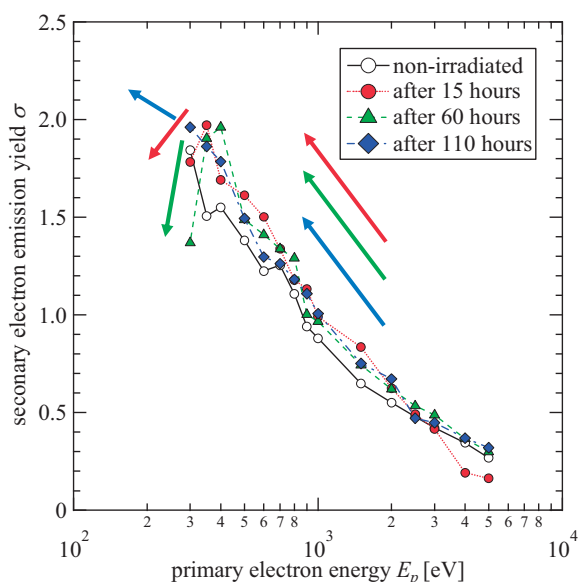
同図(a)、(b)より、両照射線量において照射試料で σ_m が減少しており、また、 $E_p = 5$ keV において照射 15 h 後は SEEY が増加しているが時間経過により未照射試料に近い値となっていることが確認できた。低エネルギー領域では、1 年間運用模擬試料では時間経過により SEEY が減少し、3 年間運用模擬試料では照射後にピークが確認され、時間経過に伴いピークが高エネルギー側へシフトする挙動が見て取れる。



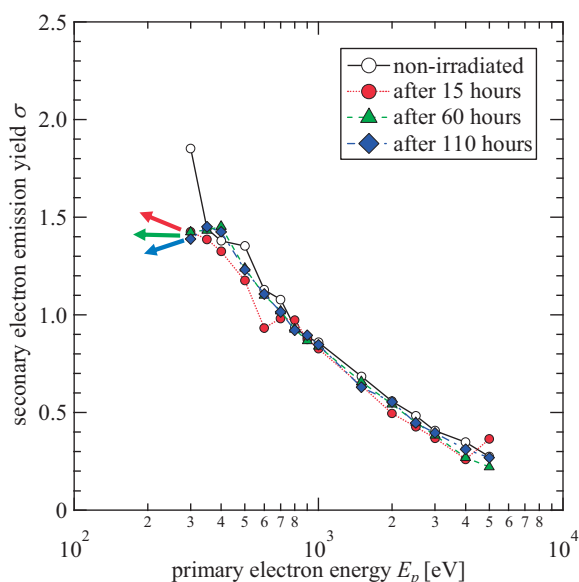
(a) 1年間運用模擬試料



(a) 1年間運用模擬試料



(b) 3年間運用模擬試料



(b) 3年間運用模擬試料

図 3 Kapton-H における電子線照射前後での SEEY 測定結果と時間経過による SEEY の変化

図 4 Upilex-S における電子線照射前後での SEEY 測定結果と時間経過による SEEY の変化

表 2 Kapton-H の σ_m と E_m

1年間運用模擬試料				
	non-irradiated	after 15 hours	after 60 hours	after 110 hours
σ_m	1.844	1.885	1.753	1.781
E_m	300	300	300	300
3年間運用模擬試料				
	non-irradiated	after 15 hours	after 60 hours	after 110 hours
σ_m	1.844	1.972	1.961	1.960
E_m	300	350	400	300

表 3 Upilex-S の σ_m と E_m

1年間運用模擬試料				
	non-irradiated	after 15 hours	after 60 hours	after 110 hours
σ_m	1.852	1.819	1.618	1.586
E_m	300	300	300	300
3年間運用模擬試料				
	non-irradiated	after 15 hours	after 60 hours	after 110 hours
σ_m	1.852	1.425	1.452	1.451
E_m	300	300	400	350

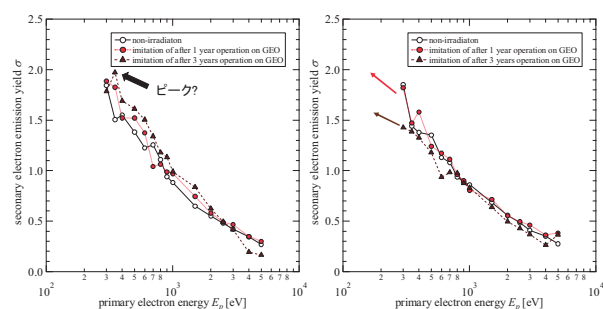
4.3. 電子線照射線量による SEEY の変化 図 5 に Kapton-H (左列) と Upilex-S (右列) の電子線照射線量による SEEY の変化を示す。

同図より、Kapton-H では照射線量を増加させる

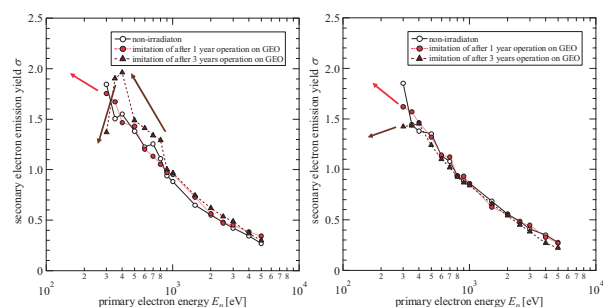
ことにより低エネルギー領域において σ_m が上昇傾向にあることが確認できた。また、照射線量に関わらず時間経過により比較的未照射試料に近い SEEY となることが確認できる。

一方で、Upilex-S では照射線量を増加させることにより低エネルギー領域において σ_m が減少傾向にあることが確認でき、また、時間経過で照射線量増加に伴い、ピークがより高エネルギー側へシフトしていく傾向を取得することができた。

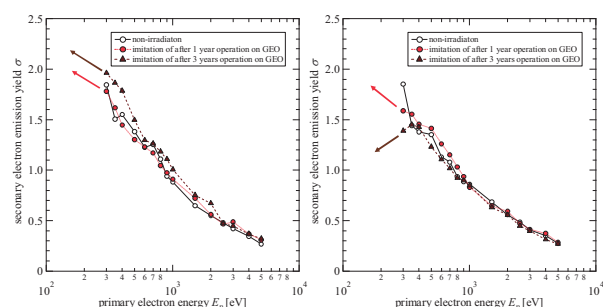
今回の測定において、Kapton-H においては照射線量による SEEY の変化が Upilex-S と比較して小さく、時間経過による SEEY に可逆性がある一方で、Upilex-S においては照射線量を増加させることで σ_m が低下していき、時間経過による可逆性がないことがわかる。



(a) 照射 15 h 後



(a) 照射 60 h 後



(a) 照射 110 h 後

図5 Kapton-H(左列)とUpilex-S(右列)の電子線照射線量による SEEY の変化

5. まとめと将来展望

今回、Kapton-H と Upilex-S を対象に GEO で 1 年間、3 年間宇宙機を運用した際と同等線量の電子線照射を行い、SEEY 測定を行った。各試料に

おいて電子線照射前後での SEEY の比較を行ったところ、Kapton-H では照射後試料において SEEY の最大値 σ_m が上昇し、照射線量増加に伴って上昇していく傾向が得られた。また、SEEY の挙動は時間経過により未照射試料の結果に近いものとなり、可逆性を示す結果が得られた。Upilex-S では、SEEY の最大値 σ_m が低下し、照射線量増加に伴って低下していく傾向が得られた。また、時間経過に伴いピークが高エネルギー側へシフトしていく挙動が得られ、SEEY に不可逆性を示す結果が得られた。以上より、現在の解析において、Kapton-H は宇宙機運用開始から時間経過後も BOL 時の解析結果を適用できる可能性があると考えられる。

今回の測定において、測定した E_p 範囲より低エネルギー領域にピークが現れると予想できる結果が存在する。よって、更なる低エネルギー領域における SEEY の測定を行っていく。また、より電子線照射直後の SEEY 測定が行えるよう、現在新たな測定システムを構築中である。

文 献

- (1) 廣三壽, 藤井治久, 阿部俊雄, 西本博信:「静止軌道宇宙環境における熱制御用絶縁性材料の帯電観測」, 電学論 A, Vol.118, No.7-8 p.759-766 (1998)
- (2) C.Koons, J.E.Mazur, R.S.Selesnick, J.B.Blake, J.F.Fennell, J.L.Roeder and P.C.Anderson, "The Impact of the Space Environment on Space Systems", Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, Air Force Research Laboratory, pp.7-11, 1998

宇宙機材料の二次電子放出係数及び光電子放出係数の測定

川崎和貴, 宮原信, Essien Ewang, 井上俊佑

豊田和弘, 趙孟佑

九州工業大学, 日本

k108031k@mail.kyutech.jp

Keyword: Secondary electron, Photoelectron, Black-Kapton, Teflon

宇宙機の帯電状況を知るために材料の二次電子放出係数、光電子放出係数を知ることが必要である。この二つの値は電子放出のしやすさを表したもので、宇宙機の電流収支を計算することに用いられる。電子放出係数は材料によって様々でデータベースの構築が重要である。

これまで我々は金と Kapton の二次電子放出係数、光電子放出係数の測定を行ってきた。そして今回、新しい材料として Black Kapton と Teflon に着目した。これら二つは実際に宇宙機表面の熱制御材料として用いられている。だが、この二つの材料はまだ二次電子放出係数、光電子放出係数のデータが少ない。従ってこの二つの材料の測定を行い、また材料表面の放射線や UV、原子状酸素での劣化による測定も同様に行う。これにより、Black Kapton と Teflon の帯電解析のためのデータベースを構築するとともに劣化特性との考察を行う。

1. 背景・目的

帯電解析ソフトに必要な値が三つある。それは衛星に使われている材料の帯電のしやすさを数値化した二次電子放出係数と光電子放出係数、そして抵抗値である。この値を得ることで帯電解析が高精度になる。

また、宇宙で長く運用されている衛星は宇宙環境によって影響を受ける。特に静止軌道にある衛星は高いエネルギーの放射線による影響が大きい。本論文では放射線による劣化を模擬したサンプルの測定を行なった。

今回測定したサンプルは熱制御材料に使われている Black Kapton Teflon である。この二つのサンプルの二次電子光電子測定をする。

2. 電子放出

2.1. 二次電子放出係数

二次電子放出とは高エネルギーの電子が個体物質に衝突することで発生する。この時の入射電子と放出電子の比が二次電子放出係数である。波形を示す。

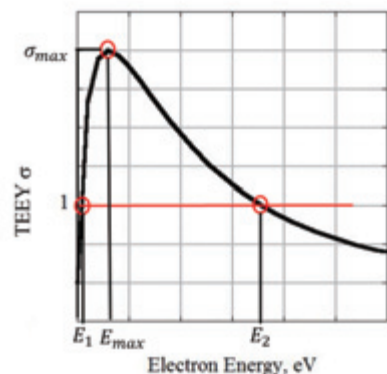


図1 二次電子放出係数

σ_{max} は二次電子放出係数最大値で E_{max} はそのときの最大値 E_1, E_2 は二次電子放出係数が 1 のときのエネルギーである

2.2. 光電子放出係数

光電子放出とは波長の短い（エネルギーの高い）光が個体物質に照射されることで光電効果により電子が飛び出すという現象である。光電子放出を起こす波長領域は紫外線である。

入射した光子と放出した電子の比が光電子放出係数という。

3. 実験手法

3.1. 二次電子

二次電子測定システムはオージェマイクロスコブ装置(JAMP-10SX)でできている。子の装置には電子銃 LaB6 が備わっている。電子銃のエネルギーは 10～3keV である。真空度は 3.5×10^{-5} Pa まで下げることができる。

電子銃から電子を打ち出し、サンプルに衝突、その後コレクタとサンプルステージからの電流を計測できる。

コレクタはステージにたいして+50V バイアスしている。このため放出した電子を全て電流として取得できる。全体を図に示す。

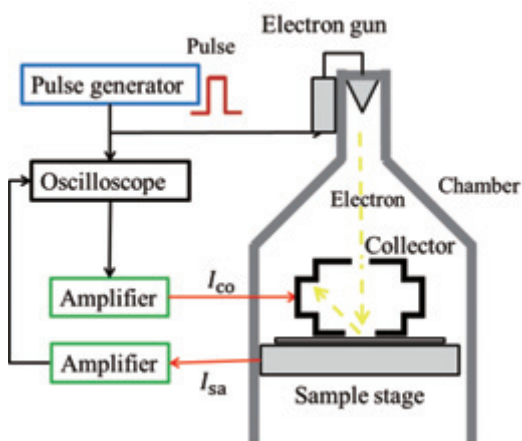


図2 二次電子測定システム

この装置により得られた電流値より二次電子放出係数は

$$\sigma = \frac{I_{\text{collector}}}{I_{\text{primary}}} = \frac{I_{\text{collector}}}{I_{\text{collector}} + I_{\text{sample}}}$$

と表せる。電子銃のエネルギーを 10eV～3keV に変えて測定した。

3.2. 光電子

光電子測定システムは $10^{-5} \sim 10^{-6}$ Pa まで真空にできるチャンバー中に紫外線光源の D2 ランプがあり、UV センサ、サンプルにそれぞれ照射できるようになっている。また、中にはバンドパスフィルタが備わっており紫外光を 122nm, 130nm, 138nm, 157nm, 185nm の波長に分けられる。この波長で光電子測定を行う。外観図を示す。

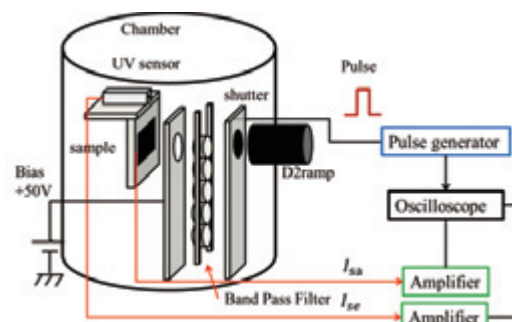


図3 光電子測定システム

これにより得られた電流値は

$$I_{se} = I$$

$$I_{sa} = j_{ph} \times S$$

とする。S は照射面積である。また照射強度 I_r は次式である。

$$I_r(\lambda) = \frac{I}{I_{re}} \times I_{re}(\lambda)$$

I_{re} は UV センサの相対電子電流、 I_{re} は UV センサの相対照射強度である。 I_{re} は次式で求められる。

$$I_{re} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{re}(\lambda) \times R(\lambda) d\lambda \times S$$

R は UV センサの受光感度である。光電子放出係数解析法を説明する。

まず、光電子放出係数 Y は

$$Y(\lambda) = \frac{j_{ph}}{1.602 \times 10^{-19} \times \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} F(\lambda) d\lambda}$$

で表せる。 j_{ph} は光電子電流密度、F は光子流量である。F は次式で求まる。

$$F(\lambda) = \frac{I_r(\lambda)}{W(\lambda)}$$

W は光子のエネルギーである。
また W は

$$W(\lambda) = \frac{hc}{\lambda}$$

であり h はプランク定数、 c は光速、 λ は波長である。

3.3.放射線劣化サンプル

放射線劣化サンプルの作成をした。陽子線と電子線をサンプルに照射した。静止軌道 GEO で 1、5、10、15 年相当の劣化をさせた。

群馬県高崎市、日本原子力機構高崎量子応用研究所で電子線を当てた。電子のエネルギーは 1MeV、電子電流は 1.88 mA であった。

また福井県敦賀市、若狭湾エネルギー研究センターで陽子線を当てた。エネルギーは 50keV で $1 \mu A/cm^2$ である。

その後サンプルは真空容器に入れて持ち帰った。そして二次電子、光電子測定を行なった。

4.測定結果

4.1.二次電子放出係数

まず virgin サンプルの波形を示す。

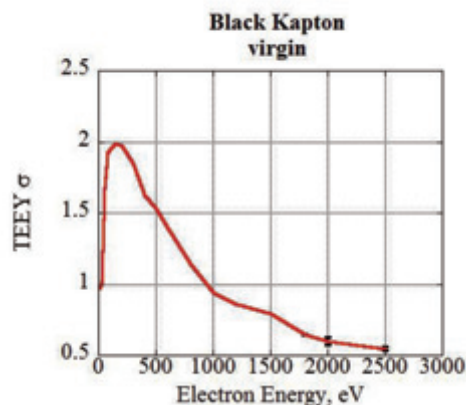


図 4 Black Kapton virgin
2 次電子測定

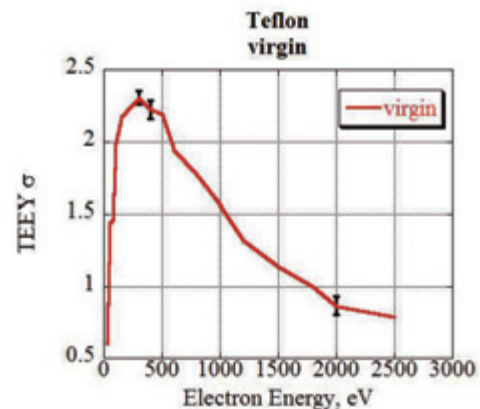


図 5 Teflon virgin
二次電子測定

放射線劣化サンプルの測定結果を図に示す。

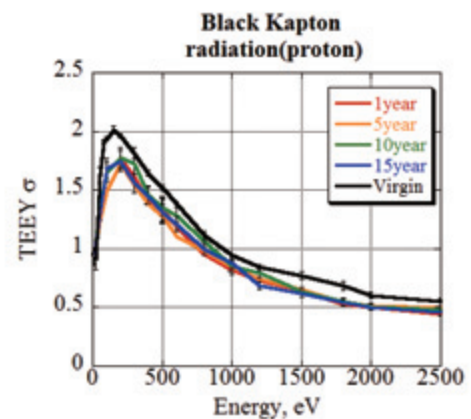


図 6 BlackKapton 陽子線劣化
二次電子測定

陽子線による劣化はほとんど見られなかった。

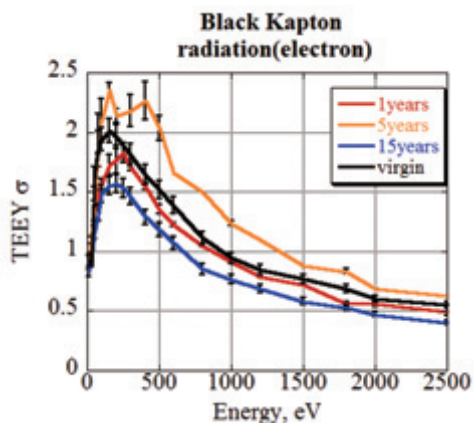


図7 BlackKapton 電子線劣化
二次電子測定

5年相当のサンプルのみ上がった。

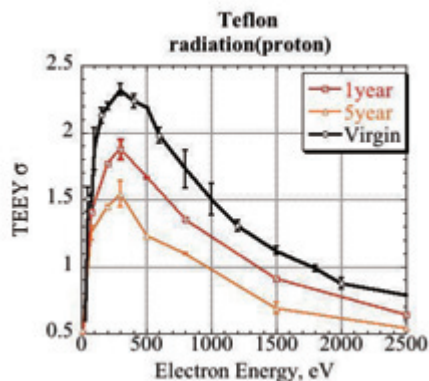


図8 Teflon 陽子線劣化
二次電子測定

1年5年と年ごとに下がった。

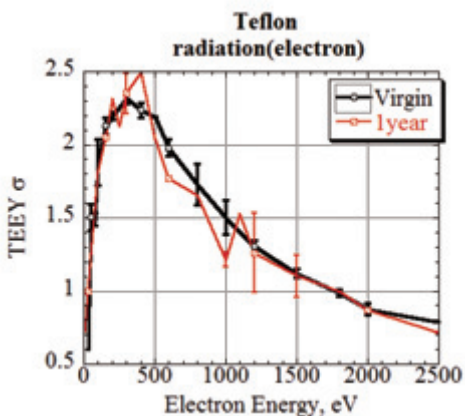


図9 Teflon 電子線劣化
二次電子測定

ピーク値が少し上がった。
あまり変化は見られなかった。

4.2.光電子放出係数

測定結果を下図に示す。

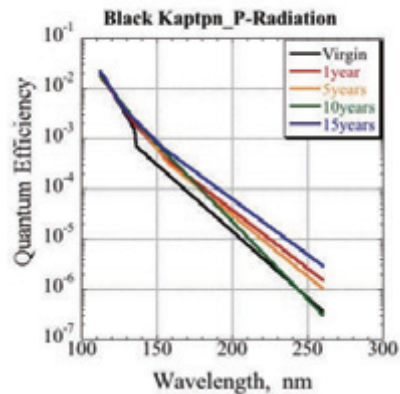


図10 BlackKapton 陽子線劣化
光電子測定

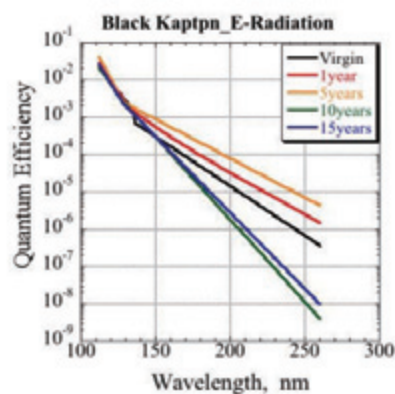


図11 BlackKapton 電子線劣化
光電子測定

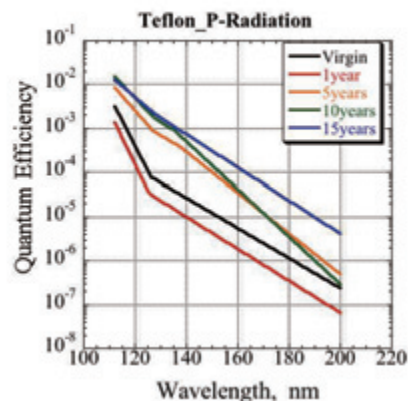


図12 Teflon 陽子線劣化
光電子測定

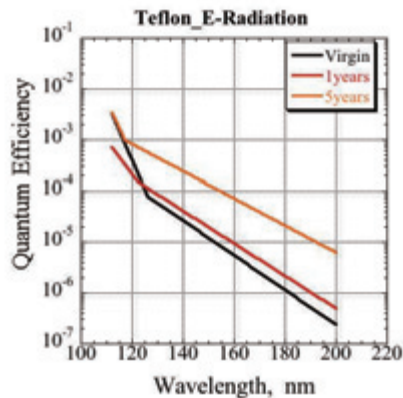


図 13 Teflon 電子線劣化
光電子測定

また測定した光電子放出係数より
太陽スペクトル (AM0) での光電
子電流密度 j を求める。

$$j_{ph} = 1.602 \times 10^{-19} \times \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} F(\lambda) \cdot Y(\lambda) d\lambda$$

F は太陽光の光子流量で照射強度 I_r
は太陽スペクトルを用いて計算する。図
に太陽スペクトルを示す。

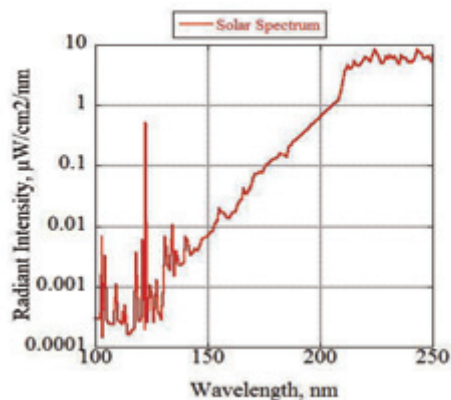


図 14 太陽スペクトル(AM0)

計算結果を表にまとめた。

BlackKapton

計測条件	光電子 @AM0 [$\mu\text{A}/\text{m}^2$]
Virgin	6.64
陽子線 (1year)	7.45
陽子線 (5year)	8.43
陽子線 (10years)	4.7
陽子線 (15years)	11.65
電子線 (1year)	6.91
電子線 (5year)	8.43
電子線 (10years)	1.68
電子線 (15years)	1.87

Teflon

計測条件	光電子 @AM0 [$\mu\text{A}/\text{m}^2$]
Virgin	0.063
陽子線 (1year)	0.027
陽子線 (5year)	0.057
陽子線 (10years)	0.108
陽子線 (15years)	0.138
電子線 (1year)	0.065
電子線 (5year)	0.091
電子線 (10years)	測定不能
電子線 (15years)	測定不能

結果を図に示す。

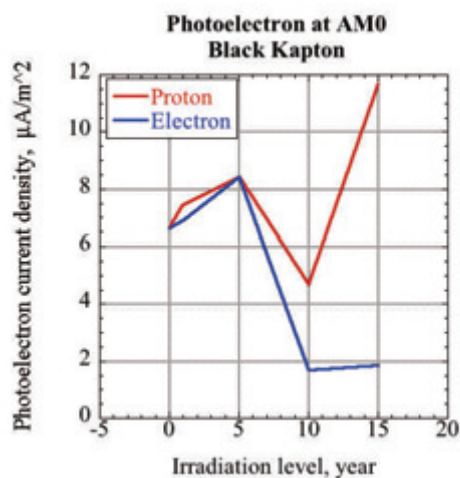


図 15 Black Kapton
光電子電流密度の変化 AM0

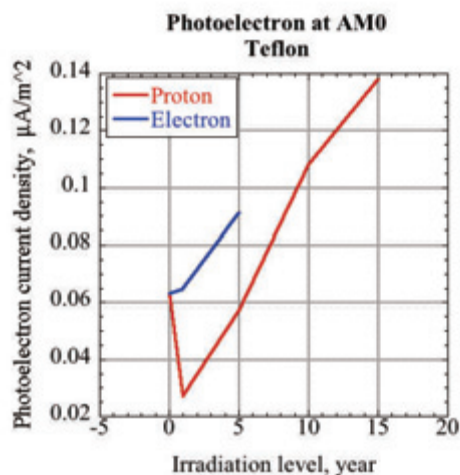


図 16 Teflon
光電子電流密度の変化 AM0

5. 結論

BlackKapton と Teflon の二次電子、光電子測定を行った。また放射線環境に晒されたサンプルの二次電子、光電子の測定を行なった。

BlackKapton

二次電子測定では陽子線だとあまり変わらず、電子線だと 5 年だけ上がり他は下がった。

光電子測定では陽子線は 10 年だけ下がり他は上がった、電子線は 1 年 5 年が上がり 10 年 15 年が大きく下がった。

Teflon

二次電子測定で陽子線だと 1 年、5 年と年ごとに下がった。電子線だとあまり変化はなかった。

だが、5 年以上の劣化サンプルは電子線によって破壊され測定できなかった。

光電子測定では陽子線は 1 年が大きく下がりそこから 5 年 10 年 15 年と年ごとに上がった。電子線は 1 年 5 年と徐々に上がった。

6. 今後

Black Kapton と Teflon について、他の宇宙環境（原子状酸素、紫外線）を模擬し劣化させたサンプルを作成し、二次電子と光電子測定を行なおうと考えている。

また、高温時と低温時での二次電子測定も行なおうと考えている。

参考文献

- 1) J. Wu, "Effects of Energetic Electron and Proton Irradiation on Electron Emission Yield of Polyimide Induced by Electron and Photon," AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN Vol.12 ISTS29 p. Pr_13Pr_19, 2014.
- 2) C. D. Thomson, "Electron emission properties of insulator materials pertinent to the International Space Station," 8th Spacecraft Charging Technol. Conf p.1-16, 2003.
- 3) J. R. Dennison et al: Evolution of the Electron Yield Curves of Insulators as a Function of Impinging Electron Fluence and Energy, IEEE Trans. Plasma Sci., 34(2006), pp. 2204-2218.

電子線照射フッ素系絶縁材料の空間電荷蓄積特性

永瀬 崇浩*, 吉田 周吾, 三宅 弘晃, 田中 康寛(東京都市大学)

Space Charge Accumulation Characteristics in Electron Beam Irradiated Fluorine-based Insulating Material

Takahiro Nagase*, Shugo Yoshida, Hiroaki Miyake, Yasuhiro Tanaka (Tokyo City University)

By irradiating an electron beam to the insulating materials, it is thought that electron-hole pairs are generated inside the sample. However, there is no reported cases about this problem. Therefore, by using a blocking layer to block the charge injection from the outside, an inside of an irradiated sample electron-hole pairs was investigated whether it is produced in the DC stress.

キーワード：電子線照射，電子正孔対，FEP，ETFE

Keywords：Irradiation electron, electron-hole pairs, FEP, ETFE

1. はじめに

宇宙機は温度変化の激しい宇宙環境下で運用されているため、機内の温度を一定に保つ必要がある。そこで、宇宙機表面には熱制御材である MLI(Multi-Layer Insulation)や太陽光反射材 OSR(Optical Solar Reflector)が使用されている。これらの材料は高分子材料で構成されている。宇宙機は、電子・陽子等の高エネルギー荷電粒子やプラズマで満たされた領域で運用されているため、これらの高分子材料表面では帯電・放電現象が引き起こされる。この表面帯電については約-10 kV まで到達するということが現在報告されている[1]。また、実際に宇宙機表面に用いられている絶縁体の厚さは数十~数百マイクロメートルであり、上記の電位差が生じると材料内部に高電界が発生し、これが原因で宇宙機表面の材料の劣化や絶縁破壊の危険性が高まる。放電や絶縁破壊が発生してしまうと、搭載機器の誤作動・故障に繋がり、長期運用異常に陥る可能性もある[2]。したがって、宇宙機設計において、宇宙機表面材料の電気絶縁特性を把握することは重要となる。さらに、長期運用など高信頼化を図るため、将来的には帯電・放電現象に「強い」材料への改良をしていくことも求められ、そのためにも帯電現象をミクロに把握することも非常に重要となってくる。

そこで本研究では、宇宙機に使用される様々な種類の絶縁材料の中でも、OSR やワイヤーハーネス被覆材として用いられている、フッ素系絶縁材料である ETFE(ethylene-tetrafluoroethylene) および FEP(fluorinated ethylene - propylene copolymer)に電子線を照射し、直流高電界下での空間電荷蓄積特性をパルス静電応力法(Pulsed Electroacoustic Methode : PEA 法)[3][4]により評価している。

これまでの研究から電子線照射（加速エネルギー60 keV、照射電流密度 5 nA/cm²、照射時間 5 分）した ETFE と FEP に直流高電界を印加すると、図 1 に示すように、電子線照

射試料内部で正電荷の蓄積が観測されるなど、未照射試料と顕著な差が得られた。この原因については、高電圧電極からの電荷注入および電子線照射したことで試料内部に電子正孔対が生成された為であると考えている。[5] 今回、電子正孔対の生成確認を行ったので以下に報告する。

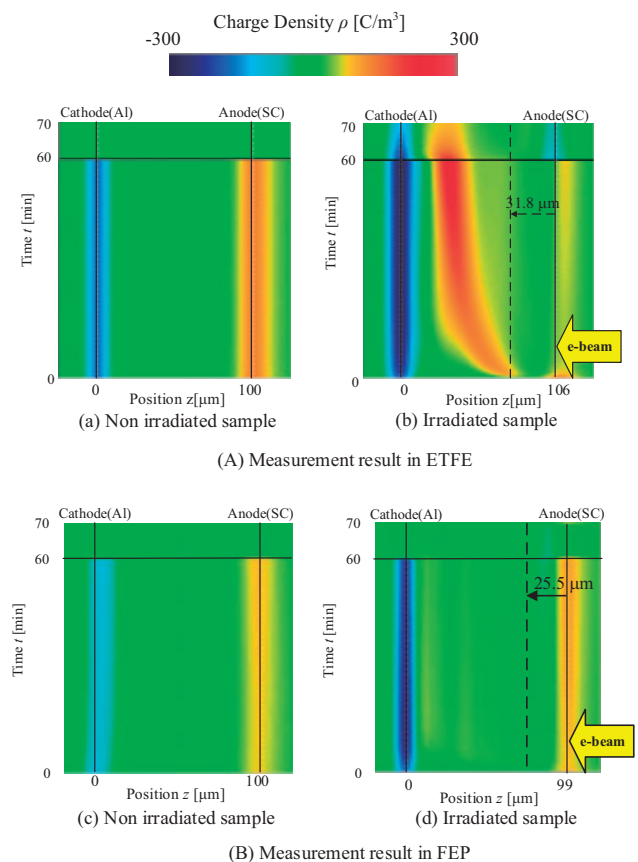


Figure1. The time dependence of charge density distribution in ETFE and FEP under 100 kV/mm

2. 実験装置

2.1. PEA 装置

図2に PEA 法の原理図を示す。内部に電荷が蓄積した試料にパルス電圧($v_p = 500$ V, $t_p = 5$ ns)を印加すると、電荷はパルス電界により微小変位して圧力波を発生する。この圧力波は電極中を伝搬して圧電素子により検出される。検出信号は電荷量と印加したパルス電界に比例した大きさを持ち、空間電荷分布を知ることができる。

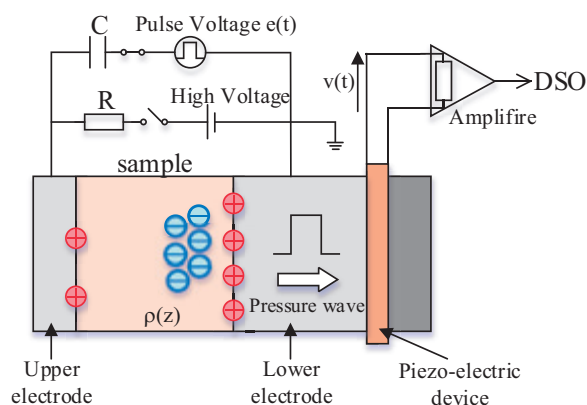
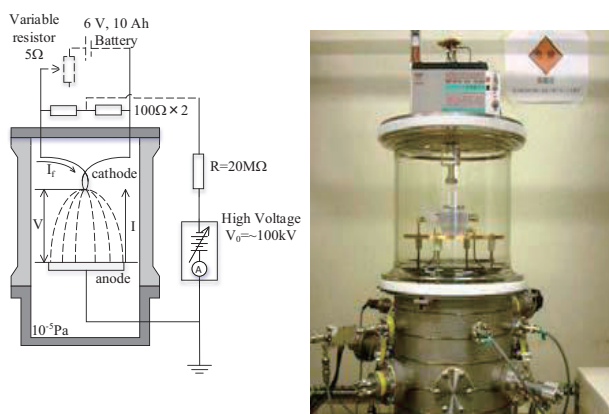


Figure2. The principle figure of the PEA method

2.2. 電子線照射装置

図3に電子線照射用真空チャンバーの概略図を示す。真空チャンバー内を真空排気する場合、大気圧から 10^{-2} Pa まではロータリーポンプ、 10^{-2} Pa 以下ではターボ分子ポンプをしており、真空チャンバー内の真空度は約 10^{-5} Pa まで到達可能となっている。

実際に電子線を照射する際には、真空チャンバー内の陰極に陰極加熱電源を用いて電流 I_f を流すことで加熱し、同時に、電子加速用高電圧 V_0 を陰極に印加すると、陰極から接地した陽極に向かって電子が照射される。このとき、フィラメントと接地電極間の電位差が電子の加速電圧 V とな



(a) Schematic view (b) Photo image of whole

Figure3. Schematic diagram and photo of electron irradiation facility

り、電子線の電流が I となる。これらのシステムを用いることで、本装置では加速エネルギー100 keV までの電子線照射が可能となっている。

3. 測定試料および実験条件

3.1. 実験条件

公称厚100 μm のETFEおよびFEPに、加速エネルギー60 keV、電流密度5 nA/cm²の電子線を5分間照射し、照射後に大気圧下で50 kV/mmに相当する直流高電圧を高電圧電極に印加し、空間電荷分布測定を行った。測定時間は50分間（電圧印加40分、短絡10分）としている。電圧印加時に照射面-高電圧電極の間に公称試料厚さ50 μm の未照射ETFEおよびFEPを電荷注入障壁として挿入した。

3.2. 電荷注入障壁

図1-(A)-(b)より、電子線照射試料内部には照射面側から注入したと思われる正電荷が多量に蓄積している。これは電子線照射により試料内部で生成された電子正孔対により試料-電極界面で局所的な電界強調が発生することで電極から正電荷が注入しているものと考えている。照射面と高電圧電極界面の間に未照射試料を挿入することで、外部からの電荷注入を抑制し試料内部のみの電荷挙動の観測を目指す。

4. 測定結果および考察

図4,5に電荷注入障壁を挿入した状態での電子線照射ETFEおよび電子線照射FEPの空間電荷分布測定結果を示す。図4中の0-97 μm (図5中では0-100 μm) の領域が電子線を照射した試料内部の測定結果となっており、97-146 μm (図5中では100-152 μm) の領域は電荷注入障壁の結果となっている。

本実験では、電子線照射された材料内部に電子正孔対が生成されているか確認する。図4,5-(c),(d)に示しているように、実験から取得できるデータとして、照射電子の蓄積量 $Q_{i.e.}$ 、電圧印加時の正電荷の蓄積量 $Q_{n.h.}$ 、負電荷の蓄積量 Q_e を求めることが出来る。照射電子の蓄積は、両図(d)中の正電荷の蓄積位置と重なっていると考え、今回以下に示す(1)式を基に電子線照射試料内部に生成された電子正孔対の正孔 Q_h を算出した。

$$Q_{n.h.} - Q_{i.e.} \approx Q_h \approx Q_e \quad (1)$$

(1)式より算出した電子正孔対の正孔 Q_h の蓄積量と試料内部で観測された負電荷の蓄積量 Q_e を示した結果を図6,7に示す。なお、蓄積量を簡単に比較するため、負電荷蓄積量は絶対値で示している。

4.1. ETFE における電子正孔対生成確認

図4より、電子線照射ETFE内部には正電荷の蓄積が観測されており、照射試料と電荷注入障壁の積層界面では負電荷の蓄積が観測されている。図1-(A)の電子線照射試料の結

果では観測されなかった負電荷が電荷注入障壁を挿入することで観測することが可能となった。図6に示したETFE内部の電荷蓄積量の結果を見ると、電圧印加5分までは正・負電荷の蓄積量は一致していた。しかしながら、電圧印加10分以降では負電荷蓄積量が増加していく傾向となった。

4.2. FEPにおける電子正孔対生成確認

図5より、電子線照射FEP内部には正電荷の蓄積が観測されており、照射試料と電荷注入障壁の積層界面では負電荷の蓄積が観測されている。図1-(B)の電子線照射試料の結果では観測されなかった負電荷が電荷注入障壁を挿入することで観測することが可能となった。図7に示したFEP内部の電荷蓄積量の結果を見ると、測定終了時まで正・負電荷の蓄積量は概ね一致した結果となった。しかしながら、FEPの場合でもわずかではあるが、負電荷の蓄積量が増加した。

4.3. ETFEおよびFEPの比較および考察

図6,7の正・負電荷蓄積量が一致していた電圧印加5分後の点で両試料の結果を比較すると、ETFEの方がFEPよりも約3倍程度電子正孔対の生成量が多くなっている。

電子正孔対の生成量が多い場合、電圧印加にともなう分極や電界強調が生じ易くなると考えられる。そのため、図1に示した電子線照射試料内部の正電荷の蓄積量を比較した時、ETFE内部の方が多量の正電荷の蓄積が観測されたものと考えられる。

電圧印加にともなう試料内部の負電荷蓄積量が増加した理由として、以下に示す2つ要因が考えられる。

- ① 陰極側から負電荷が注入し、試料内部で生成された正電荷と再結合した
- ② 試料内部で生成された正電荷が陰極へ抜けることで相対的に負電荷の蓄積量が増加した

このような問題を解決する為、今後陰極側にも電荷注入障壁を挿入し測定を行うことで、より正確に測定を行うことが可能になると考えられる。また、今回の実験では電圧印加中に取得したデータを基に正・負電荷蓄積量の計算を行ってきたが、電圧印加中に短絡を挟み測定を行うことで、負電荷の注入や正電荷の抽出等を抑制しながら測定を行う必要があると考えられる。

5. 今後の予定

本実験から電子線照射ETFEおよびFEP内部には電子正孔対が生成されていることが確認できた。この電子正孔対は電子線照射によって生成したラジカルもしくは励起によるものだと考えられ。もし励起によって生じた電子正孔対であるならば、電子線照射後、緩和時間を設けることでこれらは再結合し、試料内部に残留する電子正孔対は減少すると考えられる。電子正孔対が減少すれば電圧印加後に分極していた正負電荷の蓄積量が減少し、材料-電極界面で生じる局所的な電界強調を減少することで、電荷注入が発生

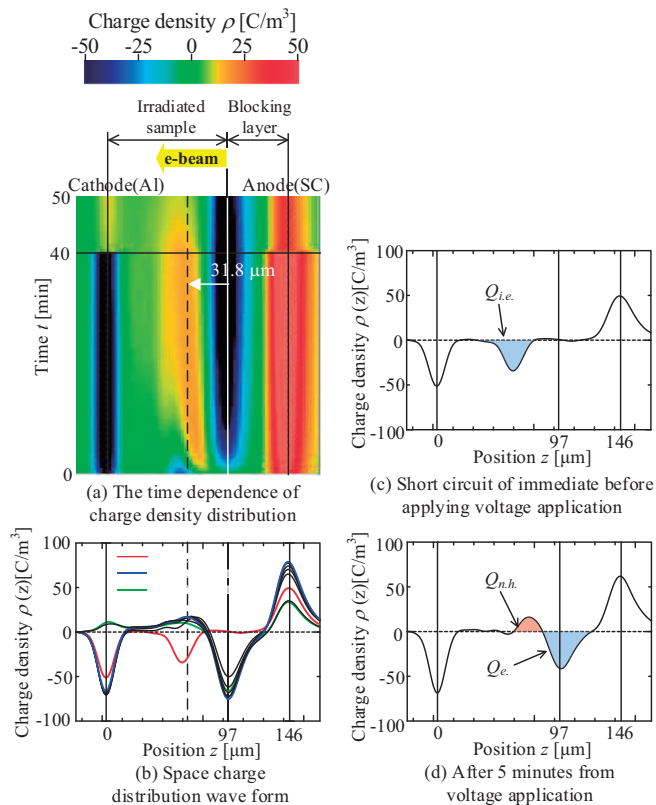


Figure4. Space charge distribution in electron beam irradiated ETFE with a blocking layer

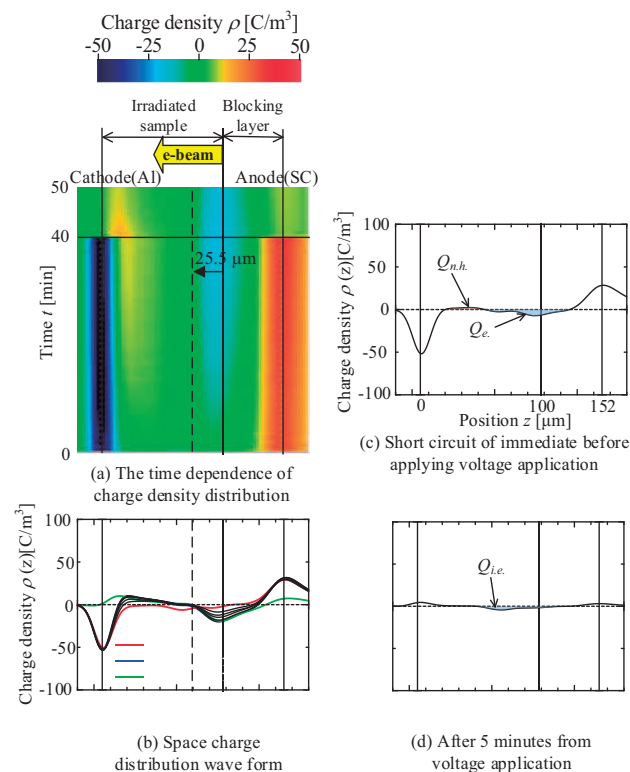


Figure5. Space charge distribution in electron beam irradiated FEP with a blocking layer

せず、最終的には未照射試料の状態に近づくと考えられる。したがって今後は、電子線照射後、緩和時間時間を設けた際のフッ素系絶縁材料における空間電荷蓄積特性を明らかにする。

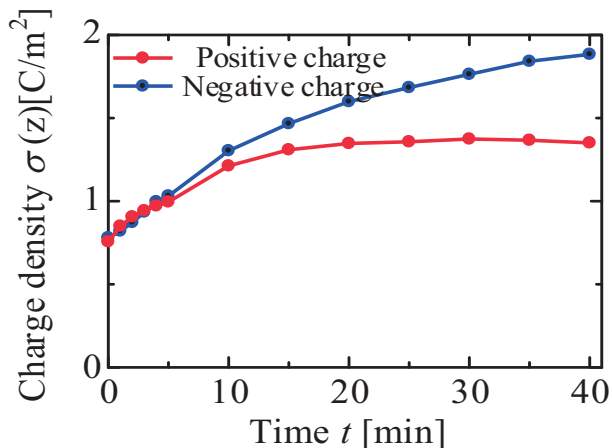


Figure6. The time dependence of charge accumulation amount in ETFE

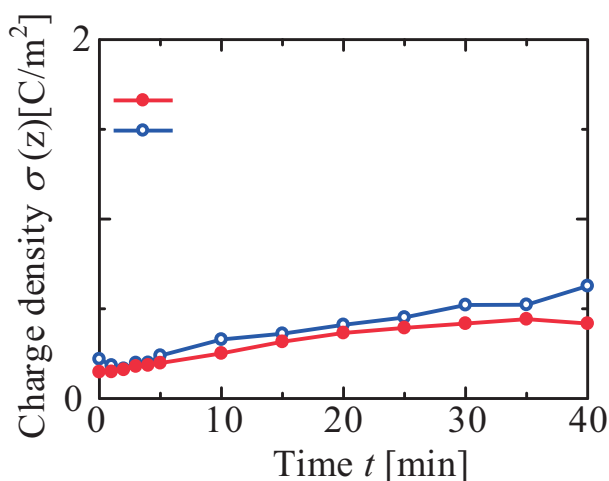


Figure7. The time dependence of charge accumulation amount in FEP

6. 参考文献

- [1] Sanju Hiro, Haruhisa Fujii, Toshio Abe and Hironobu Nishimoto: "Charging of Insulating Materials on Satellite in Geostationary Orbit Environment", T.IEE Japan, Vol.118-A, No.7-8 p.759-766 (1998)
 廣三壽, 藤井治久, 阿部俊雄, 西本博信: 「静止軌道宇宙環境における熱制御用絶縁性材料の帯電観測」, 電学論A, Vol.118, No.7-8 p.759-766 (1998)
- [2] C. Koons, J.E. Mazur, R.S. Selesnick, J.B. Blake, J.F. Fennell, J.L. Roeder and P.C. Anderson, "The Impact of the Space Environment on Space Systems", Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, Air Force Research Laboratory, pp.7-11, 1998
- [3] Y. Li, et. al : "Pulsed Electroacoustic Method for Measurement of Charge Accumulation in Solid Dielectrics", IEEE Trans. DEI, Vol.1, No.2, pp.188-195, 1994
- [4] T. Takada, "Acoustic and optical methods for measuring electric charge distributions in dielectrics", IEEE Trans Plasma Science., Vol. 34, pp. 2176-2184, 2006
- [5] T. Nagase, Y. Kikuchi, H. Miyake, Y. Tanaka : "Space Charge Accumulation Characteristics of Electron Beam Irradiated Insulating Materials under DC High-Electric Stress ", Proceedings of the 13th Spacecraft Charging Technology Conference, Pasadena, CA, 23-27 June 2014,

材料物性値のみで光電子放出特性を取得できる物理モデルの考案

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

Conceived of the physical model that get the photoelectron emission properties using material property value

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

1. はじめに

近年、通信や地球観測などの用途で数多くの人工衛星が宇宙空間で運用されている。しかし、それらの衛星は社会基盤に必要不可欠なシステムであるにもかかわらず、帯放電による誤作動・事故による被害が生じている⁽¹⁾。よって宇宙機の設計段階から帯放電現象を把握し、帯放電を考慮した材料選定を実施する必要がある。軌道上での衛星帯電の主要因として、放射線帯に捕捉されている電子や陽子、太陽光があげられる。この中でも、日照中における帯電は太陽光による光電子放出が支配的になるため、表面帯電量を見積もるうえでも、光電子放出を定量評価可能な量子効率是很重要的な物性値となる。

これまで真空紫外分光を用いた光電子放出電流測定装置を開発し、宇宙機材料の量子効率を明らかにしてきた。さらに、帯電解析に用いる量子効率の実験値に則する物理モデルを光電子放出過程から考案してきた。しかし従来のモデルは、光電子放出過程の物理現象を考慮していないパラメータが存在している。さらに測定結果から算出する回帰係数を用いていたため、測定困難な材料においての光電子放出特性の取得が行えないのが現状である。故に今回、光電子放出過程の物理現象を考慮したモデルにて、回帰係数と材料密度との線形性を見出すことで、回帰係数を用いることなく材料物性値のみで光電子放出特性を取

得できる物理モデルを考案した。

2. 従来モデル

光が照射された際の光電子の放出原理を図1に示す。我々は W.E.Spicer のモデルを参考に光電子放出には以下の3つの過程を有すると考えた⁽²⁾。

- ① 材料のバルク内の光の吸収過程
- ② 光の吸収による電子励起過程
- ③ 励起電子の脱出過程

それぞれの過程を図1に照らし合わせると、①の光の吸収過程を吸収率 $A(h\nu)$ で表現し、②の光の吸収による電子励起過程を励起電子数 $c_e(h\nu)$ で表現し、③の励起電子の脱出過程を表面到達確率 $P_L(h\nu)$ と表面脱出確率 $P_S(h\nu)$ の積で表現している。以上のことから、4つのパラメータを積算するこ

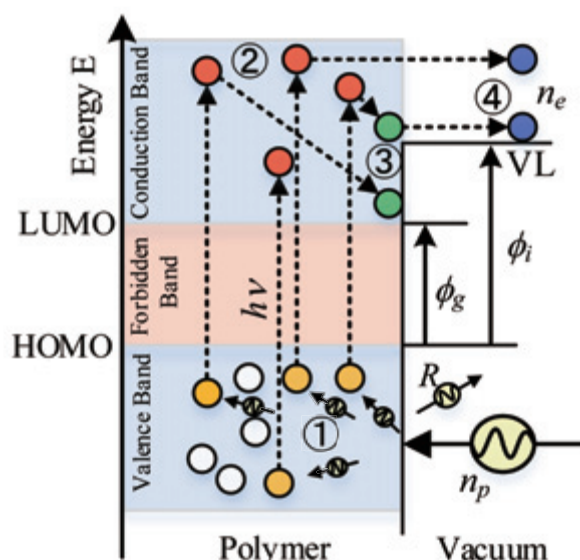


図1 光電子放出の放出原理

とで、量子効率 $q(h\nu)$ を式(1)で表す事ができる。

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

ここで、Eq. (1)について各パラメータを光子エネルギー $h\nu$ の式で算出した結果を Eq. (2)に示す⁽³⁾。

$$q(h\nu) =$$

$$(1-R)(1-e^{-\alpha(h\nu)L}) \times V \times \int_{\phi_i}^{h\nu} D_e(E) f_e(E) dE \times F_1 e^{(h\nu \times F_2)} \quad (2)$$

また、同式を用いた際のポリイミド系材料における算出結果を図2に示す。

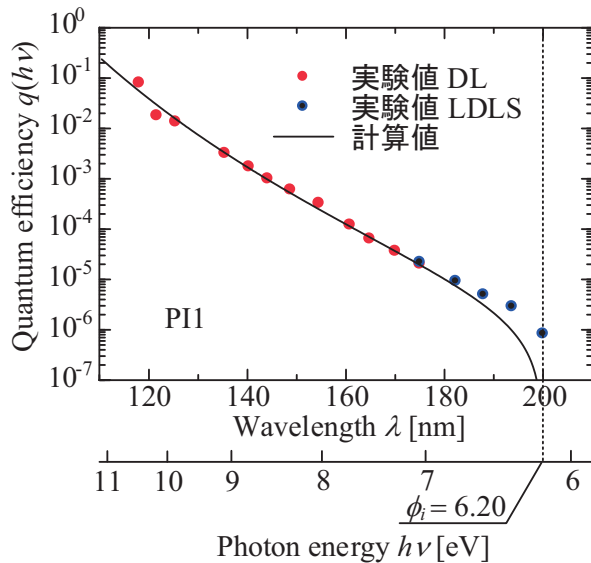


図2 従来モデルによる量子効率算出結果

縦軸は量子効率 $q(h\nu)$ 、横軸は波長 λ 及びエネルギー変換値 $h\nu$ を示している。丸プロットは測定により得られた値であり、それぞれ中塗は重水素ランプ(DL)、中抜きはキセノンランプ(LDLS)を用いた際の測定点、実線は式(2)による計算値を示している⁽⁴⁾。同図より、計算値と実験値の傾向は概ね一致していることが確認できる。ここで、式(2)は表面到達確率 $P_L(h\nu)$ と表面脱出確率 $P_S(h\nu)$ を複合パラメータとして考え以下のように示していた。

$$P_L(h\nu) \times P_S(h\nu) = F_1 \times e^{(h\nu \times F_2)} \quad (3)$$

その際、 F_1 , F_2 を光電子放出電流測定によって算出された量子効率に即する様、回帰計算によって求めている。しかし、複合パラメータは物理的な意味を持たないことが考えられる。そのため、バルク内電子の表面到達確率 $P_L(h\nu)$ はより細かく式化する必要がある。さらに、式(2)は回帰係数 F_1 , F_2 を用いているため測定困難な材料においての光電子放出特性の取得が行えないモデルとなって

いる。

3. 表面到達確率 $P_L(h\nu)$ の考案

表面到達確率 $P_L(h\nu)$ とは VL 以上に励起された電子が、どの程度試料表面まで移動できるかといった確率パラメータである。そこで光子からエネルギーを受け取り VL 以上に励起した電子の総数を $n_0(E_p)$ とし、そのうち試料表面までたどり着いた電子の数を $n_l(E_p)$ とすると、表面到達確率 $P_L(h\nu)$ は(4)式に示すように $n_0(E_p)$ と $n_l(E_p)$ の商を積分することで算出することができる。このとき $E_p (= h\nu - \phi_i)$ は励起電子エネルギーを示している。積分区間については、一般的に材料内の電子が動ける最大移動範囲は光電子エネルギーが E_p の場合は同じエネルギー E_p の電子線を材料に照射したときの最大飛程 $R_{max}(E_p)$ までとなるため、0 から $R_{max}(E_p)$ までとしている。また、(5)式は $n_0(E_p)$ と $n_l(E_p)$ の商の計算を示している。同式は、ある位置 z で生成された光電子の移動距離の平均値をとることで指標化した平均脱出深さ $\lambda_d(E_p)$ を用いて表現している。

$$P_L(h\nu) = \int_0^{R_{max}(E_p)} \frac{n_l(E_p)}{n_0(E_p)} dz \quad (4)$$

$$\frac{n_l(E_p)}{n_0(E_p)} = e^{-\alpha(E_p)z} = e^{-\frac{z}{\lambda_d(E_p)}} \quad (5)$$

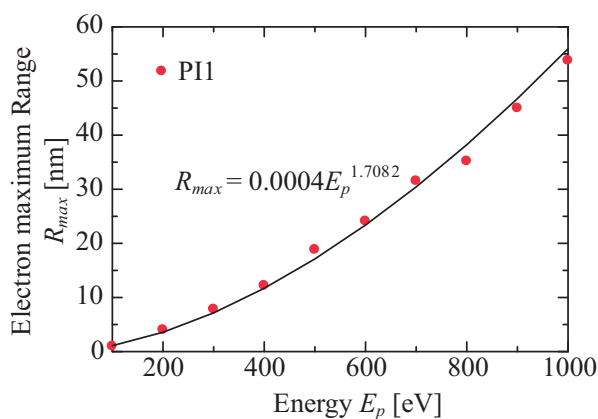
故に、(4), (5)式より表面到達確率 $P_L(h\nu)$ は(6)式で表すことができる。

$$P_L(h\nu) = \int_0^{R_{max}(E_p)} e^{-\frac{z}{\lambda_d(E_p)}} dz = (1 - e^{-\frac{R_{max}(E_p)}{\lambda_d(E_p)}}) \quad (6)$$

このとき最大飛程 $R_{max}(E_p)$ 及び平均脱出深さ $\lambda_d(E_p)$ はシミュレーションにより算出する。

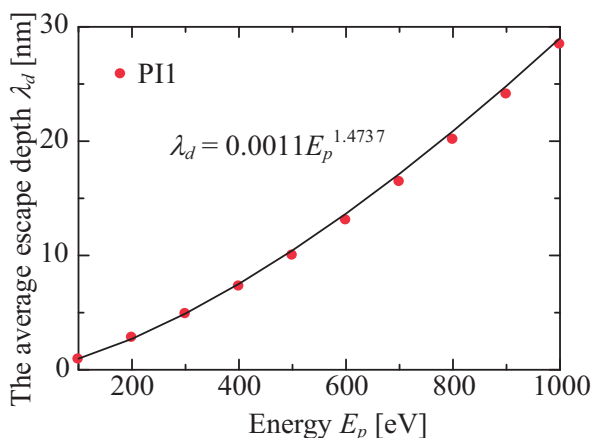
3.1 最大飛程 $R_{max}(E_p)$ の算出

図3にモンテカルロ法シミュレーションソフト Casino を用いてポリイミド系材料に照射エネルギー $E_p = 0.1 \sim 1$ keV の電子線を照射した際の最大飛程 $R_{max}(E_p)$ を示す。同図より、最大飛程 $R_{max}(E_p)$ を E_p の関数で近似することができる。これにより励起した電子が持つエネルギー E_p で励起電子の最大飛程 $R_{max}(E_p)$ を表すことが可能となった。

図3 Casinoにより算出した $R_{max}(E_p)$

3.2 平均脱出深さ $\lambda_d(E_p)$ の算出

最大飛程 $R_{max}(E_p)$ 同様、図4にモンテカルロ法シミュレーションソフト Casino を用いてポリイミド系材料に照射エネルギー $E_p = 0.1 \sim 1$ keV の電子線を照射した際の平均脱出深さ $\lambda_d(E_p)$ を示す。同図は照射電子が非弾性散乱等により、最終的にエネルギーが0となって止まった位置を積分することで電子の平均脱出深さ $\lambda_d(E_p)$ ($n_1(E_p)/n_0(E_p) = 36.8\%$ となる位置)を算出している。同図より、平均脱出深さ $\lambda_d(E_p)$ を E_p の関数で近似することができる。これにより励起した電子が持つエネルギー E_p で励起電子の平均脱出深さ $\lambda_d(E_p)$ を表すことが可能となった。

図4 Casinoにより算出した $\lambda_d(E_p)$

3.3 表面到達確率 $P_L(h\nu)$ を考慮した回帰計算

図5に表面到達確率 $P_L(h\nu)$ を考慮したポリイミド系材料における量子効率の計算値と実験値を示す。また、比較のために(2)式に示す従来モデルを用いた結果も対比して示している。同図より、

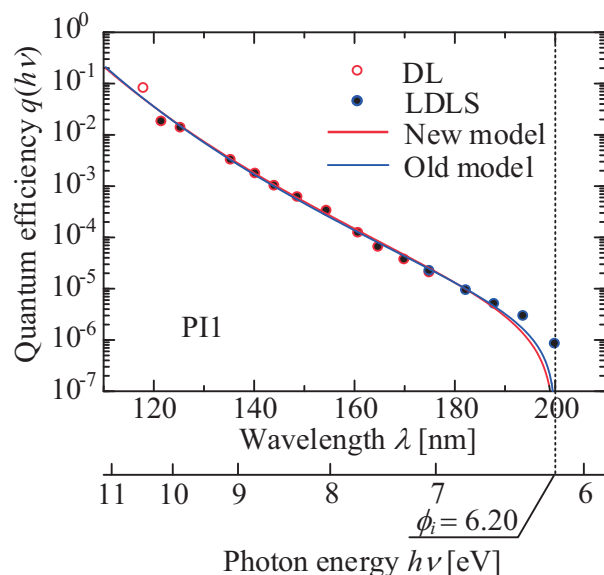


図5 考案したモデルと従来モデルとの比較
今回のモデルと従来モデルを用いた計算結果に大きな差異は確認できなかった。しかし、今回のモデル式により、表面到達確率 $P_L(h\nu)$ を物理現象も考慮した項で表現することができた。

4. 表面脱出確率 $P_S(h\nu)$ の関数化

図6に表面到達確率 $P_L(h\nu)$ を考慮したモデルを用いた、ポリイミド材料種類(PI2)とフッ素系材料3種類(ETFE, PVDF, FEP)の回帰計算結果を示す。

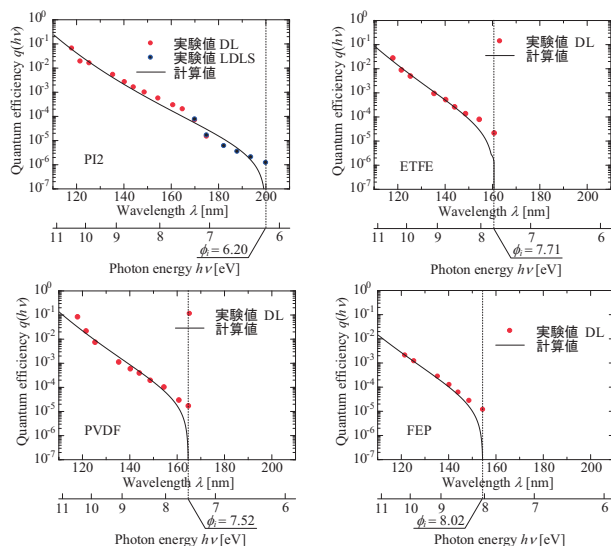
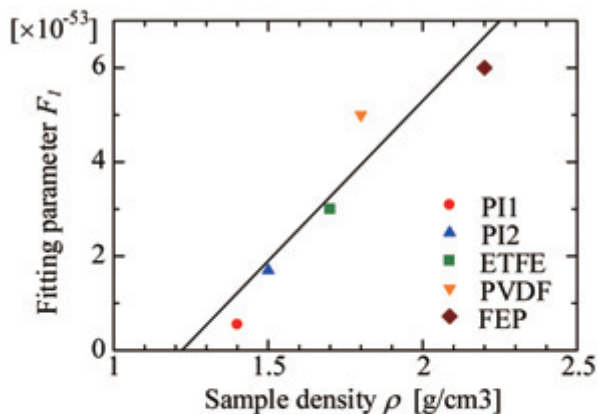
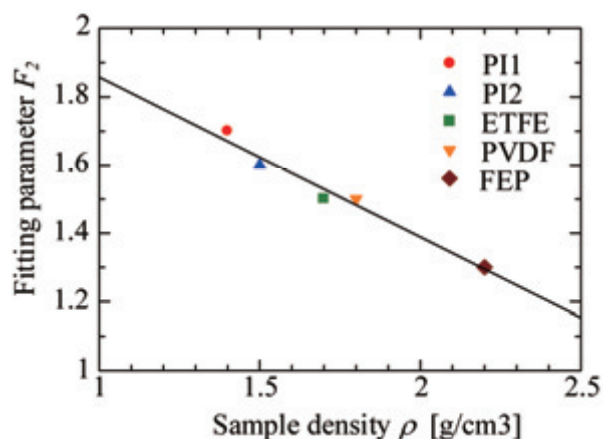


図6 各試料における実験値⁽⁴⁾と計算値の比較
図5,6より今回フィッティングパラメータとして用いているポリイミド材料種類2種類(PI1, PI2)とフッ素系材料3種類(ETFE, PVDF, FEP)の F_1 と F_2 の算出結果を表1に示す。フィッティングパラメ

表 1 回帰計算によって求めた F_1 と F_2

Material	Density[g/cm ³]	F_1	F_2
PI1	1.4	5.5E-54	1.7
PI2	1.5	1.7E-53	1.6
ETFE	1.7	3.0E-53	1.5
PVDF	1.8	5.0E-53	1.5
FEP	2.2	6.0E-53	1.3

図 7 材料密度 ρ と F_1 の関係図 8 材料密度 ρ と F_2 の関係

一タ F_1 と F_2 は材料の密度 ρ と相関があると考えられる。よって、 F_1 と密度 ρ の関係を図 7 に、 F_2 と密度 ρ の関係を図 8 に示す。両図より、 F_1 と ρ の間には線形増加傾向、 F_2 と ρ の間には線形減衰傾向が確認できた。このとき各パラメータ F_1 , F_2 の近似式は以下ようになる。

$$F_1 = 7 \times 10^{-53} \rho - 9 \times 10^{-53} \quad (7)$$

$$F_2 = -0.47 \rho + 2.327 \quad (8)$$

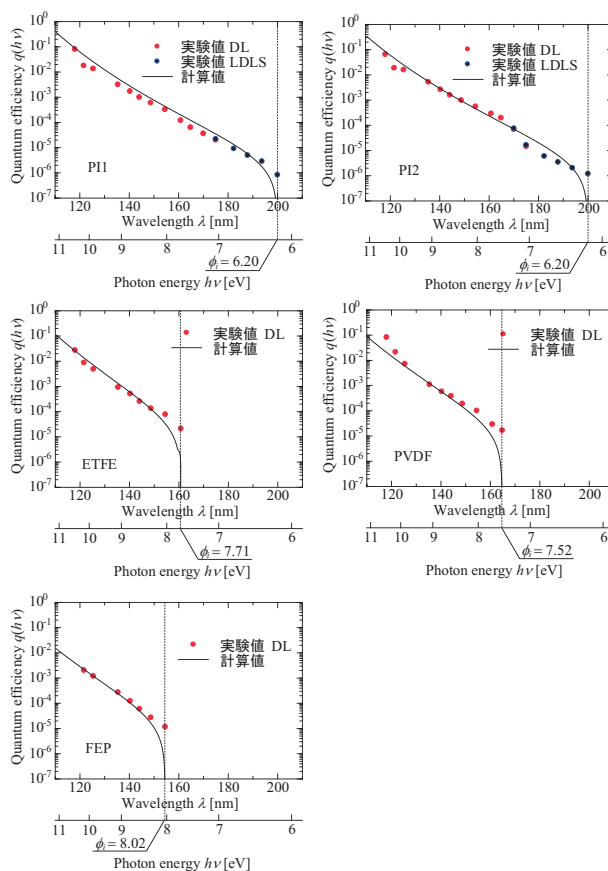
故に、(4), (5) 式より表面脱出確率 $P_S(h\nu)$ は(9)式で表すことができる。

$$P_S(h\nu) =$$

$$(7 \times 10^{-53} \rho - 9 \times 10^{-53}) e^{\{h\nu \times (-0.47 \rho + 2.327)\}} \quad (9)$$

5. 光電子放出物理モデルを用いた算出結果

図 9 に(1),(6),(9)式より導き出したポリイミド材料種類 2 種類(PI1, PI2)とフッ素系材料 3 種類(ETFE, PVDF, FEP)における量子効率の計算値と実験値の比較を示す⁽⁴⁾。同図より、PI1 に関しては全波長で高い数値を示しているが、全試料において計算値と実験値の傾向は概ね一致している事が確認できる。しかし、PVDF において、短波長側で乖離が確認できる。よって、今後は PVDF の測定を再度行う必要がある。

図 9 各試料における実験値⁽⁴⁾と計算値の比較

6. まとめと今後の課題

今回は表面到達確率 $P_L(h\nu)$ の考案及び、表面脱出確率 $P_S(h\nu)$ を考案することで、光電子放出特性を絶縁材料の材料物性値のみで算出できるモデルを光電子放出過程から構築した。その結果、全試料において計算値と実験値の傾向は概ね一致している事が確認できた。しかし、PVDF において、短波長側で乖離が確認できたため、今後は PVDF の測定を再度行う必要がある。

文 献

-
- (1) H. C. Koons et al: “The impact of the space environment on space systems”、Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference、Air Force Research Laboratory、AFRL-VS-TR-20001578、pp.7-11、(1998)
 - (2) W.E.Spicer, “Negative affinity 3–5 photocathodes: Their physics and technology”, Applied physics Volume 12, Issue 2, pp.115-130, 1977
 - (3) Kenji YABE: “Proposal of Photoelectron Emission Physical Model in Spacecraft Insulating Material”、30th ISTS, 34th IEPC & 6th NSAT、p.188、(2015)
 - (4) K. Nomura et al: “Analysis of the physical properties of the polymeric material for spacecraft charging by measuring the photoelectron emission current”、Proceedings of 29th International Symposium on Space Technology and Science、pp.1-4、(2013)

中性大気密度計測用 6 自由度加速度計の制御結果 及び較正方法について

○大里優一郎（東京都市大学）、新谷昌人（東京大学）、東尾奈々（宇宙航空研究開発機構）、
渡邊力夫（東京都市大学）

Control and calibration of the 6-DOF accelerometer for neutral atmospheric density measurement
Yuichiro Osato (Tokyo city university), Akito Araya (The university of Tokyo), Nana Higashio (JAXA),
and Rikio Watanabe (Tokyo city university)

Key Words: Neutral atmospheric density, Accelerometer, 6-DOF control, Calibration

Abstract

To estimate neutral atmospheric density in the super low earth orbit by measuring drag of a spacecraft, a highly sensitive and wide-range accelerometer is required. Thus a new type of the accelerometer which consists of 6 sets of contactless optical displacement sensors and magnetic actuators is proposed. The breadboard model of the accelerometer achieved 6-DOF control with detectable acceleration of $1.0 \times 10^{-2} \text{ m/s}^2$ and the measurement accuracy improved by the proposed calibration method for the magnetic actuators.

1. 目的および背景

地球を周回する衛星は、重力以外の外乱の 1 つとして大気抵抗による影響を受けている。大気抵抗の原因は大気密度であり高度が下がるにつれて密度が大きくなる。大気密度はリモートセンシングや大気抵抗の計測によって把握することができる。中性大気密度を把握する手段として計測データを基にした経験モデルが多く用いられている。経験モデルには MSIS¹⁾などがあるが、計測データの不足している低高度ではモデルの精度に不確かさが多い。一方で、低高度での大気密度の計測は、SETA²⁾や CHAMP³⁾などが行った。CHAMP に搭載された加速度計 STAR は静電容量の変化によって変位を検出し、静電アクチュエータで制御をかける仕組みとなっている。CHAMP を用いて高度 450 km 以下で衛星が周回し計測した結果は近年公開されつつある。

現在、低高度での衛星運用、デブリの軌道予測の必要性が増してきており正確な中性大気密度の計測が求められている。特に計測データが不足している高度 200 km 以下の超低高度での中性大気密度の計測を行うことで大気密度モデルとの比較が可能になり、モデルが改善し、衛星やデブリの軌道予測向上につながると期待されている。しかし、CHAMP などの加速度計の制御力として用いられている静電アクチュエータは制御力が弱く、高度 200 km 以下の超低高度

での加速度計測はできない。超低高度での加速度を計測するためには、大きな大気抵抗に対応するより強い制御力が必要である。そこで、本研究では現在技術的に確立している地震計の原理を基にし、従来計測された高度 400 km 付近から大気密度のデータが不足している超低高度までの広い範囲での計測ができる加速度計の開発を目標とする。新たな加速度計⁴⁾には、我々が提案している高分解能の非接触変位検出が行える光センサと強い制御力を持つ磁気アクチュエータを用いる。試験モデルを製作し、目標仕様の最大加速度及び 6 自由度での検出が可能であることを実証する。

本加速度計の目標とする仕様を表 1 に示す。6 自由度検出は衛星の剛体運動の全自由度に対応しており、最大加速度は目標とする最低高度 (120km) から求めたものである。分解能は、CHAMP など従来計測されている高度 400 km 付近での大気密度変動による 10^{-7} m/s^2 オーダーの加速度について $\pm 10\%$ の精度で検出するためである。構成要素の 1 つである磁気アクチュエータのカップリング定数は加速度の検出精度を決めるが、制御中に正確な値を求めることが困難であり、誤差の要因として大きな割合を占めていた。そこでカップリング定数を較正する手法について考案した。

表 1 目標とする加速度計の仕様

Detection	6DOF
Measurement altitude	120-400km
Maximum acceleration	$1 \times 10^{-2} \text{ m/s}^2$
Resolution	$1 \times 10^{-8} \text{ m/s}^2$
Size	100mm × 100mm × 200mm

2. 計測原理

2.1 大気密度⁴⁾

大気密度は、衛星の質量 m ，大気抵抗による加速度 a ，大気密度 ρ ，速度 v ，表面積 A ，無次元数の抗力係数 C_D を用いて (1) 式で表すことができる。 a を除く右辺は、衛星の設計や軌道情報によって定まるため、加速度の計測によって大気密度が求められる。

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

2.2 加速度の計測方法⁴⁾

図 1 に示す質量 m の振り子が吊り下げ点の変位 y によって x 変位し力 f_e が加えられたときの関係は減衰率 γ を用いて以下のように表される⁵⁾。

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

吊り下げ点と振り子の変位差を d とおいて周波数領域で考えると (3) 式で表され、ここで伝達関数 $H(\omega)$ は (4) 式である。

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

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

変位差を 0 に近づけるためにフィードバック回路(伝達関数 $F(\omega)$)を加えると (5) 式になり、制御力から加速度が求められる。

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

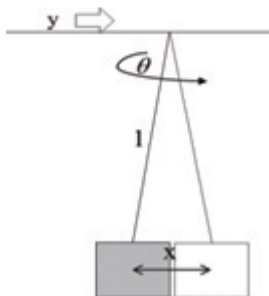


図 1 加速度計の原理

2.3 6 自由度加速度計の検出器の構成、配置

本加速度計は人工衛星への搭載を目的とし小型化を実施するため、1 ユニット内で 6 自由度同時観測できる装置を前提とした。そのため 1 つの参照マスから全ての自由度の加速度を計測する方法を採用した。各自由度の 1 軸加速度計を複数組み合わせる方法では検出する加速度が極めて小さいため各軸のマスを 1 自由度のみ弱く束縛することが困難であるためである。試験モデルでは z 軸方向の復元力を弱くするために、振り子をバネ係数の小さい長いバネで吊るした。また、コイル及びエッジの取り付けによる振り子の偏りをなくし重心で吊るすために x, y, z 各軸 (yz, zx, xy 各面) に 2 つずつ配置する変位センサとアクチュエータを重心対称に配置した。この配置により各軸の並進成分及び対応する回転軸の計測が他の軸に影響を及ぼすことなく検出、制御ができる。変位センサの配置を図 2 に示す。

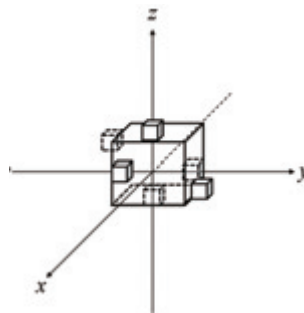


図 2 6 自由度変位センサの配置図

3. 試験モデルによる実験結果

3.1 制御試験結果

制御を掛ける前後の変位センサの時間履歴を図 3 に示す。制御を掛けると変位が減少していき 0 mm に収束している。この結果から 6 自由度制御ができ、6 自由度で加速度計測が可能であること示された。

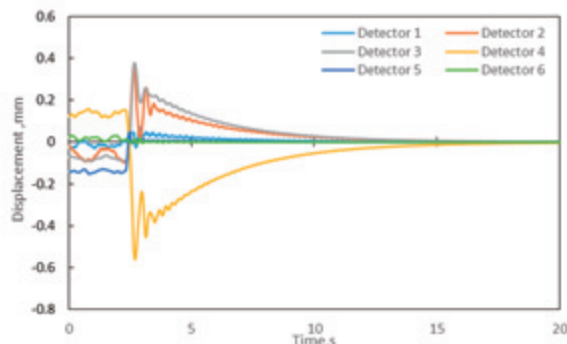


図 3 変位センサの制御履歴

3.2 加速度計測のための理論式と実験式の導出

振り子に図1に示す変位 y 及び回転 θ を与えて並進加速度及びトルクを求めるためにバネ上部にマイクロメータと回転ステージを取り付けた試験モデルを製作した。加えられた擬似加速度及びトルクは振り子のワイヤの長さ l と重力加速度 g 、変位 y 、ワイヤのねじれ剛性率 κ 、回転角 θ を用いて以下のように表される。

$$\ddot{x}_{the} = \frac{g}{l} y \quad (8)$$

$$T_{the} = \kappa \theta \quad (9)$$

6自由度加速度計は2自由度加速度計を各軸平面に拡張したものである。従って各軸平面での2自由度での加速度及びトルクを求めることで6自由度の値を求めることができる。図4に6自由度制御のうちの2自由度部分の構成を示す。各2自由度での加速度及びトルクへの換算式は、計測電圧 V 、磁気アクチュエータのカップリング定数 α 、振り子の質量 m 、コイルの間隔 $2r$ 、電圧変換に用いる抵抗 R で表される。添え字は各変位センサに対応するカップリング定数、コイルドライバの抵抗及び電圧を示す。

$$\ddot{x}_{exp} = \frac{1}{m} \left(\frac{\alpha_1 V_1}{R_1} - \frac{\alpha_2 V_2}{R_2} \right) \quad (10)$$

$$T_{exp} = \left(\frac{\alpha_1 V_1}{R_1} + \frac{\alpha_2 V_2}{R_2} \right) r \quad (11)$$

$$\ddot{x}_{exp,y} = \frac{1}{m} \left(\frac{\alpha_3 V_3}{R_3} - \frac{\alpha_4 V_4}{R_4} \right) \quad (12)$$

$$T_{exp,y} = \left(\frac{\alpha_3 V_3}{R_3} + \frac{\alpha_4 V_4}{R_4} \right) r \quad (13)$$

$$\ddot{x}_{exp,z} = \frac{1}{m} \left(\frac{\alpha_5 V_5}{R_5} - \frac{\alpha_6 V_6}{R_6} \right) \quad (14)$$

$$T_{exp,z} = \left(\frac{\alpha_5 V_5}{R_5} + \frac{\alpha_6 V_6}{R_6} \right) r \quad (15)$$

カップリング定数は図5に示す装置を用いてコイル磁石間の距離 d を変えながらコイルに電流を流し磁石に与える力を電子天秤で計測した。カップリング定数 α はコイルに電流 I を流した時に磁石にかかる力 F から(16)式で求めることができる。またオームの法則より抵抗 R と入力電圧 V_{in} からも求められる。添え字は各コイルドライバの抵抗及び電圧、与えた力を示し $i=1,2$ が xy 面、 $i=3,4$ が yz 面、 $i=5,6$ が zx 面に対応する。コイル磁石距離間とカップリング定

数 α_2 の関係結果を図6に示す。カップリング定数はコイル磁石間の距離に依存していることがわかった。

$$\alpha_i = \frac{F_i}{I_i} = \frac{F_i R_i}{V_{in_i}} \quad (16)$$

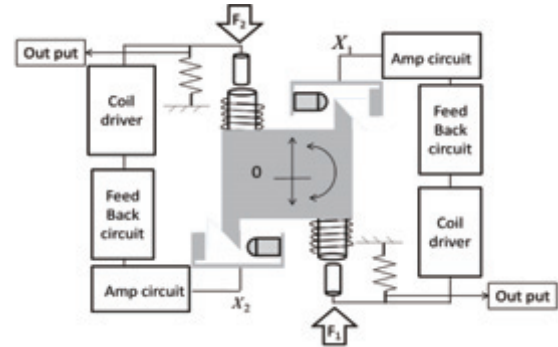


図4 2自由度加速度計の構成

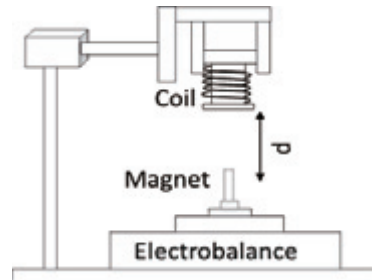


図5 カップリング定数計測装置

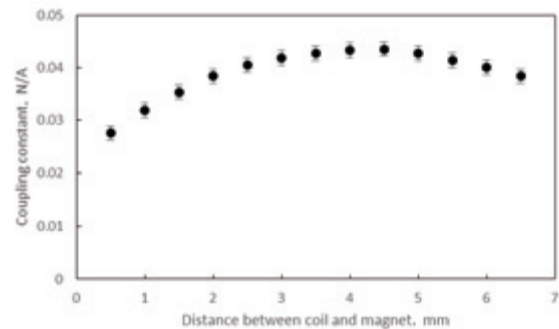


図6 カップリング定数 α_2 の計測結果

3.4 擬似加速度による最大加速度計測

6自由度制御下において並進方向に擬似加速度を段階的に与えた結果を図7に示す。理論値は(8)式、実験値は(10)式を用いている。試験モデルでは、コイル磁石間の調節を手動で設定し正確な距離が不明なためカップリング定数が図6の測定結果の最大値を用いていた。結果、実験値が理論値より15%程大きな値を示しているが目標加速度 $1 \times 10^{-2} \text{m/s}^2$ が計測可能である結果が得られた。誤差の主要因は正確に計測できていないカップリング定数であると考えられるため正確な計測を考える必要がある。

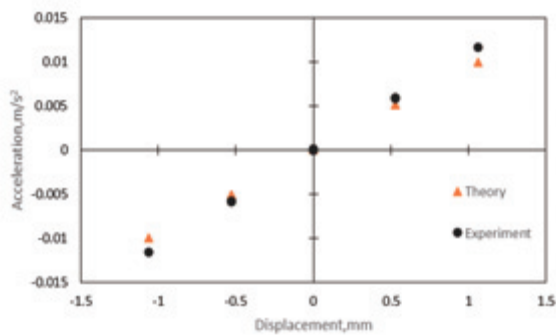


図7 加速度計測結果

4. カップリング定数の較正

6自由度加速度計は3組(xy面, yz面, zx面)の2自由度制御によって構成されている。従って2自由度制御状態でカップリング定数の計測することで較正ができる。そこでコイルへの入力電流に発振器で信号を加え、振り子の周波数応答からカップリング定数を求める方法について考案し検討を行った。以下3組の内の1つであるxy面の制御について扱う。図4に示す2自由度制御下において磁気アクチュエータが振り子に与える力 F_1, F_2 を受けたときに各変位センサが検出する変位を X_1, X_2 、伝達関数を $H_{i,j}(\omega)$ ($i=1,2; j=1,2$)と置いたとき(17), (18)式で表される。伝達関数の添え字は、アクチュエータの力 F_1 を受けて変位 X_1 に出力する場合を H_{11} 、 F_2 をうけて X_1 に出力する場合 H_{12} 、 F_1 をうけて X_2 に出力する場合を H_{21} 、 F_2 をうけて X_2 に出力する場合を H_{22} とする。図9に(17)式での入出力と伝達関数の対応関係を示す。

$$X_1 = H_{11}F_1 + H_{12}F_2 \quad (17)$$

$$X_2 = H_{21}F_1 + H_{22}F_2 \quad (18)$$

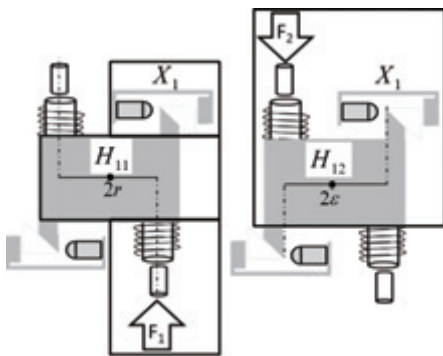


図9 入出力と伝達関数の関係

このときの運動は並進と回転を含むため、伝達関数は並進運動の固有角周波数を ω_{0t} 、Q値を Q_t 、回転運動の固有角周波数を ω_{0r} 、Q値 Q_r 、図9に示すコイルの間隔を $2r$ 、エッジの間隔を 2ε としたとき以下のように表される。

$$H_{11}(\omega) = H_{22}(\omega) = \left\{ \frac{1}{m} \left(\frac{1}{-\omega^2 + j\omega \frac{\omega_{0t}}{Q_t} + \omega_{0t}^2} \right) + \frac{r\varepsilon}{I} \left(\frac{1}{-\omega^2 + j\omega \frac{\omega_{0r}}{Q_r} + \omega_{0r}^2} \right) \right\} \quad (19)$$

$$H_{12}(\omega) = H_{21}(\omega) = \left\{ \frac{1}{m} \left(\frac{-1}{-\omega^2 + j\omega \frac{\omega_{0t}}{Q_t} + \omega_{0t}^2} \right) + \frac{r\varepsilon}{I} \left(\frac{1}{-\omega^2 + j\omega \frac{\omega_{0r}}{Q_r} + \omega_{0r}^2} \right) \right\} \quad (20)$$

アクチュエータに発振器で信号 F_1 を加える。一方のアクチュエータでは、常に X_2 の変位が0になるように制御信号が F_2 として加えられるため制御回路の伝達関数を G とすると(17)式は以下になる。

$$X_1 = H_{11}F_1 - H_{12} \frac{H_{21}G}{1 + H_{22}G} F_1 \quad (21)$$

このとき変位は変換係数 β_i と出力電圧 V_{outi} ($i=1,2$)を用いて(22)式で表すことができるため(16)式に代入すること(23)式のように F_1 のカップリング定数 α_1 が求められる。また同様に F_2 に信号を加えた場合に求められるカップリング定数 α_2 は(24)式となる。(22)式の添え字は(16)式と同様の対応関係である。

$$X_i = \beta_i V_{outi} \quad (i=1,2) \quad (22)$$

$$\alpha_1 = \frac{1 + H_{22}G}{H_{11} + (H_{11}H_{22} - H_{12}H_{21})G} \frac{\beta_1 V_{out1} R_1}{V_{in1}} \quad (23)$$

$$\alpha_2 = \frac{1 + H_{11}G}{H_{22} + (H_{11}H_{22} - H_{12}H_{21})G} \frac{\beta_2 V_{out2} R_2}{V_{in2}} \quad (24)$$

(10)式のカップリング定数に(23), (24)式を用いて実験結果を較正し理論値及び実験値と比較したものを図10に示す。理論値及び実験値は図7と同じである。これにより最大値と仮定して置いていたカップリング定数を較正したものに置き替えた結果加速度の理論値からのずれが15%から2%になった。この結果から同様の手法をyz面とzx面にも用いることで全てのカップリング定数の較正が可能であることが分かった。

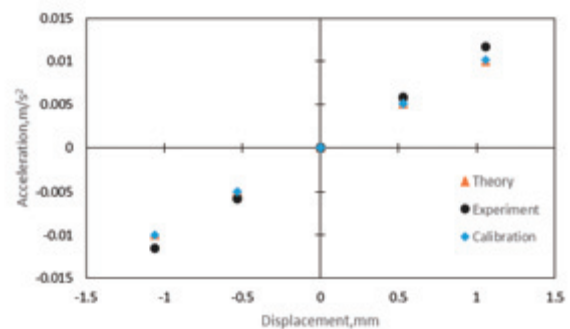


図10 較正後の加速度計測結果

5. 結論

超低高度での大気密度を計測するために、光による変位検出と磁気アクチュエータによる制御を用いた加速度計の要素技術研究を行った。実験結果から6自由度での制御が掛かり加速度の計測が可能であることを示せた。また、特定方向の加速度計測を行い目標とする加速度 $1 \times 10^{-2} \text{m/s}^2$ を計測できた。考案したカップリング定数の較正により6自由度制御を構成する3組の2自由度制御の1つである xy 面で2つのカップリング係数を較正し加速度計測の正確さを高めることができた。この手法をそれぞれの2自由度制御にも用いることで全てのカップリング定数の較正が可能である。

参考文献

- 1) A.E. Hedin *et al.*, “A Global Thermospheric Model Based on Mass Spectrometer and Incoherent Scatter Data MSIS 1. N2 Density and Temperature,” *Journal of Geophysical Research*, 82, 16, 2139-2147, 1977.
- 2) F.A. Msrcos *et al.*, “Thermospheric winds from satellite electrostatics triaxial accelerometer system” *Journal of Geophysical Research*, 90, A7, 6543-6552, 1985.
- 3) S. Bruinsma *et al.*, “Atmospheric densities derived from CHAMP/STAR accelerometer observations,” *Planetary and Space Science*, 52, 297-312, 2004.
- 4) 大里優一郎 他, “中性大気密度計測用加速度計に関する6自由度制御の研究,” 第59回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1L01, 2015.
- 5) A. Araya *et al.*, “Highly sensitive wideband seismometer using a laser interferometer,” *Review of Scientific Instruments*, 64, 1337-1341, 1993.

SEDA-AP/HIT による太陽フレアからの重イオンの観測

○上野遥、松本晴久、古賀清一（JAXA）

Abstract

宇宙環境計測ミッション装置(SEDA-AP)に搭載されている重イオン観測装置(HIT)は、2009 年から約 6 年間銀河宇宙線と太陽粒子線からのリチウムから鉄までの重イオンを計測してきた。特徴的な観測例は、2012 年 3 月 7 日の X5.4 クラスの太陽フレアに同期した重イオンの検出である。その元素存在比は銀河宇宙線よりも太陽表面での元素存在比と近く、太陽から放出された元素を観測した可能性がある。またこのフレアからは窒素の検出数が多く、銀河宇宙線や太陽での存在比においては前後の原子番号より存在比が下がるはずだが、HIT の観測では明らかに高くなっている。太陽フレア粒子の観測により加速機構の制限がつけられる可能性があると言える。

1. イントロダクション

地球を取り巻く宇宙放射線環境は主に、太陽粒子線(Solar Energetic Particle: SEP)や銀河宇宙線(Galactic Cosmic Ray: GCR)、捕捉粒子線(trapped particle)がある。他にも太陽風や異常宇宙線といった放射線環境がある。図 1 は酸素イオンにおけるこれらのエネルギー分布を示す¹⁾。帯電、シングルイベントによる電子回路の故障やエラー、人体への被ばくというように、宇宙放射線は宇宙活動へ大きく影響を与える。特に、銀河宇宙線や太陽粒子線からの陽子や重イオンは線エネルギー付与(Linear Energy Transfer: LET)が高く、フラックスは低いが電子部品や人体に照射されたときの損傷は大きく、フラックスやエネルギーを計測することは、我々の宇宙活動において重要となる。

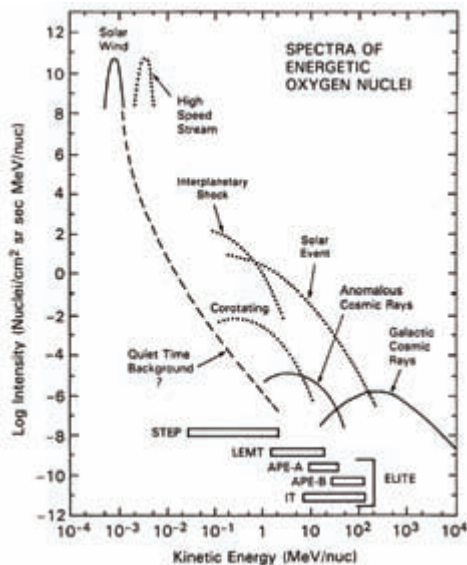


図 1 酸素原子核のエネルギースペクトル

2. 重イオン観測装置

重イオンの計測は JAXA で開発した重イオン観測装置(Heavy Ion Telescope: HIT)によりなされている。計測原理として、 $\Delta E \times E$ 法を用いる³⁾。二つ以上のセンサにおいて入射粒子が停止したとき、単位長さあたりの損失エネルギー(dE/dx)は、Bethe-Bloch の式から

$$-\frac{dE}{dx} \propto \frac{mZ^2}{E}, \quad (1)$$

のように表される。 m , Z , E はそれぞれ粒子の質量、原子番号、トータルエネルギーである。つまり、 $(dE/dx) \times E$ は入射粒子の原子番号固有の値となり、この値を利用して粒子弁別ができる。HIT では複数枚のシリコンセンサから ΔE と E を求めている。

表 1 に現在までに HIT が搭載された衛星をまとめた。低軌道である ISS 高度での重イオン観測がミッションの一つとされているのが、宇宙環境計測ミッション装置(Space Environment Data Acquisition Equipment-Attached Payload : SEDA-AP) である。

表 1 HIT 搭載ミッション

衛星	高度	計測期間
ETS-VI	8000-38000 km	1994.9-1995.1
ADEOS	~ 800 km	1996.10-1997.9
MDS-1	209-35204 km	2002.2-2003.9
ALOS	690 km	2006.1-2011.4
GOSAT	665.9 km	2009.1-present
ISS/JEM	~400 km	2009.8-present

3. SEDA-AP

JAXA は ISS 周回軌道における中性子、重イオン、プラズマ、高エネルギー軽粒子、原子状酸素、ダストといった宇宙環境の計測、材料曝露実験や電子部品評価実験を目的に、SEDA-AP を開発し、2009 年より運用してきた³⁾。SEDA-AP は「きぼう」モジュールの船外実験プラットフォームに搭載されている(図 2)。大きさはマスト伸展時で 3 m×0.8 m×1.0 m であり、総重量は 450 kg、電力は平常時で 220 W である。各搭載機器の名称と位置を図 3 に示す。

4. SEDA-AP/HIT

SEDA-AP に搭載されている HIT の概略図を図 4 に示す。HIT は 2 枚の位置有感シリコン検出器(PSD)と 16 枚の PIN 型シリコン検出器(SSD)から構成されている。電子の遮蔽窓として 50 μm のアルミシールドが 2 枚取り付けられている。HIT の仕様を表 2 に示す。なお、エネルギー範囲は PHITS⁴⁾と言われる粒子輸送シミュレーションコードを用いて計算した。

入射粒子はシリコンセンサに落とすエネルギーに比例した電圧パルスが発生させる。HIT では 2 枚の PSD でパルスを検出したときにトリガをかけ、プリアンプによって全センサでの信号が、読み出し回路に送られる。HIT が低フラックス領域を通過する際には HK は 4 秒ごとに送られる。

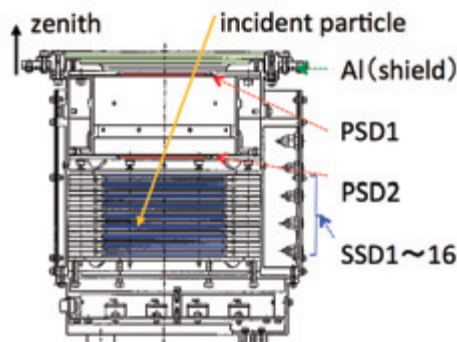


図 4 HIT の概略図

表 2 HIT の仕様

Sensors	PSD1: 200 μm , 62 \times 62 mm ² PSD2: 400 μm , 62 \times 62 mm ² SSD1–SSD16: 420 μm , 85 mm ϕ
Shielding film	Al: 50 μm + 50 μm
G-factor	25 cm ² sr
Energy range	Li: 10–43 MeV/n C: 16–68 MeV/n O: 18–81 MeV/n Si: 25–111 MeV/n Fe: 34–152 MeV/n
Time resolution	0.1 s/event
Operating temperature	–30 to +75 °C. (Elec.) –55 to +40 °C. (Sensor)
Dimensions	52 cm \times 42 cm \times 23 cm
Mass	25 kg
Power dissipation	36 W

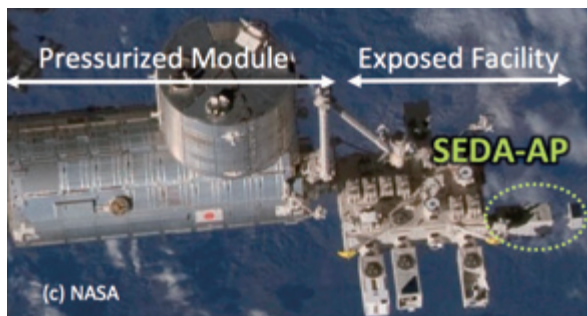


図 2 JEM/EF 上での SEDA-AP の位置

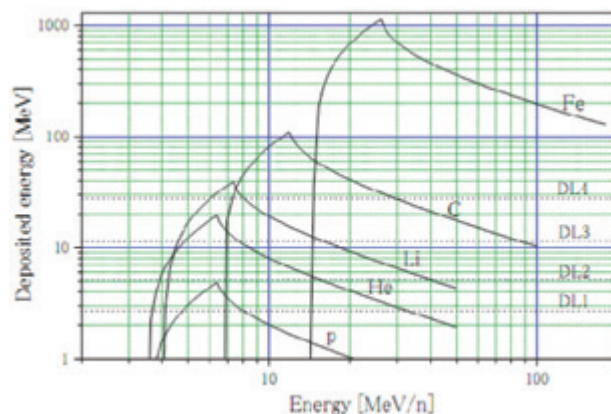


図 5 PSD1 での DL と検出可能粒子

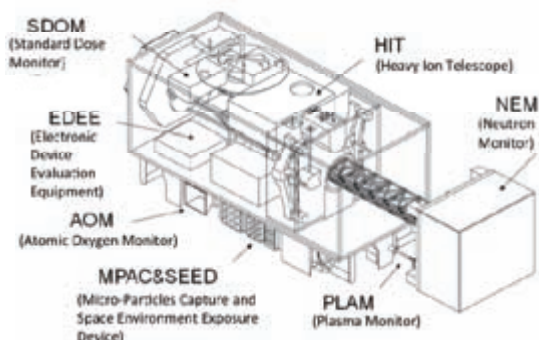


図 3 SEDA-AP 各機器の位置と名称

表 3 DL の値と設定期間

Start–End	2009.8–2010.7	2010.7–2012.8	2012.8–2014.7	2014.7–present
DL	1	2	3	1

5. 観測

計測のトリガとなる PSD1,2 において、陽子入射による計測処理の飽和が起きないように 4 段階の閾値 (Discrimination Level: DL) が設けられている。DL を高く設定すると検出可能な粒子の原子番号も高くなる。PSD1 での DL と検出可能粒子の対応を図 5 に、各 DL の設定期間とレベルの対応を表 3 に示す。

また、その他の変動パラメータとして、観測期間中の太陽活動の変動を図 6 に示す。観測期間中では太陽活動は極小期から極大期に移っており、極大期のピークは 2014 年 1 月頃となっている。

HIT の計測率のトレンドを図 7 に示す。DL ごとの計測率の平均値はそれぞれ 2.14×10^{-2} (DL1), 5.39×10^{-3} (DL2) と 8.96×10^{-4} (DL3) であり、一桁 DL 上昇で一桁計数率は低くなる。所々計測されていない時間帯があるが、これは SEDA-AP の β 角が高いことに起因しており、HIT のセンサ部の上限温度を超えてしまうために度々機器を OFF にしなければならない。よって、全体での運用率は約 53% となっている。図 7 の赤い矢印で示された箇所は太陽フレアプロトンイベントが観測されている時刻と同期した HIT でのカウントレート上昇を示している。

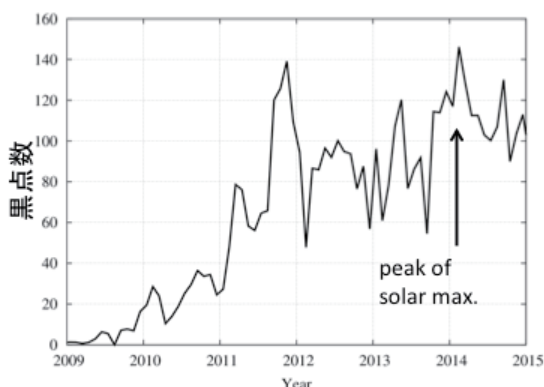


図 6 観測期間中の太陽活動の変動

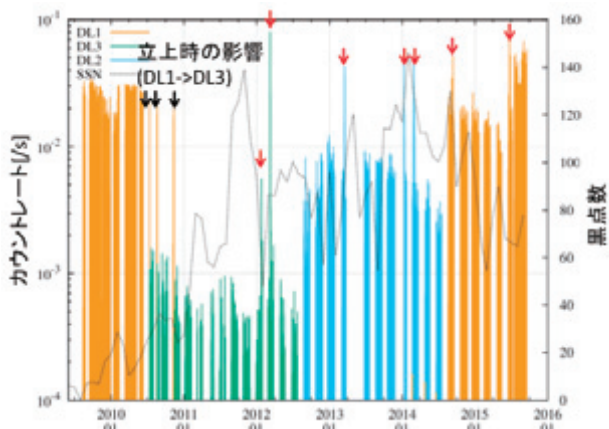


図 7 DL ごとの HIT の計測率のトレンド

6. データ処理

HIT は約 6 年間の観測で、1,074,272 回入射粒子を計測した。これらのデータは地上でデータ処理ツールを用いて処理される。粒子弁別に用いる $\Delta E \times E$ 法における ΔE と E について、 E を止まったセンサから 2 つ手前までのセンサの損失エネルギーの合計、 ΔE を止まったセンサの 3 つ手前での損失エネルギーと決定した。また、SSD16 または検出器を横に抜けたとき、または核反応を起こした入射粒子をノイズイベントと判定し、粒子弁別の対象から外している。 $\Delta E \times E$ プロットの観測値と原子番号ごとのシミュレーションを用いた計算値の位置関係から原子番号が判定される。

粒子弁別およびノイズ除去の結果、原子番号が判定されたイベント数は 12,633 個で、トリガ数の約 1.2% であった。SSD2 で停止したイベントについての $\Delta E \times E$ プロットを図 8 に示す。おおよそ理論曲線上にプロットされていることから、粒子弁別が正しくできていると言える。

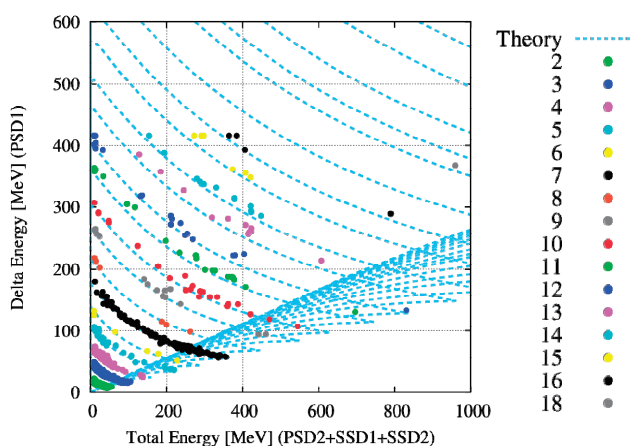


図 8 SSD2 で停止したイベントに対する $\Delta E \times E$ プロット。数字は原子番号、青い点線は計算値を示す。

7. データ解析

まず、粒子弁別されたイベントについて元素存在比を求めた。図 9 は DL ごとの元素存在比と、銀河宇宙線モデルである CREME96⁵⁾⁻⁷⁾ から求めた存在比を示す。CREME96 は、銀河宇宙線スペクトルのモデルから電子部品のシングルイベントアップセットの確率を求める計算ツールとして標準的に用いられている。比較から、奇数核よりも偶数核で存在比が高いという銀河宇宙線の傾向が HIT の観測データからも見えている。しかし、 $6 < Z < 17$ については、CREME よりも存在比が高い傾向にある。これは 2012 年 3 月

に発生した X5.4 クラスの太陽フレアの影響を受けていると考えられるが、これは次節にて議論する。

8. 太陽フレアからの重イオンの観測

まず、4 章で見てきたように、LET 分布と元素存在比について DL3 の期間で他の期間と異なるデータ傾向が見られた。これは 2012 年 3 月に発生した X5.4 クラスの太陽フレアによる影響を受けていることが考えられる。このフレアの発生位置は N18E31 であり、コロナ質量放出が地球方向に到来していたことが分かっている。図 10 が GOES 衛星による X 線およびプロトンフラックスと、HIT の計数率のトレンドであり、プロトンフラックスの増加と同時に、HIT の計数率の増加が 100 count/min 以上まで増加している。これは HIT がフレアからの重イオンを計測していることが示唆される。最初の HIT フラックス上昇時について 13 の時間領域に分け、それぞれの期間で粒子弁別をした結果を図 11 に示す。

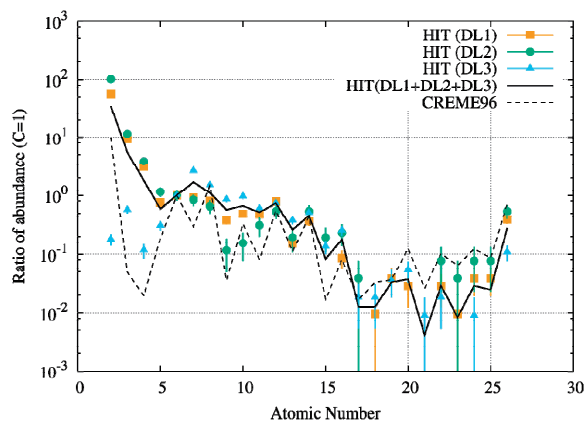


図 9 DL 期間ごとの元素存在比(DL1:四角、DL2:丸、DL3:三角)と CREME96(線)の比較

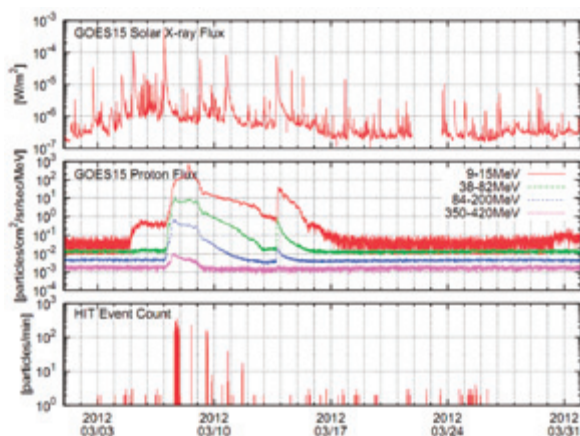


図 10 X5.4 太陽フレアの GOES 衛星データ (上: X 線、中: プロトン) と HIT の計数率 (下)

元素存在比について、計数率の上昇が起きている時間帯でデータを抜き出し、抜き出した後のデータと比較した結果を図 12 に示す。存在比はシリコンについて対数を取り、それを 6 に規格化してある。比較のために、CREME モデルと太陽の元素存在比^{8),9)}を同時に示しており、計数率の上昇期間でのデータ (only flare)では抜き出す前(exclude flare)に比べて、太陽の元素存在比に近く、また抜き出す前の存在比では CREME モデルにより近い分布をとる傾向が見られる。つまり、HIT で太陽フレアからの重イオンの計測がされている可能性が高いといえる。

9. 結論

約 6 年の観測により、HIT は 100 万イベント以上の陽子ならびに重イオンを観測してきた。そのうち 1.2%について地上解析により粒子弁別され、その元素存在比は銀河宇宙線の標準モデルである CREME96 と同じ傾向を示しており、HIT での計測の妥当性が示された。さらに、X5.4 クラスという大きい太陽フレアからの重イオン観測の可能性があることが示唆された。今後重イオンの加速機構について制限を付けるよう更なる解析を続ける。

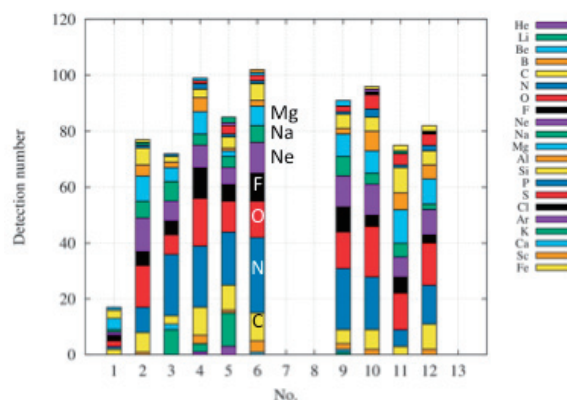


図 11 弁別粒子の時間変動

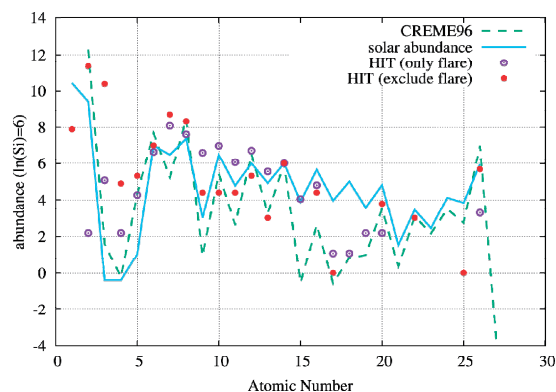


図 12 フレア期間(白丸)、フレア期間を除外した後(丸)の元素存在比と CREME96(破線)、太陽の元素存在比 (実線)

参考文献

- 1) Von Rosenvinge, T. T., Barbier, L. M., Karsch, J., Liberman, R., Madden, M. P., Nolan, T., Reames, D. V., Ryan, L., Singh, S., Trexel, H., Winkert, G., Mason, G. M., Hamilton, D. C., Walpole, P.: The energetic particles: Acceleration, composition, and transport (EPACT) investigation on the Wind spacecraft. *Space Science Reviews*, 71(1995), pp. 155-206.
- 2) Goka, T., & Matsumoto, H.: High Energy Particle Environment. *Review of the Communications Research Laboratory*, 43(1997), pp. 249, 43, 249.
- 3) Koga, K., Matsumoto, H., Obara, T., Kimoto, Y., Yamada, N., Watanabe, H., Endo, M., Sakoh, D., Matsueda, T., Yamamoto, T., and Muraki, Y.: Initial Result of Space Environment Data Acquisition Equipment-Attached Payload (SEDA-AP) on the ISS - Kibo Exposed Facility, *Proc, RASEDA-9th*(2010).
- 4) Sato, T., Niita, K., Matsuda, N., Hashimoto, S., Iwamoto, Y., Noda, S., ... & Sihver, L.: Particle and heavy ion transport code system, PHITS. *Journal of Nuclear Science and Technology*, 50(2013), pp. 913-923.
- 5) Tylka, A. J., Adams Jr, J. H., Boberg, P. R., Brownstein, B., Dietrich, W. F., Flueckiger, E. O., Flueckiger, E. L. Petersen, M. A. Shea, D. F. Smart, Smith, E. C.: CREME96: A revision of the cosmic ray effects on micro-electronics code. *Nuclear Science, IEEE Transactions on*, 44(1997), 2150-2160.
- 6) Weller, R., Mendenhall, M. H., Reed, R., Schrimpf, R. D., Warren, K. M., Sierawski, B. D., & Massengill, L. W.: Monte Carlo simulation of single event effects. *Nuclear Science, IEEE Transactions on*, 57(2010), pp. 1726-1746.
- 7) Mendenhall, M. H., & Weller, R. A.. A probability-conserving cross-section biasing mechanism for variance reduction in Monte Carlo particle transport calculations. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 667(2012), pp. 38-43.
- 8) N. Grevesse and E. Anders (1988) in *Cosmic Abundances of Matter* (ed. J. Waddington), Amer. Inst. Phys., New York, p. 1.
- 9) Holweger, H., Bard, A., Kock, M., & Kock, A.. A redetermination of the solar iron abundance based on new Fe I oscillator strengths. *Astronomy and Astrophysics*, 249(1991), pp. 545-549.

QZS と MAGDAS 地上磁力計を用いた同一沿磁力線電流の解析

小串修¹、河野英昭^{2,1}、東尾奈々³、松本晴久³、A. V. Moiseev⁴、D. G. Baishev⁴、
魚住禎司²、阿部修司²、湯元清文^{2,1}、吉川顕正^{2,1}

1: 九州大学大学院 理学研究院 地球惑星科学部門

2: 九州大学 国際宇宙天気科学・教育センター

3: 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第一研究ユニット

4: Yu.G. Shafer Institute of Cosmophysical Research and Aeronomy, Siberian Branch, Russian Academy of Sciences

1. イントロダクション

沿磁力線電流 (FAC; Field-Aligned Current) は磁気圏と電離圏を繋ぐ電流で、磁気圏の構造やサブストームなどの現象を理解するにあたってこの FAC の観測は非常に重要である。これまでも静止軌道衛星観測、極軌道衛星観測、地上観測など様々な観測が行われてきているが、同一の磁力線上を流れる FAC を衛星と地上観測で長時間同時に観測した報告例は少ない。そこで本研究では、JAXA が運用する準天頂衛星 (QZS; Quasi-Zenith Satellite) と九州大学の国際宇宙天気科学・教育センター (ICSWSE; International Center for Space Weather Science and Education) が中心となって運用する地磁気観測ネットワークである MAGDAS (MAGnetic Data Acquisition System) の観測データを用いることで同一沿磁力線電流の解析を行う。

QZS は測位システムを補完する目的で打ち上げられた衛星である。静止衛星の軌道から傾斜角 40° と離心率 0.1° を持っている。その独特な角度から同じ子午面 (日本) の高緯度領域に長時間滞在するので、日本上空から物の影に隠れることなく信号を送ることができ、測位システムの補完を行うことができる。QZS は磁力計も搭載している。また、MAGDAS は現在世界 72 箇所に地上磁力計を設置しており、その磁場観測データはインターネットを介してリアルタイムで ICSWSE に送られている。

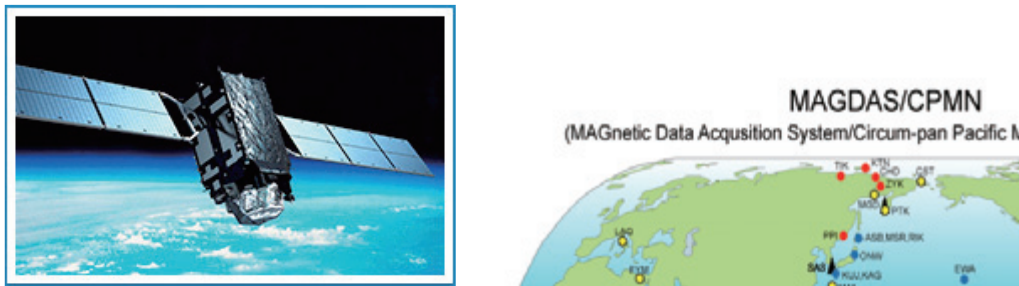


図 1 QZS と MAGDAS 観測点の一部

その結果 149 のイベントが選定された。

条件 2: QZS と MAGDAS が同一磁力線上同時観測できるように、下記の 2-1 と 2-2 の条件を両方とも満たすイベントを選定した：

条件 2-1: $Z_{sm} > 0$ 、ここに Z_{sm} は SM 座標系における QZS 位置の Z 成分：QZS と MAGDAS が赤道面（多くの現象のソース領域）の反対側にあると、現象の南北対称性は保証されていないので QZS-MAGDAS 相関が下がると予想される為。

条件 2-2: $R < 10^\circ$ 、ここに R は QZS の footpoint と MAGDAS 観測点の間の距離で、

$$\text{その定義は } R = \sqrt{(2 \text{ 点の磁気緯度の差})^2 + (2 \text{ 点の磁気経度の差})^2}。$$

この条件 2 を適用した結果、イベント数が 59 個に絞られた。

条件 3 : MAGDAS でも擾乱が同時観測されているか、目視により確認した。

その結果 29 のイベントが選定された。

選定したイベントについての QZS の空間分布は図 4 のようになった。右図より、QZS 位置が低緯度でも高緯度でもイベントが観測されていることが分かる（但し、 $Z_{sm} < 1Re$ では観測されていない）。また、左図より、昼間側ではイベントが観測されていないことが見て取れる。この考えられる理由としては以下の 2 つが考えられる。

1. QZS の軌道では昼間側の FAC を捉えることが難しい事が考えられる。昼間側では磁気圏は太陽風に押し潰され、プラズマシート（FAC が流れやすい）も地球近くでは夜側よりも高緯度になるため、QZS の軌道より高緯度に位置しているのではないか。
2. QZS 磁場データ中の衛星ヒーター起源ノイズは昼間側で乗りやすい傾向が見られた。これは、QZS の姿勢制御と QZS 上のヒーター位置との関係から昼間側で機体のヒーターが ON になることが多い為である可能性がある。この衛星ヒーター起源ノイズのためイベントの選定ができなかったのではないか。

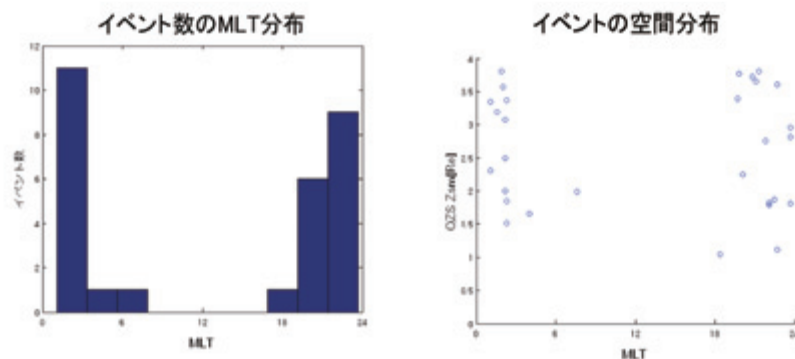


図 4 イベントの分布

2-2. ケーススタディ

今回は選定を行ったイベントの中で QZS が比較的に高緯度にいた 2011/6/6 17:00UT 頃のケーススタディを行った。図 5 は QZS の位置と衛星を通過する磁力線の形状（左図）、その磁力線の footpoint と MAGDAS 観測点 3 点の位置関係（右図）を示している。footpoint が KTN に非常に近く、KTN を中心に解析を行う。

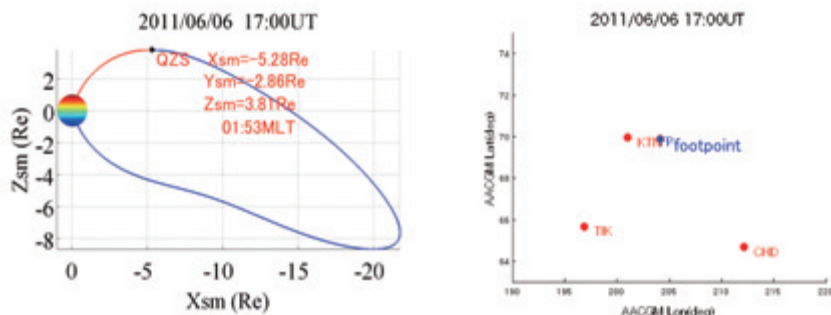


図 5 (左) QZS の位置と通過する磁力線 (右) footpoint と観測点の位置関係

図 6 は変動が見られる時間帯である 16:00~18:00UT での QZS と MAGDAS のデータを示している。上から 4 つのパネルは QZS での観測磁場 (FA 座標における 3 成分(X,Y,Z)と全磁場)、次のパネルは QZS 帯電電位データ (POM データ) に -1 を掛けたもの。次の 3 つのパネルは KTN での観測磁場 (H,D,Z の 3 成分)、次の 2 つのパネルは MAGDAS 観測点と footpoint の距離を経度方向と緯度方向から示しており、最後のパネルは AL 指数の値を示したものである。

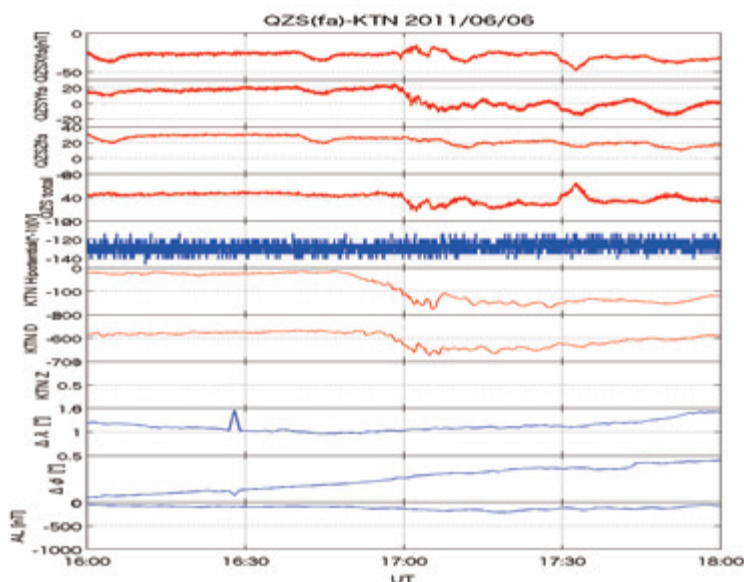


図 6 QZS データ、MAGDAS/KTN データ、関連データ、の同時プロット

イベント時において QZS footpoint は経度・緯度方向に大きく移動していないことから本イベントは同時観測の条件を満たしていると考えられる。

以下、詳しい磁場解析を行っていく。図 7 に QZS と MAGDAS のデータを示す。QZS の磁場

データを見ると X 成分と Z 成分はほとんど変動していないにもかかわらず Y 成分のみが step 的な変動を示していることが分かる。この変動は東西方向に広がったシート状の FAC が QZS を高緯度方向に通過することによって説明することができる (図 8 左)。また、KTN のデータに注目するとイベント時において H 成分、D 成分共に negative に変動している様子が見られる。これは電離層に FAC が流れ込み、FAC が高緯度に移動したと考えると D 成分の変動の説明がつく (図 8 左、赤矢印参照)。また、流れこんだ FAC は図 8 左の青矢印のような電離層電流に繋がる (Region-1 closure のイメージ)、と考えると、H 成分が negative な変動を示したことの説明もできる。図 8 右は以上の説明を整理・図示したものである。

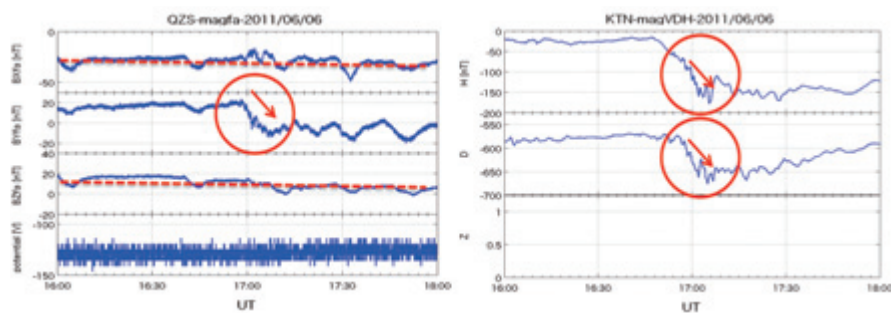


図 7 QZS (左)と MAGDAS/KTN (右)の時系列データプロット

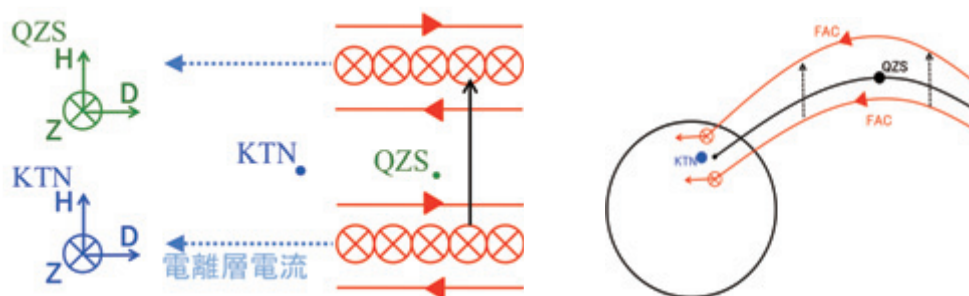


図 8 磁場変動の解釈図

図 8 右、及び図 5 左の QZS を通過するモデル磁力線の形状から、地球から 20Re 程離れた位置の NENL (Near-Earth Neutral Line) に発し、プラズマシート境界層 (PSBL: Plasma Sheet Boundary Layer) を流れる FAC が観測されたのではないかと考えられる。図 9 左でイベント前の IMF Bz を見ると短い時間だが負の値であった。この際に磁気圏内にエネルギーが流入し、NENL を形成したと考えられる。また、図 9 右よりイベント時に小規模 (AE=250nT) のサブストームが発生していたことがわかる。それに伴いプラズマシートが膨らみ FAC も高緯度方向に移動したと考えられる。

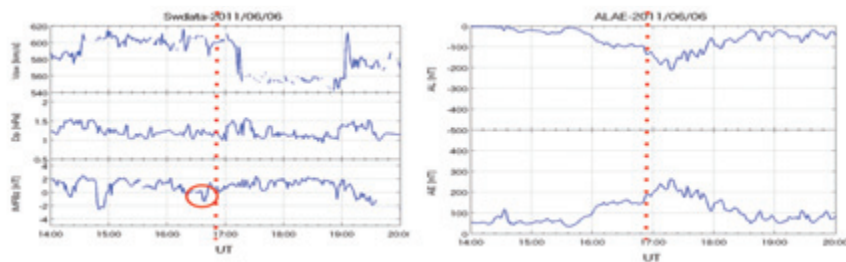


図 9 イベント時における太陽風データ(左)と AL・AE 指数(右)

3. まとめ

選定基準を設け、イベントのリストアップを行った。また、リストアップしたイベントから QZS – MAGDAS の組み合わせによってのみ観測しうるイベントの一例として、シート状の downward FAC が高緯度方向に移動する様子を QZS が高緯度（磁気緯度 31.9° ）にいるときに QZS – MAGDAS 同一磁力線上同時観測した例を紹介した。

今後は統計的な解析を進めていく。FAC のタイプ分けを行い、それぞれについての空間分布や電流強度、磁気活動度依存性などを調べ、また地上同時磁場観測の性質を調べたい。また、今回は QZS と MAGDAS のデータを用いて解析を行ってきたが、ETS-VIII（静止衛星：東経 146° ）など他の観測データも参照することでより詳細な解析も行いたい。

巨大磁気嵐時の放射線帯外帯 MeV 電子の変動

-特に主相に於ける MeV 電子の消失について-

小 原 隆 博

東北大学大学院 理学研究科 惑星プラズマ・大気研究センター

宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第1研究ユニット(招聘)

[概要]

巨大磁気嵐時の、放射線帯外帯 MeV 電子の変動について、以下の2点を報告する。

- 1) 巨大磁気嵐主相では、外帯 MeV 電子の消失が顕著に起こるが、物理過程には複数ある。従来の断熱過程による減少、磁気圏境界面への流出に加えて、ベータトロンドリフト効果が重要である。本論文では、これらを、数量的に比較・検討したが、上記のプロセスを統合する事で、外帯 MeV 電子の消失が理解出来た。
- 2) 巨大磁気嵐時に、スロットを超えて内帯に侵入する MeV 電子が識別出来た。これは、内帯 MeV 電子のソースになる点でも重要である。

1. はじめに

地球の放射線帯は、内帯と外帯の2つの領域からなっているが[1]、90年代以降の研究で、外帯は激しく変動している事が明らかになっている[2]。これらの変動の多くは、磁気嵐の発生と密接に関係していて、磁気嵐の主相では外帯 MeV 電子が消失し、磁気嵐の回復相にて、再生される。回復相における MeV 電子の増加は、時に、磁気嵐前のレベルを大きく上回り異常に増加する事も多い[3]。このような時、放射線帯の領域を飛翔する人工衛星は、しばしば故障する事がある[4]。JAXA（宇宙航空研究開発機構）では、スペースステーションに搭乗している宇宙飛行士の健康を護るため、日本実験棟「きぼう」暴露部に、宇宙放射線環境を計測する装置を搭載し、リアルタイムで宇宙放射線量をモニターしている[5]。また、各種の人工衛星に宇宙放射線や地球磁場の計測装置を搭載し、それらの変動を観測している[6]。

本稿では、表題にあるように磁気嵐主相で発生する外帯 MeV 電子の消失について検討する。図1は、JAXAの遷移軌道衛星つばさ(MDS-1)に搭載された放射線粒子計測装置(SDOM)による MeV 電子の観測結果である[7]。縦軸は、電子フラックス、横軸は L 値である。磁気嵐前のフラックスを黒の実線で、磁気嵐ピーク時のフラックスを緑で示している。 $L = 3.5 \sim 4.0$ に若干 MeV 電子が残っているが、大半は消失している。その後、30時間経て、外帯は大きく回復しているが、この異常増加については、別の機会にまとめたい。

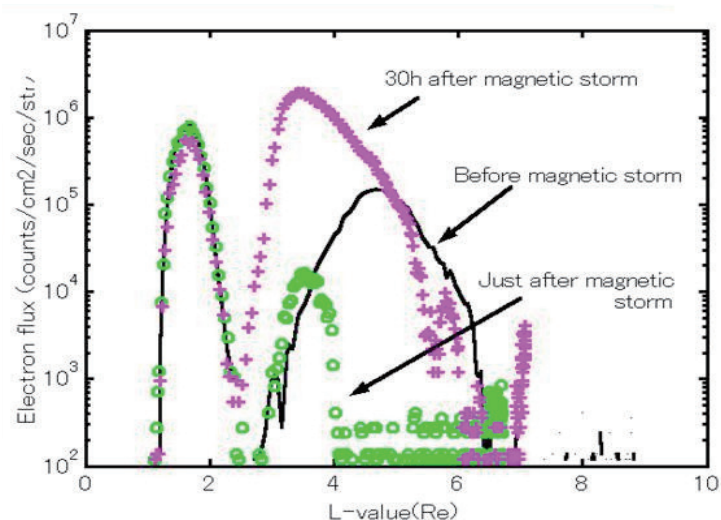


図 1. つばさ衛星によって観測された放射線 MeV 電子の変動 (after Obara et al.[7])

これまでの研究[8]で、外帯 MeV 電子消失の原因は、1) *Dst* effect、2) Convection out、3) Betatron drift effect、4) Precipitation が指摘されている。1) は、磁場強度減少による断熱的減速、2)は、磁気圏対流増大に伴う磁気圏昼側境界面への流出、3)は、磁場減少に生じた誘導電場による地球外向きへのドリフト、そして4) は、地球大気への降下である。以上の各プロセスについて検討した結果を、以下に報告する。

2. 放射線帯外帯 MeV 電子の消失

2-1. *Dst* effect

磁気嵐は、地上に設置されている磁力計にて識別出来るが、図 1 に示すように、磁気圏の赤道領域にて磁場減少は確認されている。

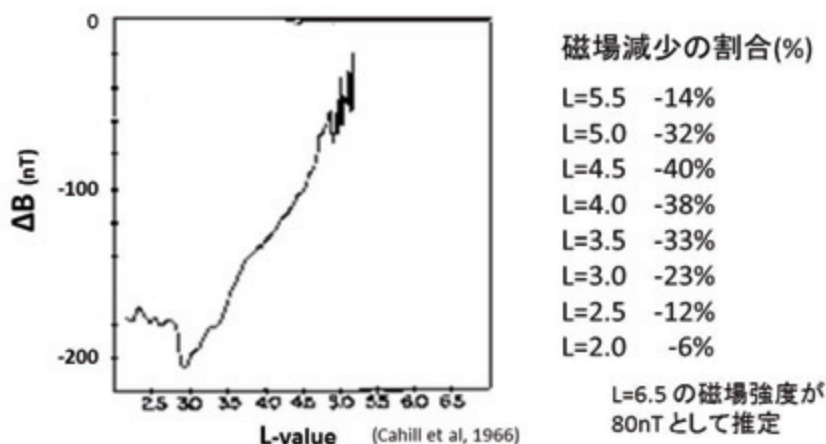


図 2. エクスプローラ 23 号によって観測された磁場減少。縦軸は磁場減少量、横軸は *L* 値を示す

エクスポーラ 23 号による観測では、減少は $L=3$ 付近で最大で、 $L>5.5$ の領域では僅かである。こうした減少は、その後の磁場観測でも確認されていて、最近の磁場モデルも、磁気嵐に対応している。

ヨーロッパのグループが、磁気圏が静かな状況が続いた状態では、放射線帯の外帯 MeV 電子は、熱的に安定な分布を示す事を示唆しているが、まだ検証はされていない。もし、マクスウェル分布をしていると仮定すると、磁場強度の減少によって MeV といった高いエネルギー電子のフラックスは有意に減少する。

まず、(1)式のように分布を仮定する。ここで E は電子のエネルギーで、 E_0 を 200~400keV 程度とする。次に磁場が ΔB だけ減った後のフラックスを、磁場減少の前のフラックスで規格化した式を求めると(2)式ようになる。ここで、 B はその場の磁場強度である。

$$F = F_0 \exp(-E/E_0) \text{ ----- (1)}$$

$$F_{\text{after}}/F_{\text{before}} = \exp(-(\Delta B/B)(E/E_0)) \text{ ---- (2)}$$

今、 $E_0 = 300 \text{ keV}$ として、 $E = 2 \text{ MeV}$ の外帯電子がどの程度フラックスが低下するかを計算した。結果を図3に示すが、 $L=3\sim6$ の広い範囲で有意なフラックスの減少が得られた。

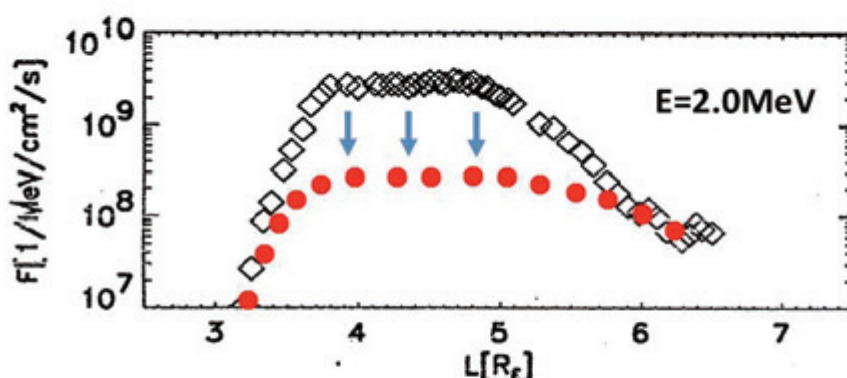


図3. $Dst = -200 \text{ nT}$ 程度の磁気嵐における 2MeV 電子の減少の様子。白丸と赤丸は、磁気嵐前と後の 2 MeV 電子のフラックスを示す

2-2. Convection Out

図3で示したように、 Dst effect では、十分に MeV 電子が除去出来ない事が分かった。次に、Convection Out について考える。Desorgher et al.[9] が計算しているように、磁気圏対流が促進すると、放射線帯外帯電子は、それまでの地球周回軌道から外れて、昼側磁気圏へ向かい始める。磁気嵐の大きさにも依存するが、 $Dst = -200 \text{ nT}$ 程度の磁気嵐では、 $L > 4.3$ 程度の領域の MeV 電子が除去される可能性がある。この様子を先の、 Dst 効果と重ねて図4に示しているが、図中②と示した範囲が、Convection Out のカバーできる範囲であろう。ここで、①は Dst 効果による減少である。

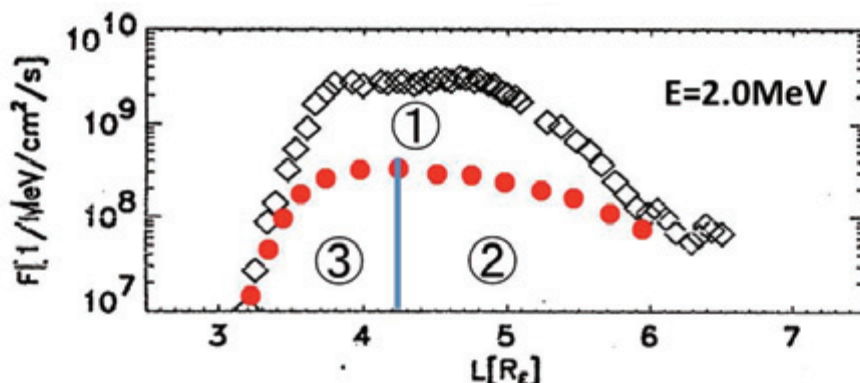


図 4. *Dst* 効果により期待される減少範囲を①、Convection Out により期待できる減少範囲を②で示す。③で示した範囲が除去されずに残っている

Desorgher et al.[9]は粒子の軌道計算であったが、千葉他[10]は電子のピッチ角分布を磁気嵐の前後にて調べた。その結果、夜側では遠方から $L=5$ 付近まで、ピッチ角 90 度の電子数が減少している事を見出した。これは、マグネトポーズシャドーイングとして知られている現象であるが、磁気嵐中では、 $L > 5$ の領域の電子は昼側磁気圏境界面に流出していく事を、千葉他[10]は確認した事になる。

2 - 3 . Betatron drift effect

図 4 で示したように *Dst* effect、Convection Out 効果では、外帯 MeV 電子を完全に消失させる事は出来ない。他の効果が必要になる。

急速に発達する磁気嵐では、 $\partial B / \partial t$ により、誘導電流が発生する。例として、2015 年 3 月 17 日の磁気嵐を取り上げる。この磁気嵐の主相では、1 時間に 30nT の磁場減少が見られている。そして、減少は十数時間に渡り継続した。 $L=4$ の位置で、発生する角度方向の誘導電場は、

$$E_{\theta} = -(r/2) \partial B_z / \partial t = 0.1 \text{ mV/m} \text{ ---- (3)}$$

となり、背景磁場強度を 300 nT 程度であるので、外向きのドリフト速度は 330 m/sec となる。これは、数時間で 1Re (Re:地球半径)、電子が移動するのに十分な速度である。

上記の誘導電場により生じる外向きドリフトは、図 4 の③領域の MeV 電子を②の領域へ輸送する。もし、背景磁場強度が更に小さい場合はドリフト速度は大きくなり、より短い時間で MeV 電子は領域③から領域②領域へと移動できる事になる。

誘導電場の生成については、既に Oya [11] が、その発生を議論している。Oya [11] は、リングカレントの構造モデルを導入し計算を進めた。得られた結果は、 $L=4$ の領域で、ドリフト速度は数百 m/sec であった。我々の計算の結果も、Oya [11] に極めて近いと言える。

3. 内帯への侵入

大きな規模の磁気嵐 (Dst が -150nT 以下) では、非常にしばしば外帯の放射線電子がスロットを超えて内帯へと侵入する事がある。図5 (上) は、JAXA のつばさ衛星(MDS-1) が観測した放射線帯高エネルギー電子の L - t ダイアグラムであるが、同図 (下) には磁気活動指数(Kp)と磁場変動量(Dst)を示している。スロットを越えて内帯に高エネルギー電子が侵入しているが、注意して見ると Dst が -150nT 以下の大きな磁気嵐時に対応している。

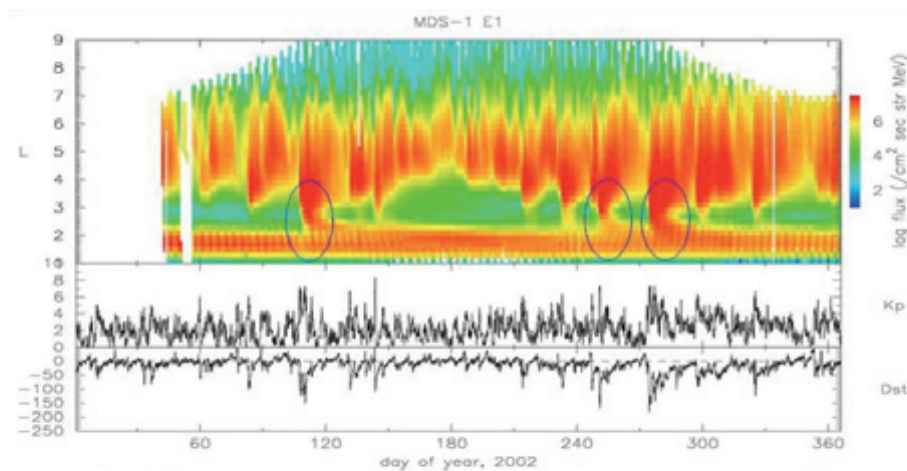


図5. つばさ衛星が観測した放射線帯高エネルギー電子と磁気擾乱を示す指数 (Kp, Dst)
(after Obara and Matsumoto [12])

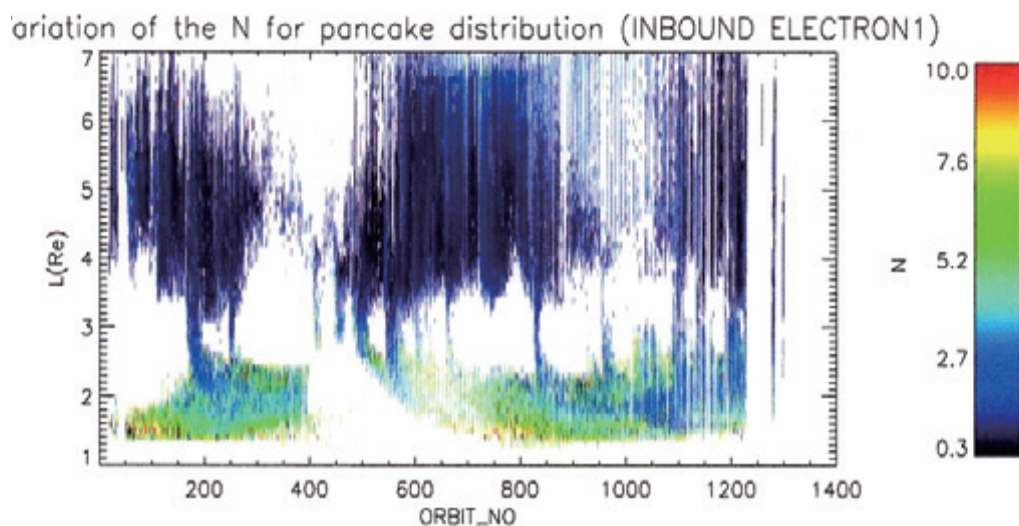


図6. 電子のピッチ角分布を $\sin^N \theta$ で近似したときの、 N の時間・空間分布
(after Obara and Matsumoto [12])

図 6 に示されている電子のピッチ角分布の特徴として、外帯電子は $N \sim 0.3$ 程度で極めて等方分布に近いが、内帯電子では $N > 5$ となり、90 度に集中する分布が確認される。図 5 で示したスロット越えの高エネルギー電子のピッチ角分布は、外帯電子の特徴を示している。この事は、Obara and Matsumoto[12] が報告しているが、大規模の磁気嵐では、磁気圏電場の非常な増大により外帯電子がスロット領域に押し込まれ、そのまま、内帯へと拡散的に侵入していくものと理解されている。

4. むすび

今回は、巨大磁気嵐時の放射線帯外帯 MeV 電子の変動について、1) 主相で見られる外帯 MeV 電子の消失と、2) スロットを超えて内帯に侵入過程について紹介した。1) の MeV 電子消失については、従来から指摘されていた諸点；即ち、断熱過程による減少、磁気圏境界面への流出、ベータトロンドリフト効果について、評価した。今回、特に触れていないが、大気への降下も消失過程の一つである。本論文では、これらを数量的に比較・検討し、上記のプロセスを統合する事で、外帯 MeV 電子の消失が理解出来るとした。また、2) のスロットを超えて内帯に侵入する MeV 電子については、大磁気嵐時に多くが見られていた。これら MeV 電子は、内帯 MeV 電子のソースになる点でも重要である。

本報告は、しかしながら、粒子の観測と理論的扱いからのみの指摘である。今後は、電場観測、磁場観測、そしてプラズマ波動観測と粒子の同時観測が重要である。JAXA 宇宙科学研究所が、2016 年夏に打ち上げる ERG 衛星は、放射線帯領域で上記の項目について、同時観測を実施する。ERG 観測データから、放射線帯外帯 MeV 電子変動の物理が判明すると期待される。

参考文献：

- [1] 小原隆博, 第 5 章 磁気圏, 第 6 章 磁気圏の粒子環境, 宇宙環境科学, オーム社, 2000
- [2] 小原隆博, 放射線粒子環境, P251-258, 日本航空宇宙学会誌, 2003
- [3] 小原隆博, 第 9 章 宇宙空間と人間, 太陽地球系科学, 地球電磁気・地球惑星圏学会編, 京大出版会, 2010
- [4] 小原隆博, 第 1 章 序, 総説宇宙天気, 柴田・上出編, 京大出版会, 2011
- [5] 小原隆博, 「きぼう」暴露部搭載・宇宙環境計測ミッション装置 (SEDA-AP), 電気学会誌 A, Vol.131, No.12, 965-970, 2011
- [6] Obara, T., H. Matsumoto, K. Koga, Space Environment Measurements by JAXA satellites and ISS, Acta Astronautica, Vol.7, 1-10, 2012
- [7] Obara, T., H. Matsumoto, K. Koga, H. Koshiishi, and T. Goka, MDS-1 Observations of Highly Energetic Electron Environment in the Inner Magnetosphere, Trans. JSASS Space Tech. Japan, Vol.7, No.26, 11-14, 2009

- [8] Friedel, R., G. Reeves and T.Obara, Relativistic Electron Dynamics in the Inner Magnetosphere: Review, Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, Vol.64, 265, 2002
- [9] Desorgher, L., P. Buhler, A. Zehnder, E.O. Fluckiger, Simulation of the outer radiation belt electron flux decrease during the March 26, 1995, magnetic storm, JGR, A9, 105, 21211-21223, 2000
- [10] 千葉貴司, 小原隆博, 栗田 怜, 三好由純, 放射線帯電子の消失に関する研究, 第 11 回宇宙環境シンポジウム論文集, 宇宙航空研究開発機構特別資料, JAXA-SP14-012, ISSN 1349-113X, 221-229, 2015
- [11] Oya Hiroshi, Effect of Betatron Drift on Plasmasphere and Plasmapause Verified by the Akebono (EXOS-D) Satellite Observations, Advances in Solar-Terrestrial Physics, edited by H.Oya, 145-174, 2004
- [12] Obara, T., and H. Matsumoto, Large enhancement of highly energetic electrons in the outer radiation belt and its transport into the inner radiation belt inferred from MDS-1 satellite observations, Sun and Geosphere, in press

LANL 静止軌道衛星のプラズマデータを用いた衛星電位解析

小田光信^[1] 中村雅夫^[1] 趙孟佑^[2]

^[1]大阪府立大学 ^[2]九州工業大学

要旨

人工衛星に発生する障害のうち、約半数が帯電に起因した放電によるものである。この人工衛星の帯電を引き起こす要因はプラズマ環境であるので、そのプラズマ環境の解析は重要である。LANL 静止軌道衛星の観測データから算出したプラズマの温度や密度、衛星電位などのデータが MPA キーパラメータとして NASA の CADweb で公開されている。しかしこの中に、衛星電位やプラズマの温度や密度が正しく算出されていないと考えられるデータが多数含まれていると考えられる。その為、オリジナル観測データであるプラズマのエネルギースペクトラムを用いて衛星電位解析を行い、キーパラメータの値との比較を行った。

1 序論

人工衛星に発生した障害の約半数がプラズマ環境の起因した人工衛星の帯電、放電によるものであるという報告がある [1]。その為プラズマ環境の解析は重要である。

静止軌道プラズマ環境のデータの一つにロスアラモス国立研究所 (LANL) が観測したデータがある。LANL は同時に数機の静止軌道衛星を用いて観測を行っており、温度、密度、衛星電位といったキーパラメータのデータセットが一般に公開されている。これは約 86 秒間隔のデータで、LANL が観測に用いた 7 機の静止軌道衛星すべてのデータを合計すると約 38 年分のデータがある。LANL は衛星を用いてイオン、電子のエネルギースペクトラムを観測し、それから温度、密度といったキーパラメータを算出している。しかし、キーパラメータのデータセットには正しい値とは考えにくい

値が含まれている [2]。これらは、観測されたデータからキーパラメータを算出する際に何らかの間違いがある可能性がある。

衛星電位の値が正しいか疑わしいデータ数は全体の約 34 パーセントを占めており、疑わしいデータを除くか除かないかで統計結果に影響が出る。そこで本研究では衛星帯電電位の算出方法に注目して解析を行った。

2 LANL データ

静止軌道のプラズマ温度やプラズマ密度、衛星電位などのキーパラメータのデータセットが NASA の Goddard Space Flight Center によってインターネットで公開されている (<http://cdaweb.gsfc.nasa.gov/>)。これはロスアラモス国立研究所 (Los Alamos National Laboratory:LANL) の静止軌道

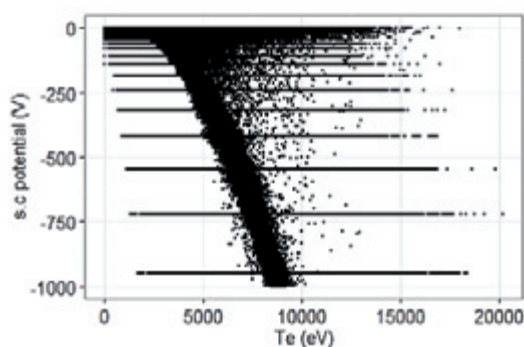


図 1: 電子温度と衛星電位の散布図

衛星を用いた観測から算出されている。LANL は人工衛星を用いてイオン、電子のエネルギー Spektrum を観測し、その結果から衛星帯電電位を算出している。この衛星帯電電位を用いてプラズマの温度、密度を算出している。L4 衛星 (LANL が観測に使用した衛星の一つ) の観測から算出された電子温度と衛星電位の散布図を図 1 に示す。ここで電子温度は、磁力線に対し平行な成分と垂直な成分の平均値を用いた。また衛星電位が -1000 V から 0 V までのデータのみを表示している。通常電子温度が高くなるほど衛星は深く負に帯電すると考えられる。しかし図 1 をみると、ある特定の衛星電位の値をとっているデータは広い温度領域に分布しているのでこれらのデータの衛星電位の値は正しくない可能性が高いと考えられる。また衛星電位の値が正しくない場合、その値を用いて算出される温度、密度の値は正しくないと考えられる。LANL のキーパラメータのデータセットについて 7 機の衛星が観測したデータ数を合計すると 14230365 であり、衛星電位がこれら特定の値であるデータ数は 4857429 で全体の約 34 パーセントを占めている。そこで観測データであるイオン、電子のエネルギー Spektrum を用いて衛星帯電電位の解析を行った。

2.1 解析データ

本研究で解析に用いたイオン、電子のエネルギー Spektrum は Magnetospheric Plasma Analyzer (MPA) によって観測されたものである。MPA では 1 eV から 40 eV までの 40 個のエネルギーチャンネルで観測しており、全方位 (全立体角のうち約 92% をカバー) のフラックスを観測できる。そのフラックスから立体角について平均をとったもの (spin-angle-average) を算出している [3]。この平均をとったものを用いて解析を行った。本研究では LANL が観測したデータのうち、L4 衛星が 2003 年 1 月 12 日、2003 年 2 月 16 日に観測したフラックスのエネルギー Spektrum を用いて解析を行った。

2.2 衛星帯電電位とエネルギー Spektrum

衛星の帯電について興味があるのは衛星が深く負に帯電するケースである。衛星が深く負に帯電すると衛星ポテンシャルの影響でイオンは加速して、電子は減速して衛星に向かってくる。衛星周囲のイオンに注目すると、ポテンシャルエネルギーの分だけ運動エネルギーが増加して観測される。つまり理想的にはポテンシャルエネルギーよりも低いエネルギーの粒子が存在しなくなる。このことをカットオフと呼び、観測される粒子のエネルギーの下限をカットオフエネルギーと呼ぶ。無限遠を基準にした衛星の電位を Φ (V)、カットオフエネルギーを E_c (eV) とすると $E_c = -\Phi$ となる。この E_c を検出することで衛星電位 Φ が求まる。

衛星電位を解析する際、観測されたプラズマのエネルギー Spektrum を使用する。観測値は微分フラックス (単位は $\text{m}^{-2}\text{s}^{-1}\text{st}^{-1}\text{eV}^{-1}$) で記述されている。ここで微分フラックス F ($\text{m}^{-2}\text{s}^{-1}\text{st}^{-1}\text{eV}^{-1}$) と

位相空間の分布関数 f (m^{-6}s^3) との間には以下の関係が成り立つ.

$$f(E) = \frac{m^2}{2Ee^2} F(E) \quad (1)$$

ここで, m は粒子の質量, e は単位電荷, E は観測エネルギーを表す. 式 (1) を用いて観測データを分布関数に変換し, 衛星周囲のイオンが得たエネルギー E_c を検出する. プラズマの分布関数としてマクスウェル分布を想定する. マクスウェル分布は平衡状態における粒子の分布を表す. 式 (2) に温度の関数としたマクスウェル分布を示す. ここで, n は粒子の密度, m は粒子の質量を表している.

$$f(E) = n \left(\frac{m}{2\pi eT} \right)^{\frac{3}{2}} \exp\left(-\frac{E}{T}\right) \quad (2)$$

図2に人工衛星が帯電した場合に観測されるイオンの分布関数の変化を示す. 図2は両対数軸で描かれている. 左側の点線で描かれた曲線は帯電前のイオンの分布関数 (マクスウェル分布) を表し, 右側の実線で描かれた曲線は帯電後のイオンの分布関数 (加速されたマクスウェル分布) を表している. ここで式 (2) において $m_i = 1.67 \times 10^{-27}$ kg, $T_i = 100$ eV, $n_i = 0.05 \text{ cm}^{-3}$ とした. 衛星ポテンシャルによってイオンは加速されて衛星に向かってくる. このとき各イオンは $E_c = 2000$ eV のエネルギーを得る. 帯電後に観測される分布はマクスウェル分

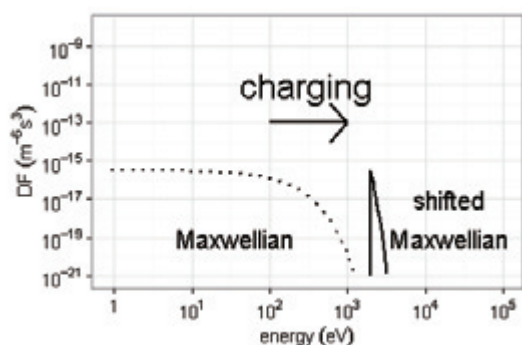


図 2: イオンの分布関数の変化

布が E_c だけ平行移動したもので, shifted-maxwellian と呼ばれる. 図2の実線のようにあるエネルギー (E_c) より低いエネルギー値の粒子が存在しなくなる (カットオフ). このカットオフを検出することで人工衛星の電位を $\Phi = -E_c$ として算出することができる.

ここでワンカウントという観測機器の特徴的値を考える. ワンカウントは各エネルギーチャンネルに対して一つの粒子が観測されたときの平均のフラックス量を表している. 本研究では [3] を参考にして微分フラックスで与えられたエネルギースペクトラムに対し $10^5/E$ という値をワンカウントレベルの目安として用いた. つまり分布関数で与えられたエネルギースペクトラムに対するワンカウントレベルはイオン, 電子ごとに $10^5/E$ という値を式 (2) を用いて変換することで得られる.

3 2月16日の衛星帯電

2月16日の衛星電位のプロットを図3に示す. 図3をみると a で囲まれた時刻 (11点, 約15分間) で衛星は深く負 (-2000 V から -8000 V) に帯電していることを示している. この a の時間帯の衛星電位の値が正しいか調べる. 図4に a の時間帯のうち初めの5点 (14時24分40秒から14時30分24

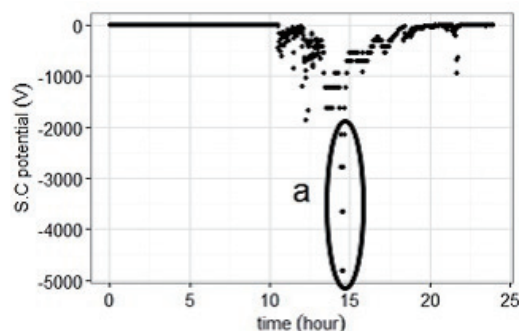


図 3: 2003 年 2 月 16 日の L4 衛星電位のプロット

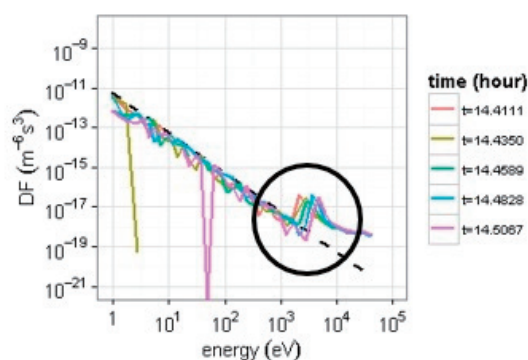


図 4: a の時間帯の初めの 5 点のイオンのエネルギースペクトラム

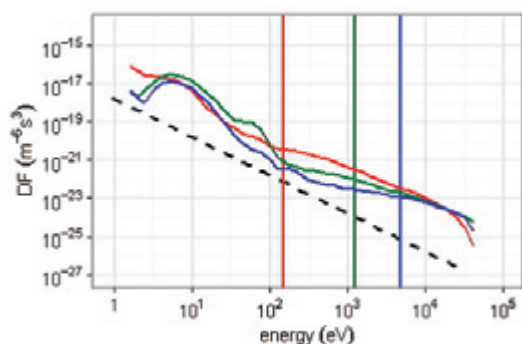


図 5: 帯電によるエネルギースペクトラムの変化

秒まで) のイオンのエネルギースペクトラムを示す。ここで図の点線はワンカウントを表している。図 4 において 10^3 から 10^4 のエネルギー範囲でピークとカットオフが確認できる。つまりこれらの時刻では衛星は実際に帯電していたと考えられる。

衛星が深く負に帯電した場合の電子のエネルギースペクトラムの変化をみる。図 5 の赤色、緑色、青色の線はそれぞれ 12 時 1 分 18 秒 (-151 V), 14 時 18 分 56 秒 (-1240 V), 14 時 30 分 24 秒 (-4820 V) のエネルギースペクトラムを示している。ここで 12 時 1 分 18 秒 (-151 V) は衛星があまり負に帯電していない時刻のエネルギースペクトラムの例であり, 14 時 30 分 24 秒 (-4820 V) は L4 衛星が 2003 年 2 月 16 日に観測した中で最も衛星が負に帯電した時刻のエネル

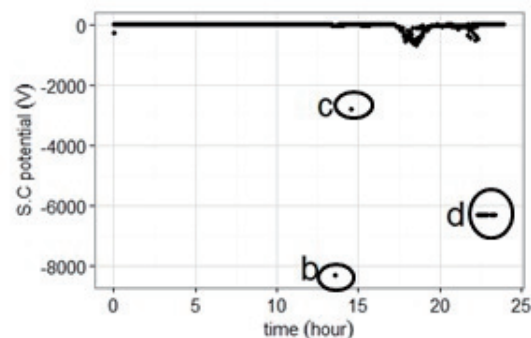


図 6: 2003 年 1 月 12 日の L4 衛星電位のプロット

ギースペクトラムである。14 時 18 分 56 秒 (-1240 V) は両者の中間のエネルギースペクトラムの例である。また縦線はそれぞれの時刻でのキーパラメータの衛星電位の値を示している。ここで図の点線はワンカウントを表している。図 5 より衛星が負に帯電していくにしたがって、カットオフエネルギーよりも低いエネルギー帯 (図 5 では 10^2 eV から 10^3 eV のエネルギー帯をみると分かりやすい) でフラックスが減少していることが確認できる。

4 1 月 12 日の衛星帯電

1 月 12 日の衛星電位のプロットを図 6 に示す。図 6 に示した 3 箇所 b(13 時 37 分 55 秒), c(14 時 33 分 49 秒), d(22 時 21 分 11 秒から 23 時 22 分 49 秒までの連続していない 14 点) の時刻で衛星が深く負に帯電していることを示している。b, c, d の三つの時間帯のうち b の時刻に注目すると, 1 点で -8320 V に帯電していたことを示している。この衛星電位の値が正しいか調べる。b の時刻 (13 時 37 分 55 秒) とその前後の時刻それぞれのイオンのエネルギースペクトラムを図 7 に示す。図の縦線は b の時刻 (13 時 37 分 55 秒) のキーパラメータの衛星電位 (イオンのカットオフエネルギー) を示している。図 7 をみても b の時刻 (13 時 37 分 55 秒) で

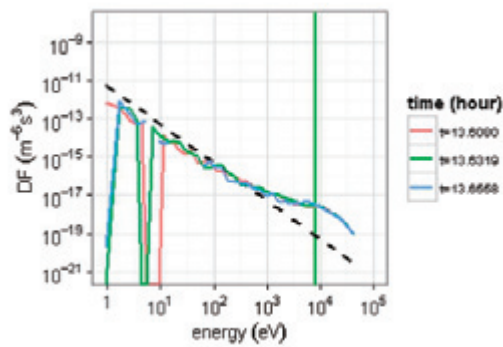


図 7: b の時刻とその前後の時刻のイオンのエネルギースペクトラム

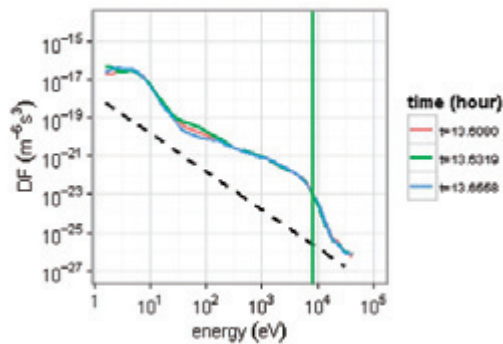


図 8: b の時刻とその前後の時刻の電子のエネルギースペクトラム

イオンのエネルギースペクトラムに明らかなカットオフは確認できない。この理由は LANL がカットオフの検出に用いたプログラムがエネルギースペクトラムのわずかな起伏をカットオフと誤認したためであると考えられる。

同時刻の電子のエネルギースペクトラムを図 8 に示す。図の縦線は b の時刻 (13 時 37 分 55 秒) のキーパラメータの衛星電位の値を示している。図 8 をみても b の時刻とその前後の時刻でエネルギースペクトルは大きく変化していないことが確認できる。実際に b の時刻にあるように衛星が負に深く帯電していた場合、衛星電位の値より低いエネルギー帯でフラックスが減少しているはずである。つまり b の時刻の衛星電位の値は正しくないと考えられる。また

c, d の時間帯のエネルギースペクトルも b と同様であり, c, d の時間帯の衛星電位の値は正しくないと考えられる。算出された衛星電位と他のキーパラメータの関係をみるために図 9 に 1 月 12 日の電子密度の値を時間変化を示す。図 9 の赤い点でプロットされたデータは b, c, d の時刻のデータである。図 9 より衛星電位の値が正しくない箇所で密度の値が極端に不連続になっている。電子密度だけでなく電子温度, イオン密度, イオン温度についても同様に不連続を示す。つまり, 衛星電位の値が正しくないで他のキーパラメータの値も正しく算出されていないと考えられる。

5 まとめ

LANL の静止軌道プラズマ環境のキーパラメータデータセットには衛星電位の値が正しいか疑わしいデータが含まれている。疑わしい衛星電位の値が正しいか調べたところ, 正しいデータと正しくないデータの両方が含まれていることが分った。また衛星電位の値が正しくない場合その時刻の温度, 密度の値は時系列表示で極端な不連続が見られ正しくない可能性が高い。つまりキーパラメータのデータセットを用いて統計を行うときには注意が必要である。

本研究で, 衛星電位の値が正しいかどうか

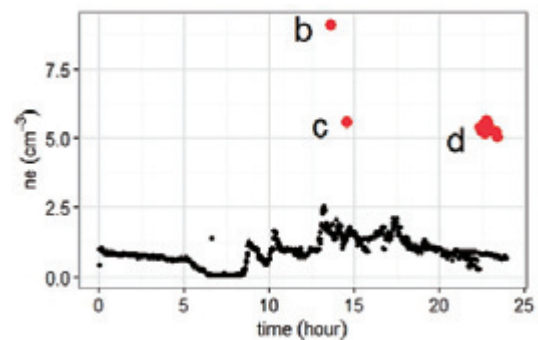


図 9: 1 月 12 日の電子密度の値を時間変化

かの判定はイオン，電子のエネルギースペクトラムを時系列解析することで行えることを示した．したがって疑わしい衛星電位をとっているデータについてエネルギースペクトルの時系列解析を行い，より信頼性の高いキーパラメータのデータセットを作成することができる．

参考文献

- [1] H. C. Koons et al, The impact of the space environment on space systems, Aerospace Report TR-99(1670)-1, (7/20/1999).
- [2] 米田 麻人，サブストームに伴う最悪宇宙環境の極値統計解析，平成 26 年度大阪府立大学修士論文，2014
- [3] V. A. Davis, M. J. Mandell, M. F. Thomsen, Representation of the measured geosynchronous plasma environment in spacecraft charging calculations, JOURNAL OF GEOPHYSICAL RESEARCH, VOL. 113, A10204, doi:10.1029/2008JA013116, 2008

ELMOS 小型衛星群の現状と展望

児玉 哲哉・松本 晴久（宇宙航空研究開発機構）、小山 孝一郎（九州大学）

Current Status and Prospects of the ELMOS Small Satellite Constellation
Tetsuya Kodama, Haruhisa Matsumoto (JAXA), Koh-Ichiro Oyama (Kyushu University)

Key Words: ELMOS, Small Satellite Constellation, Lithosphere-Atmosphere-Ionosphere Coupling

Abstract

The outline of ELMOS Small Satellite Constellation and current status are presented. The ELMOS preparatory mission is a small satellite around 100kg and its mission objectives is low altitude space environment monitoring. The ELMOS preparatory mission has started at Research & Development Directorate of JAXA in 2015 towards operational small satellite constellation of the future.

1. 目的および背景

ELMOS 小型衛星群は小型科学衛星規模の主衛星と複数の超小型衛星により世界初の GPS 掩蔽・電子密度・電子温度同時観測を実施し、大気圏から電離圏にわたる領域の諸物理量の時空間的データを取得し、多岐に渡る分野における実利用、科学研究及び工学利用を目的としており、2010 年の第 54 回宇宙科学技術連合講演会で最初のオーガナイズドセッションを開催、2013 年の第 57 回宇宙科学技術連合講演会で 2 回目のオーガナイズドセッションを開催した^{1,2)}。

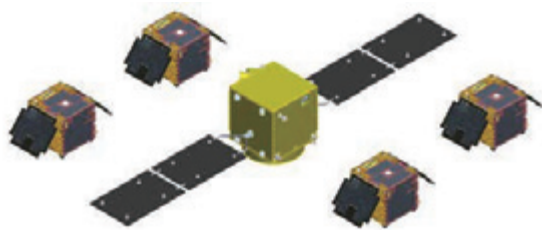


図 1 ELMOS Constellation

2013 年、日本学術会議に提案した「小型衛星群による大気圏－電離圏の時空間的観測」及び「地上－衛星観測による 21 世紀の地震フロンティア研究」が、提言「第 22 期学術の大型研究計画に関するマスタープラン（マスタープラン 2014）」に「学術コミュニティの多様なニーズの実現へ向けた超小型衛星の研究開発と軌道上実証」として公表され、地震の先行現象の解明のための科学的データを蓄積するという意味を持ち、地震国日本が将来に向けて地道に行うべき社会的価値の高い研究であると評価された³⁾。

2. 我が国の宇宙開発の状況

2015 年 1 月に公開された新宇宙基本計画では、安全保障、産業振興、科学技術を柱とした工程表が公開された。

しかしながら地球観測や宇宙科学の将来計画がほとんど記載されておらず、今後も国際競争力の低下が予想される^{4,5)}。

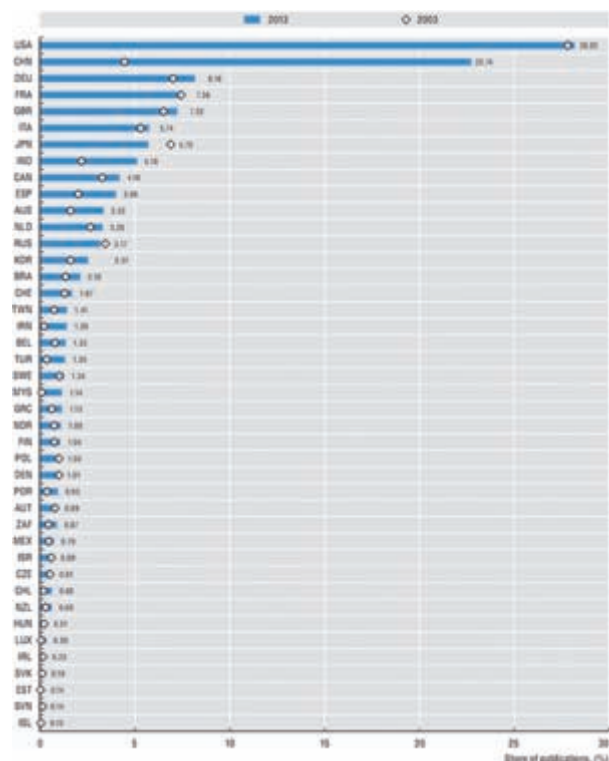


図 2 Scientific production in satellite technologies per country, 2003 and 2013 (OECD)

JAXA は旧宇宙開発事業団の時代から ADEOS、ALOS、GOSAT 等の地球観測衛星に技術データ取得装置 (TEDA) を搭載し、低軌道宇宙環境データの蓄積を行ってきたが⁶⁾、予算の問題で後継低軌道地球観測衛星に TEDA を搭載できない状況となっている。

低軌道宇宙環境は国際宇宙ステーションのみならず、多様な地球観測・宇宙科学ミッションに利用される軌道であり、理学的側面のみならず、宇宙機の防護や衛星設計基準の更新という観点で、低軌道宇宙環境の蓄積は必要不可欠である⁷⁾。

3. ELMOS 小型衛星群の早期プロジェクト化

2015年に再編された研究開発部門において標記研究提案が調査研究として採択され、外部連携研究者と検討を進めている。

本衛星は、国際的に評価されている我が国の電子密度・温度プローブとフランスの地震電磁気観測衛星：DEMETERに搭載されたVLF受信機及びTEDAを搭載し、低軌道宇宙環境データの着実な蓄積を図るとともに、国際標準電離層モデルに貢献する高精度の電子密度・電子温度データを取得し、信頼できる地震前電離圏擾乱を立証することを目的としている⁸⁾。

1981年に打上げられた太陽観測衛星ひのとりには、我が国のユニークな電子密度・電子温度計測プローブが搭載され、そのデータは国際標準電離層に貢献している。電子密度・温度の測定にはラングミュアプローブが一般的に用いられているが、しばしば電極汚染によってデータの信頼性が失われているケースも少なくない⁹⁾。

我が国の電子密度・温度プローブは、電極汚染に強いという特性を有しており、単一衛星でも現代のハイサンプリング・大容量メモリ・高速データ伝送により、地震前電子密度・電子温度変化についてより信頼度の高い結果を示すことが期待できる¹⁰⁾。

現在、内閣府最先端研究開発支援プログラム「超小型衛星による新しい宇宙開発利用パラダイムの構築」により、ほどよしシリーズ等、国内の大学による小型衛星が数多く打ち上げられ、様々な超小型衛星部品が実証された。また国内衛星メーカーも超小型衛星の開発を進めつつある。これらの成果を効率的に取り込み、我が国初の低軌道衛星群の開発・運用に必要な技術成熟度を調査・検討し、早期にプロジェクト化するための検討を行う。

一方米国では、Skybox ImagingやPlanet labsのように、超小型衛星やCubesat衛星群による商業衛星画像ビジネスが進展中であるが、未だ我が国では三軸姿

勢制御のCubesatは実証されていない。

将来、三軸姿勢制御超小型衛星バス技術が獲得できれば、低軌道地球観測衛星バスとして様々な分野の観測が低コスト・高頻度で実施することが可能となり、様々な宇宙科学・地球観測の分野で飛躍的な進展をもたらすことが期待できる。

4. おわりに

JAXA の小型科学衛星はシリーズ化ができなくなり、地球観測も SLATS を除けば1トン超の中型衛星計画しか存在せず、低軌道宇宙環境データの空白が生じるのみならず、ミッション実現機会は限定された分野に留まざるを得ない。故に新規・多様なミッションの実現には、より低コストの小型・超小型衛星を活用するのが論理的帰結となる。

最初に DEMETER として打上げられた Myriade 小型共通バスは、その後も地球観測、太陽観測、宇宙科学、信号収集及びミサイル早期警戒等の様々なミッションに軍民たがわず利用されており、我が国もこれに倣うべきである¹¹⁾。

参考文献

- 1) 児玉・小山・小原・鈴木：ELMOS 小型衛星群－小型科学衛星バスによる小型地球観測衛星のシリーズ化に向けて－，日本航空宇宙学会 第 43 期年会講演会，2012
- 2) 児玉：ELMOS Constellation の現状と展望，第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集，2013
- 3) 児玉：第 22 期学術の大型研究計画に関するマスタープラン報告，第 26 回 MTI 研究会集会報告，2014.5.1
- 4) The Space Economy at a Glance 2014, OECD calculations based on Scopus Data, Elsevier, April 2014
- 5) 新「宇宙基本計画」(素案)に対する会員の意見，日本航空宇宙学会，2014.12.4
- 6) 松本：宇宙機の設計のための宇宙環境，第 3 回宇宙学セミナー，京都大学，2015.5.8
- 7) 小原：宇宙活動の安全安心を目指して，學士會会報 No. 915, 2015
- 8) 鴨川：地震の短期予測の現状と評価～電磁気学的観測，地震予知連絡会会報第 91 巻，2014
- 9) 小山：電離圏の DC プローブ計測と最近の成果，プラズマ・核融合学会誌 81(7), 482-523, 2005
- 10) 地震が電離圏に及ぼす影響を「ひのとり」のデータで研究，ISAS トピックス，2008.12.4
- 11) https://myriade.cnes.fr/en/MYRIADE/GP_missions.htm

磁気嵐に呼応する地球外気圏の水素原子の密度変動

桑原正輝(1), 吉岡和夫(1), 村上豪(2), 土屋史紀(3), 木村智樹(4), 吉川一朗(1)

(1) 東京大学, (2) ISAS/JAXA, (3) 東北大学, (4) RIKEN

1. はじめに

地球近傍の宇宙空間（外気圏）は、太陽風が運んでくる電磁氣的な擾乱と地球大気が相互作用する領域である。地球外気圏の粒子は太陽光を共鳴散乱することで、ジオコロナを形成する。長い研究史にも関わらず、未だに解明されていない問題も残されている。私は以下の問題に着目し、研究を進めている。

最近の米国の地球周回衛星による水素原子の共鳴散乱光の観測により、地球半径の 3-8 倍の範囲に存在する水素原子の総量が、磁気嵐の発生に伴い突発的に増加するという現象が確認された（図 1）[Bailey and Gruntman, 2013]。水素原子の総量は太陽の自転や太陽活動変動の周期に対応して変動していることは知られているが、半日以内で突発的に増加するという事実は新たな発見であった。本来、中性水素は電磁氣的な力の影響を受けないことから、外圏の下側領域（電離圏・熱圏）や上側領域（プラズマ圏）との相互作用による間接的要因が増加を引き起こしていることが示唆されていた。しかし、今日に至ってもその増加のメカニズムはよく理解されていないというのが現状である。また、この衛星は時間分解能が 12 時間程度であるため、磁気嵐の時間発展に対応して水素原子の密度分布の変動を捉えることができず、より高い時間分解能を持つ観測器が必要とされていた。

2013 年 9 月に地球の周回軌道から惑星の大気・プラズマの分光撮像観測を定常的に行う「ひさき」衛星が打ち上げられた。世界初の惑星専用の宇宙望遠鏡である。観測波長域は極端紫外線領域にあり、地球大気の吸収を受けない宇宙空間から天体を観測できる優位点が世界の惑星科学の分野から注目を集めている。「ひさき」衛星はその軌道高度から、前景放射として水素・ヘリウム・酸素の発光（ジオコロナ）を観測している。また、「ひさき」衛星の時間分解能は 1 分程度であり、過去のジオコロナ観測衛星よりもはるかに高い時間分解能を持ち、かつ連続的な観測を行うことができるため、磁気嵐に対応した水素原子密度の変動を捉えることができる。観測開始から現在までに磁気嵐が幾度も確認されており、その間水素原子の共鳴散乱光の増光が観測された。

「ひさき」衛星の観測結果を用いて、磁気嵐に呼応する水素原子密度の変動過程に関わる要素を検討し量的に評価した。本稿ではその結果について報告する。

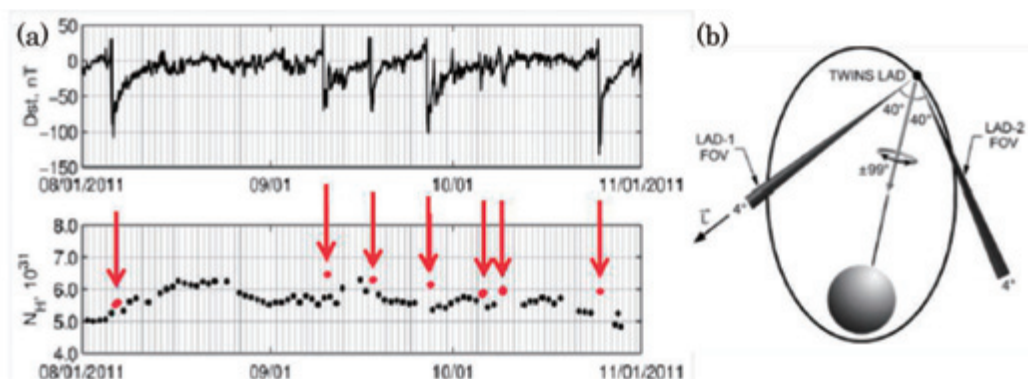


図1 TWINS 衛星による地球外気圏の水素ライマン α 線の観測[Bailey and Gruntman, 2013]

(a) 水素原子の総量と Dst 指数の相関関係

2011 年 8 月 1 日から 11 月 1 日までの Dst 指数（上）と TWINS 衛星で観測された 3~8 R_E の球殻内の水素原子の総量（下）を示したもの。この期間に磁気嵐が数回発生したことが確認できる。磁気嵐が発生し Dst 指数が減少した時に、3~8 R_E の球殻内の水素原子の総量が増加していることが確認できる（赤矢印）。

(b) TWINS 衛星の観測時の位置関係

地球周回軌道から 2 つの観測器でジオコロナを観測している。12 時間程度で地球を 1 周する。

2. ひさき衛星による観測

惑星の大気・プラズマの分光撮像を行う「ひさき」衛星は、高度約 1000 km を飛翔しており、軌道の遠地点・近地点はそれぞれ 1157 km, 954 km 程度で軌道傾斜角は約 30 度である（図 2）。「ひさき」衛星はその低い軌道高度故に地球大気の内側から惑星を観測していることになる。そのため、得られる 2 次元スペクトルには地球大気の発光が混入してしまう。また、「ひさき」衛星はその地球大気の影響を取り除けるように、観測対象である惑星から視線を少しはずし、前景光のみの観測もしている。本研究では、惑星観測時と前景光観測時の 2 種類の観測結果を統合してジオコロナの解析を行う。図 3 に「ひさき」衛星が撮像したスペクトルの例を示す。

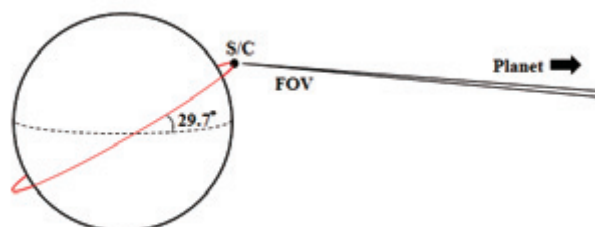


図2 「ひさき」衛星の観測時の位置関係

「ひさき」衛星は高度約 1000 km から惑星の大気・プラズマの分光撮像を行っている。遠地点・近地点はそれぞれ 1157 km, 954 km であり、軌道傾斜角は約 30 度である。点線は赤道面、赤線は「ひさき」衛星

の軌道を表している。

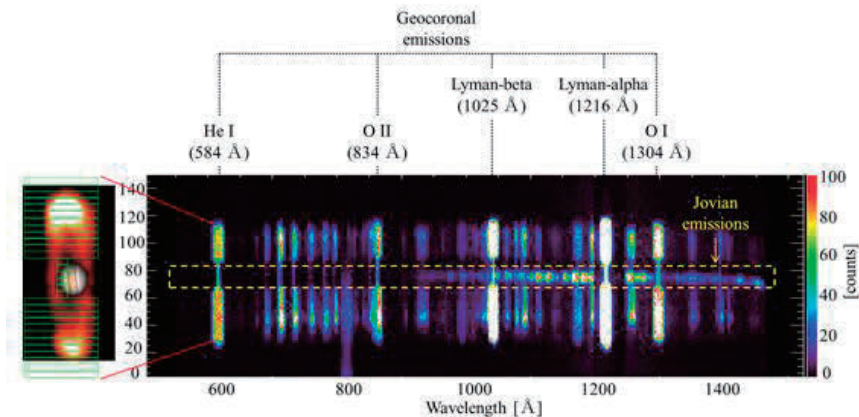


図3 「ひさき」衛星が高度 1000 km から木星を撮像したときの 2 次元スペクトル

横軸は波長方向、縦軸は空間方向を示している。「ひさき」衛星の観測波長域では水素、ヘリウム、酸素などのジオコロナの発光が確認できる。

3. 「ひさき」衛星で観測された磁気嵐に呼応する水素原子の発光量の増加

「ひさき」衛星は 2013 年 12 月から定常観測を開始し、2014 年 2 月には木星を観測対象としていた。そのとき木星は太陽離角約 130 度の方向に位置していたことから、「ひさき」衛星は夜側のジオコロナを観測していたことになる。2014 年 2 月 18 日から 25 日までに小規模のものも含めると磁気嵐が 3,4 回ほど発生し、地磁気擾乱の指数である Kp 指数の増加と Dst 指数の減少に伴い水素ライマン α 線の光量が増加した。その時の水素ライマン α 線の光量、Kp 指数、Dst 指数、F10.7 指数と太陽ライマン α フラックスを図 4(a)に示す。図 4(a)から Dst 指数の減少と水素ライマン α 線の光量の増加には相関関係があると考えられる。2014 年 2 月に発生した磁気嵐の中で、最も規模の大きいものは Dst 指数が -112nT まで減少した 19 日の磁気嵐である。以下、この日に焦点を当て解析する。図 4(b)には 2 月 19 日周辺の期間を拡大したものを示している。この図から水素ライマン α 線の光量は地磁気擾乱の変動に対し約 2 時間程度遅れて変動していることがわかる。また、この時の「ひさき」衛星の赤道面における視線方向の概略図を図 5 に示す。

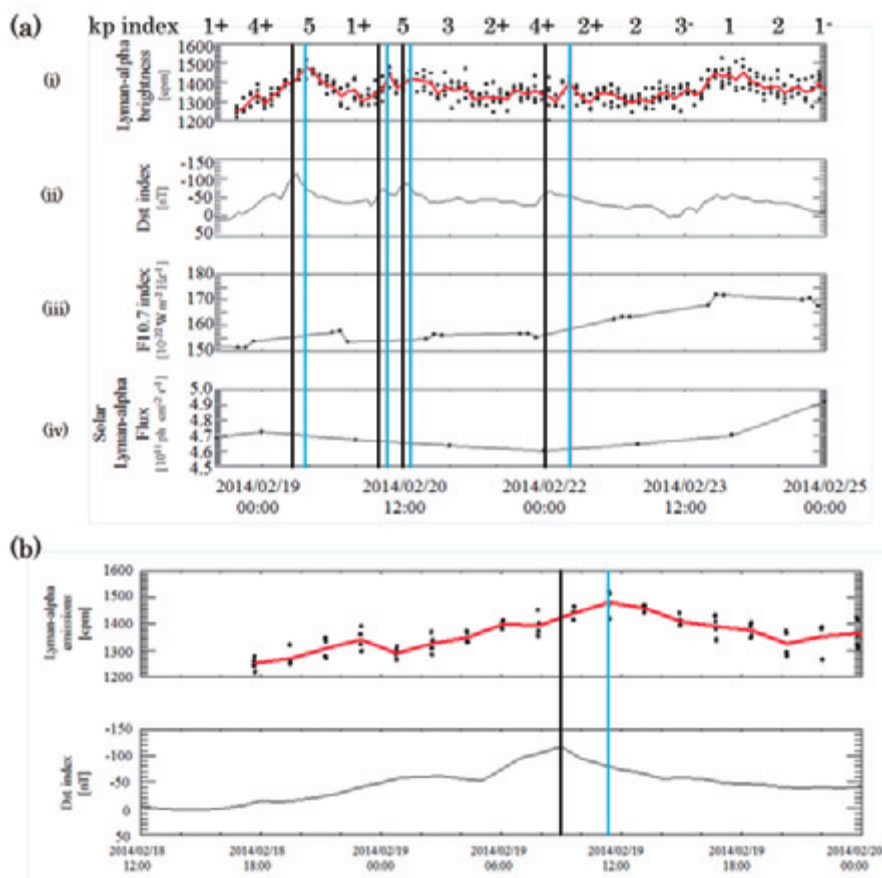


図4 水素原子の発光量とDst指数の相関関係

- (a) (i)「ひさき」衛星が地方時24時に位置しているときの水素ライマンα線の光量（黒点は1分積分値、赤線はパスごとの平均値をつなげたもの。）、(ii)Dst指数、(iii)F10.7指数、(iv)太陽ライマンαフラックスを示している。

黒線はDst指数が最小値を記録した時刻、青線は水素ライマンα線の光量が最大になった時刻を示している。

Dst指数の減少に伴い、水素ライマンα線の光量が増加しているのが確認できる。

- (b) (a)の(i),(ii)の2月19日周辺の期間を拡大したもの。Dst指数の変動に対し、水素ライマンα線の光量が約2時間遅れて変動していることがわかる。

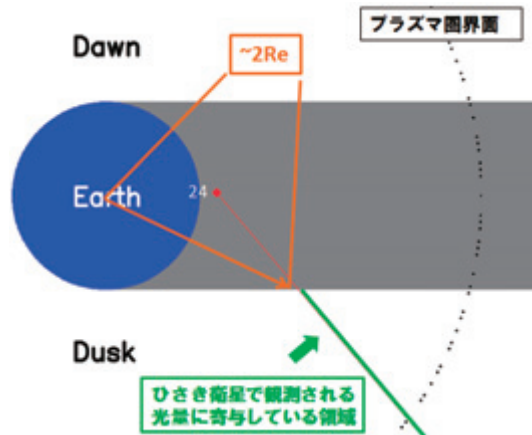


図5 2月19日の「ひさき」衛星が地方時24時に位置しているときの視線方向

「ひさき」衛星は太陽共鳴散乱光を観測している。そのため、視線と地球の影が交わる点よりも高い高度での水素原子の発光が「ひさき」衛星で観測される光量に寄与する（図5中の緑線）。2月19日の観測では「ひさき」衛星は約2 R_E 以上での水素原子の発光を観測していることになる。

4. 水素原子の増加メカニズム

「ひさき」衛星で観測された磁気嵐に伴う水素ライマン α 線の光量の増加過程について考察する。2 R_E 以上では水素原子の密度が低く光学的に薄いと仮定すると、「ひさき」衛星が観測した光量は1次散乱近似できるため、計数は視線方向上の水素原子の総量に比例する。

ここで、磁気嵐に伴う水素原子密度の変動を、連続の式を基に考察する。

$$\frac{\partial n}{\partial t} + \nabla \cdot (nv) = P - L \quad (1)$$

上式の密度変動の項（左辺第1項）は観測から増加していることが確認できる。流入・流出項（左辺第2項）、生成・消滅項（右辺第1項、2項）についてはそれぞれ以下のような2つの過程を仮定する。

■ 流入・流出項：熱圏の膨張による水素原子の流量の変化

熱圏の膨張により「ひさき」衛星の視線上に流入・流出する水素原子の量が変化する。

■ 生成・消滅項：プラズマ圏の電荷交換反応による水素原子の生成・消滅

磁気嵐が発生すると、プラズマ圏が縮小し「ひさき」衛星の視線上に存在するイオンの密度が減少する。

それぞれの過程の概略図を図6に示す。

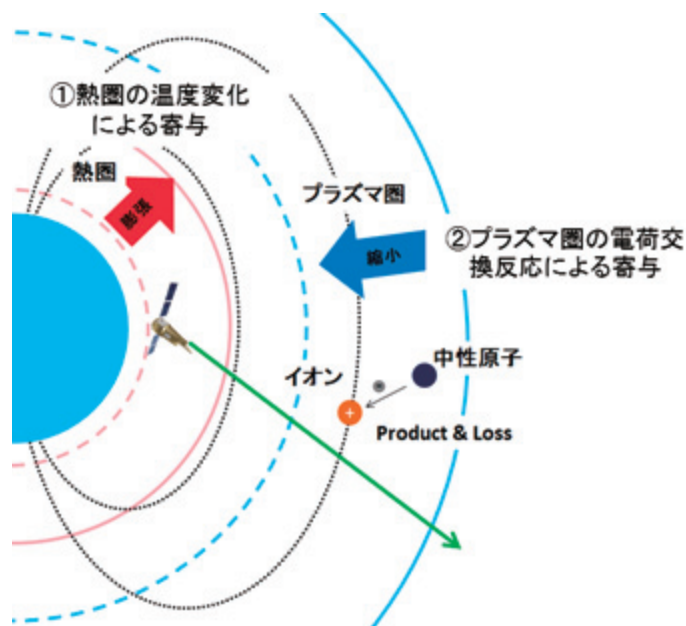


図6 熱圏の膨張による流量の変化と

プラズマ圏のイオンとの電荷交換反応による生成・消滅率の変化

青円は地球、黒点線は磁力線、赤線は熱圏界面、青線はプラズマ圏界面、緑線は「ひさき」衛星の視線方向を表している。①赤矢印は熱圏の膨張を表している。熱圏が膨張すると「ひさき」衛星の視線方向上に水素原子が流入する量が増減する。②青矢印はプラズマ圏の縮小を表している。磁気嵐が発生し、プラズマ圏界面が地球に近づくときプラズマ圏のイオンが存在できる領域が狭まる。その結果、中性原子との電荷交換の衝突周波数が低下する。

4.1. 密度変動項

Dst 指数が最小値を記録した時間と水素原子の発光量が最大になった時間の計数差は「ひさき」衛星の観測から 37.25 [cpm]であることがわかる。これから、以下の2式を用いて「ひさき」衛星の視線上の柱密度の変動量を求めることができる。

$$N = \frac{10^6}{4\pi} \times I \times \Delta \times A \text{ [cps]} \quad (2)$$

$$I = 10^{-6} \times p \cdot g \int_{\text{視線}} n(L_{Los}) dL_{Los} \left[\frac{10^6}{4\pi} \text{photons/sec/cm}^2/\text{str} \right] \quad (3)$$

ここで、Iは光量、pは位相関数、gはg-factor、 L_{Los} は「ひさき」衛星の視線方向距離、Nは計数、 Δ は立体角、Aは有効面積である。今、位相関数は1とし、g-factorを 1.60×10^{-3} [sec]、立体角を 9.67×10^{-7} [str]、有効面積を0.12とした。

視線上の柱密度 $\int_{\text{視線}} n(L_{os}) dL_{os}$ の変動量を求めると、

$$\frac{\partial n}{\partial t} = 5.02 \times 10^{10} \text{ [/cm}^2\text{]} \quad (4)$$

となる。

4.2. 流入・流出項

熱圏大気が温度変化により膨張することで、「ひさき」衛星の視線上の水素原子の流量が変動することが考えられる。しかし、

- 「ひさき」衛星で観測された水素原子の発光量は地磁気変動に対して約 2 時間遅れて変動する。
- 先行研究の結果から磁気嵐に伴う極域へのエネルギー注入の増大が起こり、低緯度の熱圏大気が加熱され膨張するまでには、数 10 時間必要である [Sastri et al., 2003]。

などの理由から、水素原子の発光量の短時間での増加は熱圏大気の膨張による水素原子の増加では説明できない。よって、

$$\nabla \cdot (nv) = 0 \text{ [/cm}^2\text{]} \quad (5)$$

となる。

4.3. 生成・消滅項

前項では、外気圏と熱圏の相互作用では磁気嵐に伴う水素原子の短時間での増加は説明できないと述べた。よって、水素原子の増加メカニズムは外気圏の中性大気とプラズマ圏のイオンの電荷交換のみを考える。

4.3.1. 生成率の見積もり

プラズマ圏のイオンとの電荷交換反応による水素原子の生成を考える。水素原子の生成に関わるのは以下の反応だと考えられる。



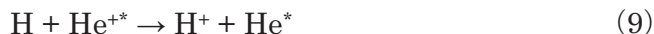
外気圏の中性ヘリウムとプラズマ圏の水素イオンが電荷交換し、ヘリウムイオンと中性水素になる。しかし、約 2 R_E 以上の高度では中性のヘリウムはほとんど存在しない。よって、磁気嵐の発生に伴いプラズマ圏が縮小し、視線上のイオン密度が減少しても上式の反応による生成率の変化はほとんど無視できるほど小さい。以上のことから

$$P = 0 \text{ [/cm}^2\text{]} \quad (7)$$

となる。

4.3.2. 消滅率の見積もり

水素原子の消滅が起きるのは以下の 2 つの反応である。



(8)の反応では外気圏の中性水素とプラズマ圏の水素イオンが電荷交換し高速の中性水素が生まれ散逸してしまい、ジオコロナの光量には影響しなくなる。(9)の反応では電荷交換により中性だった水素がイオンになる。

磁気嵐が発生すると「ひさき」衛星の視線方向上のイオン密度が減少する。その結果、電荷交換反応の衝突周波数が低下し、相対的に水素原子が増加すると考えられる。

(8)、(9)の反応で重要なのは水素原子と衝突するイオンの量である。プラズマ圏の高度 $2 R_E$ 以上の領域では、全体のイオンに対する存在比のほとんどを H^+ が占めており、その割合は約 90%である。 H^+ に次いで多いイオンが He^+ で数%程度と言われている。以下、これらの反応でどの程度水素原子が増加するかを

- 水素原子の密度分布
- イオンの密度分布
- プラズマ圏界面の地心距離
- 電荷交換断面積と He^+ の入射速度

の 4 つを仮定し、見積もる。

■ 水素原子とイオンの密度分布

図 7 に本研究で用いた外気圏の水素原子とプラズマ圏のイオンの密度分布を示す。

外気圏の水素原子の密度分布は IMAGE 衛星による観測で得られた分布を用いる。地心距離と水素原子の密度の関係式は以下の式で表される。

$$n(r) = 12000 \times \exp(-r/0.85) + 310 \times \exp(-r/4.6) \text{ [cc]} \quad (10)$$

「ひさき」衛星は夜側のジオコロナを観測しているため $\phi = 180^\circ$ の密度分布を用いる (図 7(a))。

プラズマ圏のイオンの密度分布は OGO-5 衛星によって観測されたイオン分布を用いる。水素イオンとヘリウムイオンをそれぞれ全イオンの 90%、10%とした (図 7(b))。

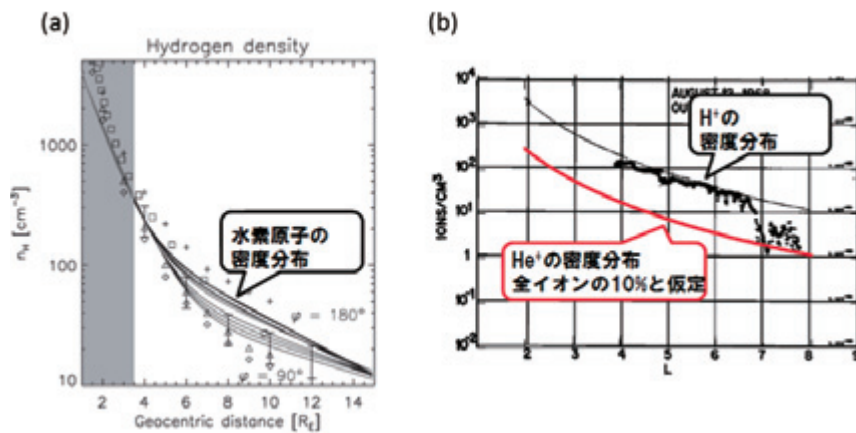


図7 外気圏の水素原子とプラズマ圏イオンの密度分布

- (a) IMAGE 衛星の観測から得られた水素原子の密度分布。横軸に地心距離、縦軸に水素原子の密度を示している。 ϕ は太陽天頂角を表している。[Østgaard et al., 2003]

本研究では、 $\phi = 180^\circ$ の夜側の分布を用いる。

- (b) OGO-5 衛星の観測から得られたプラズマ圏イオンの密度分布。横軸に L 値、縦軸にプラズマ圏のイオン密度を示したものの。実線は密度が $1/R^4$ で減少することを表したものであり、 $L=2$ でイオン密度が $3 \times 10^3 \text{ ions}/\text{cm}^3$ となるように規格化されている。[Chappell et al., 1970]

本研究では、水素イオンを全イオンの 90%、ヘリウムイオンを全イオンの 10% と仮定した。

■ プラズマ圏界面の地心距離

地磁気活動度に対応するプラズマ圏界面の地心距離は OGO-5 衛星の観測により経験的に明らかになっており、 $L_{pp} = 6 - 0.6K_p$ で表される。ここで L_{pp} は L 値で表したプラズマ圏界面の位置である。この式を用いて 2 月 19 日周辺のプラズマ圏界面の位置を概算したものを図 8 に示す。

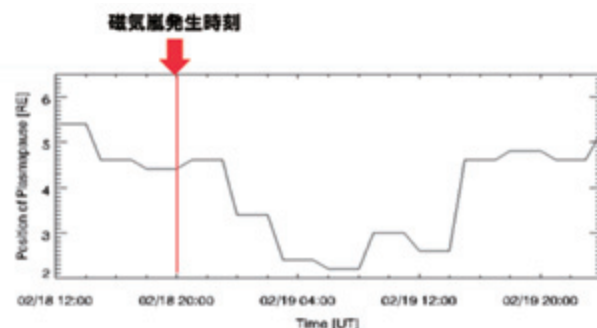


図8 2月18-19日のプラズマ圏界面の高度

OGO-5 衛星の観測により得られた K_p 指数とプラズマ圏界面の関係式 $L_{pp} = 6 - 0.6K_p$ から 2 月 18-19 日のプラズマ圏界面の位置を概算したものの。磁気嵐発生に伴いプラズマ圏界面は約 $2 R_E$ の高度まで近づいたことが確認できる。

■ 電荷交換断面積とイオンの入射速度

水素原子とイオンの電荷交換反応において

$$\text{電荷交換衝突断面積 } \sigma : 10^{-15} [\text{cm}^2]$$

$$\text{入射イオンの速度 } v : 1.4 \times 10^6 [\text{cm/s}]$$

と仮定した。

以上の仮定から、衝突周波数を計算する。

イオン1つが水素原子密度 N_H [/cc] の空間で単位時間当たりに衝突する頻度は

$$f = N_H \sigma v [\text{回/sec}] \quad (11)$$

である。ここで N_H [/cc] は水素原子の密度である。イオンの密度を N_{ion} [/cc] とすると、単位空間での衝突回数 N は

$$N = N_{\text{ion}} \times f [\text{回/cc/sec}] \quad (12)$$

となる。また、「ひさき」衛星の視線方向の距離を L_{Los} [cm] とすると、この視線上での総衝突回数は、

$$N_{\text{total}} = N \times L_{\text{Los}} [\text{回/cm}^2/\text{sec}] \quad (13)$$

となる。

上記のように計算すると、水素原子の消滅量の変化は

$$L = -1.38 \times 10^{10} [/cm^2] \quad (14)$$

となる。

4.4. 結果

以上の結果をまとめると、(1),(4),(5),(7),(14)式から

増加	変化 なし	変化 なし	減少
$\frac{\partial n}{\partial t} + \nabla \cdot (nv) = P - L$			
↑			↓
5.02×10^{10} [/cm ²]			1.38×10^{10} [/cm ²]

となる。

連続の式を基に考察した結果、磁気嵐に伴う水素原子の増加過程は、プラズマ圏イオンとの電荷交換による密度変動で説明できるという結果を得た。

5. その他の中性粒子の発光

図 3 に示したように「ひさき」衛星はヘリウム原子や酸素原子の発光も観測している。図 9 に 2 月 18–25 日の水素原子、酸素原子、ヘリウム原子の発光と Dst 指数を示す。この図から読み取れるように、水素原子以外の発光は地磁気変動に対応した変動はない。「ひさき」衛星は高度約 2 R_E 以上での発光を観測していると述べたが、その高度には酸素原子やヘリウム原子はほとんど存在しないためである。磁気嵐が発生し、プラズマ圏が縮小したとしてもプラズマ圏界面はせいぜい 2 R_E 程度までしか近づかない。よって、酸素原子やヘリウム原子はその影響を受けないのである。このことから、磁気嵐に伴う水素原子の密度変動を引き起こす物理過程は、2 R_E 以上の高度でのプラズマ圏のイオンとの電荷交換によるものであると示唆される。

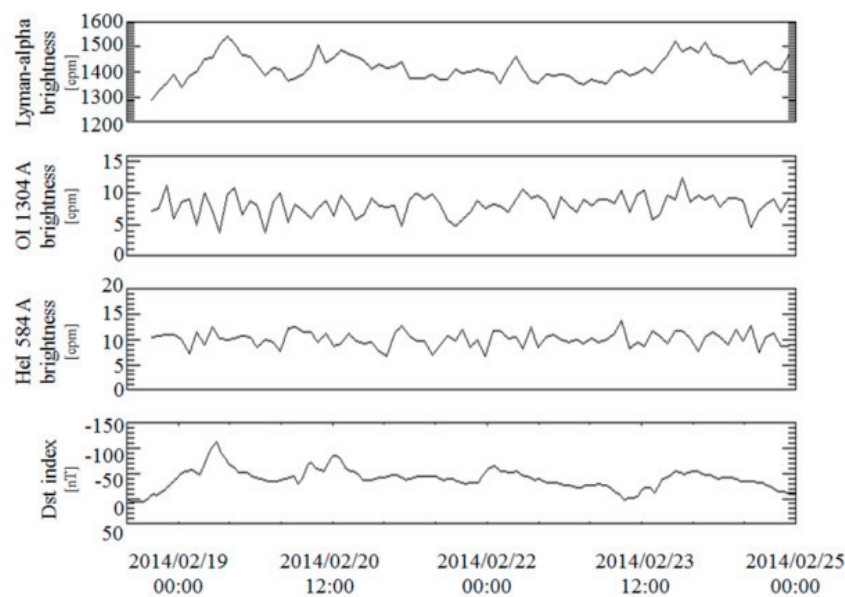


図 9 その他の原子の発光

上から 2 月 18–25 日の水素原子、酸素原子、ヘリウム原子の発光と Dst 指数を示している。

水素原子の発光量の変動は地磁気擾乱の指数である Dst 指数の変動に対し相関があるように見えるが、酸素原子やヘリウム原子にはそのような傾向は見られない。

6. まとめ

2014 年 2 月 19 日に「ひさき」衛星により磁気嵐に呼応する地球外気圏の水素原子の密度変動が確認された。先行研究よりも高い時間分解能での観測から、地磁気変動と水素原子の密度変動には数時間程度の時間差があることが判明した。

水素原子の増加過程を推定し、変動量を定量的に見積もった。その結果、磁気嵐に伴う水素原子の増加を引き起こす物理過程は、プラズマ圏のイオンとの電荷交換で説明できるという結果が得られた。

7. 謝辞

This study is supported by Grants-in-Aid for Scientific Research (15H05815) of Japan Society for the Promotion of Science.

8. 参考文献

- [1] Bailey, J., and M. Gruntman, Observations of exosphere variations during geomagnetic storms, *Geophys. Res. Lett.*, 40, 1-5, 2013
- [2] Chappell, C. R., Harris, K. K., and Sharp, G. W., A Study of the Influence of Magnetic Activity on the Location of the Plasmapause as Measured byOGO 5, *J. Geophys. Res.*, 75(1), 1970.
- [3] Østgaard, N., Mende, S. B., Gladstone, G. R., and Lauche, H., Neutral hydrogen density profiles derived from geocoronal imaging, *J. Geophys. Res.*, 108(A7), 1300, 2003.
- [4] Sastri, J. H., Sridharan, R., and Pant, T. K., Equatorial Ionosphere-Thermosphere System During Geomagnetic Storms, Disturbances in Geospace; The Storm-Substorm Relationship, *Geophysical Monograph* 142, 2003.

Measurement of Space Radiation Environment for Small Deep Space

Probe - SHINEN-2

Sidi Ahmed BENDOUKHA¹⁾, Kei-ichi OKUYAMA²⁾, Masanori Nishio³⁾

^{1,2)}*Graduate School of Engineering, Department of Applied Science for Integrated System Engineering,
Kyushu Institute of Technology, Japan*

³⁾*Aichi University of Technology, Nagoya, Japan*

Key Words: Payload Sensor, Space Radiation, Probe Deep Space

Abstract

It is a grand opportunity to recover new small space probe Shinen2, developed by Kyushu Institute of Technology KIT, in partnership with the different companies and institutions of Engineering in Kagoshima University (Japan), NASA Johnson Space Center, and was launched by the rocket H-IIA of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), in the December 3, 2014 in Tanegashima. The requested task of this small probe is to reach or demonstrate a communication system based on different methods using Weak Signal & Joe Taylor (WSJT) technique in deep space between the ground station and the space vehicle. The most important is to use small payload as sensor PPD Radiation Particles Pixels Detectors explored for our project in KIT, developed by NASA and Prairie View A&M University. Planned for the future to deep-space rights investigations, in excess of the protection of the magnetic field lines of the earth, we need to measure and evaluate the radiation particles flow changes. The aim is to evaluate or demonstrate different techniques as used a CMOS device as small payload for the Shinen2 mission. This device CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductor) with different electronics part inside. In fact, to do some simulations or tests of the sensor that used some radiation sources for testing and showing prototype of PPD radiation particles pixels detector, such as average or histogram distribution determined using Software Radio SDR and Matlab.

1. Introduction

Besides conventional passive detectors, the deployment of active real-time data acquisition and position-sensitive radiation detectors on board spacecraft would be highly advantageous for space radiation detection and spacecraft radiation monitoring.

In order to provide a precise detection of the varied radiation field in space with track visualization, we have constructed packed sensor and each pixel integrates electronics which enables counting of the number of particles generate the number of hits using the radiation level measurement instrument developed by NASA Johnson Space Center and Prairie View A&M University's Research. The Radiation Particle Pixel Detector for deep space exploration (PPD) system recently launched aboard the Shinen2 spacecraft as part of the Hayabusa2 Asteroid Explorer mission spearheaded by

the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The results of the PPD mission could have lasting implications for the future of space exploration that use an expanded CMOS detector to measure to measure the energy generated by radiation particles pixel with particles capability based on the hybrid semiconductor particles pixel detector inside the instrument.

The reminder of this paper is organized as follows, section 2 is overview of the satellite Shinen2 and their missions. Other section, including description of (EM) for the adapted payload sensor for the small probe deep space Shinen2, summarizes payload orientation with different shapes and simulations. Finally, conclude the results obtained by achievement data of the sensor after launching.

2. Shinen2 Probe & main missions

Shinen2 is a first small probe deep space that was developed by the Kyushu Institute of Technology and

Kagoshima University. Our small probe was launched on December 3, 2014 together with JAXA's Hayabusa2 by an H-IIA rocket in Tanegashima. It designed as structure 17,8 kg satellite with dimension 490×490×475 mm assembled by students of KIT Kyushu Institute of Technology 50cm class of small spacecraft for the purpose to demonstrate a deep space communication technology and establishment of ultra-lightweight satellite structure showing in Fig 1.



Fig 1 Shinen2 space probe

This probe's main missions are:

One of the missions of Shinen2 is to establish a mutual communication technology between the earth and a space probe in the lunar orbit (approximately 380,000km). This will be used for a realization of a technique to send a lunar exploration on moon orbit⁴⁾. Also, it will be used for a moon mission realization such as moon sample return technologies.

To set a communication technology between the earth and a space probe in the deep space approximately 3,000,000km, the communication system has been using by many amateur radio stations was equipped in Shinen2 and may try mutual communications⁵⁾. Amateur radio stations of the world can perform a detection experiment of a telemetry data and a morse code from Shinen2 which is flying the deep space⁸⁾.

To establish a development technology of the probe structure using a carbon-fiber reinforced thermoplastics (CFRTP). Once we use this technique CFRTP, can join composite materials like the welding of metal materials to reduce number of metal fasteners use such as bolts and rivets dramatically by using this CFRTP and able to realize a light weighting of a space vehicle and a large improvement of the structure reliability. Shinen2 projects adopted CFRTP in space vehicle structure for the first time in the world by using the PEEK resin.

3. Sensor Testing Procedure

This section present the CMOS detector contains two

sensors (S1,S2) for the measurement of cosmic type radiation of deep space. Several prototype instruments were designed and was invented at NASA-JSC respecting some requirement, to verify the operational capability of the developed units, we use some radiations source such Co-60 for testing the payload with low energy radiation. Hence, we describe the connecting equipment's for the sensor and plot the histogram distribution of number of hits generate by sensors as shown in Fig 2.

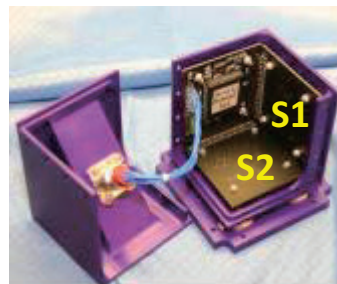


Fig 2 Position of S1 and S2 in PPD detector

Before connecting the cable to power supply, we should make sure that the Voltage is 5V and max current is set to 500mA, connect cables to RS422 USB converter, and to the power supply. Next step is turn on power supply. Voltmeter should read 5V and current meter would read about 0.279 A without RS422 converter, the value of current should be about 0.240 Amp (240mA) shows in Fig 3.

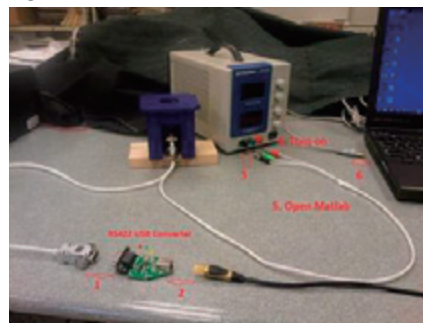


Fig 3 Connecting the Sensor to power supply and RS422 converter

We use the software Matlab to call our function (sensor1-lowflux-energy1) that contains the code for plotting the radiation hits of each sensor by using the sources radiation that identified before. When we connect the USB cable to the laptop. Yellow LED will be lit on the RS422 converter indicating is connected and ready to use for communication. After running the program we should enter the number of frame generated (example: 90000).

Now program will start collecting date and a window will display number of frame and number of counts that

means the green LED blinking very fast indicating data exchange. We do the same procedure for the second sensor by calling the second function in Matlab (sensor2-lowflux-energy2). Finally, the windows displays the number of hits of each sensor means that our sensor worked well, ready for orientation and implanting in EM model of Shinen2.

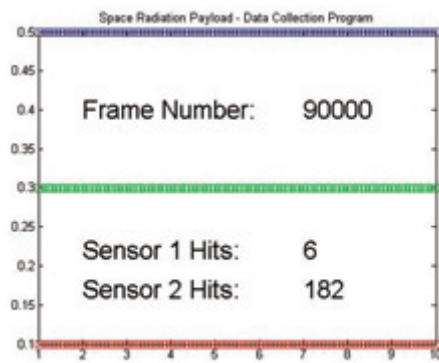


Fig 4 Co-60 frame data of space radiation payload

The preliminary result can display the histogram distribution of each sensor showing in Fig 5 and Fig 6.

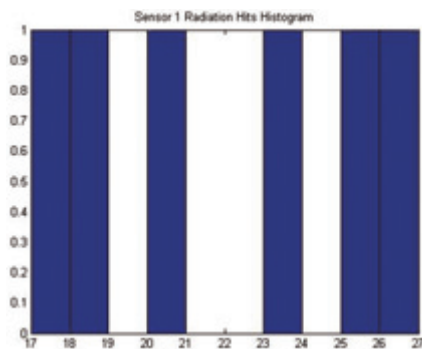


Fig 5 S1 radiation hits histogram

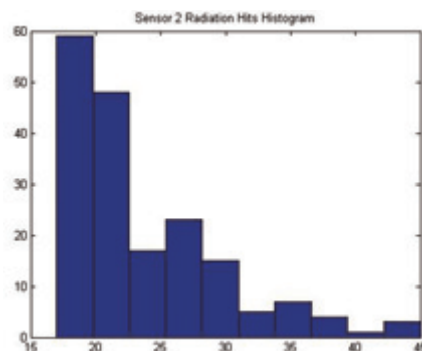


Fig 6 S2 radiation hits histogram

4. Payload Orientation in Shinen2

Based on such requirements, a radiation particle pixel detector PPD was designed and developed during past few months by NASA Johnson Center for the probe Shinen2 with low weight about 800 grams, operating capability for low power near to 1 Watt suitable for a period 2 to 5 years, tolerance in deep space environment

and ability to generate data for low bit rate transmission in kilobyte^{1,3)}.

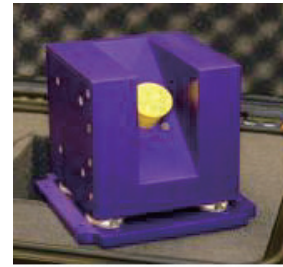


Fig 7 Particle pixel detector for Shinen2

In this section, our team in Kyushu Institute of Technology and Prem-Saganti and Doug Holland from Prairie View and A&M University with NASA-JSC, we try to find a good way for implementing the payload orientation before launching that means to fix the position of the two sensors S1 and S2 of the PPD sensor and witch direction in the internal structure of Shinen2. Therefore,²⁾ to recommend two cases, suggestion orientation and current orientation. Once the different iterations tested, the results obtained in previous section shows some shapes how to familiarize the payload Shinen2 that provide a pre-eminent way for detecting the radiation level measurements in deep space showing in Fig 8 and Fig 9.

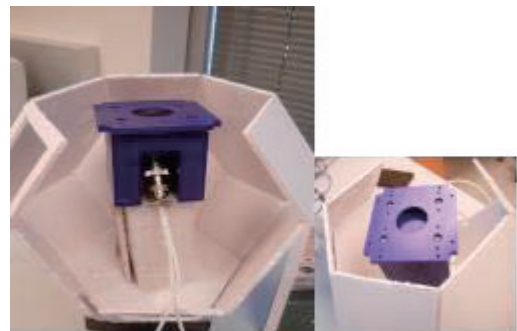


Fig 8 Suggestion orientation of sensor

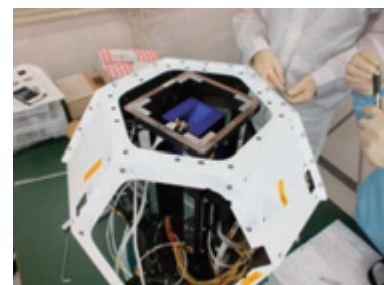


Fig 9 Current orientation of sensor

5. Data frame & Results

In this section, we define the type of frame data Shinen2 from SCU (System Control Unit) to CCU

(Communication Control Unit) data format that contains some packet with different bits or bytes in total 16 bytes.

- Control code 6Bytes with variable length
- Data (CCU command)
- Data length (the length of the data source)
- Data 8Bytes
- Exit code 2Bytes

From these frame, we can define the telemetry frame data of our sensor PPD, to know each sensor how much has number of byte before collecting all data from the signal wave saved in the software HSDR, we can define this frame as shown in Fig 10.



Fig 10 Telemetry frame form

- 24 Bit Frame including 8 Bit Frame Sync
- Data sent LSB first
- 00000000 Sensor data for fill frames
- Byte 2: Frame Sync – 10101100 (0xAC)
- Byte 1: Sensor 1 pixel value (0x00 to 0xFF)
- Byte 0: Sensor 2 pixel value (0x00 to 0xFF)

After launching our probe Shinen2, we intend to work in the ground station to receive all data and save the sound signals in the HSDR software as text files, that several data from the sensor should decrypted (acquisition data) after design all frame data of the system communication design and analyzing. Hence, we can plot the histogram distribution of space radiation payload in actual context means with real data received from the probe after one week of launching, define the measurement level radiation from Shinen2 probe shows in Fig 11 and Fig 12.

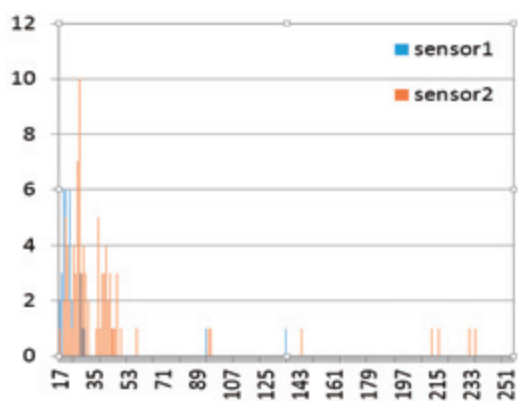


Fig 11 Histogram radiation

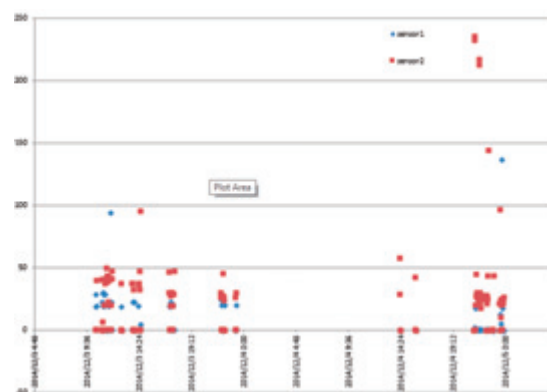


Fig 12 Radiation Intensity

6. Conclusion

This report presented a model of payload sensor for first small deep space probe in Kyushu Institute of Technology developed by the NASA-JSC with high performance to detect the measurement of cosmic radiation of deep space and demonstration of new deep space communication system using the amateur radio band. Future work will include new devices or units such the PPD detector used before but with high performance, different requirements and it can be used for long life cycle and with new design communication system using different transceiver (TX, RX) and transponder with wide band width for the new project including the attitude orbit determination system and receiving data from payload sensor that connect with relay satellite for long period of communication.

References

- 1) Premkumar Saganti, Radiation Particle Assessment with Pixel Detectors for Tissue Interpretation, 38th COSPAR Scientific Assembly. held 18-15 July 2010, in Bremen, Germany.
- 2) Japan and NASA Johnson Space Center to Develop Sophisticated Radiation Level Measurement Instrument, Prairie View A&M University Research Team Partners with Kyushu Institute of Technology.
- 3) P. B. Saganti, S. D. Holland, O. Belyakov, Z. Patel and F. A. Cucinotta, Radiation Particle Interactions and Assessment with Pixel Detectors for 3-D Tissue Interpretation, 18th IAA Humans in Space Symposium, 2011.
- 4) Joseph H. Yuen, Deep Space Telecommunications Systems Engineering, Plenum Press, 1983.
- 5) First radiation hardness results of the Tera-Pixel Active calorimeter (TPAC) sensor, T Pricea, N Watsona, J Wilsona.
- 6) <http://kit-okuyama-lab.com/en/sinen2>.

HORYU-4: Miniaturised Laboratory for In-Orbit High Voltage Technology Demonstration

Tatsuo Shimizu, HORYU-4 Project, Mengu Cho

Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui, Tobata, Kitakyushu, Fukuoka, Japan
shimizu.tatsuo363@mail.kyutech.jp

Key Words: High Voltage Solar Array, Nano-Satellite, In-orbit Technology Demonstration

Abstract: Currently, we are finalising development of a new satellite “HORYU-4” (30cm cuboid, around 10kg) to be launched in early 2016 as a piggy bag satellite of H-IIA rocket. This is the succession spacecraft to HORYU-2, and the main mission of these satellites is demonstration of high voltage solar array technologies in real space environments. The key concept of HORYU-4 is performing same testing as on ground, but with real space environments. In fact, this spacecraft carries standard laboratory equipment such as an oscilloscope and video cameras. These flight data will not only be used for confirmation of the new high voltage technology to evaluate and improve present ground testing methods. In addition, such challenges have not yet been succeeded in orbit, and therefore it might discover new arcing phenomena.

1. Introduction

Electrostatic discharges on spacecraft have been known as a harmful incident, which leads to reductions in the spacecraft lifetime¹⁻⁵. Higher array voltage increases susceptibility to such arcs, and 200V is the upper limit at this moment¹. However, such voltage has become inadequate for recent high performance space products/missions require multi-kilo-watts. To tackle this dilemma, many investigations have been conducted such as physical experiments (i.e. ground testing) and computer simulations. In addition, in-orbit solar array charge/discharge experiments have been performed since 1970s to validate new solar array technologies and these ground testing methods in real space environments.

HORYU-2 (low Earth orbiting nano-satellite launched in 2012) is one of these solar array technology experimental satellites. It carries 300V (high voltage with low current cells stacked in series) solar array as a DC bias source and in-house developed high voltage proofed sample solar arrays⁶. These high voltage proofed solar arrays had perfectly demonstrated its performance in primary arc mitigation during ground testis, but several arcs have been detected on one of these arrays in-orbit. Unfortunately, data provided by the sensor on-board HORYU-2 (i.e. just occurrence of discharge) are insufficient for further analysis.

Therefore, we repeat the same in-orbit experiment with more measurement instruments on HORYU-4. HORYU-3 (3U cube-sat) was the sister satellite of HORYU-4⁷, and both project started at similar time, but it was indefinitely postponed in order to focus on HORYU-4 development. Nanosatellites are ideal for such risky missions, in addition it allows rapid repeat cycle for example HORYU-2 to HORYU-4.

This paper presents an overview of this satellite and the main missions.

2. Overview of the Spacecraft

Currently, the HORYU-4 development is in the final phased to deliver and will be launched in 2016 first quarter. Figure 1 shows the satellite exterior of the Structure-Thermal Model (STM) in early development phase to the Final Flight Model (FM). The size of spacecraft is 33x33x33 cm, and its mass is around 10.3kg. It will be launched by H-IIA 30th flight as a piggyback satellite of the ASTRO-H, and the expected orbit and its inclination are 580km and 31 degrees, respectively. The missions of this spacecraft are as follows:

- Comparison of ground testing results with in-orbit (new mission)⁸
- Imaging arc flash lights to support measurement data (new mission)⁸
- Technology demonstration of a high voltage proofed solar array (continue from HORYU-2)⁹
- Technology demonstration of a direct drive vacuum arc thruster (new mission)¹⁰
- Long-term measurement of exposed materials degradation (new mission)
- Plasma measurement using double Langmuir probes (new mission)
- Measurement of polyimide films' photoelectron current (new mission)
- Earth imaging (continue from HORYU-2) with attitude/orbit synchronised shutter (new mission)
- Transmit music from space using VOCALOID™ voice synthesiser on-board (new mission)¹¹

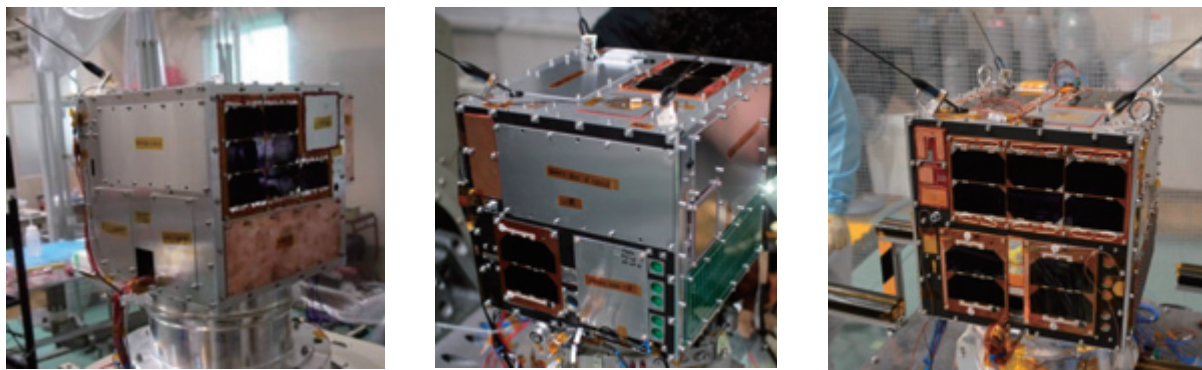


Figure 1: HORYU-4 Structures (Left: STM, Middle: EM, Right: FM)

In order to accommodate solar arrays for the experiment -i.e. Normal Triple Junction Array (nTJA), Filmed Tripped Junction Array (fTJA) and High Voltage Solar Array (HVSA), only half of the $\pm Y$ and $\pm Z$ panels are available for bus solar arrays as shown in Figure 2. Hence, the available power on this satellite is tighter than typical nanosatellites, and this has become the main design constraint on-board electronics design.

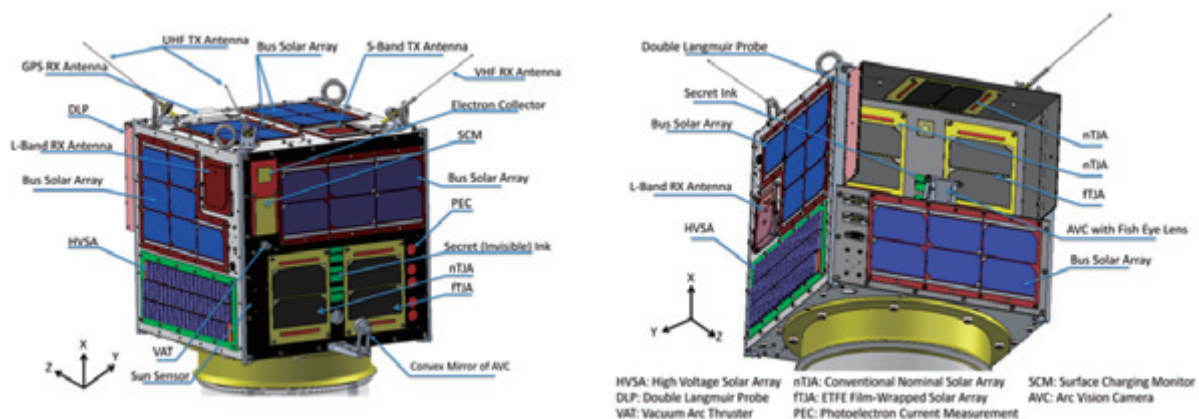


Figure 2: HORYU-4 Exterior Configuration (Right: +X+Y+Z panels, Left: -X-Y-Z panels)⁸

The main subsystems of the HORYU-4 have been inherited from HORYU-2, including the power system, the OBC and the VHF/UHF communications. On the other hand, two major learned lessons from HORYU-2 are applied to the system design of HORYU-4, for instance:

- complete power reset (satellite re-boot) against single event latch up
- complete measurement system (similar equipment to ground testing) for better understanding

Figure 3 is a block diagram shows overview of the satellite. New watchdog micro-processor and L-band uplink are the upgrade from the previous satellite, and these are dedicated for the satellite reset. The communication is consisted of two uplinks (i.e. VHF main and L-band back up), and two downlinks (UHF 1200bps and S-band 100kbps). The new S-band transmitter will mainly be used for sending captured arc images.

This satellite has two power systems, which are the ordinal power system for satellite operation and the high voltage power source (High Voltage Solar Array - HVSA) for the experiments. HVSA is in charge of high voltage generation and its distribution to experimental equipment (i.e. sample solar arrays, a vacuum arc thruster and a Langmuir probe).

In order to provide equivalent facility to ground, this satellite carries the oscilloscope (On-Board Oscilloscope - OBO). This instrument will provide complete discharge waveform captured in space first in the world. In addition, a picture of each arc flash light will also be captured by the Arc Vision Camera -AVC, and this also will be the world premiere result.

Big-Apple board conducts rest of the scientific missions, which are Photoelectron Current (PEC) measurement, Double Langmuir Probe (DLP) and Vacuum Arc Thruster (VAT).

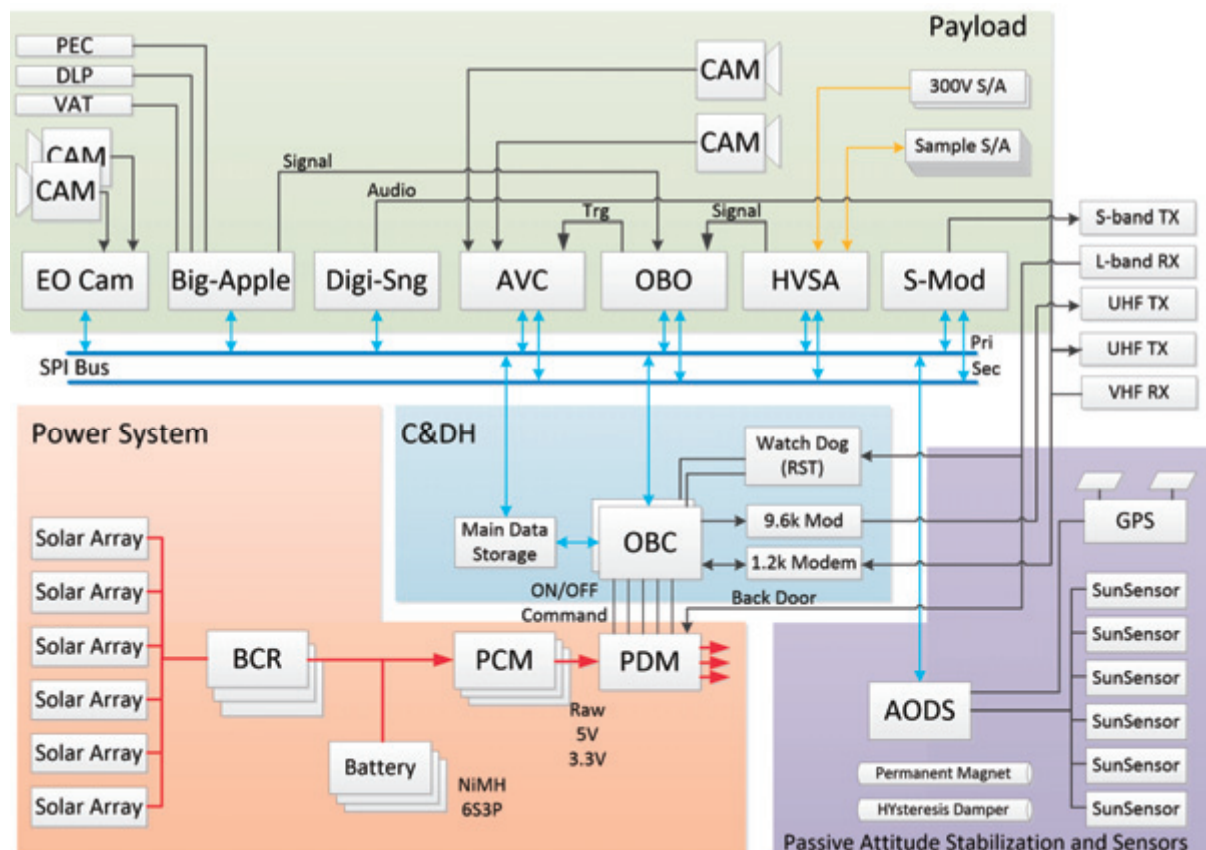


Figure 3: General Block Diagram of the Satellite

3. Main Mission Payload

Figure 4 shows circuit diagram of the on-board high voltage experiment system. This experiment system and the satellite main system are electrically isolated including control and measurement signals. The HVSA controller board distributes high voltage from HVSA (i.e. 350V) to sample solar arrays. The generated high voltage also distributed to the DLP and VAT for surface cleaning and drive, respectively.

The electrical potential of this circuit is sunk toward negative with respect to the spacecraft body as the generation voltage of the HVSA. When an arc is occurred on one of sample solar arrays, electrons move from the solar array to the electron collector through plasma. The oscilloscope captures this discharge current transition. Here, the main objective of this satellite is to compare these current transitions measured in-orbit and on ground. In addition, the AVC captures the arc flash light synchronised with the discharge current transition. This configuration is the same as typical ground test setup. Figure 5 shows the FM version of AVC camera for +Z panel monitoring and an image taken by this camera during assembly.

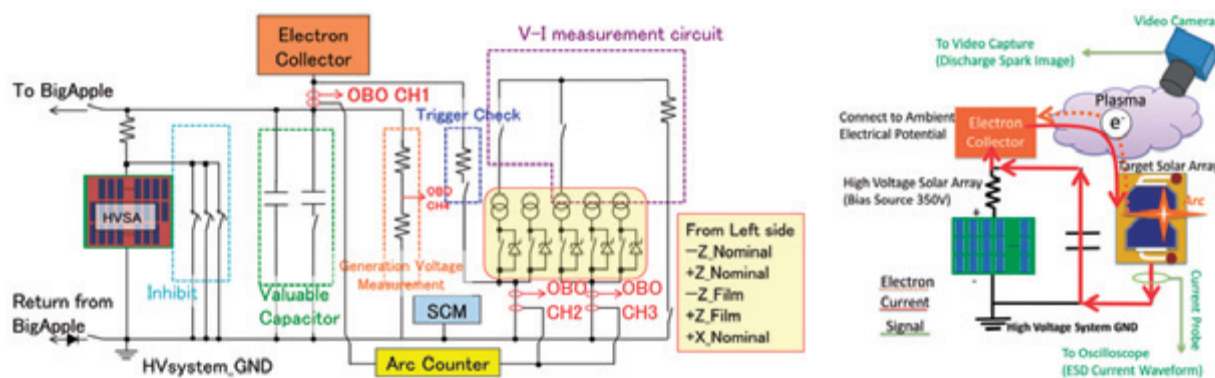


Figure 4: High Voltage Experiment System ⁸

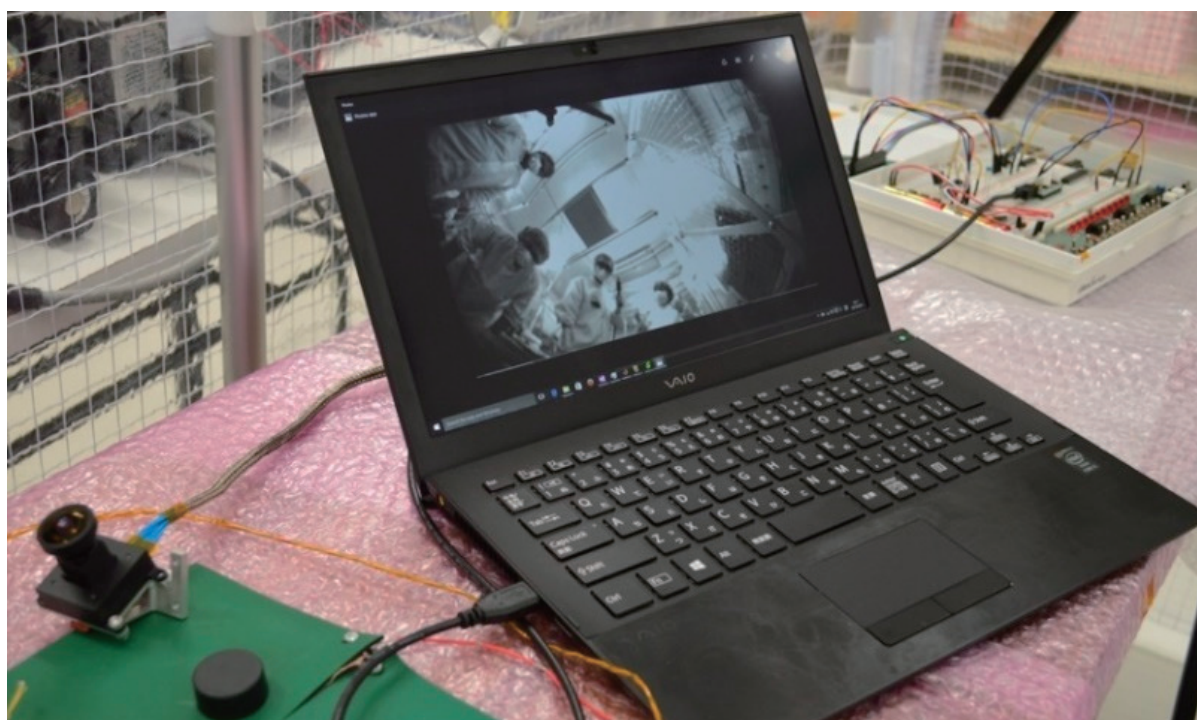


Figure 5: +Z AVC during FM assembly

6. Conclusions

This mission will be the first measurement of arc current waveforms and flash lights in-orbit. Therefore, it might discover new arcing phenomena. These results will be compared with ground testing results to evaluate and improve the present ground testing methods (e.g. ISO-11221), and it will contribute to the increase to the increasing solar array voltage. We wish HORYU-4 good luck with its missions in space!

References

- [1] D. C. Ferguston, "The Voltage Threshold for Arcing for Solar Cells in LEO - Flight and Ground Test Results," NASA TM-87259, 1986.
- [2] I. Katz, V. A. Davis and D. B. Snyder, "Mechanism for Spacecraft Charging Initiated Destruction of the Solar Arrays in GEO," in *Proceedings of 36th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, 1998.
- [3] D. C. Ferguston, "Spacecraft Charging - Welcome and the NASA Glenn Perspective or My World and Welcome to It", in *Proceedings of 7th Spacecraft Charging Technology Conference*, Noordwijk, 2001
- [4] K. Toyoda, T. Matsumoto, M. Cho, Y. Nozaki and M. Takahashi, "Power reduction of solar arrays due to arcing under simulated GEO environment," *Journal of Spacecraft and Rockets*, pp. 854-861, 2004.
- [5] K. Toyoda, T. Okumura, S. Hosoda and M. Cho, "Degradation of high-voltage solar array due to arcing in plasma environment," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 42, no. 5, pp. 947-953, 2005.
- [6] T. Yoke, S. Iwai, A. Khan, H. Masui, M. Iwata, K. Toyoda and M. Cho, "Development of mission payloads onboard high voltage technology demonstration satellite HORYU-II," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 41, no. 12, pp. 3477-3486, 2013.
- [7] T. Shimizu, H. Fukuda, H. Hidaka, S. Iwai, K. Toyoda, M. Cho, "Development of a Very Small on-Board Oscilloscope for a Cube-Satellite HORYU-3", in *Proceedings of 5th Nano-Satellite Symposium*, Tokyo, 2013.
- [8] T. Shimizu, H. Fukuda, K. Toyoda, M. Cho, "Development of an In-Orbit High-Voltage Experimental Platform: HORYU-4", *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 43, no. 9, pp. 3027-3040, 2015.
- [9] H. Fukuda, T. Shimizu, K. Toyoda, M. Cho, "Development of Mission Payloads for Arc Event Generator and Investigation Satellite HORYU-IV", in *Proceedings of 66th International Astronautical Congress*, Jerusalem, 2015.
- [10] K. Aheieva, S. Fuchikami, H. Fukuda, T. Shimizu, K. Toyoda, M. Cho, "Vacuum Arc thruster development for Horyu-4 satellite", in *Proceedings of 11Spacecraft Environment Symposium*, Osaka, 2014.
- [11] T. Nakano, T. Shimizu, D. Chen, H. Almubarak, M. Cho, "Space Education and Outreach using a Digi-singer on-Board a Nano-Satellite", in *Proceedings of 65th International Astronautical Congress*, Toronto, 2014.

宇宙環境保全における微小デブリ研究の現状

松本 晴久 (JAXA), 奥平 修 (千葉工業大学), 花田 俊也 (九州大学), 東出 真澄 (JAXA),
赤星 保浩 (九州工業大学), 仁田 工美 (JAXA), ○北澤 幸人 (IHI / 九州工業大学 / JAXA)

Present Research Activities on Small Space Debris at Space Environment Prevention

Haruhisa Matsumoto (JAXA), Osamu Okudaira (Chiba Institute of Technology), Toshiya Hanada (Kyushu University),
Masumi Higashide (JAXA), Yasuhiro Akahoshi (Kyushu Institute of Technology), Kumi Nitta (JAXA),
Yukihito Kitazawa (IHI / Kyushu Institute of Technology/JAXA),

Key Words: Space Debris, Standard, Hypervelocity Impact, Environment Model

Abstract

The micro-debris of the size from 100 μm to several mm is expected to cause a spacecraft critical failures and troubles. However, the collision probability of the micro-debris and its effect on space equipment are hardly predicted due to lack knowledge regarding the debris distribution and experimental/numerical investigation on material and components. This paper introduce research activities related on micro-debris for space environmental prevention

1. はじめに

UNCOPUOS (United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space : 国連宇宙空間平和利用委員会) は 2007 年に「スペースデブリ低減ガイドライン」を制定し、宇宙環境保全のためスペースデブリの発生抑止を世界各国に勧告している¹⁾。同ガイドラインは 7 項目の規定から構成されており、その筆頭 (ガイドライン 1) で「正常な運用中に放出されるデブリの制限。スペースシステムは正常な運用中にデブリを放出しないように設計すること。」として宇宙機からのスペースデブリの放出を防止することを強調している。スペースデブリは低軌道の場合、軌道上を秒速約 8km/s と超高速度で周回するため、微小な大きさ (例えば 0.1mm ~ 1mm オーダー) のスペースデブリ (以下「微小デブリ」と記す) でもその衝突により宇宙機のサブシステムやコンポーネントにクリティカルな損傷を与える可能性がある。IADC (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee : 国際宇宙機関間スペースデブリ調整委員会) は微小デブリの引き起こす傷害例として以下を挙げている²⁾。

- 大きさ 100 μm のデブリが衝突した際に発生すると考えられる障害の例
 - 高感度なセンサー類や表面への明瞭なダメージ。スペースシャトルの窓は交換が必要。
 - 細いテザーやスプリング、ワイヤーの破断
 - 多層断熱材 (MLI : Multi-Layer Insulation) の貫通

- 厚さ 300-500 μm の外壁の貫通
- ヒートパイプや冷却材ループ、ラディエーターの貫通
- 太陽電池セルの貫通 (短絡やアークバーニング)

- 大きさ 1 mm のデブリが衝突した際に発生すると考えられる障害の例
 - 被衝突体の厚さや材料によって、直径 2mm から 1 cm のクレーターや穴が生じる。
 - 厚さ 3mm ~ 5mm の外壁を貫通し、壁面裏にある機器にダメージを与える。
 - 曝露機器の構造にダメージを与える。
 - タンク、バッフル、太陽光シールド、外部ケーブルなどを貫通

国内で微小デブリの研究が本格化したのは、環境観測技術衛星(ADEOS-II)「みどり2号」の不具合の一要因として微小デブリの衝突が挙げられたことに起因する。当時の文部科学省宇宙開発委員会は事故調査の報告書³⁾において、「微小な宇宙デブリとの衝突については、確率と影響度の評価を行い、重大な不具合に至らないよう設計に反映させる必要がある。」としている。

この報告を受け、JAXA は宇宙関係企業との協力・情報交換を行いながら、「微小デブリ衝突耐性評価標準」⁴⁾を策定・制定し、さらに実設計に関する知見を盛り込んだ「スペースデブリ防護設計マニュアル」

⁵⁾ (一般には非公開)の整備や実験設備・解析ツールの整備を行ってきた。

文献⁴⁾に示される微小デブリの衝突リスクに対する防御設計の妥当性を確認するための評価フローをベースにし簡略化したフローを図1に示す。

この中で特に課題が多いのは前記の事故調査の報告書でも指摘されているように「確率と影響度の評価」、すなわち、デブリ環境モデルから算出される微小デブリの「衝突頻度」と、衝突の影響を評価するために弾道限界方程式によって算出するべき「損傷限界の特定」である。この2項目を明確にするための取組みを紹介する。

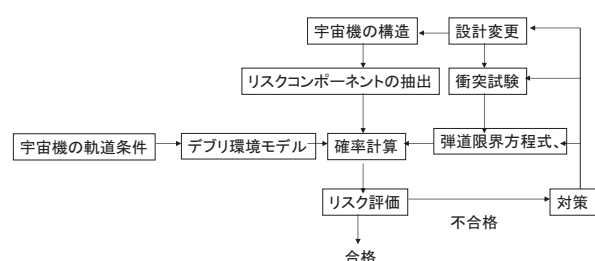


図1 微小デブリの衝突リスク評価フロー(文献⁴⁾を基に大幅に簡略化)

2. 微小デブリの「衝突頻度」に関する取組み

2.1 環境モデルの適用標準

微小デブリを地上から「観測・追跡」をすることは困難であり、軌道上から回収した物体の衝突痕や地上実験等をベースとして理論的考察などから、デブリの存在量・分布を数学的に記述した「デブリ環境モデル(デブリフラックスモデル)」を用い、微小デブリの宇宙機への衝突頻度等を推定することになる。

デブリ環境モデルの宇宙機設計への適用プロセスを定めた国際標準 ISO14200⁶⁾では5種類のデブリ環境モデルを紹介している。このうち、広く用いられているデブリ環境モデルは、米国航空宇宙局(NASA)の ORDEM モデルと欧州宇宙機構(ESA)の MASTER モデルであるが、両モデルは算出する微小デブリの衝突頻度(フラックス)は、特に微小デブリの領域で大きく異なっている。大きさ $100\mu\text{m}$ では衝突頻度の差異は1桁程度、 1mm では2桁程度の差異が知られている⁷⁾。NASAは昨年 ORDEM の最新版(ORDEM 3.0)を公開したが、両者の差異は残ったままである。図2に MASTER の最新版である MASTER-2009 と ORDEM の最新版である ORDEM3.0 との衝突頻度の差異の例を示す⁸⁾。最新モデルでも両者は一致していないことがわかる。衛星破砕モデル、データソース、処理方法等の違い等から欧米のモデル間の不

致は当面は解消しない可能性が高いと言われている。特に軌道高度 800km - 1000km の微小デブリの存在量に関する実測データが殆ど存在していないことが両者の差異が埋まらない大きな要因の一つと推定している。

現状ではデブリ環境モデルによって衝突頻度計算値が大きく異なるため、JAXA の宇宙環境標準⁹⁾ではデブリ環境モデルを実設計の衝突頻度解析に適用する場合、ORDEM、MASTER のような公的宇宙機関が開発し継続してメンテナンスをしているモデルを複数使い、モデルの算出値を比較しデブリの衝突頻度が多くなるものを採用すること、また、モデル使用のトレーサビリティの確保を推奨している。国際標準である ISO14200 も基本的にこの考え方を踏襲し制定された。

なお、JAXA の研究開発部門が開発したデブリ衝突損傷リスク解析ツール(TURANDOT)は、上記の環境標準でのモデル適用ガイドラインに沿い、衛星各部の遮蔽効果を考慮した上で、宇宙機各部のデブリ衝突による損傷発生確率を推定することが可能である。

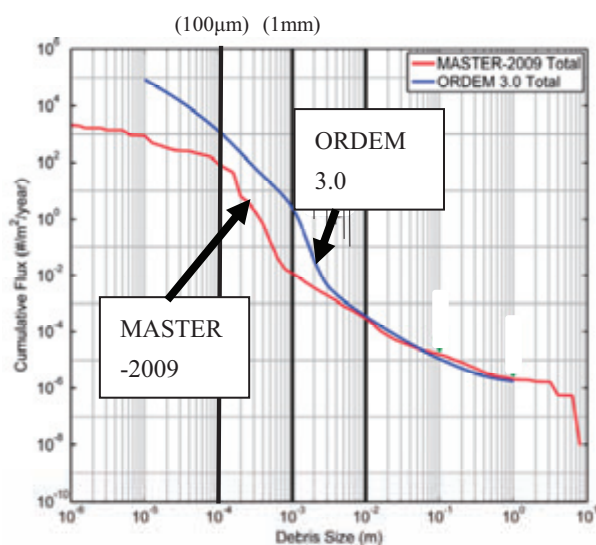


図2 MASTER-2009とORDEM3.0のデブリの衝突頻度(フラックス)の比較例(文献⁸⁾を一部加筆修正)。近地点高度 838km 、遠地点高度 855km 、軌道傾斜角 98.84° を想定(衛星 DMSP 5D-3 F19, NORAD ID 39630)

2.2 軌道上デブリ計測装置(SDM: Space Debris Monitor)の開発

前項で、デブリ環境モデルの差異について紹介した。現時点で国内ではデブリ環境モデルは存在しないもの、これまで計測がされていない微小デブリの

存在分布を計測するための計測装置（SDM）が開発された^{10),11)}。図3にSDM外観を示す。

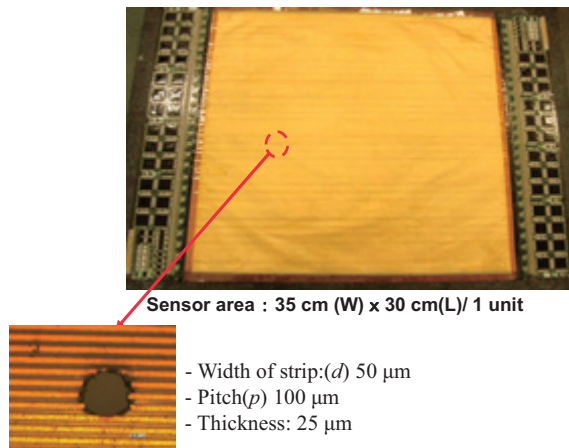


図3 軌道上デブリ計測装置（SDM：Space Debris Monitor）外観図¹⁰⁾

SDMはポリイミド樹脂製で、1ユニットの大きさは約35 cm×約30 cm、厚さが約25 μmのフィルム状のセンサーである。このセンサーはフレキシブルプリント回路基板（FPC）技術を応用し、銅（及びニッケル）を主成分とする幅50 μmの導通線をフィルムの表面100 μmピッチで配置している。この導通線はフィルム面上に約3300本の平行線群を構成する。微小デブリがセンサーを貫通すると、センサーに孔があき、導通線を切断する。導通線の破断を電氣的に検知することにより、微小デブリの衝突（貫通）を検知し、更に、破断した導通線の数から微小デブリの大きさを一定の誤差範囲で知ることができる。また、破断後のセンサーの有感面積も把握できる。SDMはこれまで殆どデータが取得されていない100 μm～数mmの微小デブリの「存在量」と「大きさ」を準リアルタイムで計測することに特化したセンサーであり、本原理による世界初のセンサーである。なお、SDMは、そのプロトモデル（研究室モデル）は既に有限会社QPS研究所が超小型衛星に搭載、打ち上げ済み¹²⁾であるが、フライトモデルは宇宙ステーション補給機「こうのとり」5号機（HTV-5）に搭載され（図4）、フライト実証を実施した¹³⁾。

「こうのとり」5号機は、2015年8月19日20時50分49秒（日本時間）、種子島宇宙センターからH-II/Bロケット5号機に搭載されて打ち上げられ、打ち上げから約14分54秒後に打ち上げ機から正常に分離された。8月24日午後7時29分、ISS（国際宇宙ステーション）のロボットアームにより、「こうのとり」5号機は把持され、8月25日午前2時28

分、ISSへの結合が完了した。その後、9月29日午前1時53分にISSから分離、9月30日5:33頃に大気圏に再突入し、約42日間にわたるミッションを終えた¹⁴⁾。SDMは「こうのとり」5号機の運用中問題なく作動し、ISS係留中の9月1日、スペースデブリ（もしくはメテオロイド）の衝突によるものと考えられる導通線の破断信号を検出した。破断した本数は1本のため、衝突したデブリの大きさは0.1mm程度と推定される¹⁵⁾。

この結果、ISSでは初となるリアルタイムでのデブリ計測が実施できた。また、現在米国等でSDMと同原理（導線の破断を用いるデブリセンサ）が研究開発されているが^{16),17)}、これらに先立ち、「世界初」の宇宙実証・データ取得となった。



(a) フライト中の「こうのとり」5号機



(b) SDM搭載部拡大

図4 「こうのとり」5号機に搭載された「SDM」

今後、高度800 km-1000 kmを飛翔する宇宙機にSDMを搭載し、微小デブリ環境を計測し「環境モデル」の高精度化に貢献するデータを取得することが望まれる。また、リアルタイムの計測が可能なことを活かし、軌道上での破碎事象等の迅速な把握とその影響度評価や、九州大学が研究を進めている、デブリ衝突頻度の時間変動を評価する「動的環境モデル」¹⁸⁾

の構築にも SDM を搭載した衛星の実測データが有効活用できると考えられる。

なお、民間の宇宙ベンチャー企業であるアストロスケール社は、九州大学花田研究室のコンセプトをベースとする微小デブリ計測衛星「IDEA OSG 1」(イデア・オーエスジー・ワン)を 2016 年後半に打ち上げる予定であり、同衛星には 2 台の SDM が搭載される¹⁹⁾。IDEA OSG 1 は、Dnepr ロケットで打ち上げられ、高度 600-800km を掃引する。約 2 年間にわたっての運用を計画しており、計測したデータは地上に送られ、九州大学を中心に解析を行う予定である。本ミッションが成功すれば、世界初の微小デブリ環境の常時監視となり、微小デブリ環境に関する新たな知見が得られることが期待される。

2.3 微小デブリ発生要因に関する研究

微小デブリ環境を不明確にしている要因の一つとして、その発生メカニズムが不明確なことがあげられる。微小デブリ生因の一つは微小デブリが宇宙機に衝突した際に 2 次的に発生する反跳物 (ejecta) と推定されている。図 5 に MASTER-2009 による計算例を示す。本図は MASTER-2009 による衝突頻度(フラックス)値を、その値を構成する発生要因ごとに区分したものである。MASTER では数 $100\mu\text{m}$ 程度では ejecta を主要因としていることがわかる。一方、JAXA の国際宇宙ステーションでの微小デブリ捕獲実験 (SM/MPAC) でも ejecta 起因のデブリが確認されている¹⁰⁾。ejecta の研究はデブリ環境モデルの高精度化に資するとともに、ejecta を発生させにくい材料選定に資する可能性がある。しかしながら、ejecta の発生量を定量的に見積もる試験・評価方法もなく、JAXA は九州工業大学と協力し、更にフランス ONERA とも協力し、ejecta 評価のための国際標準 ISO11227²⁰⁾を制定した²¹⁾。今後、ejecta 評価の研究が進むことが期待される。

3. 「損傷限界の特定」に関する取組み

宇宙機に対して衝突頻度が高い微小デブリの衝突試験・数値解析結果は世界的に見てもほとんど公表されておらず、「損傷限界」を把握するためのデータは全く欠落しているといっても過言ではない。JAXA では、平成 16 年度から JAXA 宇宙科学研究所スペースプラズマ共同研究設備の二段式径ガス銃を用い、JAXA の衛星に適用している材料・部品等に対する衝突データ (損傷限界) を蓄積している。特に「みどり 2 号」

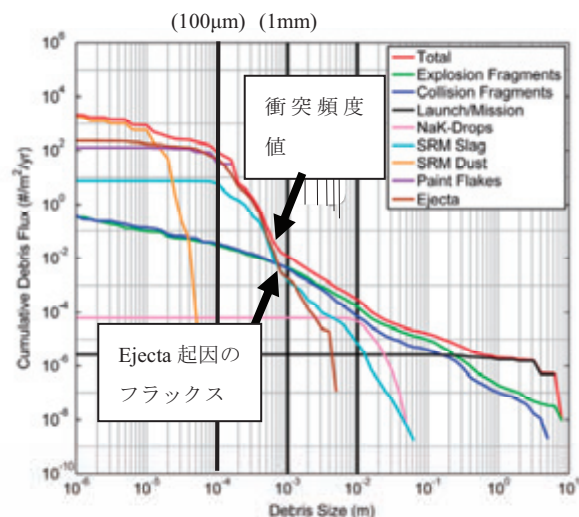


図 5 MASTER-2009 デブリ衝突頻度 (フラックス) とその構成要因 (文献⁸⁾を一部加筆修正)。近地点高度 838 km、遠地点高度 855 km、軌道傾斜角 98.84° を想定 (衛星 DMSP5D-3 F19, NORAD ID 39630)

の不具合を鑑み、電力ハーネス、太陽電池アレイ、MLI (実装状態模擬) の評価から優先的にデータ取得を開始した。研究当初では、衛星用電力ハーネスへの衝突試験を行い、少なくとも大きさ $200\sim 300\mu\text{m}$ 以上の微小デブリは設計での考慮が必要との知見を得た²²⁾。

平成 18 年度から試験で実施できない 8km/s 以上の速度領域については Hydrocode を用いた解析で補っている。得られた知見は前述の「スペースデブリ防護設計マニュアル」⁵⁾にまとめ、JAXA プロジェクトヘデブリの衝突防護設計に関する知見を提供している。

これまで、アルミ板、二重壁構造 (Whipple Bumper)、ハニカムサンドイッチ構造、アラミド繊維織布、電力ハーネス、太陽電池パネル等の評価を行ってきたが、更なる衝突試験及び数値解析を行う必要があると考えている。なお、上記マニュアルは非公開ではあるが、衝突試験や解析に関し可能な範囲で積極的に公開・発表している(例えば文献²³⁾及び²⁴⁾)。

4. おわりに

大きさ数 mm 程度以下のデブリは、その存在量・分布や成因について不明確な点が多い。その一方、微小デブリは、その衝突により宇宙機のサブシステムやコンポーネントにクリティカルな損傷を与える可能性がある。このような微小デブリの環境解明や衝突の影響評価に関する研究の一端、JAXA 研究開発部門での活動を中心に、紹介した。国内にはデブリ

環境モデルが未だ存在しない、プラズマガンのような 10 km/s を超える衝突を再現する設備が無い等、研究を進める上での課題は多い。その一方、SDM のような世界トップレベルのセンサー技術や、微小デブリの発生メカニズムに関する研究（九州工大による ejecta の研究や九州大学による破砕モデルの研究等）、各種部品。材料に対する「損傷限界」に関する試験・解析的知見の蓄積等、研究は着実に進められている。これらの研究を通し、微小デブリ環境とその変動の把握、衝突の影響の正確な把握を行い、宇宙環境保全のためスペースデブリの発生抑止に貢献していくことが可能であると考えている。

謝辞

JAXA 宇宙機設計標準デブリ防護設計標準ワーキンググループ（WG3）及び宇宙環境標準(WG10)ワーキンググループの委員各位には多くの貴重なご指導・ご助言を賜りました。厚く御礼申し上げます。

参考文献

- 1) United Nations Office, Space Debris Mitigation Guidelines of the COPUOS, (Resolution of 22 December 2007)
- 2) IADC, Sensor System to Detect Impacts on Spacecraft, IADC-08-03, Version 2.1, April 2013
- 3) 宇宙開発委員会,環境観測技術衛星（ADEOS-II）「みどり II」の運用異常に係る原因究明及び今後の対策について,平成 16 年 7 月 28 日
- 4) JAXA,微小デブリ衝突耐性評価標準, JERG-2-144, 平成 24 年 5 月 10 日
- 5) JAXA,スペースデブリ防護設計マニュアル, JERG-2-144 HB,平成 26 年 3 月 17 日
- 6) ISO, Guide to Process-Based Implementation of Meteoroid and Debris Environmental Models (Orbital Altitudes Below GEO+2000km), ISO 14200.2012
- 7) Y. Kanemitsu, Y. Akahoshi, T. Narumi, P. Faure, H. Matsumoto, Y. Kitazawa, Comparison of Space Debris Environment Models: ORDEM2000, MASTER-2001, MASTER-2005 and MASTER-2009, JAXA-RM-11-020E, 2012, March 2012, ISSN 1349-1121.
- 8) P.H. Krisko, S. Flegel, M.J. Matney, D.R. Jarkey, V. Braun, ORDEM 3.0 and MASTER-2009 modeled debris population comparison, Acta Astronautica, 113,2015, 204-211
- 9) JAXA,宇宙環境標準,JERG-2-144,平成 22 年 3 月 2 日
- 10) Y. Kitazawa, H. Matsumoto, O. Okudaira, P. Faure, Y. Akahoshi, M. Hattori, T. Handa, A. Karaki, A. Sakurai, K. Funakoshu, T. Yasaka, Research and Development on In-situ Measurement MMOD sensors at JAXA, The Sixth European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, April 22-25, 2013.
- 11) M. Nakamura, Y. Kitazawa, H. Matsumoto, O. Okudaira, T. Handa, A. Karaki, A. Sakurai, K. Funakoshu, T. Yasaka, S. Hasegawa, M. Kobayashi, Development of In-Site Micro-Debris Measurement System, Advance Space Research, Volume 56, Issue 3, 1 August 2015, Pages 436-448
- 12) 九州大学 HP, https://www.kyushu-u.ac.jp/pressrelease/2014/2014_1_06_2.pdf （最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日）
- 13) JAXA HP, <http://www.ard.jaxa.jp/pickup/kasper.html> （最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日）
- 14) JAXA HP, <http://fanfun.jaxa.jp/countdown/htv5/> （最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日）
- 15) JAXA HP,<http://www.ard.jaxa.jp/index.html#pickup> （最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日）
- 16) Orbital Debris Quarterly News, Vol.12, Issue 4, October 2008,NASA
- 17) Orbital Debris Quarterly News,Vol.16, Issue 3, July 2012,NASA
（最終アクセス日 2015 年 11 月 30 日）
- 18) T. Hanada, Y. Ariyoshi, M. Uetsuhara, M. Tagawa, H. Chen, Y. Tsutsumi, A. Doi, S. Kawamoto, T. Yanagisawa, K. Hashimoto, A. Kawabe, and Y. Kitazawa, Orbital Debris Modeling and Applications at Kyushu University, Journal of Space Technology and Science, Vol.26, No.2, 2012, pp.28-47.
- 19) アストロスケール社プレスリリース(2015 年 9 月 24 日)
http://astroscale.com/wp-content/uploads/2015/10/15-0924_IDEA_PressRelease_NC5.pdf
- 20) ISO, Test procedure to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact, ISO 11227, 2012
- 21) S. Masuyama, S. Matsumoto, P. Faure, H. Nakamoto, Y. Akahoshi, Takao Koura, H. Matsumoto, Y. Kitazawa, Feasibility of standardized ejecta evaluation for spacecraft surface materials, Procedia Engineering, Volume 58, 2013, pp. 543-549
- 22) 松本晴久,デブリ防護設計標準 WG,デブリ防護設

計標準（WG3）の活動状況,第 4 回「スペースデブリワークショップ」講演資料集,宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-10-011,2011 年 2 月, pp. 169- 180

- 23) Higashide, M. et al. : Evaluation of Space Debris Impact on Spacecraft Structure Panels, Trans. JSASS Aerospace Tech., 10, No.ists28, pp.Pr_1-Pr_6, 2012.
- 24) K. Nitta, M. Higashide, Y. Kitazawa, A. Takeba, M. Katayama, H. Matsumoto, Response of an Aluminum Honeycomb Subjected to Hypervelocity Impacts, Procedia Engineering, Volume 58, 2013, pp. 709-714.



「こうのとりのり」5号機による 微小デブリ計測



奥平修^{ab}、松本晴久^a、北澤幸人^a、上野遥^a、小林正規^b
JAXA^a、千葉工大^b



微小デブリ

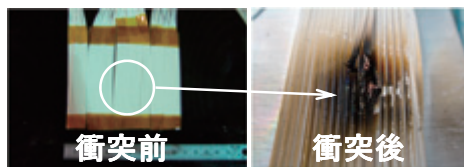


■ スペースデブリ

- ▶ ロケットや人工衛星の廃棄物およびそれらの破片や塗料片などの不用品人工物体で、数 km/sec で高速飛行している。衝突すると宇宙機や宇宙での有人活動に深刻な障害・事故を引き起こす。

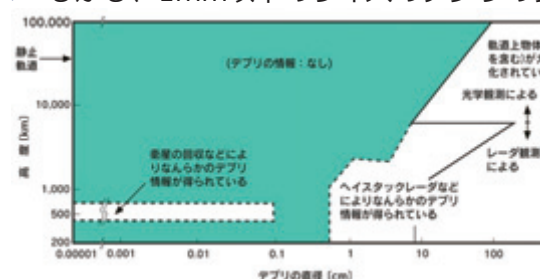
■ 100 μ m から数mmサイズのメテオロイド・微小デブリ

- ▶ 微小粒子でも衝突によりハーネスなどへダメージを与える可能性がある。

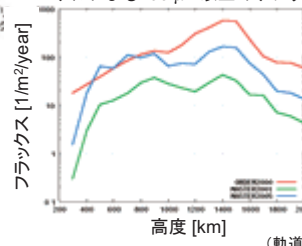


- 衝突粒子径 : 0.3 mm
- 衝突速度 : 4 km/s

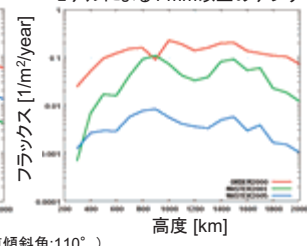
- ▶ しかし、1mm以下のサイズのデブリのフラックスはよく分かっていない。



モデルによる100 μ m以上のデブリ



モデルによる1 mm以上のデブリ



(軌道傾斜角:110°)

➡ 1mm以下の微小なデブリを計測する必要性



SDM : フィルム貫通型微小デブリセンサ

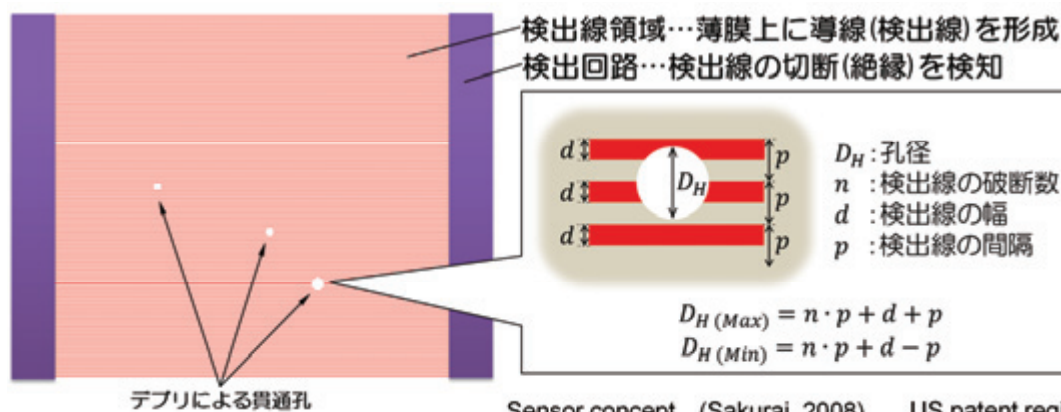


■ 新方式のアクティブセンサを開発

- ▶ 絶縁性薄膜上に、直線状導線を等間隔に細かく形成
- ▶ デブリの衝突貫通により導線が切断される。同時に切断された隣接する検出線の数からデブリの大きさを推定

■ 特徴

- シンプルな原理で精度が良い
- 柔軟な形状（サイズと形状）
- 高速衝突試験（校正試験）が不要
- 有感面積が把握できる
- 有感面積に対して軽量、低電力、低コスト
- 拡張性（速度や入射方向の測定）



Sensor concept (Sakurai, 2008) US patent registered

- 3 -



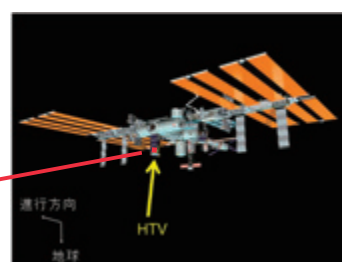
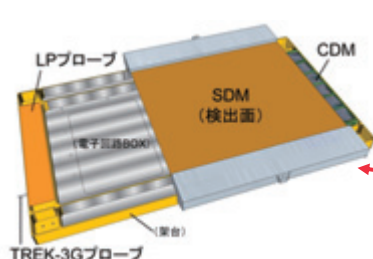
KASPER on HTV-5



- HTV（このとり）5号機に宇宙環境観測装置（KASPER : Kounotori Advanced SPace Environment Research equipment）を搭載
- 飛行～ISS係留～再突入の帯電電位計測、プラズマ電流計測、デブリ計測

KASPERモジュール仕様	
サイズ	75×50×12 cm
重量	約8kg
消費電力	30W（ヒータ16.8Wを含む）
テレメトリ	10秒間隔（2.1 bps）
コマンド	制御用コマンド6個

センサの主要性能			
帯電センサ	TREK-3G	接触型表面電位計測装置。HTV帯電電位を-200 ～ +200Vの範囲で計測する。	測定電圧範囲 -200V ～ +200V 測定分解能 10V以下 時間分解能 10秒
	LP	プラズマ電流計測装置。TREK-3Gの測定値を元に制御され、 $10^{10} \sim 10^{13} / \text{m}^3$ の電子密度を計測する。	測定電流範囲 $5 \times 10^{-7} \text{A} \sim 1 \times 10^{-4} \text{A}$ 測定分解能 $5 \times 10^{-7} \text{A}$ 以下 時間分解能 10秒
デブリセンサ	CDM	圧電素子型デブリ計測装置。数 μm 以上のマイクロデブリが衝突した際の電圧を計測する。	測定範囲 $100 \text{pg} \cdot \text{km/sec}$ 以上 時間分解能 1秒程度
	SDM	フィルム貫通型微小デブリ計測装置。薄膜を貫通した $100 \mu\text{m} \sim$ 数mmのデブリの大きさを計測する。	測定サイズ $100 \mu\text{m}$ 以上 測定精度 $100 \mu\text{m}$ 時間分解能 90分以下（目標値）



- 4 -



KASPERの開発



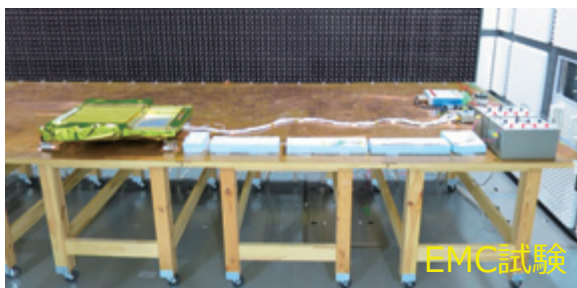
SDM (KASPER)	
2013	設計審査
	初期性能試験
	EMC試験
2014	衝撃試験
	熱真空試験
	振動試験
	最終性能試験
2015	PQR/PSR
	輸送
	打ち上げ/観測



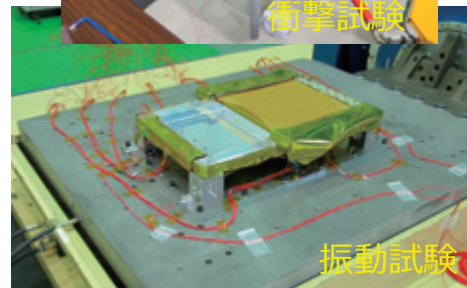
熱真空試験

音響試験
(SDM単体)

衝撃試験



EMC試験



振動試験

- 5 -



SDM高速衝突試験



■ ISASの二段式軽ガス銃を利用し、以下を検証

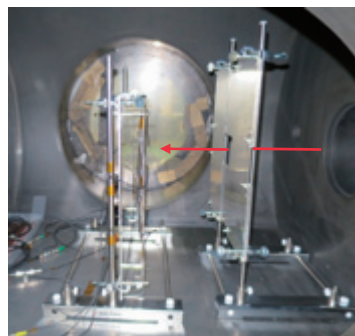
- ▶ プロジェクタイトルと貫通孔（検出線断線数）の関係
- ▶ プロジェクタイトルの材質との関係
- ▶ 耐原子状酸素（AO）コーティング材による影響
- ▶ 衝突時のイジェクタ（2次デブリ）の影響

■ プロジェクタイトル

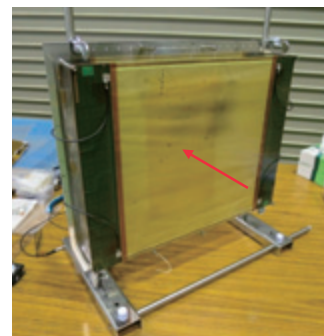
- ▶ 直径：0.3、0.8、1.6、3.2 mmのSUS304など
- ▶ 速度：5km、7km
- ▶ 衝突角度：90度、45度



二段式軽ガス銃



KASPERセットアップを模擬（SDM+MLI+AI）



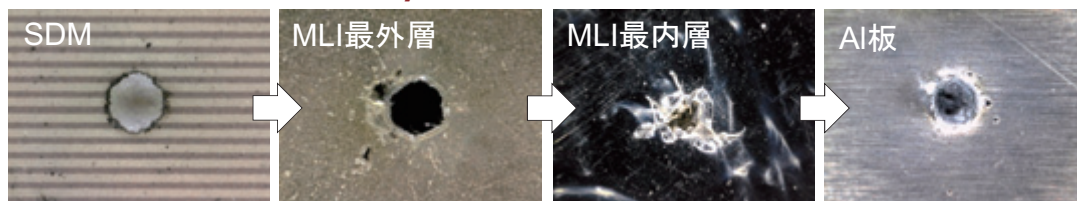
- 6 -



SDM衝突試験結果①



■ 300umのSUSを5km/sで90度衝突させた場合



■ プロジェクティル径と検出線の断線数

Projectile 直径[um]	309	309	800	1600	3200
衝突角[度]	90	45 (線方向)	90	90	90
SDMの 衝突孔					
検出線の 断線数	3 ~ 4	3 ~ 4	8 ~ 9	16	32

- 7 -



SDM衝突試験結果②

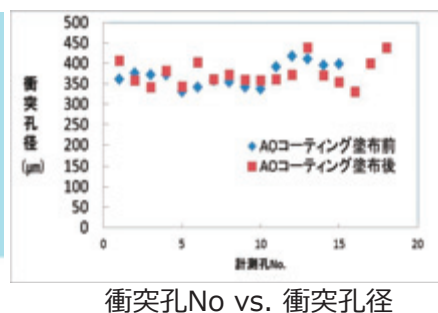
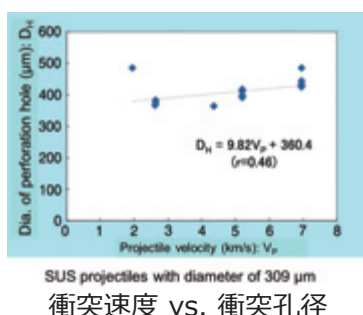
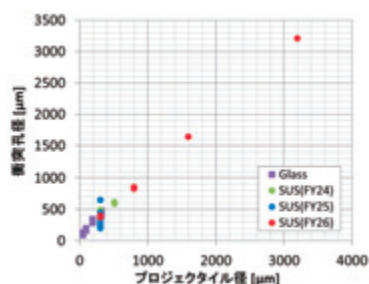


■ 衝突試験結果まとめ

- ▶ 衝突孔径とプロジェクティル径とは極めて良い相関。
- ▶ 衝突孔径は、プロジェクティルの材質や衝突速度に依存しない。
- ▶ 耐AOコーティングによる衝突孔径への影響はみられない。
- ▶ センサ背面のMLIにより、イジェクタ（2次デブリ）のセンサ到達が防止できている。



イジェクタによりMLIに生じた孔 (MLI最内層)



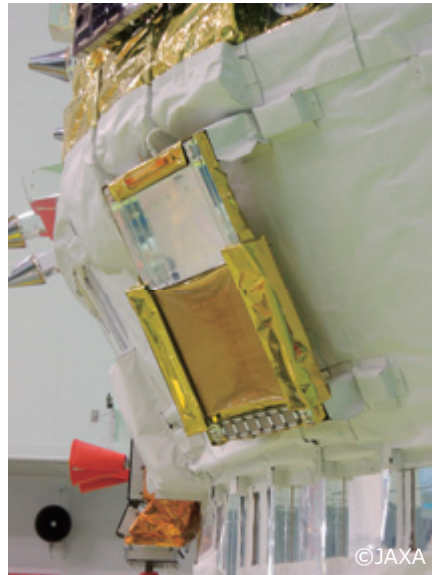
- 8 -



KASPER-フライト前



■ HTV取付～射場試験



- 9 -



HTV-5フライト



■ 打上



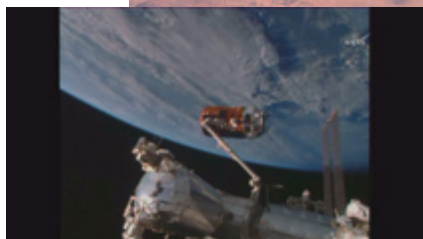
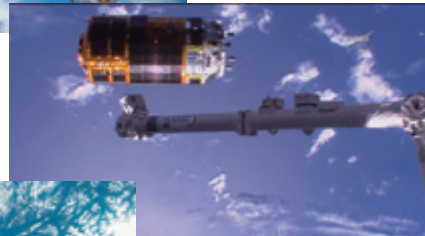
■ 単独飛行



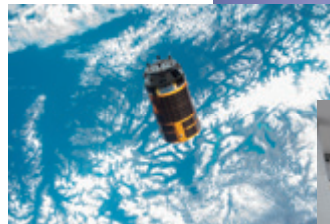
■ 係留



■ 離脱



■ 把持

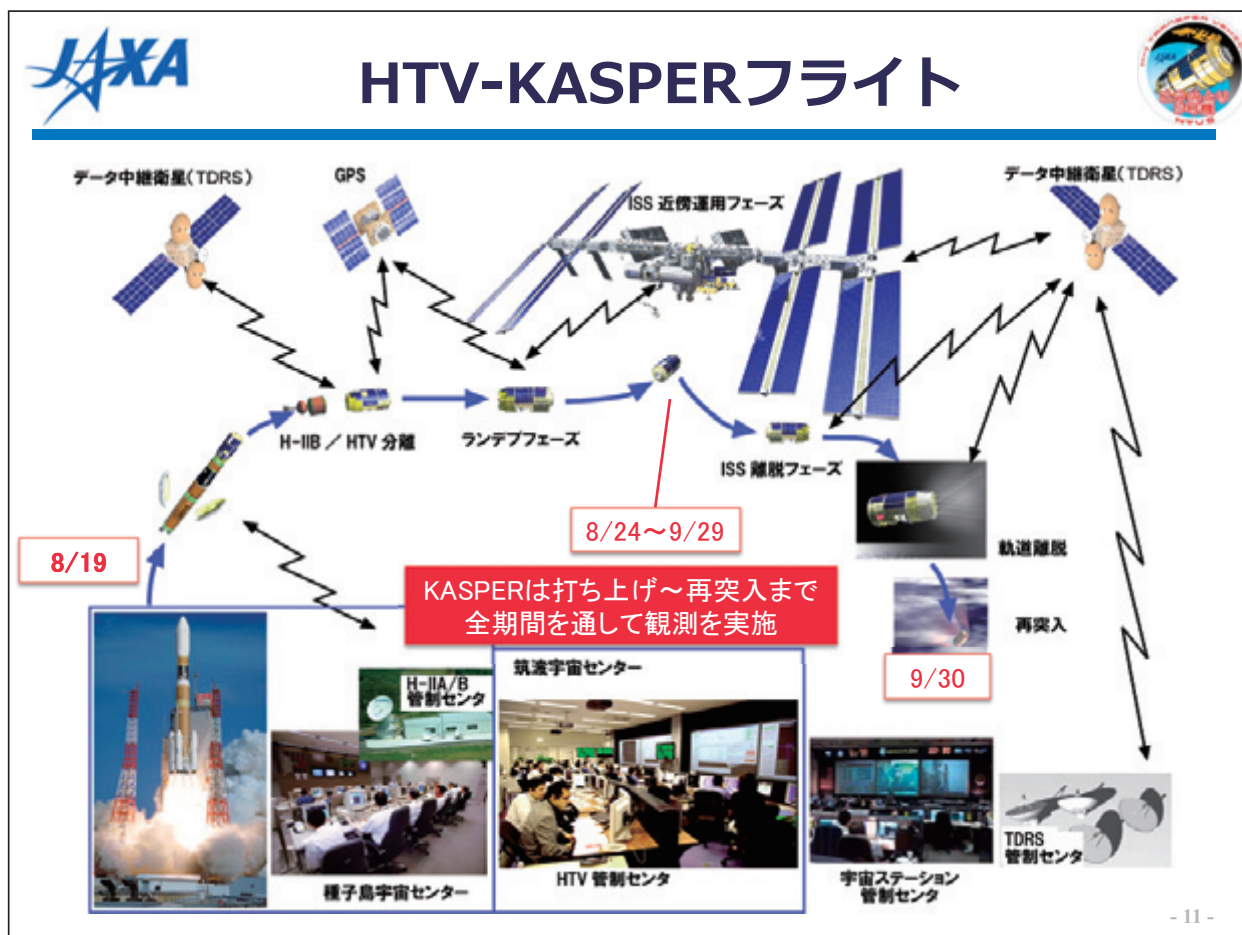


■ 単独飛行～再突入

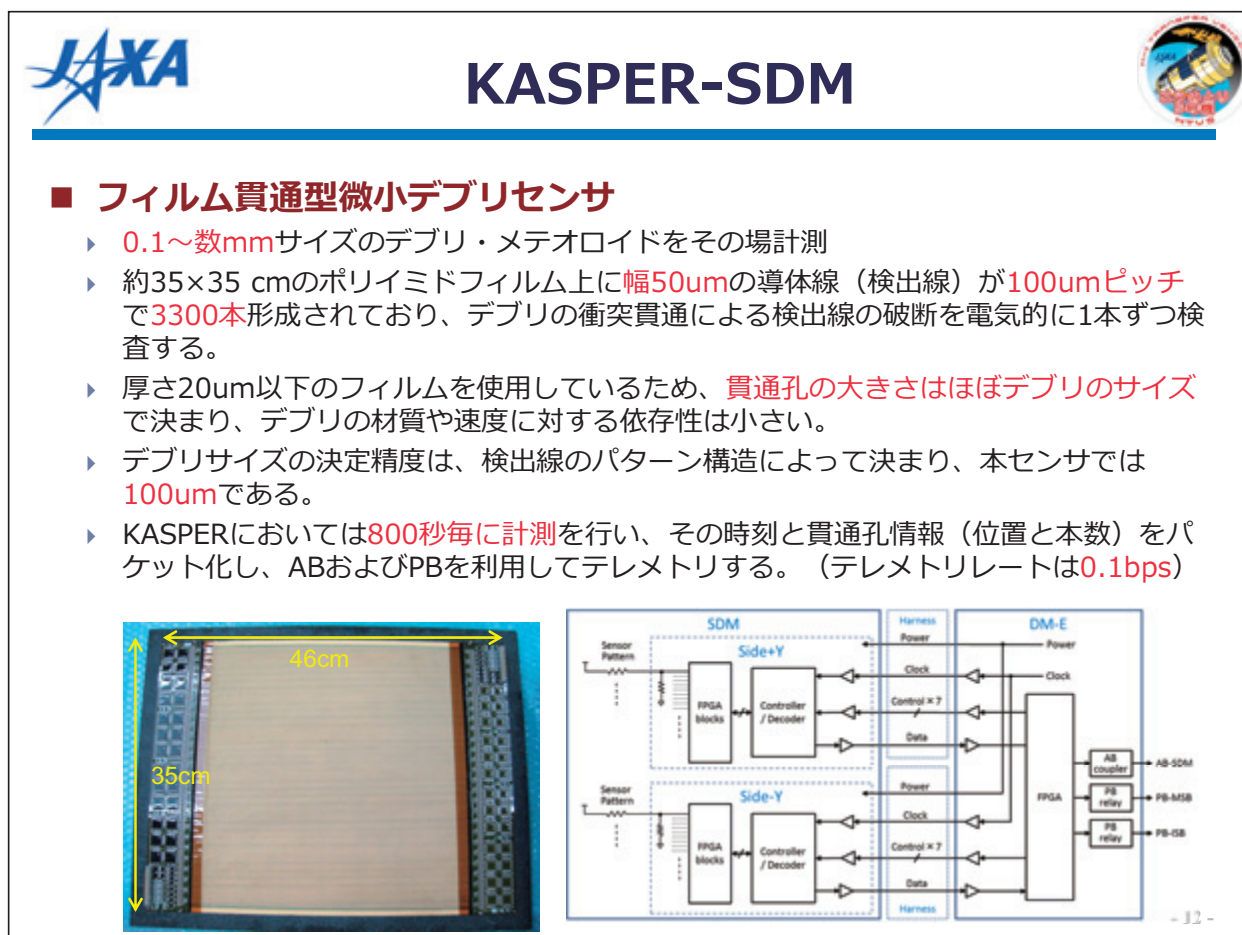


©JAXA/NASA

- 10 -



- 11 -



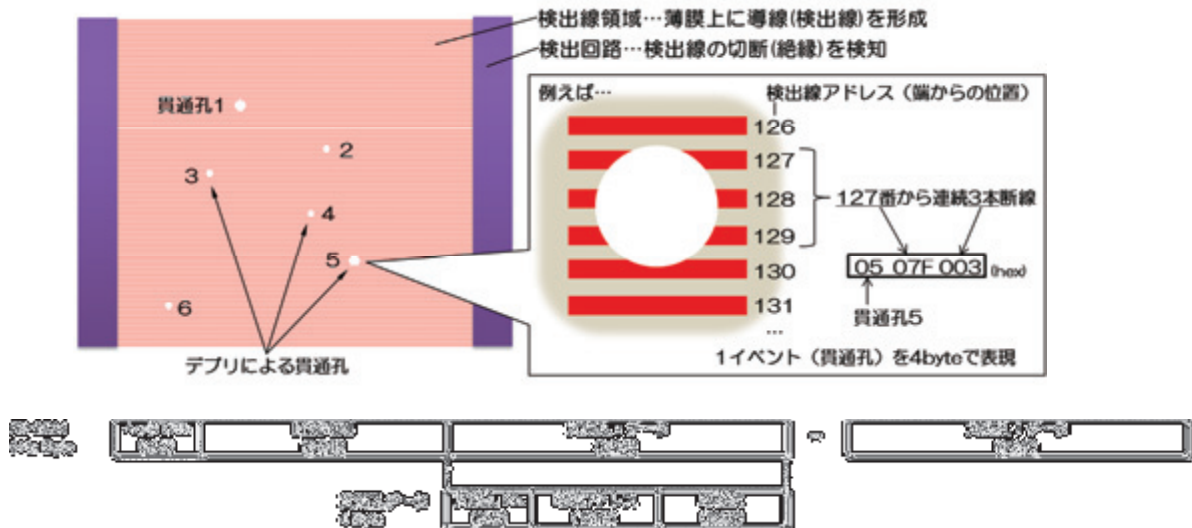
- 12 -



SDMの断線データ表現



- 検出線の総数は3300本（うち16本は打上前に断線）
- 下図のようなデータ表現にて貫通孔（断線箇所）の数、位置、断線本数をテレメトリ



- 13 -



SDMフライトデータ①



SDMデータ推移のまとめ

- 打ち上げ直前 ~ 8/20 15:50 UT頃
 - ▶ 「アドレス2446から1箇所（6本連続）の断線」のみ（打ち上げ前に設定した既知の断線）
 - ▶ その他の断線箇所はオンボードソフトにより無効化
- 8/20 15:50 UT頃 ~ 8/25 00:30 UT頃
 - ▶ 「アドレス2646から1箇所（1本or2本連続）の断線」の発生・消失を繰り返し、8/25に消失。
 - ▶ 低速度のデブリ衝突により“破れ”状態になった可能性。（製造時に切れ掛かっていた箇所が断線に至ったこともあり得る）
- 9/1の05:05 UT頃より
 - ▶ 「アドレス2836から1箇所（1本）断線」が増加
 - ▶ その後、状態は変化していないため、新たな断線が発生していると判断。
 - ▶ 100μm前後の大きさのデブリ衝突による可能性が高い。
- 9/9 20:10 UT頃 ~
 - ▶ 一度消失していた「アドレス2646から1箇所（1本or2本連続）の断線」の発生・消失が再びを繰り返し
- 9/21の06:50 UT頃より
 - ▶ 「アドレス1415から1箇所（1本）の断線」の発生・消失を繰り返し

- 14 -



SDMフライトデータ②



■ SDMまとめ

- ▶ ミッション全期間を通してセンサの健全性が維持されていたことを確認
 - ▶ センサの正常動作
 - ▶ AB/PBデータからパケットを再構成し、正常なフォーマットであることを確認。時刻、重複ビットエラー等も想定通り。ただし、再構築上のデータエラーが多発。
 - ▶ 初期データが、打ち上げ直前のデータと一致。（初期設定孔）
 - ▶ 打ち上げ直後の写真からフィルムは外観上大きな問題なし。
- ▶ デブリ衝突によるものと考えられるイベントを1つ検出
 - ▶ イベント発生時刻あたりでのCDMに特異なデータはなく、100 μ m程度（50～250 μ m）のデブリの可能性が高い。
 - ▶ 統計は少ない（1か月程度の計測）が、既存の環境モデル（MASTER）と矛盾しないレベル。
- ▶ ある検出線が断線と接続の間でゆらぐ現象が見られた。
 - ▶ 遅いデブリ衝突によりフィルムが破れた状態になったことが考えられる。（当初から切れかかっていた検出線があった可能性もある）



- 15 -

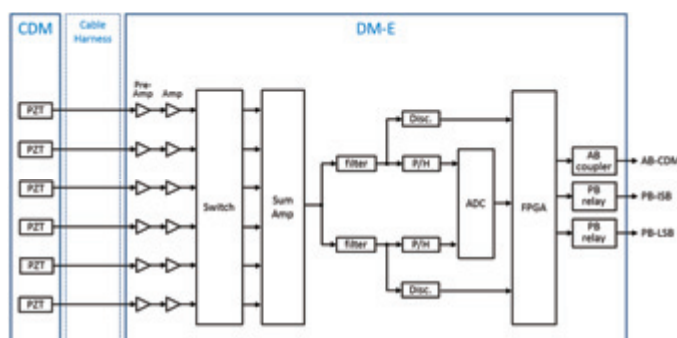


KASPER-CDM



■ 圧電素子型微小デブリセンサ

- ▶ 100 μ m以下のサイズのデブリ・メテオロイドをその場計測
- ▶ 4×4cmの圧電性素子PZT（チタン酸ジルコン酸鉛）を6枚並べ、そのいずれかにデブリが衝突した際に発生する電圧パルスを検出する。
- ▶ 6つのPZTの信号はアンプを通して加算され、フィルタで2つの帯域を取り出して各々の波高を計測（AD変換）する。2つの帯域信号を比較することで衝突イベントを判断する。
- ▶ 設計上は運動量10pg・km/sec以上を検出できるが、実際の下限は軌道上でのノイズレベル（機械ノイズと電気ノイズ）に依存するため、常時ノイズレベルをモニタし、イベント判断のトリガレベル（閾値）を自動で決定する。
- ▶ 信号の2つのAD値に検出時刻と条件を付加してパケット化し、ABおよびPBを利用してテレメトリする。（テレメトリレートは0.1bps）



- 16 -



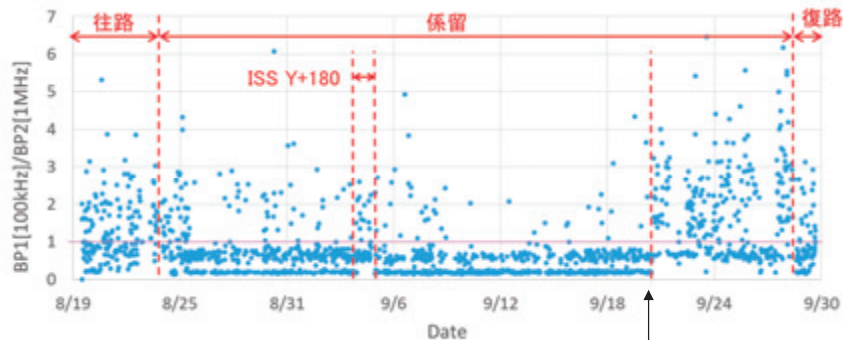
CDMフライトデータ①



■ CDMデータの推移

- ▶ BP1：100kHz帯域の振幅
- ▶ BP2：1MHz帯域の振幅

⇒ BP2がBP1に時間的に先行している場合にトリガーを発生。さらに、振幅が $BP1 < BP2$ のとなる場合が衝突イベント



■ 振幅比が高いイベント ($BP1/BP2 > 1$)

- ▶ 低周波成分が大きい。
- ▶ 検出面へのデブリインパクト（高速衝突）ではない。
- ▶ 周辺から伝わる振動の可能性。

■ 振幅比が小さいイベント ($BP1/BP2 < 1$)

- ▶ 本来は、検出面への高速粒子のインパクトによるもの。
- ▶ 予想されるデブリインパクトの頻度と比べてあまりにも多い。
- ▶ 往路、係留、復路など何度か傾向が変化している。
- ▶ 係留中は $BP1/BP2$ が0.2付近のものと0.6付近のものが強くでている。

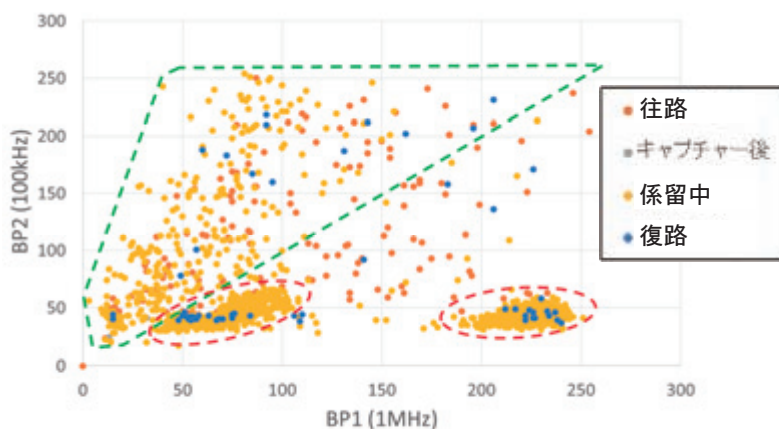
- 17 -



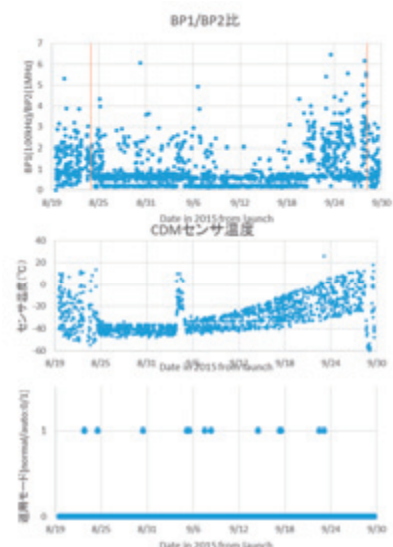
CDMフライトデータ②



BP1とBP2のスカッタープロット



※信号が飽和しているイベントは除いている



- 緑で囲まれたイベントは、周辺からの振動によるノイズ
- 赤で囲まれたイベントは、電気的なノイズによりセンサーアンプが反応している可能性
- センサ温度が低い期間に $BP1/BP2$ 比が小さなノイズが多い（特に $BP1/BP2 = 0.2$ ）
→地上での検証実験を予定。データ解析を継続。

- 18 -



CDMフライトデータ③



■ CDMまとめ

- ▶ ミッション全期間を通してセンサの健全性が維持されていたことを確認
 - ▶ PZTセンサ6枚の正常動作、温度範囲を維持
 - ▶ AB/PBデータからパケットを再構成し、正常なフォーマットであることを確認。時刻、重複ビットエラー等も想定通り。ただし、再構築上のデータエラーが多発。
- ▶ 全期間にわたりデータが取得でき、基本設計には問題ないことを確認
 - ▶ リソース制限のため、信号処理回路をかなり簡略化したが、十分機能することを実証。
 - ▶ ノイズが多く発生した局面では、auto calibration機能が働き、すぐに通常観測モードに復帰。
- ▶ SDMにイベントが発生した際（9/1 5時頃）、デブリ衝突の可能性が高いことを支持する参照データを取得することができた。
- ▶ 想定ノイズ以外のノイズが多く検出された。
 - ▶ 想定していた周辺から伝わってくるノイズ、低周波成分が支配的になるような信号以外のノイズが多く検出された。
 - ▶ 特にセンサ温度が低い状況で検出されており、センサの静電容量やアンプの負荷の変動による影響の可能性。
 - ▶ 異なる周波数帯の信号振幅を取得したことで、限られたリソース条件でも、地上解析でノイズを除去できる可能性。（解析は継続）

- 19 -

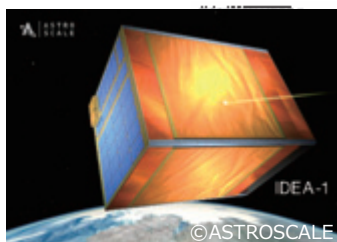


今後の微小デブリ計測

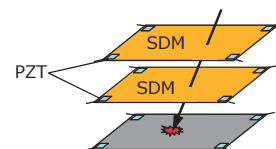


■ アストロスケール社のIDEA衛星による観測

- ▶ 軌道：600×800km
- ▶ ミッション期間：2年（TBD）
- ▶ KASPER-SDMと同等のセンサを2式搭載し、2016年後半に打ち上げ予定

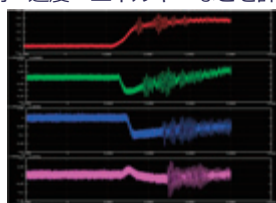
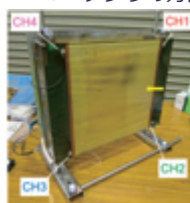


2015.8.14日経新聞



■ 次世代計測装置の開発

- ▶ 新しい製造技術の導入
 - ▶ 2次元の位置検出、低コスト化、大面積化
- ▶ SDM+PZT
 - ▶ 時間分解能の向上
 - ▶ デブリの方向・速度・エネルギーなどを計測





まとめ



■ こうのとりの5号機にて、微小デブリセンサの軌道上実証を実施した。

- ▶ SDMは100 μ m程度のデブリ検出に成功！
- ▶ センサの機能・性能に大きな問題はなかった。（CDMに課題あり）
- ▶ 詳細なデータ解析を継続実施

■ 民間衛星による高度800km付近の微小デブリ計測が予定されている。

■ 次世代のセンサを開発中

宇宙環境観測衛星「KASPER」のSDMがスペースデブリを検知しました！

「こうのとりの5号機」に搭載されているKASPERのSDM（スペースデブリモニター）が、ISS帰国中の9月1日、スペースデブリの衝突によるものと考えられる信号を検知しました。衝突したデブリの大きさは0.1mm程度とごく小さいため、この衝突によるこうとりの本機やISSへの影響はありません。SDMは引き続きデブリ検知を行っています。なお、「こうとりの5号機」に搭載された宇宙環境観測衛星「KASPER」は、「こうとりの」ロケット分離直後から観測を開始し、現在も順調にデータを取得しています。KASPERは、このとりが帰国して再突入するまで観測を継続します。

▶ 「こうとりの5号機」に搭載された宇宙環境観測衛星「KASPER」

ファン！ファン！JAXA！生放送「ホンモ」研究者に聞いてみた！！」を見ていただきました！

8月24日（月）にJAXA TVで生放送した「ホンモ」研究者に聞いてみた！！」を見ていただいた方、下記から是非、ご返信ください。



ファン！ファン！JAXA！生放送「ホンモ」研究者に聞いてみた！！」

宇宙環境観測衛星「KASPER」がきれいに見えています！

2015年8月19日（水）に打上げられた宇宙ステーション補給機「こうとりの5号機（HTV5）」には当該部門が開発した宇宙環境観測衛星「KASPER」が搭載されていますが、軌道上のKASPERが良くわかる写真が撮影されたのを是非、ご覧ください。



JAXA研開部門Webページ

- 2 -

IDEA the Project for In-situ Debris Environmental Awareness

古本政博，藤田浩輝，○花田俊也（九州大学）

Masahiro Furumoto, Koki Fujita, Toshiya Hanada (Kyushu Univ.)

Key Words: Small Satellite, Orbital Debris, In-situ Measurement

Abstract

This paper briefly introduces IDEA the project for In-situ Debris Environmental Awareness, aiming a prompt and clear understanding of the current submillimeter-size debris environment in the low Earth orbit region. Orbital debris, even smaller than 1 mm, may cause a fatal damage on a spacecraft. Therefore, knowledge on submillimeter-size debris should be incorporated in design of spacecraft. However, the current submillimeter-size debris environment has not been defined well because measurements are quite limited in terms of orbital regimes and not continuously available yet. Thus, the IDEA project proposes to deploy a group of micro satellites, which conduct in-situ and near real-time measurements of submillimeter-size debris, into any orbital regimes to be monitored. This paper also introduces a simple constraint equation applicable for orbital planes on which debris contribute to the collision flux that a measurement satellite may experience. Finally, this paper reveals that two measurement satellites or more are necessary to properly estimate the orbital parameters of a broken-up object.

1. 緒言

近年，スペースデブリによる宇宙環境汚染および宇宙活動へのリスクが増大している．比較的大きなスペースデブリ（10cm以上）は地上から追跡できるので，衝突を回避できる．しかし，地上から追跡できないスペースデブリ（10cm以下）に対しては，衝突による被害を最小化する対策が必要である．適切な対策を検討するために，機能喪失に至るような被害を与え得るスペースデブリ（100 μ m以上）¹⁾の環境（分布と衝突頻度）を正確に認識しなければならない．

フラックスとして地上から計測することができるスペースデブリ（2mm以上）²⁾を除く微小デブリの実環境として参照している回収表面の衝突痕分布は，サイズ・空間領域の限られた，時刻情報のない過去の積分情報であるため，回収後に発生した大規模な破砕（2007年1月の中国衛星破壊兵器実験や2009年2月の米ロ通信衛星衝突事故）により，劇的に変化したスペースデブリ環境を正確に記述できていない．また，地上から認識できない衝突や衛星表面の劣化で新たに放出される微小デブリにより，恒常的に変動しているスペースデブリ環境を正確に記述できていない．恒常的に変動するスペースデブリ環境を正確に記述するためには，実環境をすばやく正確に認識する観測手法の確立が不可欠である．

宇宙航空研究開発機構（JAXA）は，大型実用衛星

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

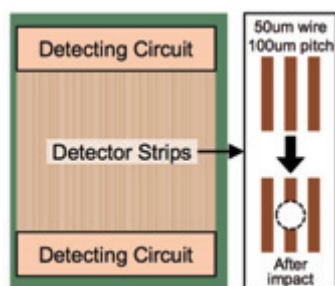
本論文では，IDEA計画の概要を紹介するとともに，既知の人工天体を参考に，インパクトセンサに衝突する人工天体の軌道を調査・分析することで見出せる，インパクトセンサに衝突する人工天体の軌道に当てはまる簡単な拘束方程式を紹介する．また，この拘束方程式を応用することで，破砕の起源を推定できるが，観測衛星が2機以上必要となることを理論的に示す．

2. IDEA計画

2-1 目標

IDEA計画の目標は微小デブリ環境の計測と推定である．これを以下のように段階に分けて説明する．

1. 微小デブリの軌道上観測

図1 Space Debris Monitor 概念図³⁾

2. 動的環境モデルの構築
3. 環境変動の検知

第1目標は、小型衛星によって微小デブリを検出することである。このため、IDEA計画では、JAXAが有限会社QPS研究所と株式会社IHIの共有特許に基づき開発したSpace Debris Monitor (SDM)³⁾を用いる。図1に示すように、SDM上には直径50 μ mの銅線が100 μ mピッチで平行に並んでおり、デブリが衝突すると銅線が切断され、その部分だけ電気が流れなくなる。そのため、どの銅線が何本切断されたかによりデブリのサイズを計測することができる。また、一定時間間隔でいつ断線が起きたかを監視することで、デブリの衝突時刻を計測することができる。SDMが計測した微小デブリの衝突時刻とサイズを地上にダウンリンクすることで、高い時間空間分解能を有する準リアルタイム観測が実現出来る。これは、地上に回収するまで情報を得ることができず、いつどこで衝突したか限定的な情報しか得られなかった従来の衝突痕調査と比較して大きな利点である。

次に、動的環境モデルの構築について述べる。デブリの環境モデルとは実際のデブリ環境をコンピュータ上に仮想的に再現したものであり、軌道を周回する宇宙機にどれくらいの微小デブリが衝突するかを予測することで適切な防護設計が可能となる。IDEA計画では、衝突データを準リアルタイムに取得できるという強みを活かし、理論的に構築した環境予測と衛星による観測データを逐次比較することで、常に最新の状態に更新して行く動的な環境モデルを目指す。

この動的環境モデルの構築に重要なことは、衝突データから相手の軌道を推定するため、どのような軌道上のデブリがSDMに対して衝突し得るかを理解することである。現在までの研究により、衝突位置あるいは衝突時の軌道情報からデブリの軌道平面に当てはまる拘束方程式を導出できる。この拘束方程

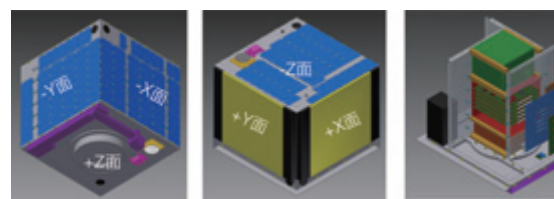


図2 IDEA-1（概念設計）の外観・内観

式については、第4節で詳述する。

続いて、環境変動の検知について述べる。2007年1月には中国衛星破壊兵器実験や2009年2月の米ロ通信衛星衝突事故のような大規模な破砕事象が発生している。このような破砕事象は軌道上のデブリ環境に大きな変動をもたらすと考えられるため、それらをいち早く検知することは、正確な環境把握の上でも宇宙機の安全確保の上でも大きな意義を持つ。

本論文では、第4節で詳述する軌道平面の拘束式を応用し、破砕事象の軌道平面を推定する手法を構築した。この手法については、第5項に詳細を述べる。

3. 概念設計

3-1 設計コンセプト

IDEA 計画発足以来、観測衛星の初号機となるIDEA-1 の設計と実現性の検討が行われてきた。IDEA-1 は初号機となるため、ミッション目標を「デブリ観測衛星の技術実証」と「微小デブリ衝突の準リアルタイム観測」と定め、「デブリ計測データ取得に特化したシンプルかつ堅固な設計」をコンセプトに設計が検討された。

基本構造は H-IIA ロケット相乗り打上げを前提に、図2に示すような 50cm 立方の小型副衛星とした。衛星の機能としてはデブリデータ取得のみであるが、SDM の面積をできるだけ確保しつつ、開発経験の少ない学生が展開機構のような複雑な機構の設計を避けられるよう相乗りの小型副衛星の最大寸法とした。

IDEA-1は前述のSDMを、+X、+Yの2面に一層ずつ搭載する。欧州宇宙機関（ESA）の開発したデブリ環境モデルであるMASTER 2009によれば、図3に示すように微小デブリの衝突は進行方向に集中し、上下面からはほとんど飛来しないと予想されるため、インパクトセンサを搭載した2面を磁気トルカにより衛星の進行方向に指向させることでデブリ計測データ取得効率の最大化を図る。

また、「デブリ計測データ取得に特化したシンプルかつ堅固な設計」として、次にあげるような特徴をもつ。ソフト面では、多くのプロセッサを積む必

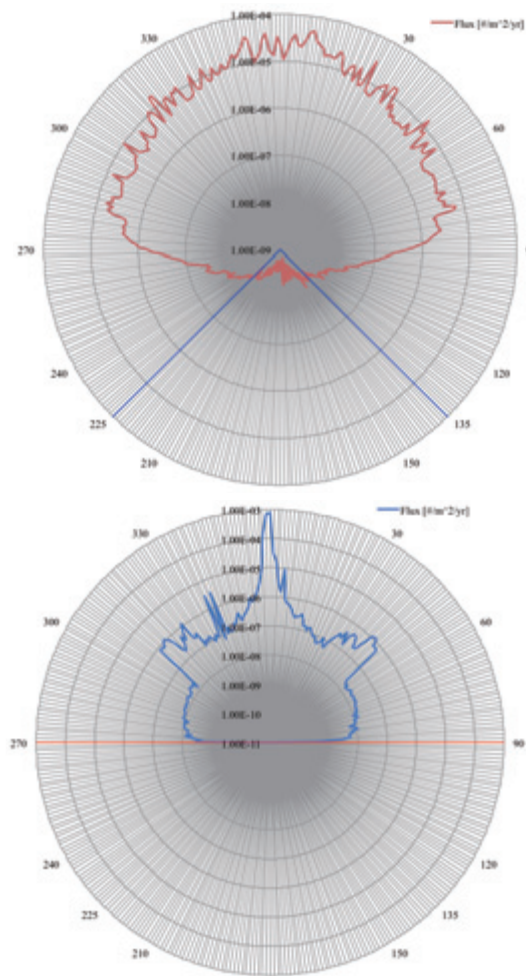


図 3 微小デブリの飛来方向予測
上：方位角，下：仰角

要がないよう、1台の高性能なCPUにはほぼ全てのタスクを処理させる中央集権処理を採用し、シンプル化を図る。また、ハード面では衛星の生存に重要な機器がデブリの衝突により破損することを防ぐために外壁と内壁の二重構造とし、重要な機器をその内部に配置することで堅固さを高めた。

3-2 開発・打ち上げ予定

デブリ問題に取り組むベンチャー企業である株式会社アストロスケールは、IDEA 計画の意義・理念に共感し、オーエスジー株式会社の支援を得て、前節で述べた概念設計を参考に、IDEA OSG 1 と命名された初号機の開発・製造を進めている。図 4 はその想像図である。九州大学は、今後、ミッション解析とデータ解析を主に担当する予定となっている。なお、IDEA OSG 1 の打ち上げは、2016 年度下半期に計画されている。

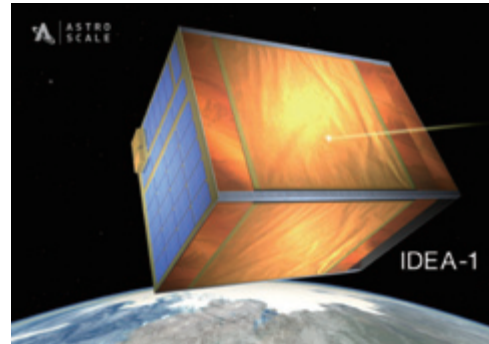


図 4 IDEA OSG 1 想像図

4. 衝突しうる軌道面の拘束

4-1 拘束方程式の導出

観測衛星により衝突が検出された際のデブリと衛星の軌道面の関係は図5に示すようになる。

RSW座標系（R軸は常に地心から衛星方向を指し、S軸は速度ベクトルの方向を指すように位置ベクトルに垂直、W軸は軌道平面に垂直）を考えると、各軸の単位ベクトル \mathbf{e}_r , \mathbf{e}_s , \mathbf{e}_w は、軌道傾斜角 (i) と昇交点赤経 (Ω)、緯度引数 (u) を用いて式 (1) のように表される。位置ベクトルと角運動量ベクトルは常に直交するので、観測衛星の軌道要素 (i, Ω, u) を用いて定める \mathbf{e}_r とデブリの軌道要素 (i', Ω') を用いて定める $\mathbf{e}_{w'}$ の内積は0となり、デブリの軌道平面は式 (2) により拘束されることとなる。

$$[C_{\Omega}^3]^T [C_i^1]^T [C_u^3]^T \equiv [\mathbf{e}_r | \mathbf{e}_s | \mathbf{e}_w] \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \cos i' \sin u \sin i &= \sin i' \cos(\Omega - \Omega') \sin u \cos i \\ &+ \sin i' \sin(\Omega - \Omega') \cos u \end{aligned} \quad (2)$$

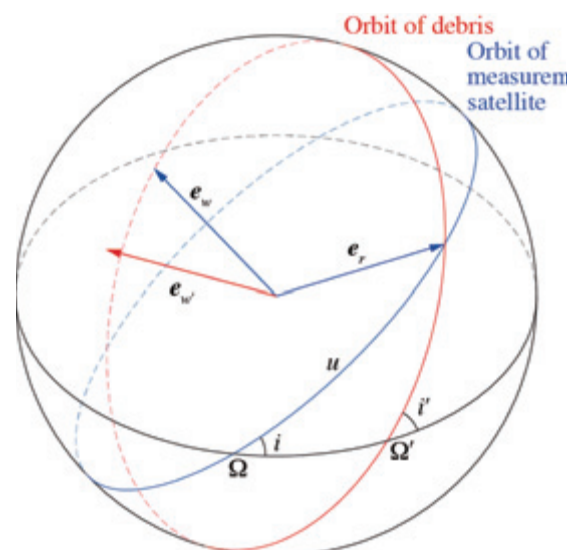


図 5 デブリと観測衛星の軌道面の関係

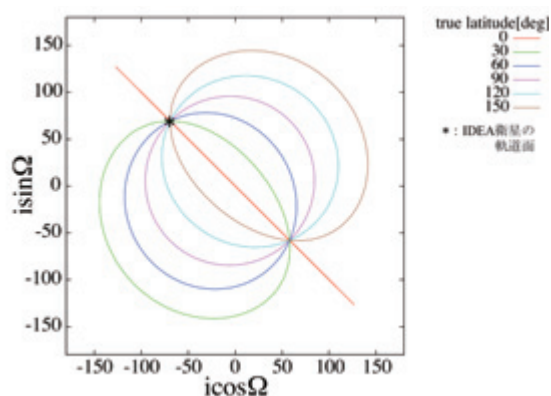


図 1 衝突位置ごとの検出し得るデブリの軌道面

式 (2) は、微小デブリの昇交点赤経および傾斜角すなわち軌道平面が微小デブリの衝突位置により拘束されることを示す。また、図6は、この拘束式に基づき、微小デブリの軌道平面すなわち軌道傾斜角と昇交点赤経の関係を計測位置（緯度引数）ごとに図示したものである。この拘束方程式を用いることで、実際に微小デブリの衝突が計測された際、その微小デブリの軌道平面を絞り込むことができる。

5. 2基以上の観測衛星を用いたデブリ軌道面推定

本節では、なんらかの破砕事象により生じた微小デブリを観測衛星が検出した際に、その破砕事象の発生した軌道平面を推定する方法について述べる。

前項に示されたように、観測衛星に衝突する微小デブリの軌道平面は式 (2) により拘束される。また、地球低軌道を周回する物体は、地球の非球体性による付加的な重力ポテンシャル成分の1つである J_2 項の影響により、次式で表されるように昇交点が移動する⁴⁾。

$$\Omega(t) = \Omega_0 + \dot{\Omega}(t - t_0) \quad (3)$$

ただし、 t_0 ：爆発によるデブリ発生時刻のような基準時刻、 Ω_0 ：基準時刻における昇交点赤経。また、 t は基準時刻からの経過時間を表す。

ここで、観測衛星により異なる時刻毎に衝突データ $r_j = [x_j, y_j, z_j]^T$ ($j=1, 2, \dots$) が得られたとすると、未知パラメータ $(\Omega_0, i, \dot{\Omega})$ は、(2), (3)式に示されるような拘束を受けることになる。たとえば図7は、実在するデブリの起源であるFengyun-1Cと仮想的な3機の観測衛星それぞれの軌道要素に基づく数値シミュレーションから得られる衝突データ（1ヶ月毎に3基それぞれにデブリが同時に衝突した場合の12ヶ月分のデータ）を用いて、拘束方程式の解となる (Ω_0, i) の組み合わせをプロットしたものである。ただし、残り1つの未知パラメータについては、 $\dot{\Omega} = 0.0$

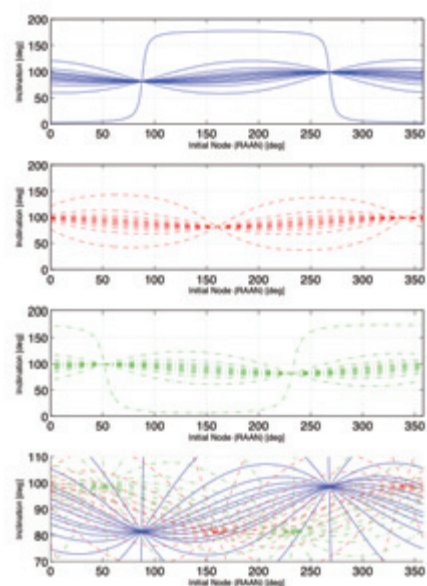


図 7 各衝突データに対して拘束条件式から得られる未知パラメータ (Ω_0, i) のプロット図。
($\dot{\Omega} = 0.0$ [deg/day], 上から順に観測衛星1～3, 全観測衛星)

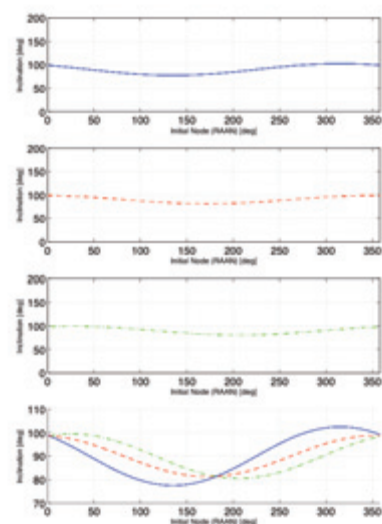


図 8 各衝突データに対して拘束条件式から得られる未知パラメータ (Ω_0, i) のプロット図。
($\dot{\Omega} = 0.9665$ [deg/day], 上から順に観測衛星1～3, 全観測衛星)

[deg/day]と固定している。図から分かるように、各観測衛星については1つの衝突データに対して未知パラメータの組み合わせは1つの曲線上のいずれかとなり、ここから起源物体の候補を抽出することが可

能となるが、一意には決まらない。

また、同じ観測衛星で異なる日時の衝突データを収集したとしても観測衛星そのものの軌道に対応する2つの交点が得られるのみで、デブリに軌道面に対するパラメータを決めることはできない。一方で、図8に示すように、 $\dot{\Omega}$ がここで仮定されるデブリの起源(Fengyun-1C)に対する真値に等しい($\dot{\Omega} = 0.967$ deg/day)場合、3つの観測衛星それぞれに対する曲線は全て1つに重なり、この場合、デブリの軌道平面に対する (Ω_0, i) は、異なる観測衛星毎の曲線の交点の1つ $(\Omega_0, i) = (1.674 \text{ deg}, 98.65 \text{ deg})$ として求められる。

ここで、もう1つの交点は、180度位相が異なる Ω_0 に対応するもので、この点に対する i の値は、 J_2 項による昇交点赤径の摂動と軌道傾斜角の関係式⁴⁾

$$\dot{\Omega} \propto -\cos i \quad (4)$$

を用いることで、解の候補から取り除くことができる。さらに、これら3つの曲線に対して同じ2点で交わることから、観測衛星が最低2機あれば理論的に一意の解が得られることがわかる。

以上より、2機以上の観測衛星から得られる衝突データを用いることで、3次元の未知パラメータ空間において一意にパラメータ推定が行える。

6. 結言

「デブリ環境の“その場”認識」を意味する英語

の頭文字を並べたIDEA計画では、微小デブリ(サイズ100 μm から2 mm程度まで)の衝突により薄膜に形成される孔のサイズを一定時間間隔で計測するSDMを搭載した小型副衛星を軌道上に配置する。本論文では、既知の人工天体を参考に、SDMに衝突する人工天体の軌道を調査・分析し、SDMに衝突する人工天体の軌道に当てはまる簡単な拘束方程式を見出した。また、この拘束方程式を応用することで、破碎の起源を推定できることを理論的に明らかにした。

参考文献

- 1) Nitta, K., Kawakita, S., Takeda, A., Katayama, M., “The response of Cable Harness Subjected to High Velocity Impact”, Trans. JSASS Space Tech. Japan, 8, ists27, pp.Pr_2_55-Pr_2_62, 2010.
- 2) Mehrholz, D., et al., "Detecting, tracking and imaging space debris", ESA Bulletin (0376-4265) 109, pp.128-134, 2002
- 3) Maki Nakamura, et. al., “Development of In-Situ Micro-Debris Measurement System”, Advances in Space Research, Vol.56, No.3, pp.436-448, 2015
- 4) D. A. Vallado: Fundamentals of Astrodynamics and Applications, McGraw-Hill, New York, 1997.

小型深宇宙探査実験機における自動制御システムの設計手法

○黒岩史登, 奥山圭一, BENDOUKHA Sidi Ahmed (九州工業大学),
西尾正則 (愛知工科大学), 森田大貴 (鹿児島大学)

Auto System Control Method for the deep space probe

Fumito Kuroiwa, Kei-ichi Okuyama, BENDOUKHA Sidi Ahmed (Kyushu Institute of Technology),
Masanori Nishio (Aichi Institute of Technology), Hiroki Morita (Kagoshima University)

Key Words: Space Engineering, Deep Space small probe, radiation tolerance

Abstract

A small, deep-space probe, Shinen2, was developed under collaboration with the Kyushu Institute of Technology and Kagoshima University. The Shinen2 was launched by an H2-A rocket as a piggyback space probe with the JAXA's asteroid probe, Hayabusa 2, in 2014. The outer shape of the Shinen2 has a quasi-spherical diameter of 50 cm, and a mass of approximately 18 kg. An example of a deep-space probe to explore beyond the moon beyond has not been developed by any university, and no private companies exist. This paper describes the methods of the total system control of Shinen2 and compares measurement data and received data for checking the system. Besides, it shows result of radiation testing for measurement of radiation tolerance.

1. 緒言

九州工業大学は2014年の12月にJAXAの小惑星探査機「はやぶさ2」の相乗り副ペイロードの一つとして深宇宙通信実験機「しんえん2」を開発した。しんえん2では、ミッションの一つに月以遠での深宇宙通信がある。「しんえん2」の制御系では、この深宇宙通信を安定させるために各Unitへの健全性確認を行い、また、HK(House Keeping) dataを地上へ送信することでシステム全体が正常に機能しているかを評価、確認することを行った。本稿では、「しんえん2」の制御系手法について、「しんえん2」の電気基板における放射線耐性について、そして、受信データより「しんえん2」の宇宙での動作結果を報告する。

構造として使用し、宇宙機としては世界で初めての
実利用を試みる。

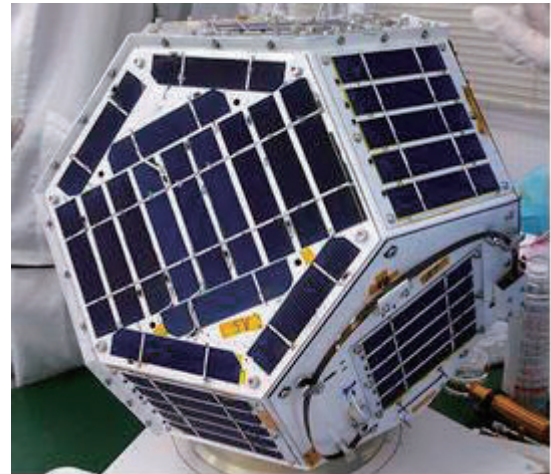


図1 しんえん2の外観図

2. しんえん2

しんえん2は九州工業大学と鹿児島大学の共同開発により開発中の超小型深宇宙探査機である。図1にしんえん2の外観図を示す。

この探査機には、アマチュア無線帯を用いた深宇宙通信の実証を目的としており、3つの通信系統を持つ。そして、WSJT (Weak Signal communication, by K1JT) 通信方式を基にした通信を行い、超小型探査機の深宇宙通信を行う。

また、探査機の軽量化を図るため、構造材料にCFRTP(Carbon Fiber Reinforced Thermoplastics)を一次

しんえん2は超小型の宇宙機であることから多くの機器を搭載できる質量の余裕がない。このため、熱制御方式は完全受動型とし、また、熱制御のためのヒータも搭載していない。

宇宙機が深宇宙を飛行するとき、その宇宙機の主な熱源は太陽と自身の発熱である。この宇宙機が回転するとき、太陽熱流束はほぼ均一化でき、表面温度を平均化できる¹⁾。この熱制御を実現するため、しんえん2の外形はできる限り球形に近づけた。

3. 「しんえん2」の深宇宙通信形式

「しんえん2」には,WSJT^{2,3)}をベースとした通信方式を採用した.図2に WSJT 通信方式の概要を示す.

200Hz から 1.4 kHz において 200Hz ステップで 7 本のスペクトルのスロットを用意し,このうち最も低周波を常時出力する.ここでは,200Hz にあたる.残りの 6 本のスペクトルを 0 から 9 までの数字および制御符号に割り当てる.送信電力を一定にするため,また,スロットあたりの送信電力をなるべく大きくするために,6本のうち2本が1,残りが0となるようスペクトルの組み合わせを選ぶ.これにより,スペクトル線1本あたりの電力は $0.8W/3 \approx 0.2W$ となる.スペクトルの本数は,常時出力する本数を含めて必ず 3 本となることから,これをデータのエラー検出に用いる.

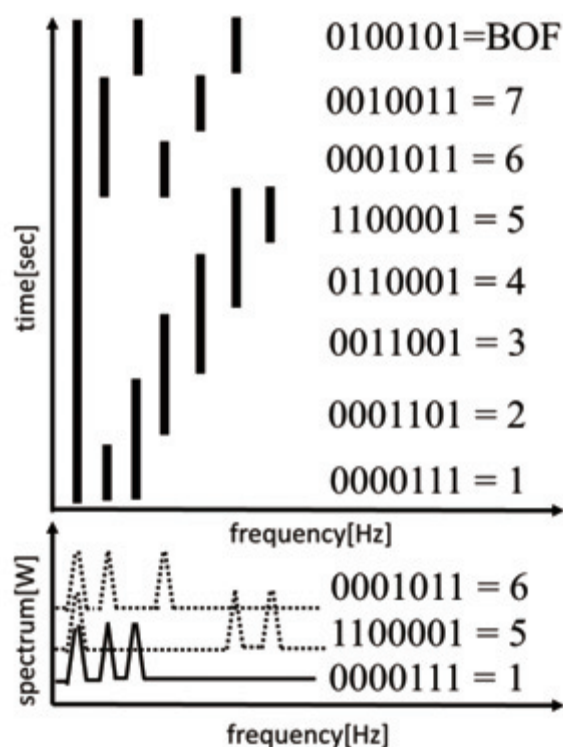


図2 WSJT 通信方式

図3にしんえん2における WSJT 通信方式について示す.しんえん2では,各周波数それぞれに 4 つの信号を対応するようにした.

図3の左グラフにおいて,縦軸は周波数,横軸はスペクトル.右のグラフにおいて,横軸は時間を表す.図3のように 3 つの数字の並びを解析することでデータを得る.表1に解析における対応コードを示す.

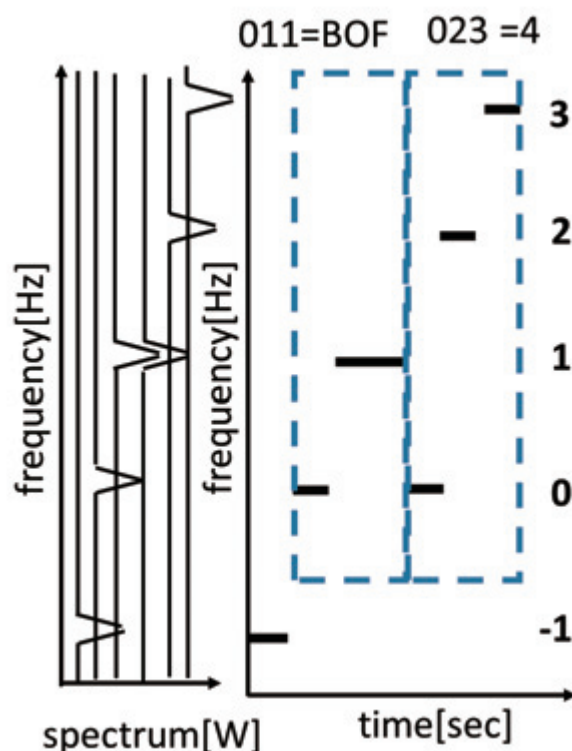


図3 しんえん2における WSJT 通信方式

表1 データ解析における対応コード表

コード	文字	コード	文字
011	BOF	023	4
012	0	031	5
013	1	032	6
021	2	033	7
022	3		

例えば,図3において,地球局が”011”を受信した際,それは”Beginning of Flame”を示す.さらに,”023”を受信した際には”4”を示す.このダウンリンクデータは,13 bytes で構成される.表2にダウンリンクデータの構成表を示す.シンクロコードは 2bytes, BOF が 1/3 byte, クラスコードが 2/3 byte, そして,それぞれのデータが 1 byte ずつあり,最後に解析用コードが 2 bytes で構成されている.

さらに,しんえん2の WSJT における通信速度は 1 bps であり,13 bytes を受信するのに 2 分必要である.これはしんえん2における放出後の回転について考慮したためである.

表 2 ダウンリンクデータの構成

1	2	3	4	5	6
Sync1	Sync2	BOF+ Class	DATA1	DATA2	DATA3
7	8	9	10	11	
DATA4	DATA5	DATA6	DATA7	DATA8	
12	13				
CRC1	CRC2				

4. しんえん2制御系

図4にしんえん2電気機器ブロックダイアグラムを示す。SAPは、Solar Array Panel, Txは送信機,Rxは受信機である。しんえん2は、主に3つのUnitで構成されている。電力を供給するPCU(Power Control Unit),通信を行うCCU(Communication Control Unit),そして、それらのUnitを管理、監視するSCU(Shinen2 Control Unit)がある。このSCUは、"God SCU"と"Slave SCU"の2つのCPUで構成される。

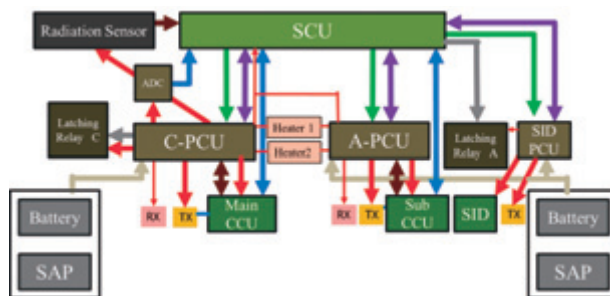


図 4 しんえん2電気機器ブロックダイアグラム

< God SCU >

“God SCU”には主に2つのタスクがある。

- PCUの制御
- Slave SCU,各PCUへの健全性の確認

“God SCU”は生存確認信号を各基板へ送り、各基板はその信号を受信するとフィードバック信号を“God SCU”へ返すことでその基板の健全性、並びに、生存を確認する。

< Slave SCU >

“Slave SCU”には主に3つのタスクがある。

- HK data, 放射線測定データの測定、並びに、EEPROMへの保存
- CCUへHK data,放射線測定データを送信する。
- 深宇宙通信対策として、距離によって送信データの繰り返し回数を変化させる。

この繰り返し回数は、地球から月までは6 slotsのデータを2回ずつCCUへ送信する。月以遠では、2 slotsのデータを12回ずつCCUへ送信する。この深宇宙通信を考慮した対策を講じることで後のデータ解析の際にデータの整合性を高めることが可能となる。

以上のように“God SCU”, “Slave SCU”で構成されるSCUに関しては生存確認、CCUへの送信回数の変化など「しんえん2」のミッションに大きく影響の出るUnitだということがわかる。

5. しんえん2電子基板における放射線耐性

しんえん2の核ともいえるSCUのCPUにはPIC16F877を使用している。この度、放射線下においてSCUの健全性確認システムの放射線耐性を測定した。今回行った試験はSingle Event Effect(SEE)試験である。Single Eventとは1個の重イオンが入射し、電離作用により高度の電荷が生成されることにより引き起こされる現象である。生成された電荷が半導体素子中を流れることによって、一時的もしくは定常的な故障が発生する。

今回の放射線試験における環境は表3に示す。また、試験イメージを図5に示す。素子の表面を溶かしより放射線環境を再現しやすいデギャップという処理をPIC16F877に加える。そして、放射線源を上下に移動させることで低い放射線環境から厳しい放射線環境まで再現している。

表 3 SEE試験の放射線環境

Radiation type	Cf-252
Pressure	1.0×10^{-2} [Pa]
Irradiation time	1800 [sec]
Irradiation device	PIC16F877

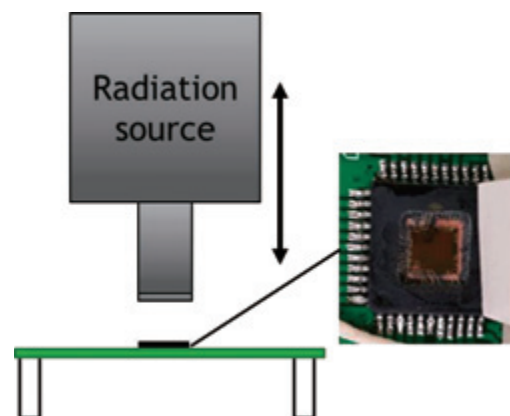
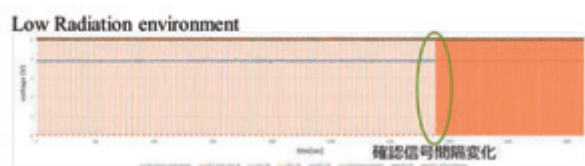
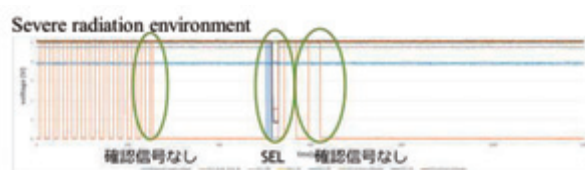


図 5 SEE試験イメージ図

測定の結果を図 6 にそれぞれ示す。低い放射線環境下においては健全性確認信号の他素子への送信間隔が変化したが、システムの動作不全に繋がる現象ではなかった。厳しい放射線環境下にて健全性確認信号が送信されない現象を確認し、その後、Single Event Latch up 現象を確認した。Single Event Latch up とは CMOS 集積回路の中に存在する PNPN 接合である寄生サイリスタ構造の部分に電荷が発生すると、電極間が導通状態なり、過電流が流れる現象のことである。ブレーカーにより再起動がかかっているが、その後も健全性確認信号が送信されない現象を確認した。



(a) Low Radiation environment



(b) Severe radiation environment

図 6 SEE 試験結果

送信データの出力部においては、どの放射線環境下においても動作不全を起こすことはなかった。また、再度、厳しい放射線環境下での SEE 試験を行った際には健全性確認信号の動作不良はごくわずかであり、SEL 現象も発生しないことが確認されている。

6. しんえん 2 受信データ解析

しんえん 2 のデータは、アマチュア無線家によって開発されたフリーソフトウェアである HSDSDR(High Definition Software Defined Radio)⁴⁾ を使用してデータ受信を行われた。しんえん 2 の実際の受信データを図 7 に示す。図 7 のように、WSJT のシグナルで送られており、データを解析した。受信し解析できた HK data を表 5 に示す。

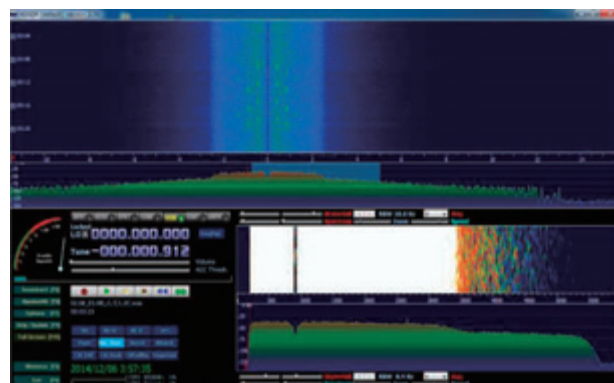


図 7 しんえん 2 受信データ

表 5 2014/12/3-2014/12/5 までの解析データ

Type C battery Voltage	3.88 [V] to 4.06 [V]	Type A bus voltage	3.88 [V] to 4.02 [V]
Type C Battery Current	0.14 [A] to 0.25 [A]	Type A Bus Current	0.65 [A] to 0.88 [A]
Type A Bus Voltage	3.88 [V] to 4.04 [V]	Type C Battery Voltage	-
Strain Gage 1	0.01 to 0.0139	Strain Gage 1	0.145 to 0.146
Strain Gage 2	0.01 to 0.0139	Strain Gage 2	0.0137
Type A Battery Thermal	15.92 [°C] to 22.32 [°C]	Type C Battery Thermal	13.2 [°C]
Type A Battery Top thermal	18 [°C] to 23.2 [°C]	Type A Battery Top thermal	23.78 [°C]
Surface Z + thermal	15.14 [°C] to 19.2 [°C]	Surface Z thermal	17.86 [°C] to 31.6 [°C]

Message-1	-	SAS_A_I	0.05 [A] - 0.833 [A]
Message-2	-	SAS_B_I	0.07 [A] - 0.14 [A]
Message-3	-	SAS_C_I	0.43 [A] - 1.64 [A]
Message-4	-	SAS_D_I	0.06 [A] - 1.196 [A]
Message-5	-	SAS_E_I	0.402 [A]
Message-6	-	SAS_F_I	0.010 [A] - 0.68 [A]
Type A Battery Thermal	13.57 [°C] to 23 [°C]	SAS_G_I	0.039 [A]
Type A Bottom thermal	14 [°C] to 31.6 [°C]	Surface Z thermal	19 [°C] - 21.8 [°C]

Type C	1.343 [V]	Type A	0.78 [A]
--------	-----------	--------	----------

RX-RSSI	to 1.6 [V]	Bus Current	to 1.74 [A]
Type C RX-I	0.022 [A] to 0.026 [A]	Main Tx I	0.554 [A] to 0.71 [A]
Type C RX-NSQ	0.02[V] to 0.14 [V]	MAIN NASA I	0.45 [A] to 0.71 [A]
Type A RX-RSSI	0.62 [V] to 0.64 [V]	SUB-Tx-I	0.397 [A] to 0.8 [A]
Type A RX-I	0.025 [A] to 0.03 [A]	Type A Bus Current	0.42 [A] to 1.58 [A]
Type A RX-NSQ	0.02 [V]	NASA Top thermal	19.45 [°C] to 22.9 [°C]
Tx- main Thermal <-Y>	27 [°C] to 36 [°C]		
Tx- sub Thermal <-Z>	21.4 [°C] to 33.9 [°C]		

しんえん 2 は打ち上げ後 6 日目にあたる 231 万 km が最長距離となった。しかし、3 日間のみ解析が可能であるデータを所得し、その後は解析困難であった。3 日間のデータからバッテリー電圧、電流、温度ともに安定している。そして、特に変わった値を示すものもないことから深宇宙でも正常に動作していることがわかる。

次に、搭載してある放射線測定機器の受信データを図 8 に示す。縦軸は放射線強度を表し、横軸は距離を示す。

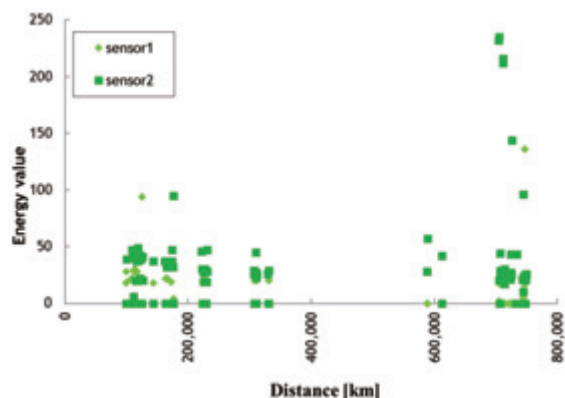


図 8 放射線測定機器受信データ解析結果

図 8 からわかるように月以遠である 38 万 km 以上の距離における放射線量は月以内に比べて倍以上の放射線が照射されたことがわかる。

これらの解析データからしんえん 2 はデータを各々測定し地球へ送信できているため正常に動作していると考えられる。

7. まとめ

しんえん 2 は深宇宙通信をミッションの一つとして掲げており、その通信方式は WSJT である。その通信を行うために SCU によって探査実験機自体を制御し、各電子基板の健全性、生存を確認し、地球へデータの送信を行っている。また、深宇宙通信をより遠い距離で行い、データの解析の精度を上げるために、SCU から CCU への通信の回数を変化させている。

SEE 放射線試験の結果から CPU にあたる PIC16F877 による健全性確認信号にて放射線環境が過酷な場合に意図しない現象を確認されたが、データ送信部においては動作不全を起こすことなく送信され続けた。

データ解析値の結果からバッテリーの電圧、電流、温度ともに正常値を示しており、他の受信データも特に変わった値を示すものはなかったために深宇宙においても正常動作をしていくことが受信結果よりわかる。

参考文献

- 1) 伊藤浩司, 岩上敏男, 日比野茂, 奥山圭一, 中須賀真一: ガンマ放射線を照射された PEEK/CFRP の機械的特性, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2011.
- 2) Joe Taylor, WSJT6 User's Guide and Reference Manual, August 10, 2006
- 3) Joe Taylor, WSJT: New Software for VHF Meteor-Scatter Communication, QST, December 2001, pp. 36-41.
- 4) HDSDR home page, available from <http://www.hdsdr.de/>

縦孔・地下空洞周辺の月面帯電に関する プラズマ粒子シミュレーション

○三宅洋平（神戸大学計算科学教育センター）、西野真木（名古屋大学太陽地球環境研究所）

Particle Simulations on Electrostatic Plasma Environment near Lunar Vertical Holes
Yohei Miyake (Kobe University) and Masaki N Nishino (Nagoya University)

Abstract

Japanese lunar explorer “Kaguya” has discovered vertical holes on the Moon surface. The diameter and depth of the holes are both in a range of 50 through 100 m, which produces a higher depth-to-diameter ratio than typical impact craters. The holes are thus expected to create characteristic plasma and dust environment around it. It is of practical importance to assess such a distinctive environment, reminding that a future landing mission plans to explore the lunar holes and caverns associating to the holes. In the present study, we apply our original particle-in-cell simulator EMSES to assessment of day-side plasma environment around lunar vertical holes. We have a three-dimensional computational domain including a simplified lunar hole structure and introduce a solar wind plasma downflow to the lunar surface. We also simulate the photoelectron emission from the lunar surface by taking into account the presence or absence of sunlight illumination, and its incident angle. We will show simulation results on the properties of lunar surface charging near the hole and its dependence on changing solar wind plasma conditions.

1. 背景と目的

「かぐや」衛星による地形カメラ観測により、月面に特徴的な縦孔構造が発見されている¹⁾。縦孔のサイズは直径、深さともに、50～100 m に及び、通常のクレーターに比べ大きな深さ／直径比を持つため、その周辺では特異なプラズマ静電環境が形成されていると予想される。このような縦孔構造や地下空洞を直接探査する UZUME 計画が立案されている中、将来の着陸探査への影響を知る上でも縦孔周辺プラズマおよび帯電ダスト環境を事前評価することは重要である。本研究では、ミクロスケールのプラズマ現象解析に幅広く用いられている Particle-In-Cell (PIC) シミュレーション技術を応用し、月面昼側にある月縦孔周辺プラズマ環境の定量評価を行う。

2. 計算手法とモデル

本研究では、宇宙プラズマ現象解析に用いられてきた 3 次元 PIC シミュレーション手法に、月面などの非プラズマ境界の数値的取り扱いを追加した EMSES シミュレーションコード²⁾を用いる。本手法では、計算空間上で任意の位置座標をとり得る多数のプラズマ荷電粒子と、空間中で離散的に定義された静電場を、相互に解き進めることによって、プラズマの挙動と静電環境の時間発展を自己無動着に解き進める。EMSES において月面は、プラズマ粒子を

捕捉する内部境界として扱われる。また太陽光照射の有無や角度に応じて、月面からの光電子放出を再現できるようになっている。計算には多数のマクロ荷電粒子を用いるため、スーパーコンピュータの効率的な利用が欠かせない。この目的のために EMSES には動的負荷分散アルゴリズム OhHelp³⁾が適用されている。

本計算では、Marius の丘に発見されている縦孔のデータ¹⁾を参考に、そのサイズを直径 50 m、深さ 45 m と定め、その上空も含めて、おおよそ 200 m×200 m×1 km の空間を計算領域とする。太陽風プラズマ、および光電子のパラメータについては、それぞれ密度 5 /cc、温度 8.6 eV、流速 450 km/s、光電子電流 4.5 $\mu\text{A}/\text{m}^2$ 、光電子温度 2.2 eV⁴⁾と標準的な値を用いて、太陽風と太陽光の入射角度 θ を可変パラメータとして、解析を行った。

3. シミュレーション結果

一般的にプラズマに固体表面が接している状態では、プラズマ荷電粒子が表面に捕捉されることにより、帯電が生じる。これは月においても同様であり、平らな昼側の月面の場合には、光電子放出により負電荷が失われるため、月面は数 V 程度正に帯電することが知られている⁵⁾。図 1 に太陽風（太陽光）入射

角度 $\theta=30^\circ$ のケースにおける月縦孔を含めた表面電位分布を示す。図から明らかなように、縦孔内部では、場所によって帯電値が大きく異なり、大きな電位差（40 V 程度）が生じている。これは、日照面では先述した光電子放出により、正に帯電するのに対し、日陰面からは光電子は放出されず、周辺を浮遊する電子の一部が表面に付着することで負に帯電するためである。この電位差により、日照-日陰境界付近には大きな電場が生じていることが示唆され、着陸探査においては留意すべき点であるといえる。

また、その他の特徴として、日照条件同士の比較において、縦孔底面の電位は外部に比べて高いことや、日照-日陰境界付近に電位のオーバーシュートが見られることが挙げられる。太陽風プラズマや光電子のダイナミクスの詳細解析により、前者は縦孔内部に侵入可能な太陽風電子量の減少、後者は日照-日陰境界を横切る光電子の輸送現象、によって説明できることが確認された。以上は、縦孔内部の静電環境の特異性を定量的に示す世界初の結果であり、縦孔探査立案における基礎資料となりうる知見である⁶⁾。今後は、縦孔の内壁に溶岩チューブに相当する地下空洞（横孔）が続いていることを仮定したシミュレーション解析を実施し、単純な縦孔構造の場合との差異を調査する予定である。

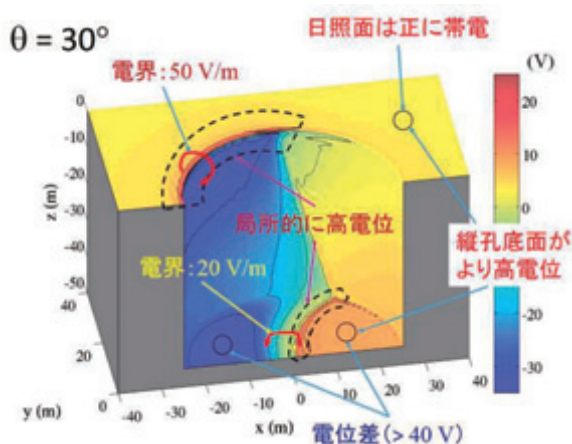


図 1 月縦孔の表面電位分布

4. まとめと今後の課題

「かぐや」衛星によって発見された月縦孔のプラズマ静電環境を明らかにするため、PIC 法に基づくプラズマ粒子シミュレーションを実施し、縦孔周辺月面帯電の特異性を明らかにした。具体的には、①太陽光照射の有無に依存して生じる大きな電位差、②日照条件において、縦孔外部より高い電位、③日照-日陰境界付近に見られる電位オーバーシュート、

を見出し、それらをプラズマ動力学の観点から説明することに成功した。これらの電位構造は、月面上に投入された人工構造物（着陸機やプローブなど）がさらされる静電気環境に直接反映されるため、プラズマ科学の観点のみならず、探査計画の工学的観点からも重要な結果である。

今後の課題としては、月縦孔周辺の帯電ダスト（微粒子）の挙動・分布解析が挙げられる。直径が nm \sim μ m 程度のダストがプラズマ荷電粒子との衝突によって帯電し、月面上を浮遊していることはよく知られている⁷⁾。縦孔周辺では特に特異な電位構造が形成されているため、ダストの分布は月平面上のそれとは大きく異なり、また一部のダストは静電気力により加速され、高速度で移動することも予想される。これらのダストが着陸機に付着した場合、電気系統に悪影響を及ぼすことも想定されており、その分布を定量的に予測することが重要である。本研究で得られた結果を入力とした、帯電ダストのテスト粒子解析を実施することにより、現実の静電環境を反映したダスト挙動解析が可能になると期待される。

参考文献

- 1) Haruyama, J., Morota, T., Kobayashi, S., Sawai, S., Lucey, P. G., Motomaro, S. and Nishino, M. N.: Lunar Holes and Lava Tubes as Resources for Lunar Science and Exploration, *Moon, Perspective Energy and Material Resources*, Springer, Berlin, 2012, pp.139-163.
- 2) Miyake, Y. and Usui, H.: New Electromagnetic Particle Simulation Code for the Analysis of Spacecraft-Plasma Interactions, *Phys. Plasmas*, **16** (2009), p.062904.
- 3) Miyake, Y. and Nakashima, H.: Low-Cost Load Balancing for Parallel PIC Simulations with Thick Overlapping Layers, *Proc. ISPA*, 2013, pp.1107-1114.
- 4) Feuerbacher, B., Anderegg, M., Fitton, B., Laude, L. D., Willis, R. F. Grard, R. J. L.: Photoemission from Lunar Surface Fines and the Lunar Photoelectron Sheath, *Proc. 3rd Lunar Science Conference*, **3**(1972), pp.2655-2663.
- 5) Poppe, A. and Horányi, M.: Simulations of the Photoelectron Sheath and Dust Levitation on the Lunar Surface, *J. Geophys. Res.*, **115**(2010), p.A08106.
- 6) Miyake, Y. and Nishino, M. N.: Electrostatic Environment near Lunar Vertical Hole: 3D Plasma Particle Simulations, *Icarus*, accepted for publication.
- 7) Grün, E., Horányi, M. and Sternovsky, Z.: The Lunar Dust Environment, *Planet. Space Sci.*, **59**(2011), 1672-1680.

月軌道から帰還する超小型プローブの熱防御システム

○吉尾颯, 奥山圭一(九州工業大学), 下田孝幸(宇宙航空研究開発機構), Szasz Bianca, 加藤純郎(琉球大学)

A Heat Shield System of a Nano-Sized Space Probe Returning from a Lunar Orbit

Hayato Yoshio, Keiichi Okuyama(KIT), Kazuyuki Shimoda(JAXA), Szasz Bianca, Sumio Kato(Ryukyu University)

Abstract

The LATS (Lightweight Ablator series for Transfer vehicle) is a porous CFRP composite material and it can endure from heat flux bunch of approximately 15MW/m^2 . After a Nano probe finish collecting samples of lunar, they make a reentry into the earth's atmosphere with the speed of 11 km/s without slowdown. This report shows a heat shield system using this LATS. Specifically, this report shows about the heat shield constitution and a necessary thickness, an in-depth temperature history during a re-entry flight.

1. 研究背景、目的

九州工業大学は宇宙航空研究開発機構(JAXA)とオーストラリアのニューサウスウェールズ大学(UNSW)と連携し、超小型の月周回・地球突入プローブの研究を続けている。

この超小型プローブの開発には、質量 50kg 以下、サイズ 50cm 立方以下の制約を守ることをはじめ、月周回や地球帰還の軌道の制御、通信など多くの技術課題がある。最大の技術課題は、地球の大気圏を高速飛行する際の非常に厳しい空力熱環境から機体を如何に保護するかである。そのため超小型プローブの外表面を熱防御システムで覆わなければならない。代表的な防御材は炭素繊維強化樹脂複合材(CFRP)である。CFRPは炭化型アブレタの一つであり、これら再突入時にアブレーション現象を起こし発生する多大な空力加熱の機内侵入を抑制する。USERS宇宙機システムのREVカプセルは速度約 8km/s で地球大気圏に突入した。REVカプセルの予測空力加熱率は約 3.5MW/m^2 であった。また、速度約 47km/s で木星大気に直接突入したガリレオ・プローブの予測最大加熱率は約 300MW/m^2 であり、材料表面の予測最高温度は約 4000K と非常に過酷であった。このため、これら宇宙船の外表面は比重約 1.5 の高密度タイプのCFRPアブレタが採用された。

九州工業大学の奥山研究室は、多孔質の超軽量CFRPアブレタのLightweight Ablator series for Transfer vehicle(以下、LATS)を開発した。現在までにドイツ国立航空宇宙センター(DLR)やJAXAの

宇宙科学研究所(ISAS)のアーク加熱風洞を用いた高エンタルピー流加熱試験を実施し、LATSが約 15MW/m^2 の加熱環境に耐荷できることを評価できている。図1に加熱率とLATS表面温度の関係を示す。図中、JUTEMは超高温材料研究センターを示す。

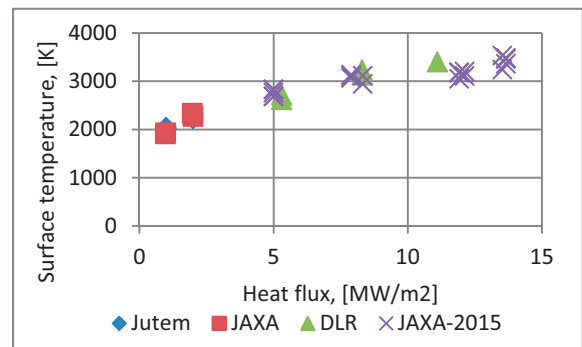


図1 LATS表面温度と加熱率との関係

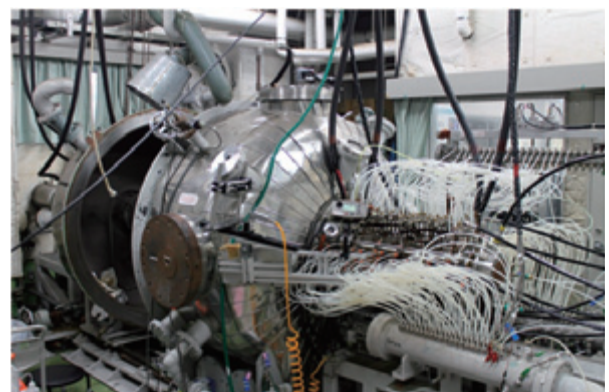


図2 高エンタルピー流加熱試験機

また図 2 では加熱試験に使用した JAXA 相模原キャンパスの高エンタルピー流加熱試験機の外観を示す。

ここでは、先ず月周回を終えた超小型プローブが第二宇宙速度で地球大気圏に突入するときの空力加熱率を見積り、LATS がこの加熱環境に耐荷できることを示す。

次に、九州工業大学の奥山研究室のアブレーション解析コードを用いて、LATS の必要厚さを見積り、超小型プローブの熱防御システムを説明する。

2. 月周回サンプルリターンシステム

小型月周回サンプルリターンシステムは、H2A ロケットの相乗り衛星基準を満足する質量 50kg、一辺が 50cm の立方体である。サンプルリターンシステムは熱防御部、熱制御部、構造部、システム制御部、通信部、電源部のバス系、およびミッション部から構成される。

超小型プローブの再突入部は LATS で覆われ、その半頂角は 60°、曲率半径は 50cm である。超小型プローブが約 11km/s の第二宇宙速度で高度約 120km の地球大気に突入すると宇宙機前方の空気が急速に圧縮されて非常に大きな熱を発生する。

Detra-Kemp-Riddell の空力加熱率推算式 (式 1) によれば、空力加熱率は速度の 3.15 乗に比例する。この空力加熱推算式は軸対称物体の実験データに基づく相関式であり、設計上安全側の推算値を求めることができるため、再突入機の空力加熱率推算に多用されている。この式は実験データを標準偏差 13%～14% で表現できる。設計条件に本計算値を採用する場合は、この標準偏差を考慮する必要がある。

$$q_e = \frac{1.108 \times 10^8}{R_B^{0.5}} \left[\frac{\rho_\infty}{\rho_{SL}} \right]^{0.5} \left[\frac{V_e}{V_{re}} \right]^{3.15} \left[\frac{(h_e - h_w)}{(h_e - h_{w300})} \right] \quad (1)$$

ここで、 q_e は淀み点の空力加熱率 (W/m^2) であり、 ρ_∞ は一様流の空気密度 (kg/m^3)、 ρ_{SL} は海面上標準状態の空気密度 (kg/m^3) である。 V_e は再突入機の前縁速度 (m/sec) であり、 V_{re} は 7925 (m/sec) である。また、 h_e は淀み点エンタルピー (J/kg)、 h_w は気体表面でのエンタルピー (J/kg)、 h_{w300} は 300 (K) における空気のエンタルピー (J/kg) であり、それぞれ式 2、式 3 および式 4 で求められる。 C_p は空気の定圧比熱である。

$$h_e = \frac{1}{2} V_\infty^2 + C_p T_\infty \quad (2)$$

$$h_w = C_p T_w \quad (3)$$

$$h_{w300} = 300 C_p \quad (4)$$

V_∞ は一様流の速度 (m/sec) であり、 T_∞ は一様流の温度 (K) である。この式により、第二宇宙速度で地球へと帰還する衛星の淀み点空力最大加熱率は $12 MW/m^2$ と予測できた。

3. 加熱試験

LATS は比重 0.2 から比重 1.5 のシリーズがある。現在までに、これら様々な LATS を DLR および JAXA/ISAS, JUTEM などのアーク加熱風洞を用いて高エンタルピー流加熱試験を実施してきた。これら試験から、LATS は約 $15 MW/m^2$ の加熱に耐荷できていることが分かっている。

図 3 には燃焼時の加熱試験機の炉内の様子を示す。

$12 MW/m^2$ で加熱された場合の表面は約 $3000^\circ C$ 近くまで温度が上昇する。図 4 に、比重 0.7 の LATS を $12 MW/m^2$ で加熱したときの表面温度と内部温度の時間履歴を示す。LATS は超小型プローブ用の熱防御材として使用できる。

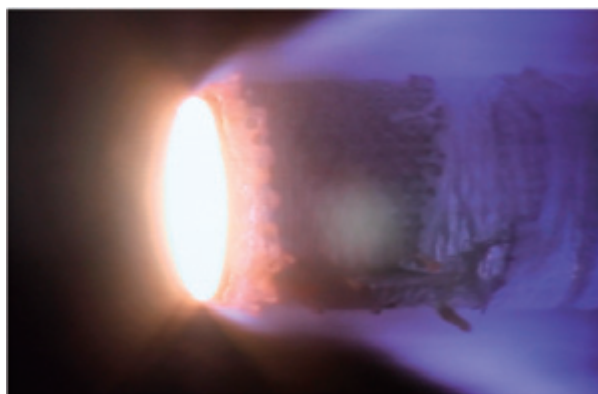
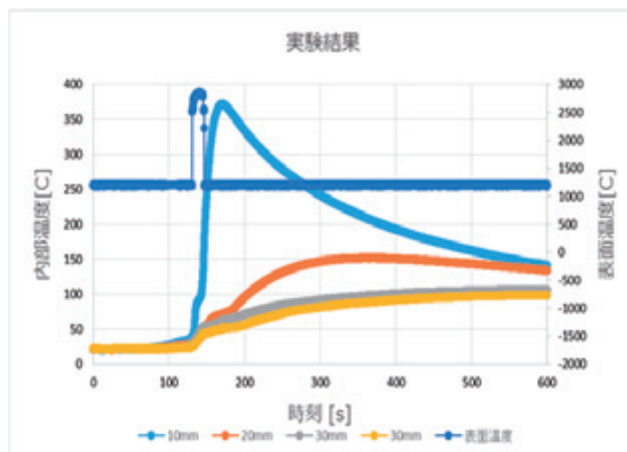


図 3 加熱時の炉内の様子



防衛特製の研究, 日本機械学会, S1910102, 2015

図4 12MW/m²で加熱したときの LATS の表面温度と内部温度の時間履歴

空力加熱が LATS を加熱したとき, LATS は熱分解を起こしながら炭化する. その際に熱分解ガスが発生し, 表面から大気へと出ていくことで空力加熱の熱との間に層をつくり直接加熱されることを防いでいる. また熱分解を終えた多孔質層は炭化層と呼ばれる. その際吸熱反応を起こす. また炭化層の表面は熱科学的过程などにより損耗する. 表面からは輻射エネルギーが放出される. これらの反応により宇宙機本体を熱から防御する.

超小型プローブはオーストラリアのウーメラ砂漠に着陸する想定である.

超軽量の多孔質タイプの CFRP アブレータを用いた月周回・地球突入プローブの熱防御システムの検討を実施した. 検討の結果, 超小型プローブの地球大気圏突入速度が約 11km/s の場合, 最大空力加熱は約 12MW/m²と予想できた.

また, 現在までに実施した高エンタルピー加熱試験により, LATS はこの空力加熱環境に耐荷できると考えられる.

ただし, 地球大気圏環境をアーク加熱風洞で完全に模擬することは不可能であることから, アブレーション解析コードの整備も進めている. アブレーション解析結果の妥当性を評価できれば, 将来月などの探査を終え何らかのサンプルを回収した衛星の再突入用の熱防御システムの構築が容易になると考えられる.

参考文献

- 1) Gerald W. Recktenwald : Finite-Difference Approximations to the Heat Equation pp. 2-27, 2011.
- 2) 日本航空宇宙学会編, 航空宇宙工学便覧, 1992, 丸善(株)
- 3) 近藤次郎: 高速空気力学, コロナ社, 1977
- 4) 野村茂和: カプセル型回収飛行体の熱・空力的概念設計法, 航技研報告, TR-779, 1983
- 5) 奥山圭一: 炭素繊維強化プラスチック材を用いた軽量熱防御構造体設計法に関する研究, 2004
- 6) 加藤純郎: 再突入回収カプセル用アブレータ材の炭化アブレーションの数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.50, No.582, pp.255-263, 2002
- 7) Bianca SZASZ: CFRP を用いた超軽量炭化材の熱

火星高層大気環境シミュレーションを目的とした超熱混合分子ビーム形成の基礎研究

○初田光嶺, 緒方雄介, 横田久美子, 田川雅人
神戸大学大学院工学研究科

Abstract

The upper Martian atmosphere mainly contains carbon dioxide (CO₂) and atomic oxygen (O) depending on the altitude. Spacecraft orbiting in the Martian upper atmosphere encounters high-energy collision with these molecules. In order to evaluate a risk for material erosion possibilities in Martian orbit, a method for ground-based Martian atmospheric simulation was investigated. A laser-detonation hyperthermal beam source was applied in this study and beam formation properties of hyperthermal CO₂ beam was explored. A chopper wheel system was used to narrow the width of collisional velocity distribution of the formed beam. It was made clear that hyperthermal CO₂ beam with collisional velocity of 6.3 km/s was successfully formed, however, it contained CO₂ fragment such as C, O, and CO. This result suggested that CO₂ molecules are partially decomposed in the laser-induced plasma. The hyperthermal beam thus formed was sliced by the chopper wheel system to reduce the width of the energy distribution.

1. 目的および背景

低地球軌道(Low Earth orbit: LEO)において、原子状酸素(Atomic oxygen: O)が宇宙機材料表面に高速で衝突することにより、材料劣化現象を引き起こすことが知られている。この現象を解明するため、これまで多くの地上試験、また宇宙空間での実環境試験が行われてきた。また、近年 O だけではなく、窒素(Nitrogen: N₂)のような化学的に不活性な分子の高速衝突も、LEO での材料劣化に関与することが指摘されている。これら化学的に不活性な分子の衝突効果を検討する上では、分子の衝突エネルギーが重要となる¹⁾。

一方、火星の大気組成は地球と大きく異なり、火星高層大気中の分子組成は二酸化炭素(Carbon dioxide: CO₂)、O が主体である²⁾。最近まで、これらの原子、分子が火星探査機材料に衝突することにより与える影響は小さいものとして無視されてきた。その理由として、火星大気中の O 密度は地球に比べて非常に小さいこと、CO₂ が化学的に不活性であり、その衝突は材料劣化に寄与しないと考えられてきたこと、火星探査機の軌道周回速度は 3.5 km/s と地球軌道周回速度に比べて遅く、原子、分子の衝突エネルギーも小さくなることなどが挙げられる。しかし、探査機の火星軌道投入時に行われるエアロブレーキ

ング(火星大気抵抗を利用した減速)において、火星探査機は O 及び CO₂ の密度がより高い低高度域を、6 km/s 以上の高速で何百回も通過することになる。さらには前述のように化学的に不活性な分子の衝突も材料劣化に関与することが指摘されるようになり³⁾、火星探査機と O、CO₂ との相対衝突による材料表面の劣化現象を解明する必要性が生じてきた。現在の技術では火星からのサンプルリターンを行うことはほぼ不可能であることから、火星での実環境試験は難しく、劣化現象の解明は地上試験によって行う必要がある。しかしこれまで、このような火星大気分子と材料の衝突現象を模擬する地上試験技術は開発されていない。

したがって本研究では火星大気中における大気原子、分子と火星探査機の衝突による探査機材料劣化現象の解明を目的とし、火星高層大気環境を模擬する地上試験技術の開発を目指した。

2. 火星高層大気環境

火星高層大気中の分子組成は、地球高層大気とは大きく異なる。地球大気組成の主要な分子は高度 800 km 以上では水素(Hydrogen molecule: H₂)、200~800 km では O、そして 200 km 以下では N₂ となる。一方、

火星大気組成は O 、 CO_2 が主体である。Fig. 1 に火星高層大気中における大気分子の高度別組成を示す²⁾。Fig. 1 はハッブル宇宙望遠鏡(Hubble Space Telescope: HST)、マリナー6号、7号(Mariner 6 and 7)、遠紫外線分光探査機(Far Ultraviolet Spectroscopic Explorer: FUSE)の観測結果により得られたものである。高度 250 km 以下では CO_2 が主体であるが、高度が 250 km 以上になると O が主体となってくることがわかる。火星探査機は通常高度 300~500 km を周回し、この時大気中では O が主体となる。探査機の軌道周回速度は 3.5 km/s であり、 O の衝突エネルギーは 1 eV となる。これは LEO における O の衝突エネルギーである 5 eV より小さい。しかしエアロブレーキング中において、火星探査機は更に低い高度をより高速で飛行することとなる。一例としてアメリカの火星探査機、マーズグローバルサーベイヤー(Mars Global Surveyor: MGS)はエアロブレーキングの際、 CO_2 が主要分子となる高度 120 km を飛行している。この時、探査機は速度は 6 km/s を超える。 CO_2 は化学的に不活性な分子であるが、分子量が 44 と大きく、 O に比べより高い衝突エネルギーを有する。エアロブレーキング時の CO_2 衝突エネルギーは 8 eV に達し、LEO での O 衝突エネルギーより大きくなる。したがって、エアロブレーキング時の探査機材料表面と CO_2 の衝突現象を再現することが本研究において重要となる。

火星大気と探査機材料の衝突現象を再現する上では、大気分子の衝突速度分布も重要となる。Fig.2 及び Fig.3 はそれぞれ、火星大気中と従来の地上試験法により形成されたビーム中の CO_2 及び O の材料への衝突速度分布を示している。火星高層大気分子温度は 350 K – 400 K であり、地球の 1500 K に比べ低くなっており、火星軌道での分子衝突速度分布は LEO に比べ狭くなる。実線で示された火星大気分子の衝突速度分布と比較して、実点で示されたレーザーデトネーション法を用いた地上試験によるビーム中の分子の衝突速度分布はより広い幅を持っている。したがって地上試験により形成されたビーム中には、実環境中には存在しない高速の分子が存在する。この高速分子により、実環境では発生しない劣化現象が地上試験では発生する可能性がある。本研究では、この地上試験特有の高速分子による材料劣化の影響を抑えるため、チョッパーホイールを用いてビームを速度ごとに切り分け、速度分布幅を狭くすることを試みた。

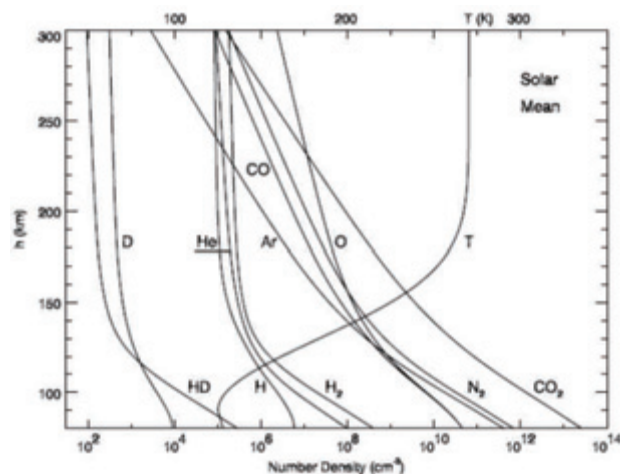


Fig. 1. Atmospheric composition of the upper Martian atmosphere²⁾.

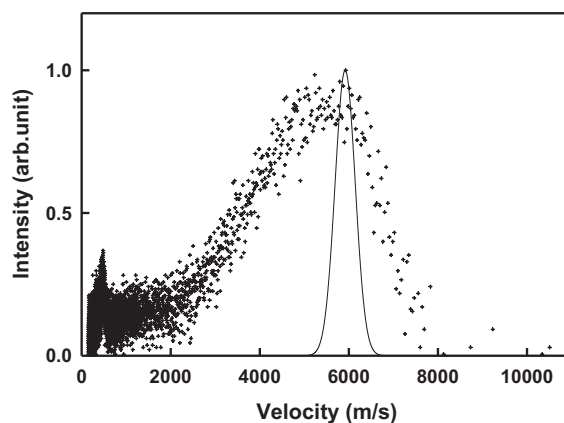


Fig.2. Velocity distribution of CO_2 in the hyperthermal beam formed by the laser detonation phenomenon. Collision velocity distribution in the Martian orbit is indicated by the solid line.

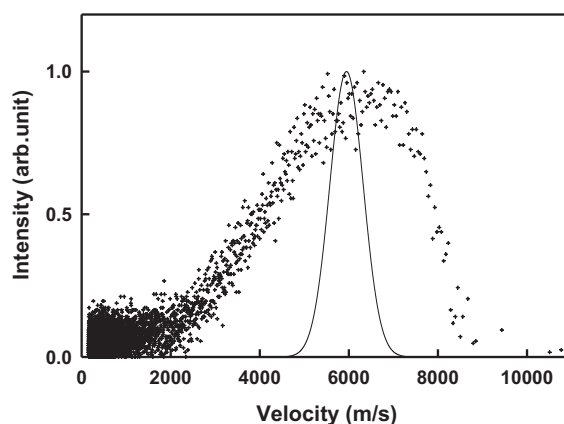


Fig.3. Velocity distribution of O in the hyperthermal beam formed by the laser detonation phenomenon. Collision velocity distribution in the Martian orbit is indicated by the solid line.

3. 実験装置および方法

本研究では、材料と CO_2 の衝突現象を再現するために、レーザーデトネーション型分子ビーム照射装置を用いて CO_2 を加速し、超熱分子ビームを形成することを試みた。本装置の基本的な技術は Physical Science Incorporation (PSI) によって開発され⁴⁾、LEO における材料劣化の研究に用いられている。Fig. 4 に本装置の外観、Fig. 5 に構成を示す。本研究では超熱 CO_2 分子ビーム形成のためターゲットガスとして、 CO_2 (99.99 %) ガスを使用した。超熱 CO_2 分子ビームの形成過程を示す。まず CO_2 ガスを PSV (Piezo-driven pulsed supersonic valve) よりソースチャンバー内のノズルに導入する。ノズルに導入された CO_2 ガスに対しレーザーを集光することにより、 CO_2 ガスは爆轟波によって加速、超熱ビームとなる。使用したレーザーは TEA/ CO_2 レーザーであり、波長は $10.6 \mu\text{m}$ 、出力は $6.3\sim 6.7 \text{ J/pulse}$ である。ビームのエネルギーはレーザーディレイ (Laser Delay: L.D.) を変化させることにより調節可能である。レーザーディレイとは、ガスの導入からレーザー集光までの時間差を表す。Table 1 にビーム形成のための基本的なセッティングを示す。

本実験では形成したビームの速度分布幅を狭域化するため、レーザー動作と同期した 150 Hz のチョッパーホイールを用いた。Fig.6 にチョッパーシステム

の構成を示す。ビーム上流のアパーチャー (30 mm) でブロードビームを形成しサンプル直前に設置したチョッパーホイールのスリット (幅 5 mm) がビーム到達時刻にビームを横切るように設定することで、スリットを通過できるビームの速度分布がサンプル上での空間分布へと変換される。

形成された超熱ビームの分析は TOF (Time of flight) スペクトルを用いて行った。TOF 計測のシステムは四重極質量分析管 (Quadrupole mass spectrometer: QMS)、電子衝撃イオンナイザー、シンチレーション検出器により構成される。TOF スペクトルより、ビームの平均衝突速度、分子組成を解析し、評価を行った。

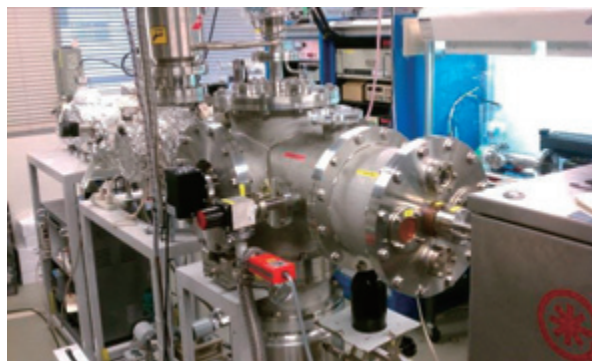


Fig. 4. Photograph of the laser detonation beam facility

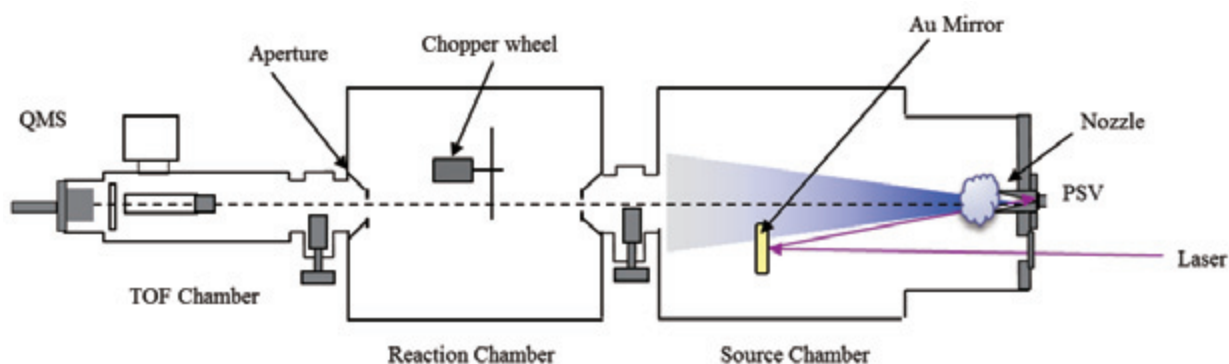


Fig. 5. Configuration of the laser detonation beam facility used in this study. Time-of-flight spectra are measured by the quadrupole mass spectrometer (QMS) with the electron impact ionizer.

Table 1. Beam formation settings for the experiment.

Back pressure (MPa)	Voltage (V)	PSV		Target gas	Laser			
		Valve opening time (μs)			wave length (μm)	Energy (J/pulse)	Laser (μs)	Delay
0.6	900	200		CO_2	10.6	6.3~6.7	340	

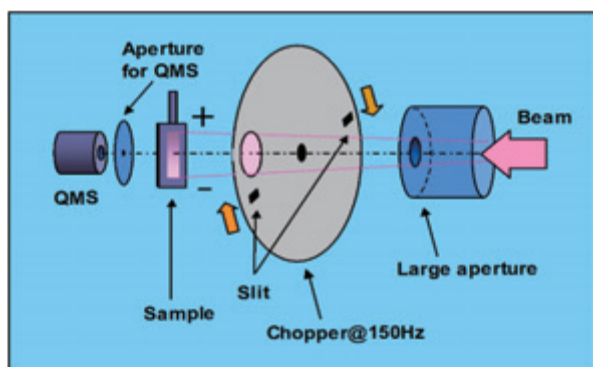


Fig. 6. Configuration of the chopper wheel system used in this study.

4. 実験結果

Fig. 7 にチョッパーホイールによって切り分けられ実際に形成されたビームの TOF スペクトルを示す。各スペクトルの右側に、サンプル上での位置を記してある。0 mm がサンプル中央である。Fig.7 より、チョッパーホイールによってビームが速度ごとに切り分けられていることがわかる。また、本実験では CO_2 (99.99 %) ガスを加速したにも関わらず、 CO_2 だけでなく、一酸化炭素(Carbon monoxide: CO)、O、炭素(Carbon: C)、といった CO_2 フラグメントの検出が確認できる。 CO_2 以外の原子、分子が検出された原因として、ノズル内での CO_2 ガス加速の際、レーザー集光によりプラズマが誘起され、 CO_2 分子の解離が発生することが考えられる。また、QMS のアイオナイザーにおいて分子をイオン化する際にも、分子のクラッキングは発生する。レーザー誘起プラズマ内での CO_2 解離は、実際にビームが照射されるサンプル表面での反応に影響を与えるのに対して、アイオナイザーでのクラッキングはサンプル表面の反応には影響しない。したがって、本研究では実際にサンプルに照射されるビームの組成を解析する必要があるが、その際アイオナイザーでのクラッキングの影響を除かなくてはならない。

Table 2 は QMS のアイオナイザーにおける各 CO_2 フラグメントの相対イオン化確率である。アルゴン(Argon: Ar)と O、 O_2 の相対イオン化確率は本実験装置により測定された⁵⁾。一方、C、CO、 CO_2 と Ar の相対イオン化確率は文献値を用いた^{6),7)}。Table 3 にアイオナイザーにおける CO、 CO_2 、 O_2 のクラッキングパターンを示す。 CO_2 、 O_2 のクラッキングパターンは本装置での CO_2 及び O_2 ビーム照射試験により測定した。CO の値は文献値を参照した⁸⁾。これらより、レーザー誘起プラズマ内での解離及びアイオナイザーでのクラッキングを考慮し、式(1)–(5)を用いて実

際のビーム組成を計算した。

$$S_{\text{CO}_2} = 0.775a \quad (1)$$

$$S_{\text{CO}} = 0.101a + 0.966b \quad (2)$$

$$S_{\text{C}} = 0.046a + 0.034b + c \quad (3)$$

$$S_{\text{O}} = 0.078a + 0.014b + d \quad (4)$$

S は計測した TOF スペクトルの面積強度、 $a-d$ は実際にサンプルに照射される CO_2 、CO、C、O の組成比を表す。

Fig. 8 にサンプル上各位置での形成したビーム中の分子強度及び CO_2 の衝突速度を示す。 CO_2 の衝突速度はサンプル中央部で 6.4 km/s、-4 mm の位置で最大値 7.0 km/s、4 mm の位置で最小値 6.0 km/s となった。チョッパーホイールによってビームの速度ごとの切り分けができていることがわかる。これらの速度はエアロブレーキング時の速度に達しており、衝突速度の点からは火星大気環境を再現可能であると言える。また、サンプル中央部に近づくほど、各分子のフラックスが増大することがわかる。これは PSV で形成されたビームがノズルから円錐状に広がるためである。実際にサンプルへのビーム照射を行う際には、このフラックス量の違いを考慮した解析を行う必要がある。Fig.9 はサンプル上の各位置でのビーム組成比である。形成したビームをチョッパーホイールで切り分けた場合、サンプル上の各位置によって分子の速度だけでなく、組成も変化することがわかる。このことから、ビーム自体のエネルギー、チョッパーホイールとレーザー動作のタイミングを調節することによって、火星高層大気環境再現に最適な組成を持つビームを形成できる可能性がある。

Fig. 10 及び Fig. 11 にチョッパーホイールを用いて形成されたビームを切り分けた場合、サンプル上+2 mm の位置に照射される CO_2 及び O の速度分布を赤の実線で示す。図中の実線は実際の火星高層大気中で探査機に衝突する各原子、分子の速度分布、黒の実点がチョッパーを用いずに形成したビーム中の各原子、分子の速度分布である。Fig. 10、Fig. 11 より、チョッパーを用いてもビームの衝突速度分布幅はそれほど狭くなっておらず、実環境の速度分布幅に達していないことがわかる。したがって今後チョッパーのスリット幅を 5 mm から更に狭くするなどの改善策を講じる必要がある。

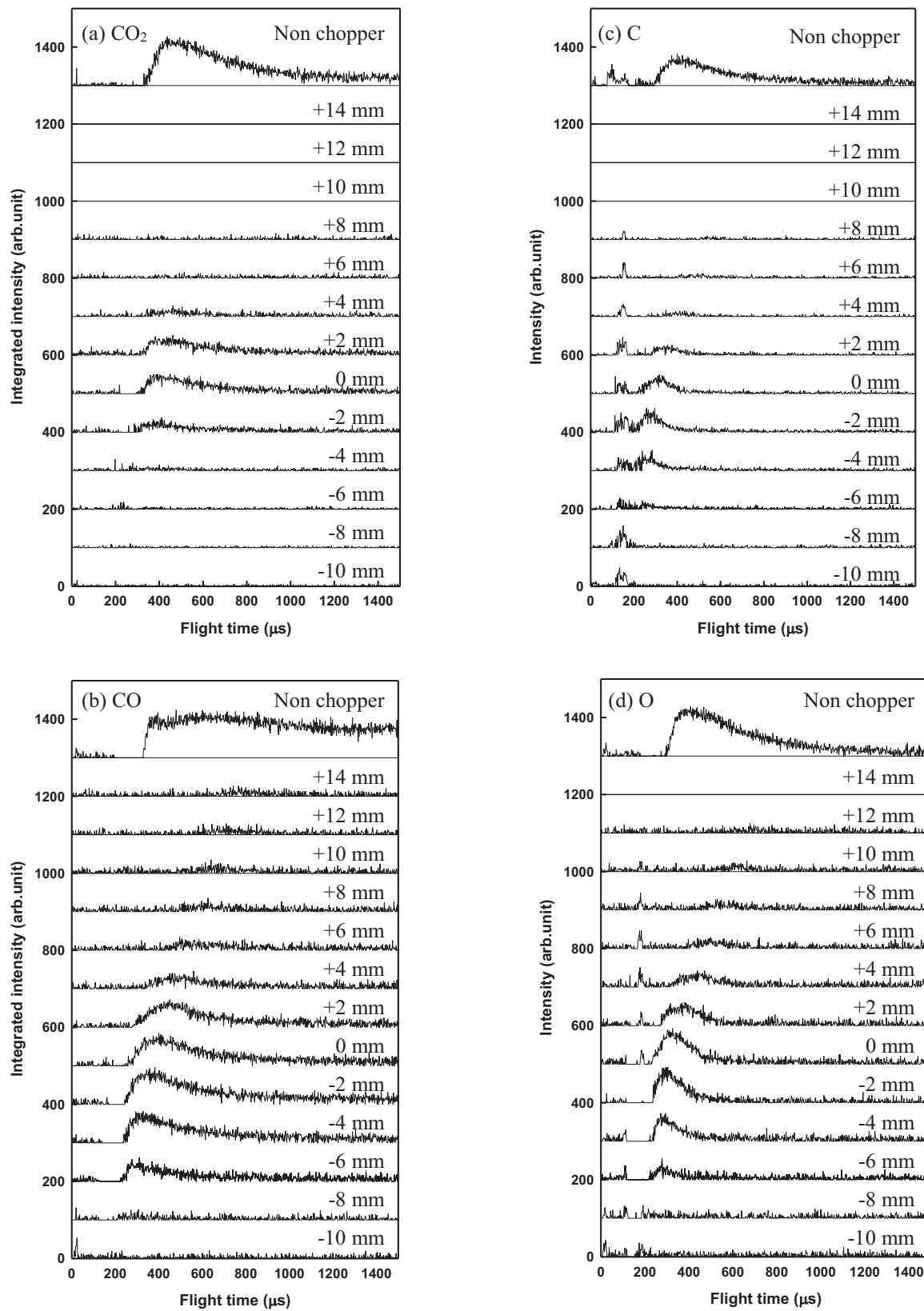


Fig. 7. TOF spectra of the fragmentation of the hyperthermal CO_2 beam. Signals are found in $m/z=44$ (a), 28 (b), 12 (c) and 16 (d).

Table 2 Relative ionization probabilities of the molecules included in the hyperthermal CO₂ beam at the electron impact ionizer of the QMS.

Gas	Relative ionization Probability
CO ₂	0.76
CO	0.80
C	0.51
O	0.27
Ar	1.00

Table 3 Cracking pattern of the molecules included in the hyperthermal CO₂ beam. Impact energy of electron is 100 eV.

Gas	Cracking probabilities			
	CO ₂	CO	C	O
CO ₂	0.775	0.101	0.046	0.078
CO	-	0.966	0.034	0.014
C	-	-	1.000	-
O	-	-	-	1.000

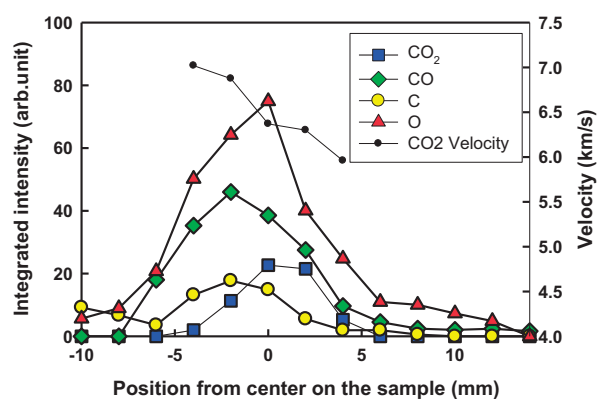


Fig. 8. The TOF spectra integrated intensity of molecules in the hyperthermal CO₂ beam and CO₂ collisional velocity at the various sample position.

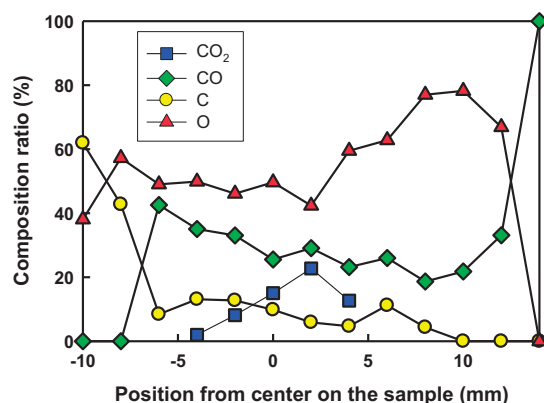


Fig. 9. Relative fraction in the hyperthermal CO₂ beam at the various sample position.

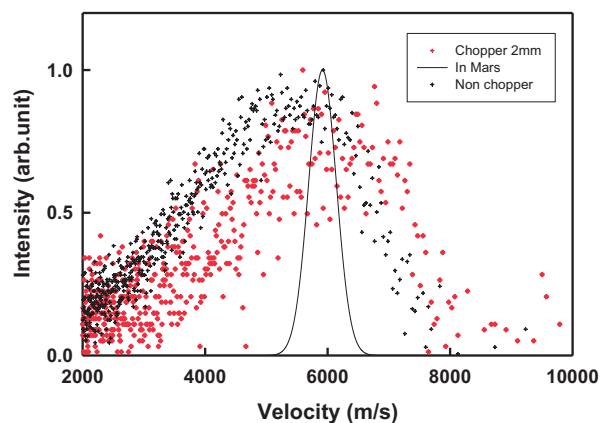


Fig. 10. Velocity distribution of CO₂ in the hyperthermal beam formed by the laser detonation phenomenon. Collision velocity distribution in the Martian orbit is indicated by the solid line.

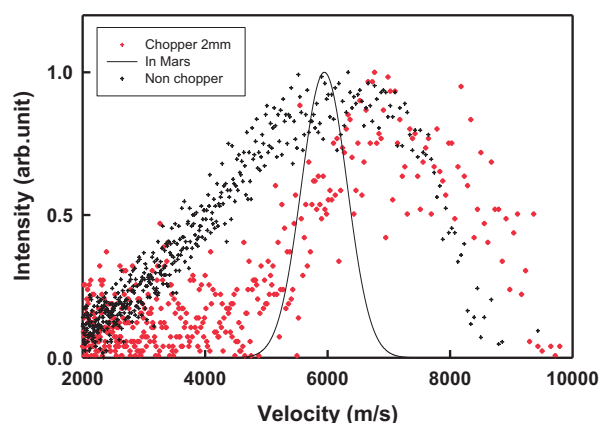


Fig. 11. Velocity distribution of O in the hyperthermal beam formed by the laser detonation phenomenon. Collision velocity distribution in the Martian orbit is indicated by the solid line.

5. 結論

火星高層大気中での探査機材料劣化現象を解明するために、レーザーデトネーション型分子ビーム照射装置を用いて超熱 CO₂ ビームの形成を行った。形成したビームをチョッパーホイールによって分子衝突速度ごとに切り分け、速度分布幅の狭域化を試みた。形成したビーム中の分子衝突速度は火星エアロブレーキング時の速度に達した。CO₂ ターゲットガス加速の際、CO₂ 分子の解離が発生し、形成されたビーム中には O、CO、C の CO₂ フラグメントが含まれることが確認された。チョッパーホイールを用いてのビームの速度ごとの切り分けには成功したが、衝突速度分布幅は実環境の分布幅まで狭域化できな

かった。今後チョッパースリット幅の調節、
ビームエネルギーの調整等を行い、より実環境に近い
ビームを形成する必要がある。

謝辞

本研究の一部は日本学術振興会科学研究費補助
金・助成金 No. 25289307, 26289322, 15K14252,
15K14253 と、文部科学省宇宙科学研究拠点形成プロ
グラムの助成により実施されたものである。

参考文献

- 1) Yang, J. C., de-Groh, K. K.: Materials research society,
Vol.35, No1, 12-19, 2010.
- 2) Krasnopolsky, V. A.: Mars' upper atmosphere and
ionosphere at low, Medium, and high solar activities:
Implications for evolution of water, Journal of
Geophysical Research, Vol.107, No,E12, (2002) 5128.
- 3) Tagawa, M., Yokota, K., Kishida, K., Okamoto, A.,
Minton, T. K.: Energy dependence of hyperthermal
oxygen atom erosion of a fluorocarbon polymer:
relevance to space environmental effect, ACS
Advanced Materials and Interfaces, Vol.2, No.7, 2010,
pp.1866-1871.
- 4) Caledonia, G. E., Krech, R. H., Green, D. B.: A high
flux source of energetic oxygen atoms for material
degradation studies, AIAAJ, Vol.25, No1, 59-63,
1987.
- 5) Yokota, K., Yasuda, S., Mizutani, A., Tagawa, M.:
Relative electron impact probabilities of O, O₂, and
Ar components in laser-detonation hyperthermal
beams, Japanese Journal of Applied Physics, Vol.52,
2013.
- 6) Brook, E., Harrison, M. F. A., Smith, A. C. H.:
Measure ments of the electron impact ionization cross
sections of He, C, O and N atoms, Journal of Physics,
Vol 11, 1978.
- 7) Yoshida, H.: A survey of partical pressure standard,
AIST Bulletin of Metrology, Vol 5, 2006.

第12回宇宙環境シンポジウム プログラム

2015.11.09版

第12回宇宙環境シンポジウム

於:北九州国際会議場 国際会議室

11月16日 (月)

- 12:00~13:00 受付
- 13:00~13:15 主催者挨拶 (九州工業大学・松永学長)
- 13:15~17:45 講演

セッション	開始	[分]	講演分野	講演者
基調講演	13:15	60	衛星帯電	Dale Ferguson (US Air Force)
	14:15	60	宇宙材料	J.R. Dennison (Utah State University)
	15:15	30	Coffee Break, 写真撮影	
	15:45	60	超高速衝突	Carsten Wiedemann (Technische Universitaet Braunschweig)
	16:45	60	小型衛星	Craig Underwood (University of Surrey)

- 18:30~20:00 懇親会 (国際会議場内レストラン パンソデルマール、会費1,000円)

11月17日 (火)

- 9:00~16:50 講演
各講演時間には質疑応答(5分)を含みます。

セッション (座長)	開始	[分]	講演タイトル	講演者(O)・共著
JAXA, 九州工業大学 活動紹介 (小原隆博)	9:00	20	宇宙環境とその影響に関する研究の取り組み	○松本清久
	9:20	20	超小型衛星試験センター (CeNT)の5年間の活動報告	○増井博一、越孟佑
	9:40	20	九州工業大学における超高速衝突研究の18年の歩み	○赤星保浩
	10:00	20	九州工業大学での材料劣化研究のこれまでと将来計画	○岩田稔
	10:20	20	九州工業大学における宇宙機帯電放電の研究	○豊田和弘、越孟佑
	10:40	20	Coffee Break	
帯電・放電実験および シミュレーション (越孟佑)	11:00	20	帯電・放電設計標準データ集改訂の報告	○大平正道
	11:20	20	人工衛星のシステム帯電放電設計と材料の帯電試験	○福田康博、木之田博、松田涼太、藤井治久
	11:40	20	宇宙機用プリント基板上の持続放電現象	○藤井治久、兵頭樹、東勇希
	12:00	90	Lunch	

帯電・放電実験および シミュレーション (趙孟佑)	13:30	20	プラズマシミュレーションを用いた ABIE 放電室内における中性粒子吸 入を考慮したプラズマ生成解析	○川口伸一郎、白井英之、三宅洋平、安河内翼、福田雅人、 横田久美子、田川雅人
	13:50	20	SPISを用いた最悪プラズマ環境下の静止軌道衛星表面帯電解析	○中村真弥、中村雅夫
	14:10	20	静電気対策材料の放電特性及び保護素子の効果	○大津孝佳、堂山英之、藤坂功一
	14:30	20	Measurement of ESD threshold voltage of coverglass (CMG100AR).	○Nguyen Duc Minh, Arifur R. Khan, K. Toyoda, M. Cho
	14:50	20	Coffee Break	
帯電計測、材料特性 (三宅弘寛)	15:10	20	HTV-5号機における帯電電位計測結果と次号機での計画	○奥村哲平、川北史朗、古賀清一、大川森史、河本聡美、小 林裕希、葛西徹
	15:30	20	ポリイミドにおける二次電子放出特性と照射線量の関係	○谷口大明、小玉一真、三宅弘寛、田中康寛、大平正道、奥 村哲平、川北史朗、高橋真人
	15:50	20	宇宙機材料の二次電子放出係数及び光電子放出係数の測定	○川崎和真、宮原信、Essien Ewang、井上俊佑、豊田和 弘、趙孟佑
	16:10	20	電子線照射フッ素系絶縁材料の空間電荷蓄積特性	○永瀬崇浩、吉田周吾、三宅弘寛、田中康寛
	16:30	20	材料物性値のみで光電子放出特性を取得できる物理モデルの考案	○矢部謙治、鈴木誠太郎、三宅弘寛、田中康寛、大平正道、 奥村哲平、川北史朗、高橋真人

11月18日(水)

●9:00~16:50 講演
各講演時間には質疑応答(5分)を含みます。

セッション(座長)	開始	終了	講演タイトル	講演者(○)・共著
宇宙環境計測・宇宙天気 (松本晴久)	9:00	20	中性大気密度計測用6自由度加速度計の制御結果及び校正方法について	○大里優一郎、新谷昌人、東尾奈々、渡邊力夫
	9:20	20	SEDA-AP/HITによる太陽フレアからの重イオン観測	○上野達、松本晴久、古賀清一
	9:40	20	QZSとMAGDAS地上磁力計を用いた同一沿磁力線電流の解析	○小串修、河野英昭、東尾奈々、松本晴久、A. V. Moiseev, D.G.Baishnev、魚住俊司、阿部修司、湯元清文、 吉川順正
	10:00	20	巨大磁気嵐時の放射線帯外帯MeV電子の変動	○小原隆博
	10:20	20	Coffee Break	
宇宙環境計測・宇宙天気 (松本晴久)	10:40	20	LANL 静止軌道衛星のプラズマデータをを用いた衛星電位解析	○小田光信、中村雅夫、趙孟佑
	11:00	20	ELMOS小型衛星群の現状と展望	○児玉哲哉、松本晴久、小山孝一郎
小型衛星による 宇宙環境計測 (中村雅夫)	11:20	20	磁気嵐に呼応する地球外気圏の水素原子の密度変動	○桑原正輝、吉岡和夫、村上豪、土屋史紀、木村智樹、吉川 一朗
	11:40	20	Space Radiation Distribution Measured by the Ultra Small Deep Space Probe SHINEN-2	○BENDOUKHA, SIDI AHMED
	12:00	20	HORYU-4: Miniaturised Laboratory for In-Orbit High Voltage Technology Demonstration	○清水達生、HORYU-4 Project Team, M. Cho
	12:20	90	Lunch	

デブリ計測、モデリング (中村雅夫)	13:50	20	宇宙環境保全における微小デブリ研究の現状	○北澤幸人、松本晴久、奥平 修、花田 俊也、東出 真澄、 赤星 保浩、仁田 工美
	14:10	20	こうしたとり5号機による微小デブリ計測	○奥平修、松本晴久、北澤幸人、上野 遥
	14:30	20	IDEA the Project for In-situ Debris Environmental Awareness	○花田俊也、藤田浩輔、古本政博
	14:50	20	Coffee Break	
その他関連分野 (古賀清一)	15:10	20	小型宇宙探査実験機における自動制御システムの設計手法	○黒岩史登
	15:30	20	汎地球観測ネットワークを基軸とした 宇宙天気研究・教育の革新的 国際展開	○吉川順正、花田俊也、羽田 亨
	15:50	20	縦孔・地下空洞周辺の月面帯電に関するプラズマ粒子シミュレーション	○三宅洋平、西野真木
	16:10	20	月軌道から帰還する超小型プロープの熱防衛システム	○吉尾 颯、奥山圭一、下田孝幸、Blanca Szasz
	16:30	20	火星高層大気環境シミュレーションを目的とした超熱混合分子ビーム形 成の基礎研究	○初田光嶺、緒方雄介、横田久美子、田川雅人

