

講座

宇宙機と宇宙プラズマ相互作用による放電現象の地上実験と軌道上実験

Ground and Orbit Experiment of Electro Static Discharge Phenomena Caused by Interactions between Spacecraft and Space Plasma

1. はじめに

1. Introduction

趙 孟佑, 増井博一

CHO Mengu and MASUI Hirokazu

九州工業大学

(原稿受付: 2015年7月31日)

この講座では、宇宙機で発生する放電現象を紹介する。第2章では宇宙機で発生する放電のメカニズムについて紹介し、この放電を抑制する事が次世代宇宙機の高電圧化に欠かせない技術である事を説明する。第3章では、地上で行われる宇宙機の放電に関わる実験について紹介する。また、この数年で行われた軌道上実証実験の結果について第4章で説明を行う。

Keywords:

space environment, ESD (Electro Static Discharge), spacecraft charging, arcing, solar array

1.1 はじめに

宇宙プラズマや宇宙天気については本学会誌の記事としてよく取り上げられており、宇宙機の帯電現象ということで紹介されているが、放電現象による実際の影響については紹介されていない。宇宙空間を飛翔する宇宙機（人工衛星、宇宙ステーション）などは物理的に浮いており、電気的にも浮いている（電位が一意に定まらない）状態である。したがって、宇宙機の電位は周辺プラズマに影響を受ける。宇宙プラズマや宇宙環境については本学会誌の小特集[1]や参考文献[2]に詳しく述べられている。図1は宇宙機に流入、流出する電流を示している。宇宙機の電位は周辺プラズマ、光電流、帯電物性、衛星の姿勢により決定される。また、宇宙機の発電状況にも影響を受ける。宇宙機の構造材がすべて導体で、宇宙機の電位が至る所で同じであれば問題はないが、宇宙機には多くの誘電体、絶縁体を使用されており、宇宙機内で電位が異なる状況（局所帯電）が容易に発生する。特に重要となる箇所は、太陽電池の放射線劣化を低減する目的で太陽電池表面に取り付けられたカバーガラスや電気的絶縁、熱的絶縁の目的で宇宙機外表面に取り付けられている有機材料（ポリイミドやPTFE

など）が使用されている箇所である。これらの場所は宇宙空間に直接曝露されているので、宇宙プラズマの影響を直接受ける。宇宙機構体と誘電体間で高い電位差が発生すれば、放電に至る。この放電は我々が冬場にドアノブを触る時によく体験する放電や半導体製造工場で問題となる静電気放電と同じである[3]。これらの放電は英語では Electro Static Discharge と呼ばれるため、宇宙機で発生する静電気放電もやはり ESD と呼称される。

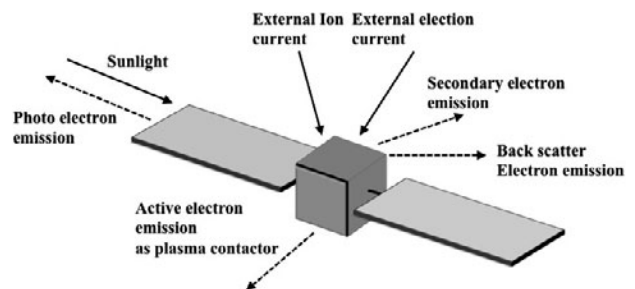


図1 宇宙機電位に影響する電流の種類（イオン電流、電子電流、光電子放出、二次電子放出、後方散乱電子、およびプラズマコンタクターより放出される電子放出）。

Kyushu Institute of Technology, Kitakyushu, FUKUOKA 804-8550, Japan

corresponding author's e-mail: cho@ele.kyutech.ac.jp

宇宙機が飛翔する軌道、高度によって帯電状態は異なり、大きく以下の3つの環境に分類することができる

1.1.1 低エネルギーのプラズマが支配的な環境

この環境は高度が300–1200 kmと低く、軌道傾斜角（赤道と宇宙機の軌道がなす角度）が低い環境で主に地球観測を行う衛星、国際宇宙ステーションなどが飛翔する環境である。この環境では上層大気が太陽由来の紫外線により電離され、0.1–1 eV程度の比較的エネルギーの低いプラズマが支配的である[4]。したがって、宇宙機の電位はプラズマ温度程度になる。しかし、宇宙機が発電すると太陽電池の正極と負極（衛星構体）に電位差が生じる（詳細は次章参照）。

1.1.2 高エネルギーのプラズマが支配的な環境

静止軌道（高度36000 km）では高エネルギーの粒子が支配的で、通常時の電子のエネルギーが数keV[4]程度と高い環境である。日照中は光電子電流が支配的となり、衛星構体の電位は正となるが、触中（太陽光が当たらない時間帯）は電子電流が支配的となり衛星構体の電位は負に沈む。静止軌道での衛星の帯電は誘電体表面が衛星構体に対して、正となる場合と負となる場合が存在する。日照中でも磁気嵐（サブストーム）と呼ばれる高エネルギー電子の流入が増加するような条件では、衛星構体と絶縁体表面での電位差が増加して放電が発生する。

1.1.3 1と2が複合的な環境

地球の全域を観測する目的で用いられる極軌道（衛星の軌道が赤道に対して90°傾いており、軌道高度は600–1200 km）では、1で説明したような環境で支配的な低エネルギーのプラズマが存在しつつ、極域（南極、北極付近）の領域ではオーロラを生み出すような高エネルギーの荷電粒子が存在している。サブストームなどの発生により、この極域での高エネルギー粒子が増加すると2と同様に誘電体と衛星構体間に大きな電位差が発生する。特に極軌道では低エネルギーのプラズマと高エネルギーの荷電粒子が同時に存在するため、衛星の電位を決定することが難しい。軌道上での衛星の帯電状況を明らかにする目的で数値計算ツールMUSCAT（Multi Utility Space Charging Analysis Tool）が開発された[5,6]。これにより現在では打ち上げ前に衛星の帯電状況を把握することが可能となり、放電に

至るような帯電状況の発生を事前に検討することが可能となっている。

これら帯電によって発生する放電は初期放電（Primary Arc）と呼ばれる。この初期放電により、誘起される二次放電や持続放電（Sustained Arc）と呼ばれる放電が衛星に対して大きなダメージを与える。特に1990年代後半以降の衛星の発電電圧（バス電圧）の上昇に伴い持続放電の発生が問題となった[7,8]。持続放電の詳細については次章で解説を行う。

本講座では宇宙機で発生する放電現象に着目し、以下の構成で解説を行う。

1章では宇宙機での放電現象を概説した。

2章では放電現象発生のメカニズムについて帯電状況ごとの説明を行い、引き起こされる故障や問題について述べる。

3章では地上試験方法や放電防止の取り組みについて述べる。特に太陽電池パネルやケーブル間での放電実験の結果について述べる。

4章では帯電・放電現象を対象として、実際に軌道上で実施された実験の概要、結果について述べる。

5章では本講座の内容をまとめ、将来の展望について述べる。

参考文献

- [1] 三宅弘晃他：プラズマ・核融合学会誌 88, 87 (2012).
- [2] 趙孟佑他：日本航空宇宙学会誌 51, 591 (2003).
- [3] 電気学会放電ハンドブック出版委員会編：放電ハンドブック（オーム社，1999）。
- [4] D. Hastings, Spacecraft Environment Interactions, Cambridge University Press (2004).
- [5] T. Muranaka *et al.*, IEEE Transactions on Plasma Science, 36, 5 (2008).
- [6] S. Hatta *et al.*, Acta Astronautica, 64, 5 (2008).
- [7] I. Katz *et al.*, AIAA Paper 98-1002, 36th Aerospace Sci. Meeting (1998).
- [8] 宇宙開発委員会調査部会：環境観測技術衛星（ADEOS-II）「みどり2号」の運用異常に係る原因究明及び今後の対策について、宇宙開発委員会報告書（2004）。



2. 宇宙機での放電現象

2. Discharge Phenomena on Spacecraft

趙 孟佑, 増井 博一

CHO Mengu and MASUI Hirokazu

九州工業大学

(原稿受付: 2015年7月31日)

この章では宇宙機で発生する放電現象について説明する。宇宙機で発生する放電現象が最も起こりやすい箇所は太陽電池パネルであるために、最初に太陽電池パネルの構造について詳しく述べる。その後、太陽電池パネルでの帯電のメカニズムについて説明し、初期放電発生メカニズムを衛星の軌道高度ごとに分けて説明する。続いて、初期放電により引き起こされる影響のさらに大きな持続放電のメカニズムについて説明する。

Keywords:

space environment, spacecraft, charging, ESD, sustained arc

2.1 太陽電池パネルでの放電

1章で述べたように、宇宙機の放電現象は帯電状況(=軌道)により異なる。ここでは最も放電現象が発生しやすい太陽電池パネルに着目し説明を行う。実際、故障が発生しやすい箇所として、電源、太陽電池パネルが報告されている[1]。図1は太陽電池パネルの断面の模式図を示している。太陽電池パネルは下から、サブストレート(CFRP)、絶縁シート(ポリイミドフィルム)、接着剤(Room Temperature Adhesive=RTV)、太陽電池セル、カバーガラスが重ね合わせられ構成されている。カバーガラスは太陽電池が放射線に曝露される事による出力低下を低減する目的で透明接着剤によって太陽電池セルに取り付けられている。また、カバーガラス表面には太陽光の反射を低減するAR(Anti Reflect)コーティングが施されている。太陽電池セルは直列に接続されており、ダイオード特性をもつ太陽電池セル上部のN電極から隣の太陽電池セルの下部のP電極にインターコネクタによって接続されている。放電は図1において点線で囲まれる箇所で発生する。この箇所は導体、絶縁体、プラズマの境界が接しトリプルジャンクションと呼ばれ、電気力線が集中する箇所であり、初期放

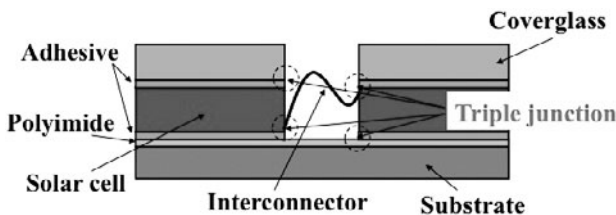


図1 太陽電池断面。
トリプルジャンクション(導体、絶縁体、プラズマが接する境界面)で放電が発生しやすい。

電が発生しやすい。トリプルジャンクションが存在する箇所であれば、太陽電池以外の箇所でも放電は発生する。その一例が次節で説明するケーブル間での放電である。太陽電池ではトリプルジャンクションが非常に多く存在するために結果として発生頻度が高くなる。

この時、太陽パネル表面と宇宙機構体の間に発生する電位差の事を乖離電圧と呼ぶ。この電圧がある閾値以上になると、放電が発生する。この放電発生の閾値も帯電状況によって異なる。以下に帯電環境ごとの放電発生メカニズムについて詳しく述べる。

2.1.1 低エネルギープラズマ環境下での逆電位勾配

低軌道では0.1 eV程度の低いエネルギーをもつプラズマが支配的であり、放電現象は宇宙機の発電状況によって大きく影響される。図2は宇宙機の発電時の電位の模式図である。

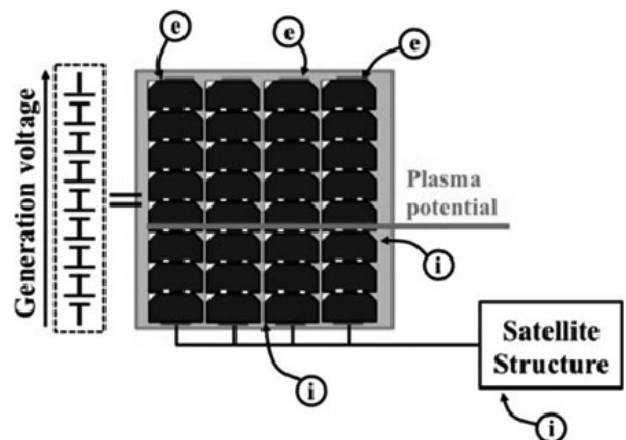


図2 低地球環境下での発電時の衛星の電位。衛星構体はイオンを収集する必要がある為に負帯電となる。

宇宙機が太陽電池を使用して発電すると、太陽電池の正極は宇宙プラズマから電子を収集し、宇宙機構体はイオンを収集し、電流のループが形成される。当然、電子とイオンの移動度が異なるので、衛星構体全体が発電電位と同じ程度負に沈み、イオン電流を収集することでループが維持される。一方、太陽電池表面は太陽光に曝されており、光電子による電流の流出が支配的なためほぼ正の状態が保たれる。したがって、衛星構体-太陽電池表面のカバーガラス間には衛星の発電電圧分の電位差が生じることとなる。この状態はプラズマ環境下での逆電位勾配 (Inverted Potential Gradient: IPG) と呼ばれ、衛星構体の電位に対してカバーガラス表面の電位が高い状態である。放電に至るまでには次のようなプロセスが考えられている。①トリプルジャンクションにおいて電界が強められ、電子が放出される。②放出された電子はカバーガラス側面を叩いてガス脱離を促進し、同時にカバーガラス側面からの電子の放出も促進する。結果として、カバーガラス-構体間の電位差が増加することとなる。③ガスの脱離により、トリプルジャンクション付近に放電環境が整い放電が発生する。低地球環境下では、発電電圧がそのまま放電電圧となる。1990年以前では50 V程度の発電が主流であったが、伝送ロスを減らし、発電効率を向上させる目的で衛星の高電圧化が進み、1990年代後半に入ると100 V程度のバス電圧が採用されるようになった[2]。また、当初は国際宇宙ステーション (International Space Station:ISS) も200 V以上のバス電圧を想定していた。しかし、発電電圧が200 Vを超えると上記のプロセスによって放電が発生することが指摘され[3]、実験室でも同様の放電が確認されるに至った[4]。この指摘以降、ISSでは発電電圧を160 Vとし、尚かつ、プラズマコンタクター (電子源) を使用してISSの電位が下がりにくいような対策が取られることとなった。

2.1.2 高エネルギープラズマ環境下での逆電位勾配

静止軌道環境下やオーロラ帯で高エネルギーの電子によって引き起こされる逆電位勾配形成について説明を行う。高エネルギープラズマ環境下での帯電に影響する材料特性としては、抵抗、光電子放出係数、静電容量などがあるが、特に逆電位勾配の放電で重要な特性はカバーガラスからの二次電子放出である。先に述べたようにカバーガラス表面にはMgF₂などの材質のARコーティングが施されているが、このARコーティング材は高い二次電子放出係数をもっている。静止軌道上では、低軌道で存在していた低エネルギーのプラズマが存在せず電子電流が支配的となり通常衛星電位は負になる。サブストームの発生により、流入する電子電流が急激に増加すると帯電状況が変化する。カバーガラスは誘電体であり、導体で構成される衛星構体とは別の電位をもつ。また、ARコーティングされたカバーガラスの表面に電子が照射されると流入電子よりも流出電子の方が大きくなる状態が発生し易い。つまり、二次電子放出係数が1以上となる条件が整うとカバーガラスの表面は衛星構体に対して正の電位をもつこととなり、逆電位勾配が形成されることとなる。以降の放電に至るまでのプロセスは1.1と同じである。この二次電子放出係数と

電子エネルギーの関係 (宇宙環境下では実際は衛星構体間と電子のエネルギーの差となる) は図3のようになり、流入する電子のエネルギーが高すぎる場合には二次電子放出係数は小さくなる傾向があり、一般的には500 eVから1000 eVの間で二次電子放出係数が最も大きくなる。二次電子放出係数は温度や宇宙環境下での劣化により変動する。高エネルギー電子によって形成される逆電位勾配の乖離電圧の放電発生の閾値は400-800 Vである[5-7]。

2.1.3 順電位勾配

次に順電位勾配形成について述べる。順電位勾配は衛星表面の誘電体の電位が、宇宙機構体の電位に比べより負になる帯電状態である。順電位勾配が発生する軌道としては、主に静止軌道と極軌道、オーロラ帯が考えられる。しかし、順電位勾配は先に述べた逆電位勾配に比べると発生する確率は低い。理由は宇宙機の電位が負に沈むことが多く、衛星構体の電位が正を保つことが難しいためである。極軌道で考えられる順電位勾配発生メカニズムとして、ラム面とウエーク面の発生によるものが考えられる。太陽電池パネルの進行方向面すなわちラム面にはイオンと電子がほぼ同数流入するので衛星の電位はほぼ0となるが、ウエーク面となる太陽電池の裏面ではイオンの移動度が異なり裏面には回り込むことが難しく、電子だけが流入する。この時に、裏面に誘電体表面があれば、流入電子によって帯電が発生し、この状況が順電位勾配となる。

2.2 初期放電

トリプルジャンクションで放電が発生すると、宇宙機に蓄えられた電荷は宇宙プラズマに放出される。この時、放電で発生したプラズマは誘電体表面に蓄えられた電荷を中和しながら、誘電体表面を移動する。この放電の進展はフラッシュオーバーと呼ばれる。図4に逆電位勾配での太陽電池パネル上でのプラズマの伝播の模式図を示す。帯電した状態の太陽電池パネルのカバーガラス一枚一枚が電荷を蓄えたコンデンサと考えることができるので、放電で発生したプラズマはコンデンサの電荷を取り込みながら太陽電池パネル上を伝播する。このプラズマはリング状に太陽電

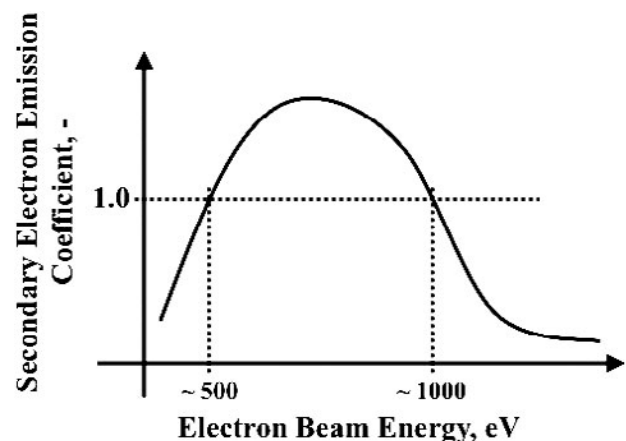


図3 二次電子放出係数と流入電子のエネルギーの関係。500 V程度を境に1以上の値を取る。1以上の場合に逆電位勾配が形成される。

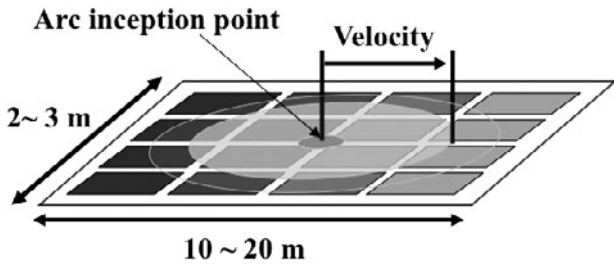


図4 太陽電池パネルでの初期放電プラズマ伝播のイメージ。プラズマはカバーガラスの電荷を中和しながら進展する。

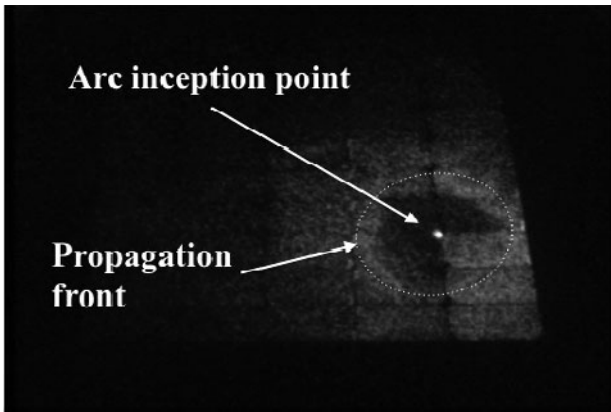


図5 高速度カメラで捉えた初期放電の伝播。リング状にプラズマが伝播している[8].

池の表面を伝播していると考えられる。これについては高速度カメラを使用した実験で確認されており、図5に示すように放電はリング状であることが確認されている[8].

逆電位勾配では、カバーガラスの電子が不足した状態であるので、プラズマからカバーガラスに電子が供給されることで帯電の中和が行われる。電気回路としてはプラズマがもつ抵抗と電荷がカバーガラスに蓄えられた状態のコンデンサから構成されるRC回路となり、放電点に電流が流れることとなる。この電流をフラッシュオーバー電流と呼ぶ。このフラッシュオーバー電流の規模は乖離電圧、プラズマ到達距離、プラズマの速度に依存する。一般的な大きさの太陽電池パネル8.0 m×2.4 m、乖離電位が800 V、プラズマの伝播速度が10 km/sの条件では、図6に示すような15 A、600 μs 程度のパルスになることが計算で予想されている[6]。プラズマの伝播する速度が一定の場合の計算結果を示しているが、伝播速度が時間で減衰するという結果[8]も報告されている。計算条件に示したように太陽電池パネルが非常に大きい為に地上試験での再現は難しく、予測が重要となる。これら一連の初期放電によって電磁干渉の発生、太陽電池セルの劣化[9,10]、持続放電等の問題が引き起こされる。この太陽電池上で発生する初期放電を完全に抑制することは難しい。太陽電池のインターコネクタなどを接着剤などで完全に覆うのはコスト面から難しいというのが理由である。また、接着剤などの有機材料からの汚染物質の発生の問題もあり、完全とはいえない。有効な対策としては、透明な有機フィルム (PTFE, FEP) によるトリプルジャンクションのカバーが提案されている。このフィルムには非常に高い太陽光透過率 (95-98%) が要求さ

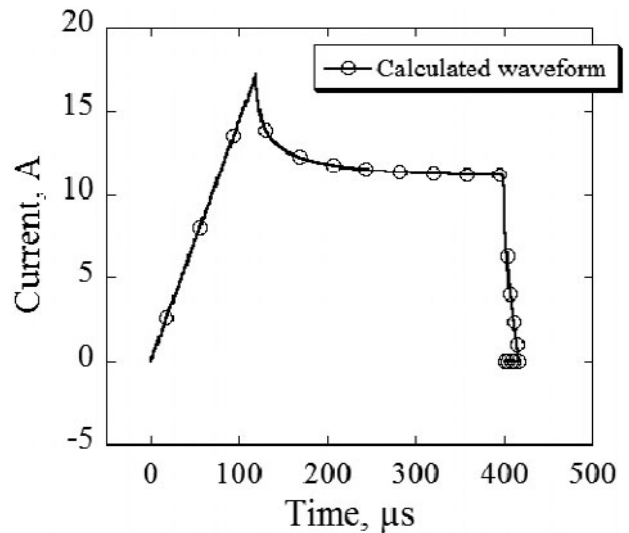


図6 軌道上で予測されるフラッシュオーバー電流波形。図4のイメージで放電点に流れ込む電流波形を計算により求めたもの。

れ、宇宙環境 (紫外線, 放射線, 原子状酸素) に対する耐性が現在評価されている[11]。もう一つの対策は、カバーガラス表面への TiO₂ の導電性コーティングであるが、レアメタルである Ti を使用するので高コストとなる。代替物質として安価なアンチモンを主剤とするコーティングが提案されており、特性が評価されている[12].

2.3 持続放電

初期放電によって一瞬にして衛星の運用が即座に停止となるような不具合が発生することはないが、初期放電によって誘起される持続放電は衛星の電力を一瞬で喪失する可能性があり、太陽電池パネルで発生する放電現象の中で最も注意すべき事象である。持続放電によると推測される衛星の故障はアメリカ、日本で実際に報告されている[13,14]。図7は太陽電池セルの配置を示している。一枚の太陽電池パネルは2-3 mの長さを持ち、直列に接続された太陽電池セルはパネル端で折り返される。この時、電圧が異なる太陽電池セル列が隣同士に配置されることがある。セル列間での電位差は50 V から 100 V である。異なる電圧

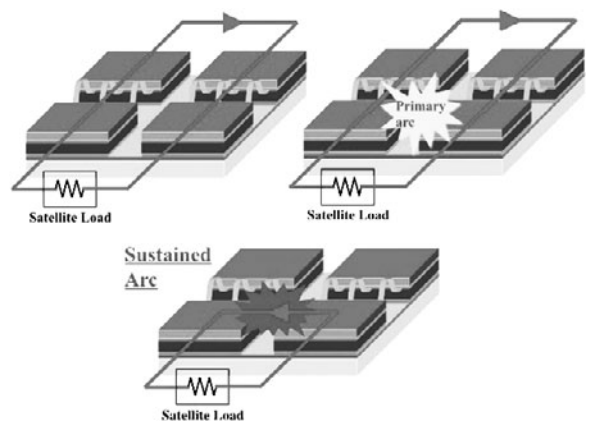


図7 持続放電発生イメージ図。プラズマが媒体となって隣合う太陽電池間が短絡している状態。

をもつセルの距離は衛星の設計にもよるが0.5–1.0 mm程度と短い。限られたスペースに太陽電池セルを敷き詰める必要があるため、セル列間の距離は極力短く設計される。通常、太陽電池で作られた電力は衛星に搭載された負荷（ミッション機器や電力制御系）に供給されている。太陽電池の列間で、初期放電が発生すると、列間が初期放電によって発生したプラズマで満たされ、列間が短絡する。これが持続放電である。持続放電は持続時間の長さによって場合分けされており、図8に示すように3種類に分かれる。この場合分けは国際規格[15]によって規定されている。非持続放電NSA (Non Sustained Arc) では初期放電によって生じたプラズマが列間を短絡させるが、太陽電池で発生した電力がプラズマの生成、維持に使われることなく、初期放電の終了と共にプラズマによる短絡が終了する。過渡的持続放電TSA (Temporary Sustained Arc) では初期放電の終了後も列間の短絡が太陽電池からの電力供給により維持される。初期放電の終了後に $2\mu\text{s}$ 以上短絡が維持されている場合はTSAと判定される。NSAやTSAが発生した場合には、衛星の負荷に電力が供給されなくなるため、地上の電力伝送で起こるような「瞬停」の状況が作り出される。恒久的持続放電PSA (Permanent Sustained Arc) では持続放電により生成されたプラズマが長時間維持されることで図1に示したポリイミドフィルムの絶縁層が熱により融解、炭化する事で導電性のパスが太陽電池–衛星構体間に形成される。持続放電の継続時間は数ミリ秒から数秒のオーダーであり[16]、 μsec のオーダーをもつ初期放電に比べると非常に長い。この持続時間は太陽電池に流れる電流に強く依存することが研究でわかっている[17–19]。

一旦PSAが発生すると、太陽電池で発電した電力は衛星の負荷側に供給されない。衛星の発電電力量は、打ち上げ

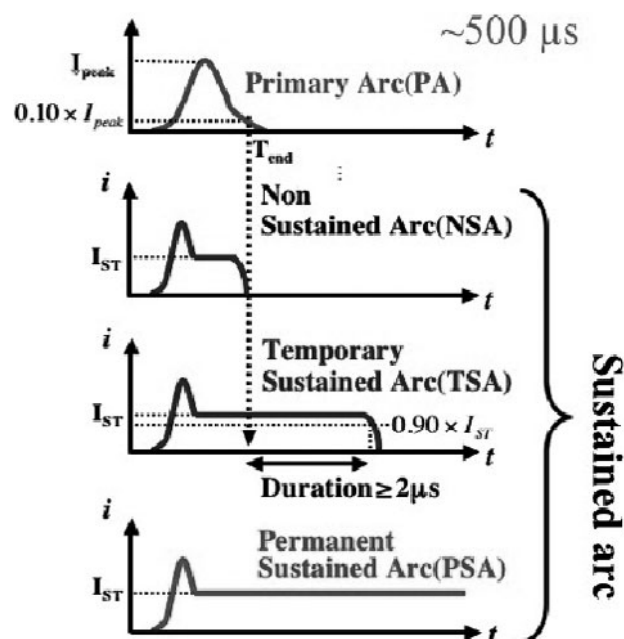


図8 持続放電の種類[15]。持続放電が太陽電池で作られた電力によって維持されているので場合分けされている。

られた直後の状態BOF (Beginning of Life) と運用終了直前EOL (End of Life) とでは BOL の状態の方が多く、余剰電力がある。これは放射線劣化による太陽電池の出力低下に対応するためであるが、この低下量は既知で10%程度と見込まれている。この低下を見込んで初期の発電電力は余剰があるように設定されている。しかしながら、PSAによって引き起こされる電力低下はADEOS-IIのケースでは6 kWから1 kWと80%程度[14]の低下を引き起こしてマージンを超えるので、打ち上げ直後にPSAが発生すると、電力不足で衛星の運用が即停止するような状況に至った。同様のことが海外の商用衛星でも起きている。太陽電池パネルでの短絡と同様の持続放電はケーブル間でも発生する[20, 21]。これについては3章で詳しく述べる。持続放電を抑制するには列間に存在するギャップをRTV等の接着剤で埋める方法が有効であるが、RTVに放射線や熱サイクルによって亀裂が生じること[22]が問題となり、完全な抑制方法とはいえない。

2.4 まとめ

軌道毎に異なる帯電のメカニズムについて説明し、初期放電と持続放電について概要を説明した。放電に関して、これまでは地上での検証実験やメカニズムの解明が活発に行われてきたが、現在では放電の抑制技術の開発も進んでいる。特に問題となるのは持続放電であり、この抑制は将来的な高電圧発電実現の為には確実に必要な技術である。

軌道上と地上での試験環境の違いについても問題となっている。現在、放電閾値に至るような帯電を生じる材料の劣化を含んだワーストケースの宇宙環境条件についての議論がなされている。また、実際に軌道上での実験を行う方向に変更しつつある。

参考文献

- [1] Frost & Sullivan Corporation., Commercial Communications Satellite Bus Reliability Analysis, August 2004 (2004).
- [2] 趙孟佑：日本航空宇宙学会誌 51, 591 (2003).
- [3] DC. Ferguson *et al.*, NASA-TM-87259, (1986).
- [4] D. Hastings *et al.*, J. Spacecraft and Rockets 29, 538 (1992).
- [5] K. Toyoda *et al.*, 36, 2413, doi:10.1109/TPS.2008.2002823 (2008).
- [6] E. Amorim *et al.*, 9th Spacecraft Charging Technology Conf. Proc. (2005).
- [7] L. Philip *et al.*, 8th Spacecraft Charging Technology Conf. Proc. (2005).
- [8] M. Masui *et al.*, IEEE Transactions on Plasma Science 36, 5 (2008).
- [9] 奥村哲平：日本航空宇宙学会論文集 55, 590 (2007).
- [10] J.C. Mateo-Velez *et al.*, IEEE Transactions on Plasma Science 36, 2395 (2008).
- [11] 奥村哲平：日本航空宇宙学会論文集 54, 232, (2006).
- [12] A. Takahashi *et al.*, IEEE Trans. Plasma Sci. 42, 2 (2014).
- [13] I. Katz *et al.*, 36th Aerospace Science Meeting Prof. 98 (1998).
- [14] 細田聡史：日本航空宇宙学会論文集 54, 427 (2006).

- [15] ISO 11221:2011, Space systems – Space solar panels -- Spacecraft charging induced electrostatic discharge test methods.
- [16] K. Toyoda *et al.*, 3rd AIAA Atmospheric Space Environments Conference Prof., AIAA 2011-3977 (2011).
- [17] H. Masui *et al.*, Journal of Spacecraft and Rockets **51**, 3, 922 (2014).
- [18] V. Inguibert *et al.*, IEEE Trans. Plasma Science **36**, 2404 (2008).
- [19] M. Bodeau *et al.*, IEEE Trans. Plasma Science **42**, 7 (2010).
- [20] H. Kayano *et al.*, Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan **7**, Pr_2_34-Pr_2_39 (2009).
- [21] S. Kawakita *et al.*, 9th Spacecraft Charging Technology Conf. Proc, JAXA-SP-05-001E (2005).
- [22] T. Endo *et al.*, 11th Spacecraft Charging Technology Conf. Proc. (2010).



講座 宇宙機と宇宙プラズマ相互作用による放電現象の地上実験と軌道上実験

3. 宇宙機で発生する放電の地上実験

3. Ground Experiment of Discharge Occurred on Spacecrafts

3.1 太陽電池パネルで発生する放電の地上実験

3.1 Ground Experiment of Discharge Occurred on Solar Array Panel

豊田和弘

TOYODA Kazuhiro

九州工業大学

(原稿受付：2015年9月1日)

衛星に搭載される太陽電池パネルで発生する放電に関する地上試験の方法について紹介する。実験は大きく2つに分かれる。1つ目は放電がどの程度の乖離電圧で発生するのかを調べる実験であり、2つ目は初期放電によって誘起される持続放電に関する実験である。この章では上記2種類の実験の手法、回路について概説する。

Keywords:

solar array, ESD, arcing, surface discharge

3.1.1 太陽電池パネルでの放電実験

静止軌道を周回する人工衛星ではその発電電圧に関わらず放電が発生する。放電は宇宙機表面の絶縁体と導体との間で発生するため、絶縁体であるカバーガラスが導体である太陽電池の上に貼り付けられている太陽電池パネルで多く発生することになる。また太陽電池パネルは必要な電力を発電するため広い面積を持ち、規模の大きな沿面放電が発生する。さらにこの放電により太陽電池回路が短絡する持続放電が発生する危険がある。持続放電が発生すれば最悪人工衛星は運用不能になる。現在のところ沿面放電を防ぐことは難しいが、持続放電が発生することは絶対に防ぐ必要がある。

九州工業大学宇宙環境技術研究ラボラトリーが主体となり、太陽電池パネルの地上放電試験方法の国際標準がISO11221として策定された[1]。打ち上げ前に太陽電池パネルをISO11221に基づいて試験することで、軌道上での放電事故を防ぐことができる。この規格は、主に放電開始電圧計測、持続放電試験、太陽電池パネル評価試験から成り立っている。以下それぞれの試験項目について説明する。

3.1.1.1 太陽電池アレイクーボン

放電試験は真空チャンバー内で実施するため、太陽電池パネルを小さく切り取ったような太陽電池アレイクーボンを試験に用いる(図1)。製造方法は本物のパネルと同様に行う。一般的に基板にはアルミハニカムが用いられる。アルミハニカムの両面にはCFRPが貼り付けられており、セル面にはポリイミドが絶縁フィルムとしてさらに貼

り付けられる。太陽電池セルはポリイミドの上にRTV接着剤で貼り付けられる。セルはインターコネクタと呼ばれる電極により直列接続されており、セルの端の電極を特にバスバーと呼ぶ。太陽電池セルの上にはカバーガラスが透明な接着剤で貼り付けられている。

3.1.1.2 放電開始電圧閾値測定試験

カバーガラス表面が太陽電池やインターコネクタなどの導体に対して電位差をもつと放電が発生する。放電開始時の電位差を求めることがこの試験の目的である。本稿では逆電位勾配時の試験方法について示す。図2に真空チャンバー内の様子を、図3に試験回路を示す。真空チャンバー

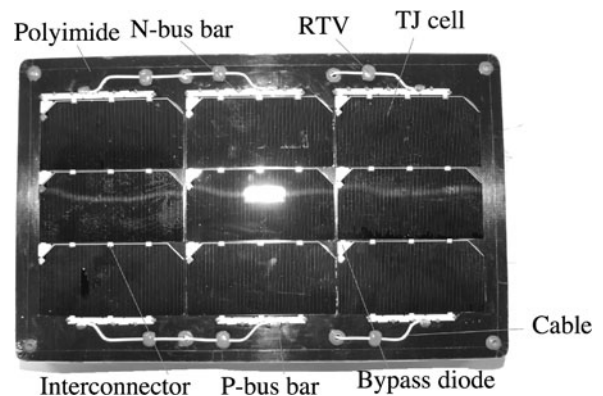


図1 太陽電池アレイクーボン[2]。実験には実際に衛星に搭載されるのと同等の品質をもつ試験片(クーボン)が使用される。

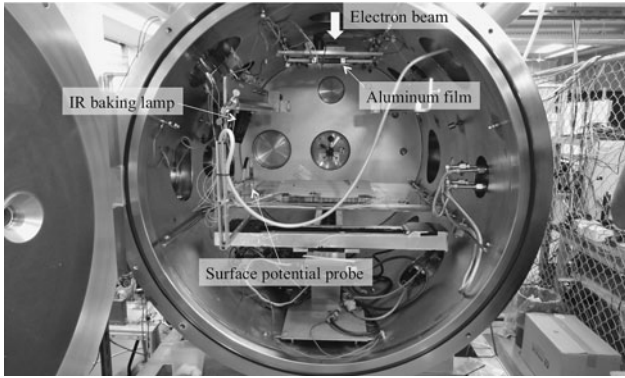


図2 真空チャンバー内の様子[3].
真空容器には高電圧フィードスルー、非接触型の電位計、プラズマ発生装置などが設置される。

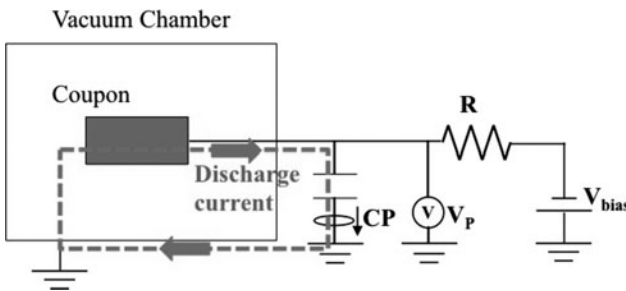


図3 放電電圧閾値測定回路。
放電が発生すると電子が試験サンプルから接地された真空容器に移動し瞬間的には短絡状態となり、図のような電流ループが形成される。

内に太陽電池アレイクーポンを設置し、直流電源により負の電圧を印加する。逆電位勾配をつくるためクーポンの電位よりも高いエネルギーの電子を照射する。-5 kVをクーポンに印加した場合は、6 keV 程度の電子を照射することになる。これは逆電位勾配をつくるため二次電子放出係数が大きくなるような電子を照射する必要があるためである。電源とクーポンの間には制限抵抗が接続されている。またクーポンとチャンバグランドの間にはコンデンサが接続されており、放電時に電荷を供給することができる。放電閾値測定では放電箇所の特長が重要となるため放電が確認できるようにコンデンサの静電容量を調整する。最初に放電はカバーガラスと太陽電池や電極などの中で発生し、この放電がクーポンとチャンバの間で誘発することになる。

放電開始時の表面電位を計測するためには放電開始直前の表面電位を計測する必要がある。そのため電子ビームをクーポンに照射し表面を一定量帯電させて表面電位を計測することを放電が発生するまで繰り返す。表面電位の計測は主に非接触の表面電位計を用いて行う。図4に表面電位計測結果の1例を示す。図4は放電発生直前のカバーガラス表面の太陽電池に対する乖離電圧を示しており、放電発生箇所近傍の電圧から3.0 kV程度が閾値電圧であると判断できる。持続放電試験および太陽電池パネル評価試験ではこの閾値電圧を基に試験でもちいる沿面放電の規模を決定することになる。

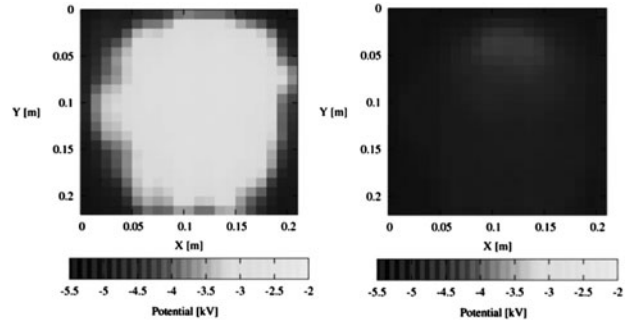


図4 表面電位計測結果の例。
左図が帯電時、右図が放電直後を示している。放電により表面の電荷が抜けたことがわかる。

3.1.2 持続放電試験

閾値試験と同じく太陽電池アレイクーポンを用いて持続放電発生について試験するが、クーポンは太陽電池4枚以上で構成し、2枚以上の直列接続を2つ隙間（ギャップ）を設けて並べる。この試験では放電をギャップで発生させる。ギャップ間にRTV 接着剤を充填して持続放電を抑制するデザインもあるが、軌道上でRTVが劣化する心配があればRTVを取り除いた最悪環境で試験する。ギャップの距離は通常1 mm以下になり、持続放電はこのギャップで発生する可能性がある。図5に持続放電試験回路を示す。回路は定電流電源、定電圧電源、バイアス回路からなる。定電流 I_S は太陽電池回路の発電電流を模擬しており、可変抵抗 R_L は宇宙機内部の負荷を模擬している。定電流を流した状態で可変抵抗を調整することでギャップ間の電圧を決定する。

C_1, C_2, C_3 は太陽電池セルの接合容量 C_j , 太陽電池セル下の絶縁フィルムの静電容量 C_k を模擬しており、以下の式で表される。ここで N_s は太陽電池セルの枚数を表す。

$$C_1 = C_3 = \sqrt{C_j C_k} \frac{1}{\tanh\left(\frac{N_s}{2} \sqrt{\frac{C_k}{C_j}}\right)}$$

$$C_2 = \sqrt{C_j C_k} \sinh\left(N_s \sqrt{\frac{C_k}{C_j}}\right)$$

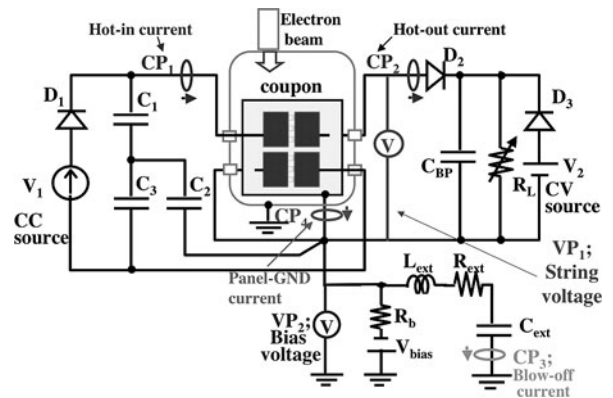


図5 持続放電試験回路[4]。衛星の発電時の状態を模擬している。各部に流れる電流はクランプ型の電流プローブによって測定される。

R_{ext} , C_{ext} , L_{ext} は沿面放電電流を模擬するために接続されており, C_{ext} は太陽電池パドル上のカバーガラスに放電直前に閾値測定で求めた電圧で溜まっていた電荷を模擬するように設定される. R_{ext} と L_{ext} は 10 km/s でパネル上を進展していく沿面放電電流の予測に近くなるように調整される. この回路では放電電流は真空チャンバー壁とクーボンの間に流れるが, 実際の沿面放電電流経路とは異なる. 現在ではより実際の沿面放電に近いクーボン表面を沿った放電経路を模擬する試験手法も考案されている [3].

図 6 は予測した沿面放電電流と LCR 回路を用いて流れた電流の 1 例を示している. ここではパネルサイズが $8\text{ m} \times 2.4\text{ m}$ で放電発生時の垂離電圧が 800 V の沿面放電を想定している.

閾値試験同様に直流電源により回路はバイアスされることになるが, 定電流電源や定電圧電源もバイアスされることになる. そのためバイアスされる電源への電力供給は絶縁トランスを介して行われる.

図 7 に持続放電発生時の放電電流波形の 1 例を示す. 持続放電発生前は回路中の電流プローブ CP1, CP2 に同じ電流値が流れ R_L を通って直流電源に戻っているが, クーボンの太陽電池セルギャップ間で持続放電が発生すると CP1 を通ってクーボンに流れた電流がアーク放電を介して直流電源に戻るため CP2 には電流が流れなくなる. 試験では CP1, CP2 の電流波形により持続放電の発生を判断している.

通常運用時の発電電圧および電流で持続放電が発生する場合はデザインの変更が必要になる.

3.1.3 太陽電池パネル評価試験

太陽電池アレイクーボンを使用し, 図 3 の回路を用いてクーボン表面全体で放電を発生させる. この試験では放電により太陽電池がダメージを受けず, 持続放電が発生しないことを確認する. 持続放電が発生した場合はデザインを変更する必要がある. また放電により太陽電池セルが劣化した場合には統計解析などで衛星寿命中に劣化する太陽電池の枚数も見積もり電力設計に反映させることができる. [3, 5]

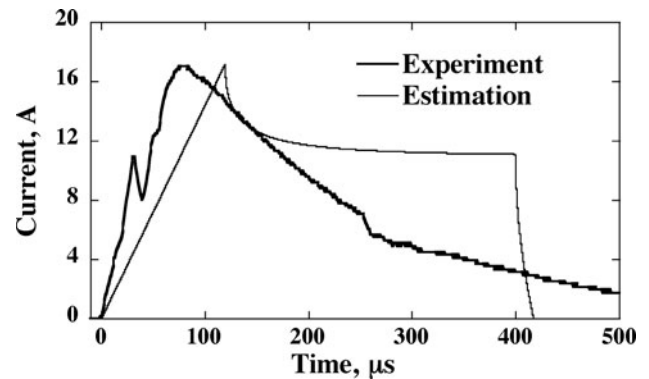


図 6 沿面放電模擬電流.

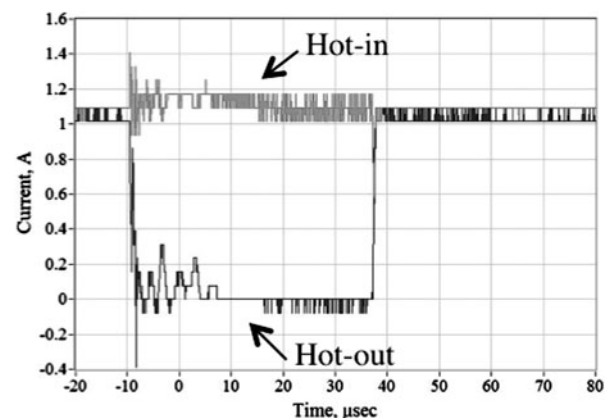


図 7 沿面放電模擬電流 [4].

参考文献

- [1] 趙孟佑: 日本航空宇宙学会論文集 59, 142 (2011).
- [2] K. Toyoda *et al.*, IEEE Trans. on Plasma Science, 36, 5, 2413, (2008).
- [3] K. Toyoda *et al.*, 13th Spacecraft Charging Technology Conf. Proc. (2014).
- [4] K. Toyoda *et al.*, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Proc. (2010).
- [5] 豊田和弘: 日本航空宇宙学会論文集 52, 328, (2004).



講座 宇宙機と宇宙プラズマ相互作用による放電現象の地上実験と軌道上実験

3. 宇宙機で発生する放電の地上実験

3. Ground Experiment of Discharge Occurred on Spacecrafts

3.2 ケーブル間での放電実験

3.2 Ground Experiment of Discharge Occurred between Cables for Space Use

藤井 治久

FUJII Haruhisa

奈良工業高等専門学校 電気工学科

(原稿受付：2015年8月3日)

宇宙機の表面や内部には電力を配送するケーブル（ワイヤ）が長い距離にわたって配設される。このケーブルの導体は何らかの原因により露出し、そこに宇宙プラズマの帯電に基づく静電気放電が波及すると、その放電プラズマにより導体間で持続放電が発生する可能性がある。ここでは、この持続放電に関わる地上実験について紹介する。

Keywords:

spacecraft, power cable, electrostatic discharge, discharge plasma, arcing discharge

3.2.1 ケーブル間での放電実験

宇宙機の大型化・大電力化の動向に付随して顕在化してきた放電に関わる問題としては、前節3.1の太陽電池パネル上の持続放電現象と共に、宇宙機用電力ケーブル（ワイヤ）での持続放電現象が挙げられる。このケーブルの持続放電事象の発端は、日本の地球観測技術衛星 ADEOS-II (Advanced Earth Observing Satellite II) (みどり2号) が2003年10月に機能不全に陥るといふ不具合が発生したことである。それは、みどり2号が高度800kmの極軌道オーロラ帯を通過中に、太陽電池パネルから衛星本体に電力を送る電力線ワイヤハーネス部のMulti-Layer Insulation (MLI) がオーロラ帯電子により帯電したためと、ワイヤの一部の絶縁被覆が損傷を受け導体が露出したため、その導体と MLI の蒸着層との間で ESD (Electrostatic Discharge) が発生し、その放電プラズマにより露出導体間で持続放電が生じたためと考えられた[1]。このような持続放電発生概念図を図1に示す。

このワイヤにおける持続放電現象に関わる実験はあまり実施されていないので、筆者らが行った実験を中心に紹介する[2-4]。図2はその実験系を示している。真空チャンバ中に設置された1対のワイヤ導体間に抵抗 R を挿入し、その回路に DC 電流源 (Agilent E4351B) から電流 I を流すことにより導体間に電位差 $V_a = R \cdot I$ を発生させる。また、DC 電圧源 (菊水電子 PAD1K-0.2L) (電圧 V_c) によって、 $5\text{ M}\Omega$ の抵抗を通してコンデンサ C に充電した電

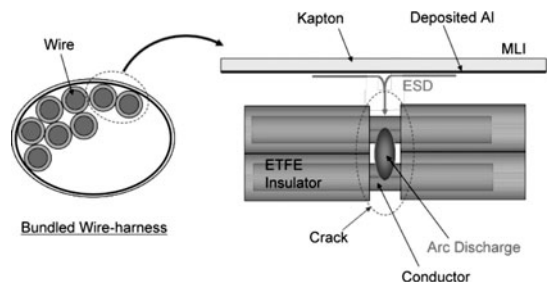


図1 ADEOS-II で発生したと考えられているワイヤハーネス部での持続放電。外部に MLI が取り付けられ、両端が結束されることでケーブル周囲の圧力が高くなっている。

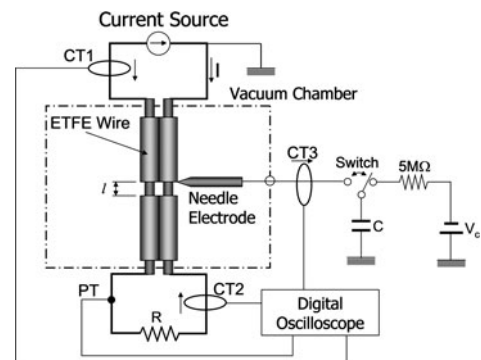


図2 低真空下持続放電実験系の概略[2]。2本のワイヤ間に抵抗 R を挿入し電流 I を流すことにより、ワイヤ導体間に電位差 $R \cdot I$ を形成する。欠陥部として、ワイヤの絶縁被覆が幅 l 剥ぎ取られている。

荷を、スイッチにより ESD パルスとして針電極（直径 1 mm）に印加した。ESD パルス注入により放電が発生したとき、回路に流れる電流と導体間の電圧をそれぞれ電流プローブ（Pearson 411）3 個と電圧プローブ PT により測定した。ESD パルス自体はパルス幅 2 μs 程度である [2]。なお、用いられたワイヤは、宇宙用 SPEC55 の ETFE（Ethylene Tetra Fluoro Ethylene）電線で、外径 1.2 mm、被覆絶縁厚 0.15 mm、導体径 0.9 mm であった。また、1 対のワイヤそれぞれにワイヤ損傷を模擬し、絶縁被覆を幅 l に剥ぎ取り、導体を露出させた。

真空チャンパ内の圧力 $P=2.6 \times 10^2$ Pa で、ワイヤと抵抗 $R=200 \Omega$ に電流 $I=0.5$ A を流した状態で（導体間電位差 $V_a = R \cdot I = 100$ V）、コンデンサ $C=1 \mu\text{F}$ に電圧 $V_c = -1000$ V で充電した（ADEOS-II のワイヤハーネス MLI の帯電電位が -1000 V 程度と想定されている [1]）。その後、スイッチによってワイヤ欠陥部に ESD パルスを注入した。その ESD によってトリガされたワイヤ間の放電電流と電圧の波形ならびに放電光を 図 3 に示す ($l=1$ mm)。ESD パルスを注入した直後、導体間電圧 V_a は -100 V から 0 V になり、約 260 μs 間その状態が持続した。この間、導体間に注入された ESD による放電プラズマにより、露出した導体間でアーク放電が成長し、橋絡したことを示している。このような持続放電は、ESD を発生させるためのコンデンサ容量 C に影響を受け、図 4 に示すように、放電持続時間はコンデンサ容量 C にほぼ比例して長くなることがわかる。つまり、導体間に注入された電荷量が多いほど放電は長く持続

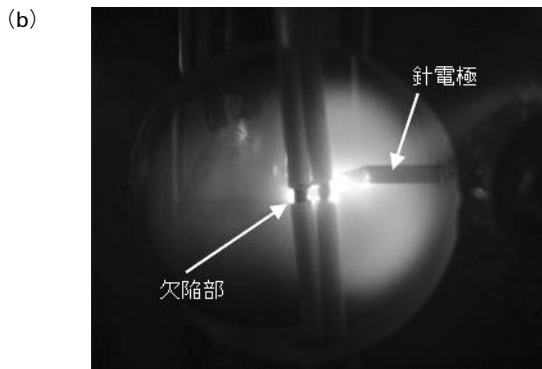
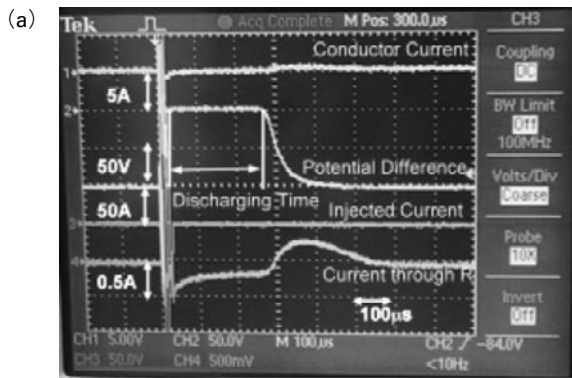


図 3 ワイヤ間で発生した放電の例 [2]。(a) 放電時の電流・電圧波形。ESD パルスが注入されると電位差が -100 V から 0 V になり、それが約 260 μs 間継続している。(b) 放電発光

することを示している。

また、図 5 には、真空チャンパ内の圧力を変化させて取得した放電持続時間の圧力依存性を示す。この図において、圧力が低下すると放電持続時間は、若干低下傾向がみられるが、正極性の ESD パルスにおいては、0.1 Torr (13 Pa) 以下では放電が生成できず放電の持続はなかった。この圧力領域は、ADEOS-II で発生したワイヤ-ハーネス部での放電を模擬したものであるが、ワイヤ-ハーネス部は MLI で覆われ結束されており、宇宙機外部と違った圧力状態になっている。このため、太陽電池パネルで発電された電力がワイヤハーネスを通して本体に供給される際に通電によりワイヤの温度が上がり、ワイヤ-ハーネス部の圧力が高くなり ESD が発生しやすい状況であったと考えられている [1]。

一方、宇宙機用ケーブル（ワイヤ）は宇宙機外表面に配設される場合も多い。この場合、デブリや熱サイクルによってワイヤに欠陥が生じ導体が露出して、宇宙機表面の熱制御フィルムなどの表面で ESD が発生すると、その放電プラズマが隣接したワイヤに持続放電をもたらす可能性が想定される。この可能性を検証するため、図 6 のような実験系で電子ビームを照射することによりなされた持続放電の実験例を紹介する [4]。図 6 の実験系に示されたように、ワイヤ回路系は図 2 と同様であるが、針電極を用いた電荷注入の代わりに、アルミ板に張り付けた 127 μm 厚テフロン FEP 熱制御フィルム上にワイヤ対を取り付け、20 keV

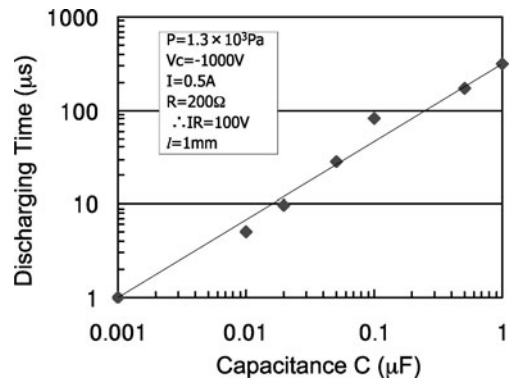


図 4 ワイヤ間の持続放電時間のキャパシタンス C 依存性 [3]。放電持続時間は、注入された電荷量が多いほど長くなる。

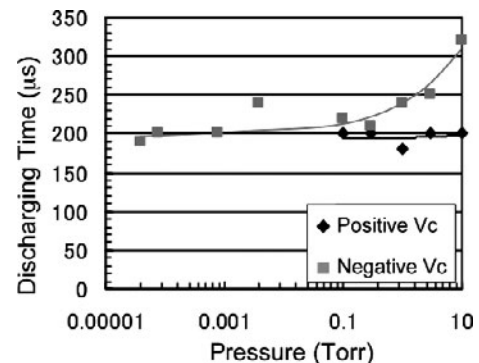


図 5 放電持続時間の圧力依存性 [3]。負極性の ESD パルスが注入される場合、放電持続時間は圧力の低下とともに若干短くなる傾向である。

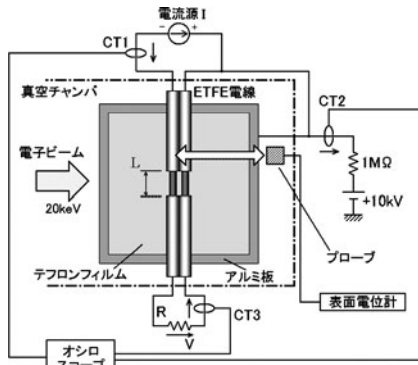


図6 電子ビーム照射による持続放電実験の概略[4]. 試料全体が+10 kV にバイアスされ、-10 kV で加速された電子が照射される。

の電子ビームを照射することによってFEPフィルム上で沿面放電を発生させる方法が採られている。この手法によって、FEPフィルムが-16 kV程度に帯電すると表面放電が発生した。その時の放電光の様子と検出された電流波形を図7に示す。図7(a)のように、ワイヤ欠陥部で強い発光が見られ、テフロンFEP表面で広い範囲にわたって沿面放電が発生しており、FEPフィルム表面で発生した沿面放電により電荷が欠陥部に流入していると考えられる。この流入電流は図7(b)のCH1の電流波形からパルス幅2μs程度で~10 Aの大きな電流が流れ込んでいる。この電流注入によって、ワイヤ間が短絡し持続放電が発生している。この場合、放電持続時間は25 μs程度であった。このように、 1.3×10^{-4} Pa以下の高真空領域では、図5に示した低真空領域での放電持続時間に比べると短いようである。しかし、この時のFEPフィルムの面積は60 cm²程度であり、表面積の大きな熱制御フィルムで放電が発生すると欠陥部に流入する電荷量も大きくなるので、放電持続時間が長くなると考えられ、注意が必要である。

3.2.2 まとめ

ここでは、宇宙機で発生する可能性のある放電現象のうち、電力用ケーブル(ワイヤ)の持続放電に関して、筆者らの実験を中心に紹介した。宇宙機の信頼性を確保し長寿命化を達成するためには、このような放電現象を極力抑制することが必要であり、放電に至るプロセスの解明を地道に行っていく必要がある。

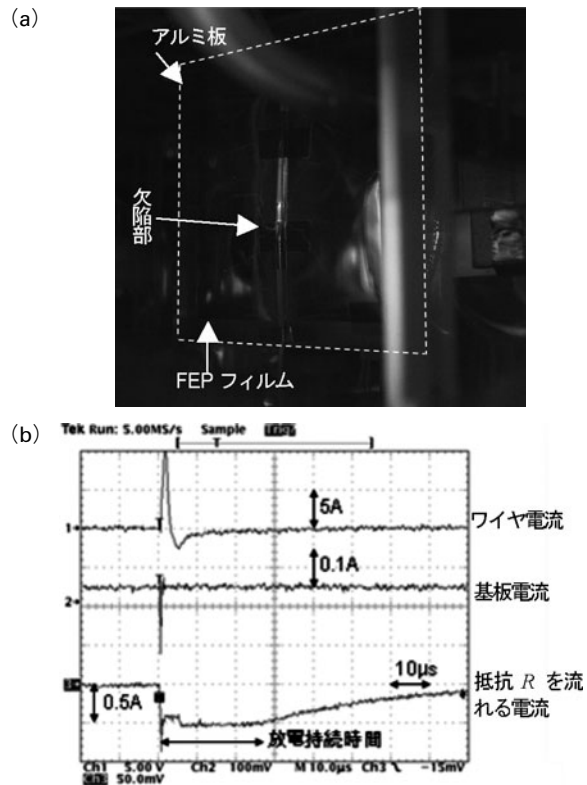


図7 電子ビーム照射ESDによって発生した放電の例[4]. (a)放電光。欠陥部に放電が流入している。(b)放電時の電流波形。ESDが発生し、ワイヤに10 A程度の電流が流入すると、抵抗Rに流れていた0.5 Aの電流が流れなくなり、この状態が25 μs程度継続している。

参考文献

- [1] S. Kawakita *et al.*, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, Tsukuba, JAXA-SP-05-001E (2005).
- [2] 藤井治久他：第52回宇宙科学技術連合講演会講演論文集 3G02 (2008).
- [3] H. Fujii and Y. Uetani, Proc. XXIVth International Symposium on Discharges and Electrical Insulation in Vacuum (ISDEIV), pp.556-559 (2010).
- [4] 高島大輔, 藤井治久：第30回宇宙エネルギーシンポジウム 11 (2011).



講座 宇宙機と宇宙プラズマ相互作用による放電現象の地上実験と軌道上実験

4. 放電現象解明のための軌道実証結果の紹介

4. Introduction of On-Orbit Experiment for Discharge Phenomena on Spacecraft

4.1 低軌道環境下での初期放電誘起実験 (PASCAL)

4.1 On-Orbit Experiment of Primary Arc Inception in LEO Environment (PASCAL)

奥村 哲平, 高橋 真人

OKUMURA Teppei and TAKAHASHI Masato

宇宙航空研究開発機構

(原稿受付: 2015年7月31日)

この節では宇宙機の放電に関する軌道上実験例として、国際宇宙ステーションで実施された初期放電に関する実験の結果について述べる。初期放電勇気実験装置 PASCAL は宇宙航空研究開発機構、九州工業大学、Lockheed Martin Space Systems Company 社によって共同で開発された。PASCAL は軌道上で DC/DC コンバーターを用いて初期放電を太陽電池上で誘起させることに成功した。同時に放電による太陽電池の劣化を検証し、太陽電池の出力に変化がないことを確認した。

Keywords:

space environment, ESD, on-orbit experiment, ISS

4.1.1 開発背景

前述の通り、軌道上での放電は太陽電池の劣化や太陽電池アレイ回路上の二次アークなど衛星不具合の原因となりえる現象を発生させることがある[1-3]。宇宙航空研究開発機構 (以下, JAXA)、九州工業大学、Lockheed Martin Space Systems Company は共同で ISS にて太陽電池の劣化現象を調べるための計測器を開発した。実験名称である "Primary Arc effects on Solar Cells at LEO" にちなんで計測器の名称は PASCAL とした。

本実験は以下の調査を目的としている。

- 1: 放電回数に対する太陽電池劣化発生
- 2: 太陽電池の設計/形状による放電劣化への関係
- 3: 放電のエネルギーと太陽電池劣化の関係
- 4: 放電電流波形の取得
- 5: 放電発生の閾値電圧と太陽電池の設計/形状の関係

PASCAL はアメリカ海軍研究所 (NRL) の軌道上実験プラットフォーム "Platform for Retrievable Experiments in a LEO Space Environment" (以下, "PRELSE") に搭載され、第八回目の軌道上実験 "Materials Interaction Space Station 8" MISSE-8 の一部として軌道上での放電実験を行った。PASCAL の運用は、2011年6月から1年半程度の運用を行った。図1にISSにて撮影したPASCALを示す。本項では計測器としてのPASCAL、及び実験結果の説明を行う。

4.1.2 装置概要

PASCAL の基本概念は、地上で一般的に使用されている試験コンフィグレーション (図2) を宇宙に持ち込んで試験することにある。

地上では、真空チャンバーの中にプラズマ環境を生成するためにプラズマ源を使用する。図2に示すように、供試体である太陽電池パネルは真空チャンバー外部にある高圧電源に接続される。高圧電源は、軌道上で衛星が宇宙プラズマに対してもつ電位を模擬する意味をもっている。高圧電源により太陽電池パネルに電位を与えると、プラズマ源

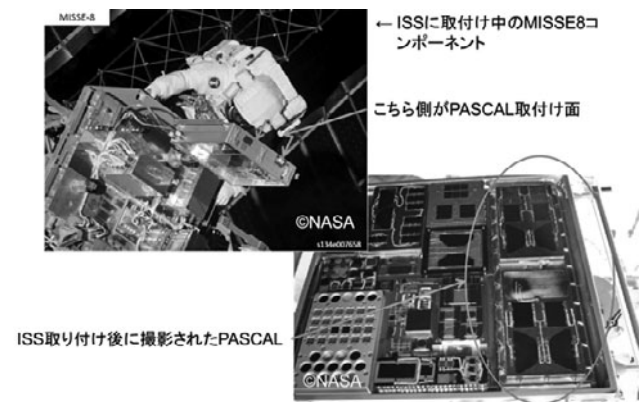


図1 ISSに取り付けられたPASCAL。ケース内に設置されており宇宙飛行士によって宇宙空間に暴露される。

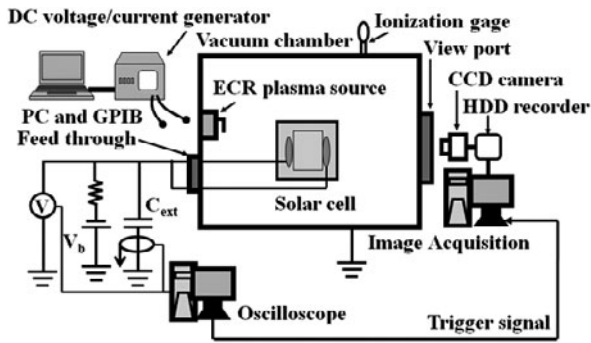


図2 地上の放電試験コンフィギュレーション. PASCAL が軌道上で行う実験もこの構成とほぼ同じである.

により生成されたプラズマによって、太陽電池パネルの表面が帯電し、放電に至るという方式で地上試験を行っている。

地上試験回路には、放電した時の電流や電圧を測定するための電流計、及び電圧計が接続される。また、太陽電池の劣化の有無は、放電後に太陽電池パネルを放電試験回路から切断し、代わりに電子負荷（図中では DC voltage/current generator）を接続して太陽電池の負荷特性を測定することにより確認する。この他に、太陽電池パネル上で発生した放電の位置を特定するためにカメラ等を利用する。

図3はPASCALの実験回路の概念図である。PASCALの実験回路は、前述の地上試験用の放電試験回路と同じように高圧電源を有している。地上試験と異なる点は、宇宙プラズマに対して接地を取れないことにある。PASCALでは Electron collector に高圧電源の正極側を接続し、負極側を太陽電池に接続することにした。こうすることによって、高圧電源～太陽電池～宇宙プラズマ～Electron collector～高圧電源という回路を作ることができ、太陽電池のプラズマに対する電位を、高圧電源により制御できるようになる。

図3中の LIV/DIV measurement circuit はPASCALにおける電子負荷で、日照中は太陽電池の発電特性を、日陰中は負荷特性を測定することができる。

PASCAL では複数種の太陽電池について放電試験が可能なように、接続する太陽電池をリレーで変更するようした。

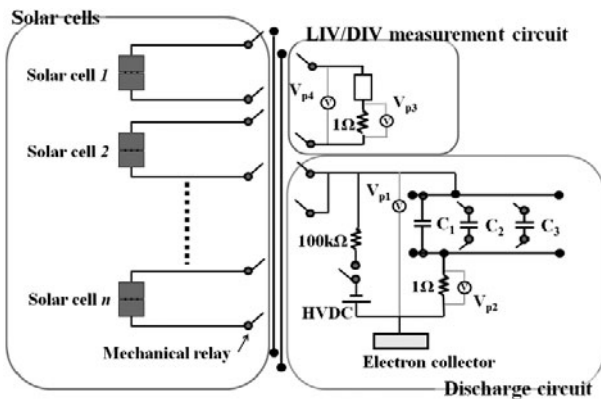


図3 PASCALの放電試験回路の概念図. 高電圧を印加する太陽電池セルを切り替えて実験を行う。

図4はPASCALのシステムブロックダイアグラムである。前述の通り、PASCALはPRELSEを介してISSに搭載される。PRELSEからは電源と通信に関わるインターフェースが提供されており、そのインターフェース要求の範囲内で実験が可能ないように試験系を設計した。PASCALのControl boardはPASCALの実験シーケンス制御、データハンドリング等を行うための電子基板である。Discharge circuit board（以下、放電試験回路）で測定された放電の電流波形、及び電圧波形や太陽電池の負荷特性はA/Dコンバータを介して、Control boardに送られる。

図5にPASCAL単体の外観図を示す。図5は宇宙面側を見た写真で、太陽電池や Electron collector が取り付けられているのがわかる。

4.1.3 実験結果

【軌道上でのチェックアウト】

動作試験として、PASCALで目的としている試験に必須な、光IV特性の取得、放電電流及び電圧の測定機能の正常動作を確認した。図6は軌道上で測定した放電の電圧及び電流波形である。また、図7は同じく軌道上で測定した太陽電池の発電特性である。

全ての試験用太陽電池について、放電による劣化評価に必要な電気性能特性の取得を完了した。

【放電試験：放電発生 の 閾値試験】

各種太陽電池について放電が発生する帯電電位の閾値を

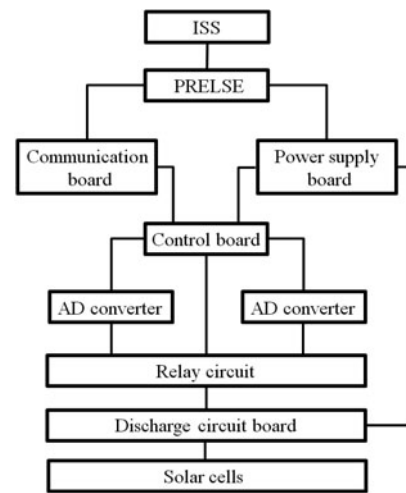


図4 PASCALのシステムダイアグラム.

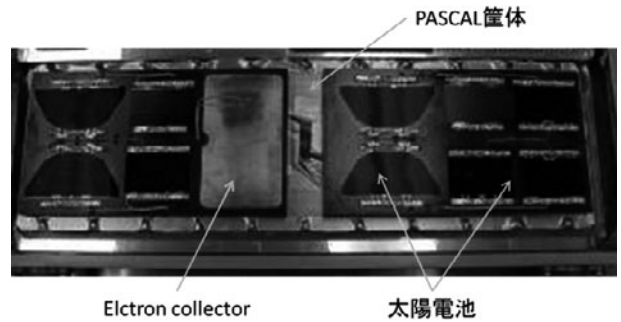


図5 PASCALの外観（宇宙面側）。この面が宇宙空間に直接暴露される。

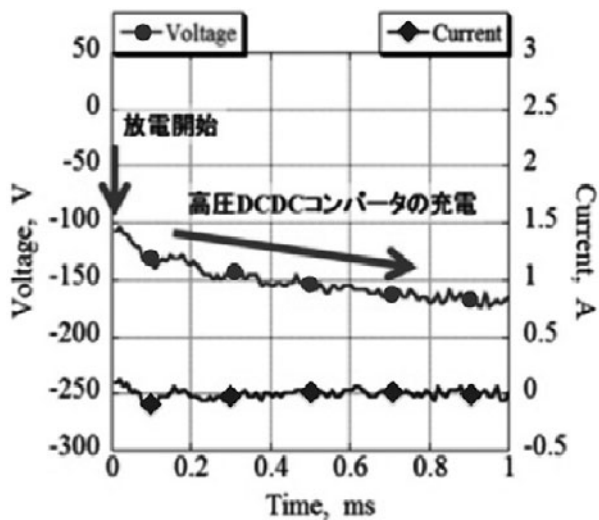


図6 放電時の電圧／電流波形。
一旦放電が発生すると電圧は0に近づき、その後充電され電圧が再び下がる。

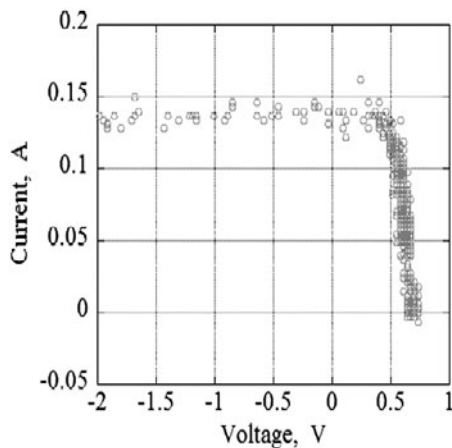


図7 太陽電池の発電特性。太陽電池の出力から劣化がないことが確認される。

調べた。放電発生電位が最も低かった太陽電池の放電発生閾値電圧は -100V 程度で、実用衛星での予想帯電電位に相当する電圧で放電することがわかった

国内地上試験で取得された放電閾値は -100V から -150V と報告されているので、地上試験の妥当性を検証できた。

初期試験の結果を受けて、放電劣化試験の条件設定に必要な放電閾値電圧、電気特性の取得が完了した。

【放電劣化試験】

100回程度の放電を発生させて、太陽電池の放電による劣化の有無を評価した。試験の結果、海外製の太陽電池については、放電により顕著な劣化が発生しなかった。

4.1.4 まとめ

低地球軌道で、放電試験が可能な試験装置PASCALを開発し、ISSにて軌道上実験を実施した。軌道上の実験を通して、今後の帯電技術に資する知見を得ることができた。

参考文献

- [1] D.Hastings *et al.*, *Spacecraft Environment Interactions* (Cambridge University Press, New York, 1996) p. 142.
- [2] K.Toyoda *et al.*, *J. Spacecraft Rockets* **42**, 947 (2005).
- [3] I. Katz Davis *et al.*, 36th Aerospace Sci. Meeting, AIAA Paper 98-1002 (1998).



講座 宇宙機と宇宙プラズマ相互作用による放電現象の地上実験と軌道上実験

4. 放電現象解明のための軌道実証結果の紹介

4. Introduction of On-Orbit Experiment for Discharge Phenomena on Spacecraft

4.2 宇宙機帯電観測装置の実証(ATOTIE-mini)

4.2 Demonstration of Spacecraft Potential Measurement Device (ATOTIE-mini)

奥村 哲平, 高橋 真人

OKUMURA Teppei and TAKAHASHI Masato

宇宙航空研究開発機構

(原稿受付: 2015年7月31日)

この節では宇宙機の帯電に関する軌道上実験の結果について述べる。帯電観測装置 ATOTIE-mini は「このとり四号機」に取り付けられ、軌道上での帯電電位の測定を行った。ATOTIE-mini は接触型帯電電位計 Trek-3G と表面帯電を利用する電位計 SCM から構成される。ATOTIE-mini はの運用期間中に「このとり四号機」の電位測定を行い、Trek-3G と SCM の両センサ共に電位の変動を観測した。また、「このとり」の電位が日照条件により変動することを観測した。

Keywords:

space environment, spacecraft charging, on-orbit experiment, HTV

4.2.1 開発背景

宇宙航空研究開発機構 (以下, JAXA) は国際宇宙ステーション「以下, ISS」に物資を供給する宇宙ステーション補給機 (以下, 「このとり」) を開発し, 現在も運用している。前述の通り, 低軌道衛星の帯電電位は, ほぼ太陽電池パネルの発電電圧によって決定される[1]。ISS にドッキングする衛星にはソユーズや ATV など様々な物があるが, 最も高い発電電圧を有しているのが「このとり」である。「このとり」のように巨大な構造物がある電位を持って ISS に結合する時に電位挙動は科学的に重要な知見となりえる。そうした背景から, 「このとり」の周辺プラズマに対する機体電位を測定するための計測装置 “Advanced Technology On-orbit Test Instrument for space Environment-mini” (以下, ATOTIE-mini モジュール) を開発した[2, 3]。

本実験の結果に期待されるのは上記以外にも以下のような事柄が挙げられる。

- ◇ 結合中の帯電電位を調べることで, 船外活動中の宇宙飛行士の安全性確保の必要性について検討できる。
- ◇ 帯電解析の結果と軌道上データとの相互比較による帯電解析モデルの評価[4]。

ATOTIE-mini モジュールは2013年8月4日に「このとり四号機」に搭載されて打ち上げられ, 打ち上げ後, すぐに運用を開始した。図1は軌道上でISSより撮影された「このとり四号機」の写真である。ATOTIE-mini モ

ジュールが推進モジュール状に取り付けられているのがわかる。

4.2.2 装置概要

ATOTIE-mini モジュールは「このとり三号機」まで太陽電池パネルが取り付けられていた場所に, 太陽電池パネルの取付インターフェースを利用して取り付けられる。よって, ATOTIE-mini モジュールの外形寸法は, ほぼ太陽電池パネルと同程度になる。図2にATOTIE-mini モジュールの外観図を示すが, 「このとり」外部に取り付



図1 軌道上で撮影された ATOTIE-mini モジュール。モジュールは宇宙空間に直接曝されている。

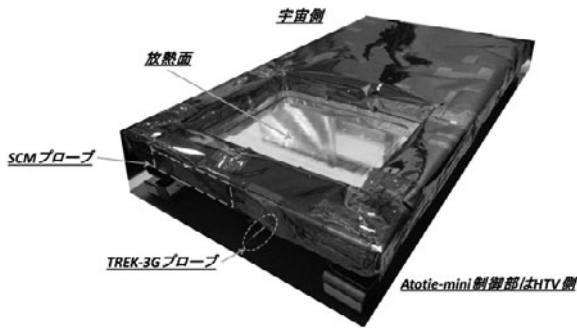


図2 ATOTIE-mini モジュールの外観。金色の部分 は MLI (Multi Layer Insulator) という熱制御材である。

表1 ATOTIE-mini モジュールの主要性能。

No	項目		数値
1	構造特性	固有値	525 Hz*
		質量特性	4.3 kg
2	熱制御性能	搭載機器温度範囲	-20℃から60℃
		制御温度範囲	-10℃から45℃
		発熱量	25.2 W
3	TREK-3G	測定電圧範囲	-200 V から 200V
	SCM	測定電圧範囲	-200 V から 200 V

*最低時固有値は ATOTIE-mini 制御部の値

けられるため ATOTIE-mini モジュール内部の温度を電子機器の使用温度範囲に制御する必要があり、表面は多層断熱材 (MLI) や放熱面で覆われている。

ATOTIE-mini モジュールは接触型帯電電位計 (TREK-3G) と宇宙環境観測装置 (SCM) の二つのセンサを有している。図2中の TREK-3G プローブ、及び SCM プローブが機体電位を測定するためのセンサのプローブである。

ATOTIE-mini モジュールの主要性能は表1に示した通りである。機体電位は、TREK-3G 及び SCM を使用することにより、±200V の範囲で測定することができる。

TREK-3G のプローブの外形は図3に示した通りで、同軸ケーブルの芯線に絶縁コーティングが施されている。TREK-3G の回路部は、絶縁コーティング表面の電位が「このとり」機体と等しくなるように、プローブの電位を制御する。一般に低軌道において絶縁体表面の宇宙プラズマに対する電位は、ほぼ宇宙プラズマと同程度になると考えられているので、TREK-3G の制御電位はほぼ「このとり」が宇宙プラズマに対して有する電位となる。

SCM は JAXA が開発した ISS 搭載の Plasma monitor (PLAM) をベースに設計された、衛星帯電電位を測定するのに特化した測定器である。SCM は図4に示すような銅板をプローブとして、宇宙空間に露出させている。図5に SCM の機能図を示すが、SCM プローブは「このとり」機体に対して高抵抗を介して接地されている。SCM プローブは高抵抗を介して、機体に接続されるため、機体から見ると電気的には浮いたような状態となる。そのため、SCM プローブ表面の電位は、「このとり」機体に対してある電位を有する。周辺プラズマからの荷電粒子流入は SCM プローブの表面電位が、宇宙プラズマの電位とほぼ同程度

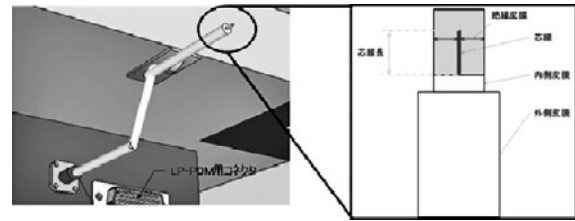


図3 TREK-3G のプローブ外形。

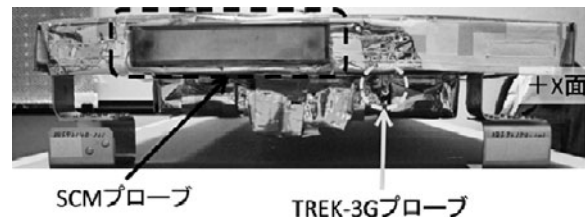


図4 SCM プローブ。

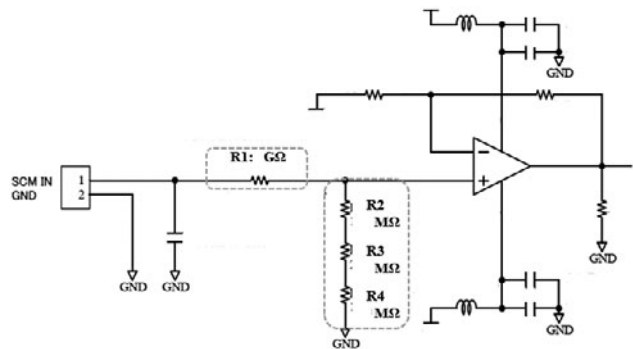


図5 SCM の機能図。

になったら終了するため、高抵抗の両端に発生する電圧を測定することにより、「このとり」の宇宙プラズマに対する機体電位を測定することができる。

4.2.3 実験結果

ATOTIE-mini モジュールは「このとり四号機」に取り付けられて8月4日に打ち上げられた。打ち上げ後、ATOTIE-mini モジュールはストアードコマンドにより自動的に起動し、以降、常時、「このとり四号機」の機体電位を測定している。図5は「このとり四号機」が単独飛行中の8月5日に測定されたデータで、TREK-3G と SCM により測定された「このとり四号機」の機体電位は同程度である。また、同一グラフに示す、太陽電池アレイの発電電流履歴より、蝕中は「このとり四号機」機体電位が0V程度、日照中は30V程度であり、日照と日陰による帯電電位の差異も確認することができた。また、図5のデータを取得した時の「このとり四号機」は、機軸方向に対して水平に飛行しており、ATOTIE-mini モジュール取り付け付近は、機体によるウェークに入る。図6に示す通り、SCM と TREK-3G はほぼ同程度の値を示していることから、ウェークの影響は小さかったと考えられる。以上のことから、TREK-3G と SCM は「このとり四号機」機体電位を測定できていることを確認することができた。

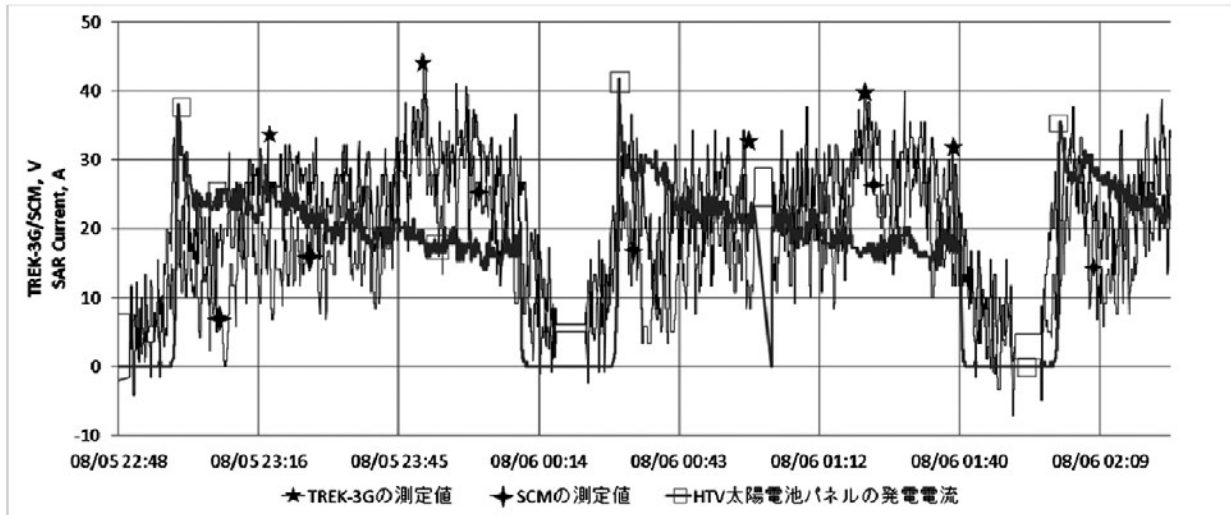


図6 ATOTIE-mini モジュールによる軌道上での観測結果。
宇宙機の電位は姿勢によっても変動し、「このとり四号機」のケースでは 30 V 程度の電位をもっている。

4.2.4 まとめ

「このとり四号機」の帯電電位を計測するために、接触型電位センサと帯電センサを有する ATOTIE-mini モジュールを開発した。本報告では割愛したが、ATOTIE-mini モジュールの測定性能要求である $\pm 200\text{V}$ の範囲内での電位測定が可能であることを地上試験で確認した。ATOTIE-mini モジュールは「このとり四号機」に取り付けられて、8月4日に打ち上げられた。打ち上げ後に実施した初期運用より、接触型電位センサと帯電センサは健全に動作していることが確認された。また、太陽電池アレイ

の出力電流履歴に追随する帯電挙動を示したことから、正常な測定が行われていることを確認することができた。

参考文献

- [1] D.Hastings *et al.*, Spacecraft Environment Interactions (Cambridge University Press, New York, 1996) p.142.
- [2] D. Tsujita *et al.*, 29th International Symposium on Space Technology and Science Proc., 2013-g-13, (2013).
- [3] T. Okumura *et al.*, 13th Spacecraft Charging Technology Conference Proc. (2014).
- [4] D. Tsujita *et al.*, 13th Spacecraft Charging Technology Conference Proc. (2014).



4. 放電現象解明のための軌道実証結果の紹介

4. Introduction of On-Orbit Experiment for Discharge Phenomena on Spacecraft

4.3 超小型衛星による高電圧発電の実証(鳳龍弐号)

4.3 Demonstration of High Voltage Power Generation by Nano-Satellite (Horyu-2)

増井 博一, 趙 孟佑

MASUI Hirokazu and CHO Mengu

九州工業大学

(原稿受付: 2015年7月31日)

宇宙空間での高電圧の発電を実証するために開発された「鳳龍弐号」での実験結果を紹介する。鳳龍弐号では太陽電池を使用しての300 V以上の発電電圧の実証と放電実験が行われた。この発電電圧は現在の所、宇宙空間で太陽電池が作りだした電圧としては最も高い値である。このような挑戦的な実験が可能となったのは、大学を中心として超小型衛星が盛んに開発されており、宇宙空間を使用しての実験は以前に比べ格段に敷居が下がった為である。超小型衛星を使用することでリスクの高い軌道上実証が可能となり、鳳龍弐号のような高電圧を使用する実験も可能となった。ここでは「鳳龍弐号」の開発や軌道上実験の結果と今後の展開について概説する。

Keywords:

space plasma, nano-satellite, high voltage power generation, solar array

4.3.1 高電圧への取り組み

現在、宇宙機での太陽電池による最大発電電圧はISSの160 Vである。この値が決定されている理由が放電現象であることは2章で述べた。高電圧化に伴うメリットは地上の伝送と同じであり、送電ロスを少なくする事にある。ISSの最大発電電力は120 kWであるが、大規模な次世代宇宙プラットフォーム(次世代宇宙ステーション、宇宙工場、宇宙太陽発電所など)では1 MWクラスの電力が見込まれている。大電力送電ではケーブルに含まれる僅かな抵抗で伝送ロスが生じる為に、送電時の電流を低くして送電する事が望ましい。また、高電圧を使用する機器(電気推進器、進行導波管)等では昇圧によるロスを少なくすることが可能となり、高電圧で駆動させた方がメリットが多い。しかし、1, 2章で述べたように宇宙プラズマとの干渉による放電の問題が存在するために宇宙機の高電圧化は容易ではない。しかし、宇宙機の効率化には必要な技術であるので、これまでに軌道上での実験が行われている。これらの軌道上での実験は、①DC/DCコンバーターを使用するもの[1-4]と②太陽電池による高電圧発電の二つに分けられる。①の場合では低い電圧からコンバーターにより昇圧して高電圧が作り出される。②では太陽電池で直接高電圧を作り出す。4.1で述べたPASCALは①に分類され、放電環境を作り出すという点においては問題がないが、高電圧による発電を実証する点においては②の方式とは大きく異なる。

②の代表的な取り組みとしてはSFU(Space Flyer Unit)における高電圧発電の実証があるが[5]、不具合によりミッションは達成できていない。しかし、元々放電を取り扱う実験は電磁干渉、ノイズ等の問題を伴うので、大型衛星で実施することが難しく、大規模な実験は行われていない。

4.3.2 超小型衛星の発展

2000年代に入ると、超小型衛星の開発が大学を中心として活発に行われるようになった。ターニングポイントとなったのは東京大学によって開発されたXi-IVである[6]。Xi-IVは10 cm立方で1 kgの超小型衛星であり、この衛星の成功により「超小型であれば大学の技術レベルでも衛星の開発が可能」という認識が生まれた。なお、Xi-IVは現在も運用中である。Xi-IVの成功に加え、2009年にJAXA H2A ロケットとの相乗りプログラムが始まると、より一層超小型衛星の開発は盛んになり、2014年現在で25機の超小型衛星がJAXAによって打ち上げられた[7]。超小型衛星の利点としては、短納期で開発可能であること、リスクの高いミッションを実行可能なことである。2010年に九州工業大学はJAXA相乗りプログラムに応募し、2012年に「鳳龍弐号」を打ち上げた。鳳龍弐号では超小型衛星の「リスクの高いミッションを実施可能」というメリットを生かし、太陽電池による300 V発電をメインミッションとして開発が行われた。同時に、帯電センサー、民生品ベースの帯電

プローブによる電位観測[8]，帯電緩和素子の実証[9]を実施した。以降，鳳龍式号による高電圧発電の実証について説明する。

4.3.3 鳳龍式号概要とメインミッション

鳳龍式号のフライトモデルの外観を図1に示す。サイズとしては35 cm×31 cm×31 cm，重量は7.1 kgである。鳳龍式号は2012年5月18日にH2 A ロケット21号機によって種子島宇宙センターより打ち上げられた。衛星は670 kmの太陽同期軌道に投入された。地上との通信にはアマチュア無線を使用している。ダウンリンクの周波数は437.375 MHzである（もし，アマチュア無線装置をおもちの方がいれば，是非電波の受信に挑戦してみてください。）

太陽電池による高電圧発電の仕組みとしては，スフェラーパワー株式会社製のスフェラー®アレイを使用している。通常人工衛星で使用される太陽電池セルは3重接合セルで変換効率が30%程度と高い。このスフェラー®アレイでは取り出せる電力は低い，小型で出力電圧が高いという特徴を持つ。通常3重接合セルの1枚のサイズは40 mm×80 mmであるが，スフェラー®アレイは9.5 mm×24 mmであり，1枚で最大6 Vを出力可能である。このセルを直列に接続する事で300 Vを超える高電圧アレイを構成している。この高電圧アレイは宇宙用の接着剤により電極，トリプルジャンクションがカバーされており，地上試験では高電圧アレイでは放電が発生しないことを確認している。ここで発生し

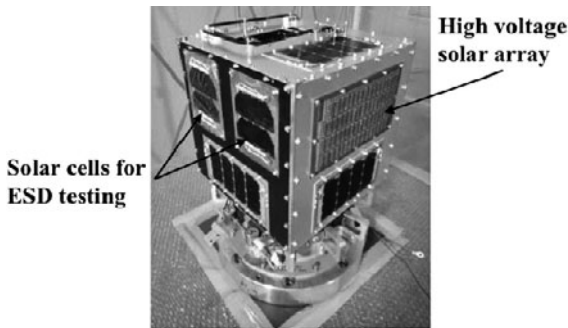


図1 鳳龍式号外観図。衛星のサイズは30 cmの立方体。

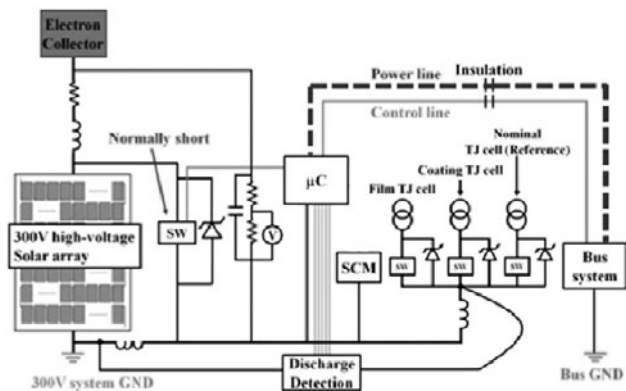


図2 高電圧アレイの接続図。鳳龍式号の場合は通常のバス機器が接続される衛星構体グラウンドと高電圧ソーラーアレイ用グラウンドをそれぞれ設置している。

た高電圧が各試験サンプルに印加されることで，放電実験を行うことが可能となる。

図2に放電試験のシステムの概略図を示す。通常衛星構体がすべての機器の電位の基準となるように設計されるが，高電圧部を導入する為に，バスシステムと高電圧発電部を絶縁している。高電圧発電時は電子コレクタ・高電圧アレイ間に300 Vが生じる。発電電圧は測定回路と帯電センサーの両方で行われる。

図3は軌道上で最初に高電圧アレイを起動した際の発電電圧と衛星構体の電位のプロファイルである。日照と同時に高電圧アレイが発電を開始し，電圧が330 V程度まで上昇している（四角の凡例）。同時に帯電モニターの電位（ひし形の凡例）も上昇し最終的には発電電圧分帯電モニターも負に沈んだことが確認され，高電圧アレイが適切に作動し，放電環境を作り出していることが確認された。

発生した高電圧を試験用の3重接合太陽電池に印可する事で放電実験が実施された。鳳龍式号には下記の3種類の試験用3重接合セルが搭載されている。

1. 何も放電抑制が施されていないベアー太陽電池
2. 導電性コーティング太陽電池
3. フィルムカバー太陽電池

これらのセルを順番に高電圧を印可する事で，太陽電池での放電実験を行うことが可能となる。導電性コーティングとフィルムカバーの詳細については参考文献[10]を参照されたい。結果として，ベアー太陽電池とフィルムカバー太陽電池では多数の放電が確認された。一方，導電性コーティング太陽電池では放電が確認されず，有効性が示された。

鳳龍式号の運用状況については，打ち上げ直後は順調に稼動していたが，2012年6月に突如地上局からのコマンドを受け付けられない状態に陥った。その後，2012年7月に奇跡的に復活し高電圧発電のメインミッションを遂行した。その後，再び同様の状態に陥り，ミッションを遂行することが不可となった。2014年10月現在も衛星は復帰していない。地上での再現試験の結果では，On Board Computer (OBC：衛星の情報処理を担当する箇所)のマイクロプロ

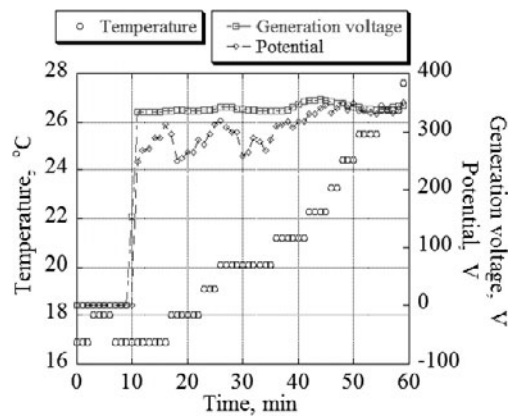


図3 高電圧アレイ動作時の衛星電位と帯電モニターの履歴。高電圧ソーラーアレイ（四角）が発電したと同時に衛星の電位（ひし形）も上昇していることがわかる。

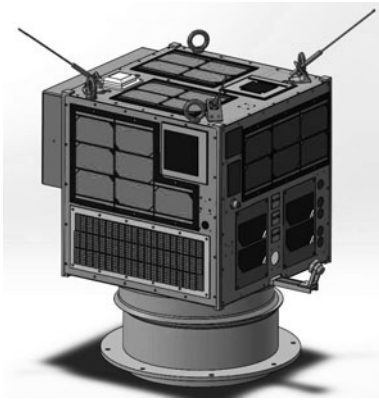


図4 鳳龍四号イメージ図。オシロスコープ、放電取得カメラ、高速通信などの機能がアップデートされている。

セッサーに放射線によるシングルイベントラッチアップ（半導体に過電流が流れ、サイリスタのように電源を切るまで電流が流れ続ける状態）が発生し衛星の情報処理系が停止している可能性が高いことがわかっている[11]。

4.3.4 今後の展望

鳳龍式号では高電圧アレイの軌道上で実証され、放電環境が構築されたが、放電現象の解明にはまだ情報が不足している。特に、放電波形と放電画像の取得は現象解明に大

きな進展をもたらすと考えられる。九州工業大学では鳳龍式号のバスシステムと高電圧アレイ部をベースとして、放電波形測定用オンボードのオシロスコープと画像取得のカメラを搭載した「鳳龍四号」の開発を行っている(図4)。オンボードオシロスコープは本プロジェクトからの新規開発品である。また、放射線耐性を向上させたバスシステムを採用し、鳳龍式号での問題点を改善している。鳳龍四号は2015年度にJAXAのH2AロケットでASTRO-Hと共に打ち上げられる予定である。

参考文献

- [1] G.B Hillard *et al.*, J. Spacecraft and Rockets **30**, 488 (1993).
- [2] C.P. de la Cruz *et al.*, J. Spacecraft and Rockets **33**, 438 (1996).
- [3] J.D. Soldi *et al.*, J. Spacecraft and Rockets **29**, 538 (1997).
- [4] T. Okumura *et al.*, 第10回宇宙環境シンポジウム講演論文集, JAXA-SP-13-016 (2014).
- [5] H. Kuninaka *et al.*, J. Spacecraft and Rockets **32**, 894 (1995).
- [6] R. Funase *et al.*, Trans. JASS Space Tech. Japan **6**, 1 (2008).
- [7] <http://aerospacebiz.jaxa.jp/jp/ainori/results.html>
- [8] 松本直希：第9回宇宙環境シンポジウム講演論文集 83-90 (2012).
- [9] M. Iwata *et al.*, IEEE Trans. Plasma Science **42**, 384 (2014).
- [10] S. Iwai *et al.*, J. Spacecraft Rockets **52**, 544 (2015).
- [11] 趙孟佑：航空宇宙技術 **12**, 17 (2013).



5. おわりに

5. Summary

増井 博一, 趙 孟佑

MASUI Hirokazu and CHO Mengu

九州工業大学

(原稿受付: 2015年9月14日)

本講座では宇宙機で発生する放電現象についてこれまで述べた。宇宙工学の分野の中でも非常に狭い領域のトピックを取り扱った。しかし、宇宙機の電源システムに直接影響を与える、非常に重要な分野であることは理解頂けたと思う。以下に本講座の総括と今後の展望を述べる。

5.1 現状の課題

第1から3章では宇宙機で発生する放電現象について取り上げ、発生の原理について述べた。そして、第4章では宇宙機の帯電・放電について軌道上で実施された実験例を紹介した。この放電現象の解明、対策が重要な理由は、放電が発生しやすい箇所が、宇宙機の電力の源である太陽電池パネルということに尽きる。衛星にとって電力とは人間でいう血液のようなものであり、電力が安定的に長期間にわたって供給されることが衛星の信頼性向上に不可欠である。当面は発電電圧100Vから160Vでの放電の完全な抑制が課題であろう。第2章でフィルムやコーティングによる保護を対策例としてあげたが、高い信頼性が要求される電源部に使用するためには、軌道上での材料の劣化を含めた長期間の検証が欠かせない。100Vから160Vでの安定的な発電が達成された後には、次の段階である300V以上の電圧での発電が期待される。発電電圧が300V以上になれば、電気推進機を直接駆動するような技術も視野に入ってくる。太陽電池で発電した電力で電気推進機を直接駆動させる事が出来れば、昇圧による損失がなくなり推進機システムの高効率化とハーネス重量の軽減が見込まれる。特に、電気推進機を使用する深宇宙探査機には必要な技術と考える。昇圧による損失が低減することは、高電圧を使用するような機器全般（例としては、通信衛星に搭載される進行導波管など）について大きなメリットが生ずる。

さらに将来の次世代の宇宙ステーションや宇宙太陽発電所などの大規模プラットフォームについては、高電圧発電による高効率化は必須であることを第2章で説明した。また、このような大規模プラットフォームは20年から30年程度の寿命が想定されており長期間の運用が前提である。1000Vほどの発電電圧が想定されているが、実際に1000V発電電圧に到達するためには、300Vや600Vの電圧で安定的な発電が長期間にわたって実証され、十分な実績が蓄積

されることが必要となる。これら研究・開発を早急に開始し、実用化に向けた知見を蓄積することが現在の課題といえる。

宇宙機の放電現象を考える上で、考慮しなければならないことのひとつが材料物性の劣化である。重要となるのは有機化合物の物性であり、宇宙機が打ち上がった直後の材料物性は既知であるが、5-10年後の材料の物性を知るのは非常に困難であり放電現象に関する研究を難しくしている。宇宙空間で材料は放射線、紫外線、熱サイクル、原子状酸素に同時に曝される。地上の装置で、これらの劣化要因を同時に生成することは難しく、試験用の劣化サンプルを準備すること自体が難しい。材料の劣化を含めた放電実験の方法、条件に関しては現在議論[1]がなされている。

5.2 超小型衛星利用

これまでに述べたように高電圧発電技術について要求されることは、長期間にわたり安定して発電を行うことである。これまでは第3章で述べたような地上試験をベースとして宇宙機の放電現象の研究が進められてきた。地上での宇宙機放電現象の研究では、地上試験装置では材料の複合劣化を含め宇宙環境を完全に再現できないという問題が常に存在してきた。しかし、2015年現在の状況が過去の状況と大きく異なることは、宇宙へアクセスする困難さが大きく下がったことであり、「宇宙空間で実験を行う」ことが可能となったことである。第4章でも述べたように、現在では無償、有償を問わず宇宙にアクセスする手段がいくつも存在している。この点については、特に超小型衛星の利用が期待される場所である。先に述べた材料の劣化については、地上で再現がほぼ不可能であることを考えれば超小型衛星で材料劣化試験を行うことが最善の方法であろう。また、リスクを伴う実験についても同様で、超小型衛星が積極的に挑戦すべき領域と考える。その意味で高電圧

発電実証は超小型衛星に適したミッションと考えられる。超小型衛星の利点である複数機を同時に打ち上げることで、これまでにない時間分解での宇宙プラズマや磁場の測定を行うことも可能となる。超小型衛星を用いることで従来とは違った視点からのデータ取得が期待される。

超小型衛星のバスシステムの開発には少し時間がかかるが、現在は衛星開発キットも利用可能である。これまでの「宇宙機関から提供される大型衛星のデータを利用する」ということから「自らが開発した測定器で実測する」とい

う時代が到来しているのである。読者の中に宇宙環境計測をテーマとする方がいらっしゃれば、是非超小型衛星を利用しての宇宙環境計測に挑戦していただきたい。

参考文献

- [1] ISO/CD Space environment (natural and artificial) - Spacecraft potential estimation in worst case environment.

講座 宇宙機と宇宙プラズマ相互作用による放電現象の地上実験と軌道上実験 著者紹介



ちよう めん うえ
趙 孟 佑

九州工業大学工学研究院先端機能システム工学研究系教授。宇宙環境技術ラボラトリー施設長（兼任）、1992年マサチューセッツ工科大学博士課程修了 Ph.D.。研究分野は、宇宙システムと宇宙環境の相互作用、超小型衛星等々。最近では、どれだけ簡単に人工衛星を作ることができるかということを考えて続けている。



とよ だ かず ひろ
豊 田 和 弘

所属：九州工業大学大学院工学研究院電気電子工学研究系。主な研究分野：宇宙機の帯電放電，電気推進，東京大学大学院航空宇宙工学専攻博士過程修了 博士（工学）。

趣味：釣り



ふじ い はる ひさ
藤 井 治 久

所属：独立行政法人国立高等専門学校機構 奈良工業高等専門学校電気工学科
研究分野：気体，真空，液体，固体中の高電圧現象（帯電，放電）に関わる研究
経歴：1952年7月兵庫県生まれ。1980年3月大阪大学大学院工学研究科電気工学専攻後期課程修了。同年4月三菱電機（株）入社。同社生産技術研究所，中央研究所，先端技術総合研究所において高電圧絶縁技術に関わる研究に従事。2003年4月から奈良工業高等専門学校電気工学科教授，現在に至る。工学博士。電気学会，応用物理学会，静電気学会会員。



おく むら てつ ぺい
奥 村 哲 平

宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 研究員，2007年九州工業大学工学部博士後期課程修了 Ph.D.。研究分野は宇宙システムと宇宙環境の相互作用，特に帯電放電対策技術。最近では、「こうのとりのとり」を使って諸々の実証実験を実施中。



ます い ひろ かず
増 井 博 一

九州工業大学工学研究院先端機能システム工学研究系助教。2006年九州大学大学院総合理工学府先端エネルギー理工学専攻博士課程修了，博士（工学）。研究分野は宇宙機の帯電・放電，電気推進，超小型衛星開発。このところの目標は1年に1個は自分が「触った」もしくは「試験した」ものが宇宙に行くこと。今後の目標は「自分が開発した」ものが1年に1個は宇宙に行くようにすることです。