

## 科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成 25 年 6 月 3 日現在

機関番号：17104  
 研究種目：基盤研究(A)  
 研究期間：2010～2012  
 課題番号：22246104  
 研究課題名（和文）  
 極軌道対応型衛星帯電防止用受動的電界電子放出素子（ELF/PEO）の開発  
 研究課題名（英文）  
 Development of Passive Field Electron Emission Device (ELF/PEO) for Spacecraft Charging Mitigation in Polar Earth Orbit  
 研究代表者  
 趙 孟佑 (MENGU CHO)  
 九州工業大学・工学研究院・教授  
 研究者番号：60243333

## 研究成果の概要（和文）：

衛星帯電を防止するための電子放出素子(ELectron-emitting Film, ELF)を開発した。高エネルギー電子による衛星表面の絶縁体の帯電を利用し電界電子放出を受動的に起こすために、微小突起金属にフッ素コーティングを施した。高度 680km の極軌道に打ち上げられた超小型衛星「鳳龍式号」にて軌道上実証を行なった。オーロラ帯を通過した際に、フッ素樹脂の帯電と 6 $\mu$ A の電子放出を確認した。

## 研究成果の概要（英文）：

We developed ELF (ELectron-emitting Film) to mitigate spacecraft charging. ELF is film made of fluoro-polymer coating over etched copper plate. The coating is to make electron field emission in a passive manner utilizing the charging of the coating due to energetic electrons in orbit. We carried out on-orbit demonstration of ELF onboard a nanosatellite, HORYU-II, that was launched to 680km polar orbit. We confirmed charging of the fluoro-polymer and the electron emission current up to 6 $\mu$ A over the aurora zone.

## 交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2010 年度	15,200,000	4,560,000	19,760,000
2011 年度	13,100,000	3,930,000	17,030,000
2012 年度	8,100,000	2,430,000	10,530,000
年度	0	0	0
年度	0	0	0
総計	36,400,000	10,920,000	47,320,000

## 研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙環境

## 1. 研究開始当初の背景

(1)高電圧化に伴って太陽電池アレイを中心とした不具合が頻発している。90年代後半以降、衛星の表面帯電に起因した放電事故が多発しており、現在も放電事故は止まっていない。

(2)2003年10月に高度800kmの極軌道

(PEO)を飛行する地球観測衛星みどり2号がオーロラ粒子による帯電からケーブル間の放電に到って全機能を喪失した。

(3)衛星表面の放電事故は、衛星の絶縁体表面と衛星構体との間の電位差（乖離電圧）が放電発生のしきい値を超えることが引き金となる。

(4)絶縁体が構体より正に帯電すると、太陽電池では静止軌道(GEO)で 400V、極軌道で 100V 程度の電位差で放電が発生する。絶縁体表面が負の場合は、放電発生には数 kV 以上の電位差が必要である。

(5)絶縁体を衛星構体より負にすれば放電発生確率を大幅に減らせる。そのためには衛星構体電位をゼロ付近に保てばよく、その時絶縁体表面はゼロか負の電位になる。

(6)電子ビーム放出やプラズマコンタクタ等の従来の衛星電位の能動的制御方法は、電子やプラズマを放出するための電源と帯電を検知して機器を作動させるためのセンサーを必要とし、電源や質量の限られた衛星に搭載する上で大きな問題を抱えている。

(7)我々は過去 6 年間に亘って静止軌道対応型 Elf (今回の開発品と区別するため Elf/GEO と呼ぶ) の開発を行っており、金属(導電体)と高分子材料(ポリイミド)を隣接させることで、フィルムが高エネルギー電子によって帯電すると同時に両者の境界(三重接合点)付近の電界が高まって、導体面から電子が放出されることを見いだした。

(8)Elf の動作は完全受動型であり、電子放出のための強電界はフィルムの帯電によるので電源は不要である。また、衛星表面の絶縁体と構体の電位差が開き始めると同時に作動を開始するので、センサーも要らない。

## 2. 研究の目的

本研究は、これまでの研究成果に基づいて Elf の軌道上実証を行うことを目的とする。しかしながら、静止軌道衛星での実証は実証機を見つけるのが非常に困難であり、超小型衛星で自前の実証が可能な極軌道をターゲットとする。極軌道であれば小型衛星等で高い需要も期待できる。3 年の研究期間内に、以下を達成する

- 1)Elf/GEO を極軌道対応型へ改良した Elf/PEO の開発、
- 2)極軌道衛星での宇宙実証に必要な機器の開発を行う。
- 3)超小型衛星にて、軌道上データの取得と解析を含む。

## 3. 研究の方法

(1)Elf/GEO は静止軌道への耐性を十分に擁しているものの、原子状酸素耐性に難がある。本研究では、エッチング加工済みの銅箔の上に原子状酸素に強いフッ素系樹脂をコーティングする。Elf を真空容器内に入れ、数 keV の電子ビームを照射して軌道上での高エネルギー電子群との遭遇を模擬する。Elf の金属部をチャンパー壁に対して負に数 kV にバイアスしながら(軌道上での衛星構体の負電位を模擬する)ビームを照射し、電子放出電流を高電圧電源の制限抵抗での電圧降下で

測定する。

(2)軌道上実証では、実験機器を on/off することで、電子電流を計測しながら各電位の変化を測定する。実証に必要な搭載機器としては、a)実験機器を on/off するためのリレーと電流を計測する Elf コントローラ、b)衛星電位モニタ、c)衛星搭載コンピュータに電流及び帯電電位の計測値を引き渡すためのインターフェース、の 3 つが必要となる。そのような機能を有した搭載機器(電子回路基板)を作成し、宇宙環境への耐性を評価する。

(3)超小型衛星「鳳龍式号」にて軌道上実証を行なう。衛星は高度 680km の極軌道に打ち上げられる。九工大の地上局からコマンドを送り、オーロラ帯通過時に実験機器を ON する。オーロラ観測を行なっている他機関からデータを取得して、オーロラ電子の状況等を把握する。実験データを衛星から取得し、データ解析を行なう。

## 4. 研究成果

(1)図 1 に鳳龍式号に搭載した ELF の写真を掲載する。上段が ELF、下段がフッ素樹脂表面の電位を計測する Surface Charging Monitor (SCM)である。図 2 に断面図を示す



図 1: 鳳龍式号に搭載した ELF(上)及び SCM(下)

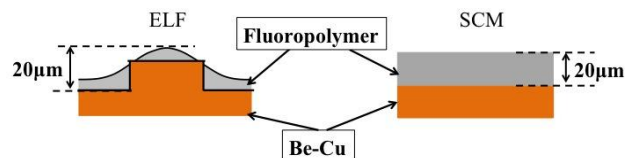


図 2: ELF 及び SCM の断面

ELF 及び SCM は各々 3cmx3cm の正方形で重量は 3g である。ベリリウム銅の上にフッ素樹脂コーティングを行なった。ELF はエッチングを施し、角の銅が露出するようになっている。SCM はエッチングを施していない。実験室にて、電子ビームを照射したところ、SCM が最大 1700V の正帯電を示した時に、ELF

から最大  $9\mu\text{A}$  の電子放出を確認した。

(2) 図 3 に鳳龍式号に搭載した ELF の実験回路基板を示す。図 4 はブロック図である。基板は  $101\text{mm}\times 82\text{mm}\times 13\text{mm}$  のサイズであり、全て民生用の電子部品を使用して作られている。電源は  $5\text{V}$  を外部から絶縁された上で供給され、内部で  $5\text{V}$  及び  $3.3\text{V}$  に変換している。消費電力は  $50\text{mW}$  である。



図 3 ELF 実験用電子回路基板

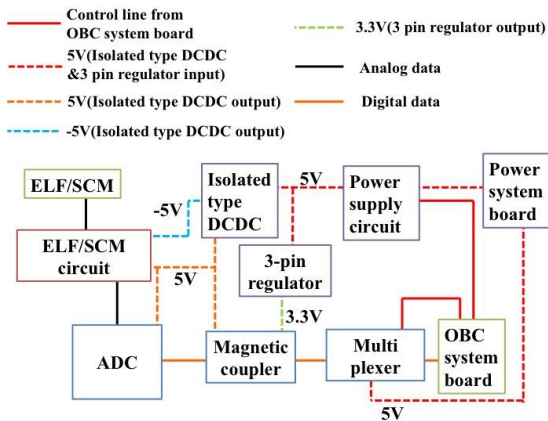
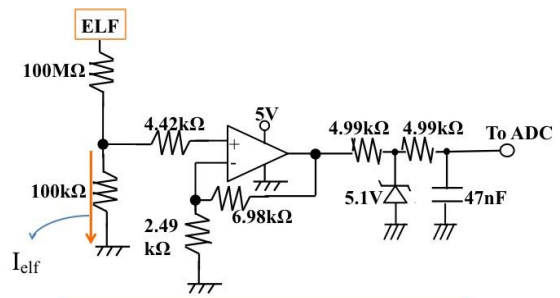


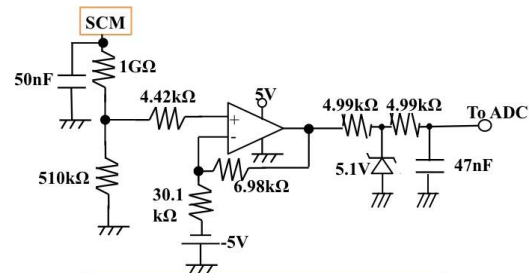
図 4 ELF 実験回路のブロック図

図 5 に ELF の電流測定回路を示す。放出電流に比例した  $0\sim 5\text{V}$  のアナログデータを出力するようになっている。最大測定電流は  $13\mu\text{A}$  である。SCM も同様の回路をもち(図 6)、 $-2\text{kV}\sim +6.4\text{kV}$  の表面電位をアナログデータに直して出力している。ADC(図 4)がそれらアナログデータをそれぞれ  $8\text{bit}$  のデジタルデータに変換する。衛星搭載コンピュータ(OBC)が、絶縁用の磁気カプラを通じて、合計  $2$  バイトのデータを  $4$  秒間に  $1$  回取得している。図 3 の実験基板は、鳳龍式号搭載を想定して、振動、衝撃、熱真空、熱サイクルの各種試験を実施し、宇宙環境への耐性を確認した。真空中では、 $-20^\circ\text{C}\sim +55^\circ\text{C}$  の範囲での動作を確認している。



※Amplification factor :  $(6.98\text{k}\Omega + 2.49\text{k}\Omega) / 2.49\text{k}\Omega = 3.8$

図 5 ELF 電流測定回路



※-5V is supplied from isolated type DCDC  
Amplification factor :  $(6.98\text{k}\Omega + 30.1\text{k}\Omega) / 30.1\text{k}\Omega = 1.23$

図 6 SCM 電位測定回路

(3) 図 7 に鳳龍式号の外観を示す。鳳龍式号は  $1$  辺約  $30\text{cm}$  の立方体形状をしており、質量は  $7.1\text{kg}$  である。衛星は九州工業大学にて開発した。2012 年 5 月 18 日に H2A ロケットにて高度  $680\text{km}$  の極軌道に打上げられた。九工大におかれた地上局からのコマンドによって、指定された時間において ELF 実験回路に電力を供給し、OBC にてデータを取得する。

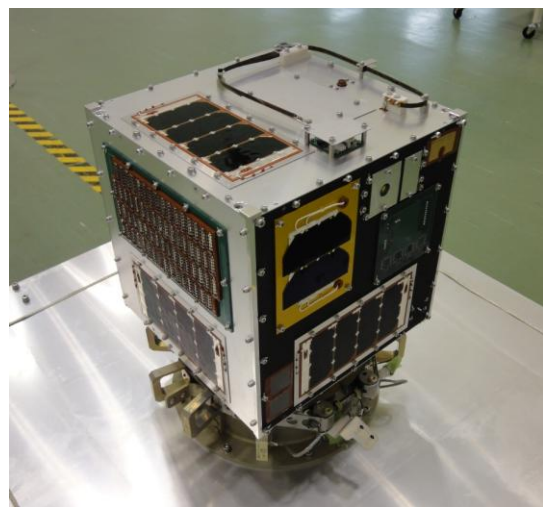
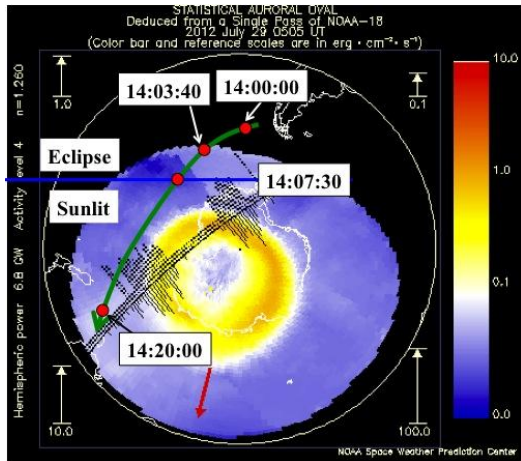


図 7 鳳龍式号

図 8 に 2012 年 7 月 29 日の衛星軌道を示す。13 時 4 分に九工大上空を通過時にコマンドを送り、14 時 00 分から 14 時 20 分（全て日本時間）に実験を行なうようにした。この時のオーロラの強さは、アラスカ大学の指標 ( $0 \sim 9$ ) のうち、中間値の 4 であった。図 8 には NOAA の NOAA-18 衛星が取得したオーロラの電力密度を重ねている。衛星は 14 時 0 分から 14 時 7 分 30 秒までは蝕にある。(衛星軌道位置には最大で 1 分程度の誤差がある)



Mission time : 20min, Start 14:00:00 JST, Finish 14:20:00 JST



図 8 2012 年 7 月 29 日の衛星軌道

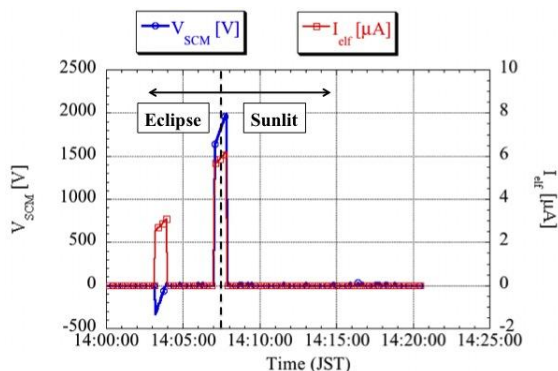


図 9 ELF 電流と SCM 電位の測定結果

衛星が蝕を抜ける直前の 14 時 7 分頃に ELF から最大で  $6\mu\text{A}$  の電流が 1 分間に亘って放出された。また、その時最大  $2000\text{V}$  の帯電電位と  $6\mu\text{A}$  の電子放出が観測されている。蝕中は、プラズマ密度が低く、太陽光による光電子電流もないために、衛星構体は負になりやすく、

ELF からの電流放出の条件が整ったと思われる。

2012 年 12 月までの間に 24 回の実験を行い、3 回の実験で電子電流の放出を確認している。しかし、図 9 の 14 時 3 分頃のデータが示すように、ELF から  $3\mu\text{A}$  の電流が放出されているにも拘らず、SCM が  $-300\text{V}$  程度の負帯電を示しているものがある。この事例は他にも 2 回確認されている。地上実験では、このような事例は確認されたことがなく、今後解明していく予定である。

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 3 件)

① Minoru Iwata, Arifur R. Khan, Hideyuki Igawa, Kazuhiro Toyoda, and Mengu Cho, Tatsuhito Fujita, "Development of Electron-emitting Film for Spacecraft Charging Mitigation", J. Spacecraft and Rockets, 査読有, vol. 49, 2012, no.3, (546-552)

② Khan, Arifur; Sumida, Takahiro; Iwata, Minoru; Toyoda, Kazuhiro; Cho, Mengu; Fujita, Tatsuhito; "Environment Exposure Tests of Electron-emitting Film for Spacecraft Charging Mitigation", IEEE Trans on Plasma Science, 査読有, Volume: 40, Issue: 2, Page(s): 380-387, 2012

③ A. R. Khan, N. Matsumoto, T. Sumida, R. Shibagaki, M. Iwata, K. Toyoda, M. Cho and S. Tomonari, "In-orbit Demonstration of Newly Developed Passive Electron-emitting Film for Spacecraft Charging Mitigation", Journal of Spacecraft and Rockets, 査読有, accepted, 2012.(掲載決定のため頁未定)

[学会発表] (計 7 件)

① 松本直希、九州工業大学 衛星開発プロジェクト、増井博一、趙孟佐, "超小型衛星鳳龍式号の高電圧技術実証試験結果と不具合検証", 第 9 回宇宙環境シンポジウム, 2012 年 11 月、東京

② 松本直希, Arifur R. Khan, 増井博一, 岩田稔, 豊田和弘, 趙孟佐, "衛星帯電防止用受動型電子エミッタの軌道上実証実験結果", 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2012 年 11 月、別府

③ Naoki Matsumoto, Arifur.R.Khan, Minoru Iwata, Kazuhiro Toyoda, Mengu Cho, "Development of Experimental Electronics for Orbital Demonstration of Electron-emitting Film onboard a Nano-satellite", 12th Spacecraft Charging Technology Conference, Kitakyushu,

Japan, May, 2012

④松本 直希、Arifur.R.Khan、岩田 稔、豊田 和弘、趙 孟佑、「衛星帯電防止用受動型電子エミッタの軌道上実証実験用回路の開発」航空宇宙学会西部支部講演会、2011年11月、長崎（日本）

⑤柴垣龍之介、澄田貴大、Arifur Rahaman Khan、増井博一、岩田稔、豊田和弘、趙孟佑，“QSAT-EOS への搭載に向けた帯電防止用フィルム型電子エミッタシステムの開発”，日本航空宇宙学会西部支部講演会 2010年11月 九州大学、福岡（日本）

⑥ Takahiro Sumida, Ryunosuke Shibagaki, Arifur R. Khan, Minoru Iwata, Kazuhiro Toyoda, Setuo Tomonari, and Mengu Cho, ”Development and Verification of On-Orbit Demonstration Device for Electron-emitting Film (ELF) for spacecraft charging mitigation”, 61th International Astronautical Congress, 2010年10月,Czech Republic,Prague(チェコ)

⑦A. R. Khan, T. Sumida, M. Iwata, K. Toyoda, M. Cho and T. Fujita, “Environmental Exposure Test of Electron Emitting Film for Spacecraft Charging Mitigation” 11th Spacecraft Charging Technology Conference, 2010年9月、Albuquerque (アメリカ)

[その他]

ホームページ等

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

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

趙 孟佑 (CHO MENGU)

九州工業大学・工学研究院・教授

研究者番号：60243333

### (2) 研究分担者

豊田 和弘 (TOYODA KAZUHIRO)

九州工業大学・工学研究院・准教授

研究者番号：10361411

### (3) 研究分担者

岩田 稔 (IWATA MINORU)

九州工業大学・工学研究院・助教

研究者番号：80396762