

真空環境における ECR プラズマ源による 除電効果に関する実験的研究

An experimental study of charge removal in vacuum using microwave discharge plasma source

○森下 貴都(東大・院)・神田 大樹・細田 聡史
・月崎 竜童・西山 和孝・國中 均 (宇宙航空研究開発機構)

○Tkakato Morishtia(The University of Tokyo)・Daiki Koda・Satoshi Hosoda
・Ryudo Tsukizaki・Kazutaka Nishiyama・Hitoshi Kuninaka (JAXA)

Abstract (概要)

Electric charge is cause of failures in high vacuum of industrial process and space. Therefore, high efficient charge neutralization method is required. The goal of our study is to improve the charge neutralization speed. Our research aims to the application of an electron cyclotron resonance (ECR) plasma source as neutralizer in vacuum. ECR neutralizer has been developed to neutralize ion beam by ion thrusters, preventing the spacecraft from charging. We improved the neutralization current and investigated the charge neutralization of film as an industrial application. Conveying films at high speed in vacuum, the films are entangled with each other by friction charging. By placing the ECR neutralizer at 1.5m from a roll-to-roll system, we can convey the film roll at 1000m/min, the highest speed currently used in the industry. In addition, charged dust is cause of damage of astronaut health and equipment on the lunar and asteroid surface. As a space application, we conducted a levitating charge particle removal in vacuum. By using a neutralizer, charge particle was neutralized and fell down. These findings suggest that 10W class ECR neutralizer is hence proved to be an effective charge neutralization method.

記号の説明

V_T : フィルム搬送速度
 j_{limit} : V_T で搬送する場合に必要な除電電流密度
 σ : フィルムの帯電密度
 ω_c : 電子サイクロトロン周波数
 e : 電荷素量
 B : 磁束密度
 m_e : 電子質量

1. 研究背景と目的

1.1 研究背景 人工衛星は常に静電氣的故障のリスクにさらされている。図1に示す通り人工衛星の致命的故障の半数以上は帯電が原因であり、搭載機器の絶縁破壊等、種々の障害を引き起こす¹⁾。2003年に発生した環境観測衛星「みどりII」(ADEOS-II)は、衛星帯電が原因で全損事故を起こしたと言われている²⁾。また月面有人探査においても月の砂(レゴリス)の帯電が問題となっている。帯電したレゴリスは宇宙飛行士の宇宙服に吸着し、宇宙船内で脱衣する際にレゴリスが舞うことで、花粉症のような健康被害を引き起こした事例が報告されている。また、精密機械にレゴリスが入り込むことで故障を招く原因ともなり得る³⁾。このように宇宙機の帯電緩和や帯電粒子の除塵は今後の宇宙探査に不可欠である。

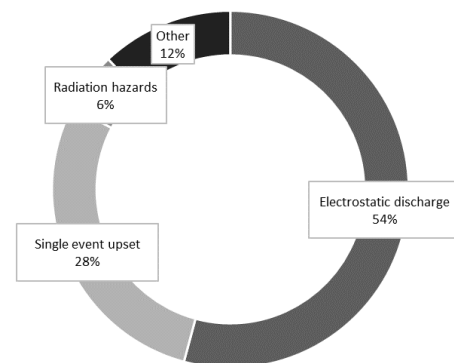


図1 宇宙機の故障原因¹⁾

る。

帯電による故障は宇宙空間に限ったことではなく、地上の真空設備でも発生している。例えば有機ELディスプレイ製造時のフィルム蒸着過程や半導体製造プロセスで障害が発生する。真空中でフィルムを高速で搬送することにより、ロールとフィルムの間に接触・摩擦帯電が起こり、フィルム同士が吸着して絡まることで製品歩留まりを低下させている。この問題に対して現在、有効な除電方法は確立されていない。

製品がある程度帯電したときに、真空度を低下させパッシェンの条件で受動的に放電させる方法が主流である。しかしこの方法では、帯電するたびに真空度を低下させ、その都度真空引きする必要があり生産効率が低下する。従って真空下での除電の高効率化が必要とされている。

1.2 研究目的 以上より研究目的は、真空環境下におけるマイクロ波放電式中和器による除電・除塵効果を明らかにすることである。

2. 中和器

2.1 マイクロ波放電式中和器 2010 年に地球に帰還し、世界初の小惑星サンプルリターンを成功させた小惑星探査機「はやぶさ」や、現在小惑星「リュウグウ」の近傍に滞在中で 2020 年帰還予定の「はやぶさ 2」は、主推進器としてマイクロ波放電式イオンエンジン $\mu 10$ を用いている⁴⁾⁵⁾。 $\mu 10$ で用いる中和器はマイクロ波を用いた電子サイクロトロン共鳴型プラズマ生成装置である。地上耐久試験はいまでも実験室において継続中で、5 万時間を超える運転を継続している。

マイクロ波放電式中和器のプラズマ生成機構としては、電子サイクロトロン共鳴 (Electron Cyclotron Resonance, ECR) 加熱と直流放電の 2 つが挙げられる (図 2)。ECR 加熱は、式(1)に示す通り、場の磁束密度における電子サイクロトロン周波数 ω_c と共鳴するマイクロ波を投入し、電子サイクロトロン共鳴を起こすことでプラズマを発生させる方法である⁶⁾。

$$\omega_c = \frac{eB}{m_e} \quad (1)$$

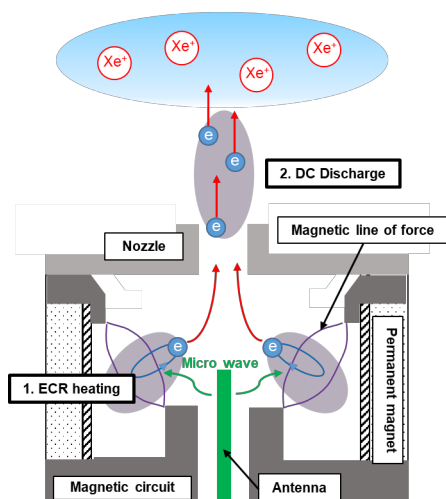


図2 マイクロ波放電式中和器の概略図

点火時は ECR 加熱が火種となる。一方、直流放電では、イオン源により放出されたイオンブームの比較的高いポテンシャルと、中和器内部プラズマポテンシャルの差により電子が加速し、放電が生じる。

2.2 ホローカソードとの比較 本研究で扱うマイクロ波放電式中和器とホローカソードの特性を比較すると表 1 のようにまとめることができる。ホローカソードは始動時にヒータにより約 1000℃まで加熱する必要がある⁷⁾。これには予熱が必要であり取り扱いが難しい。またヒータの ON/OFF を繰り返すことによりヒータが断線する故障が多発している⁸⁾。また数 100mA の低電流域に自己保温限界があり、ヒータに多くの電力を割かなければいけない。さらに大気暴露制限があり、長時間大気暴露することができないという難点がある⁸⁾。これに対しマイクロ波放電式中和器について取り扱いは容易である。ホローカソードのような取り扱いの難しさはない。但し、後述するように比較的放出電流が小さいという点が短所である。

表 1 ホローカソードとの比較^{4,8,9)}

	μ 波放電式中和器	ホローカソード
長所	取り扱いが容易	高電流
短所	低電流	<ul style="list-style-type: none"> ・ヒータの断線 ・自己保温限界付近でヒータ電力大 ・大気暴露時間の制限

2.3 各種中和器の動作領域 現在用いられている種々の中和器とマイクロ波放電式中和器の放出電子電流による比較を図 3 に示す。横軸が放出する電子・イオンの電流量であり上側が中和器、下がイオン源を示す。図 3 に示す通り、マイクロ波放電式中和器は 100mA~200mA の領域で動作している。これははやぶさ初号機やはやぶさ 2 で搭載されたイオンエンジン $\mu 10$ がこの領域で動作し、そのカソードとして設計されたからである。1A より大電流では BaO や LaB6 のホローカソードが主流の電子源である。従ってマイクロ波放電式中和器とホローカソードの境界であるサブアンペアにおいて両者が競合する¹⁰⁾¹¹⁾。

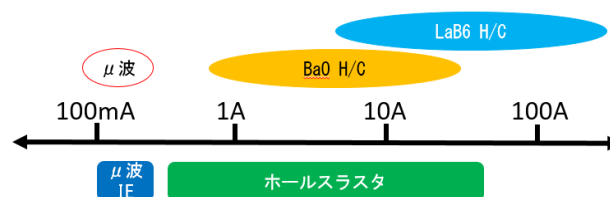


図3 各中和器と対応するイオン源の比較

3 除電電流密度分布

3.1 実験方法・条件 真空下においてプラズマによる除電効果を検証する。真空チャンバー内にマイクロ波プラズマ源を設置し、帯電物に流れる除電電流値を計測する実験を行った。図 4 に実験系を示す。中和器から 1m, 1.5m, 2m の距離に銅板を配置した。この銅板に電圧を印加し、流れる電流を計測した。実験条件は第 2 表に示す通りである。中和器の引き出し電流は特に断りのない限り 135mA の定電流引き出し

とする。

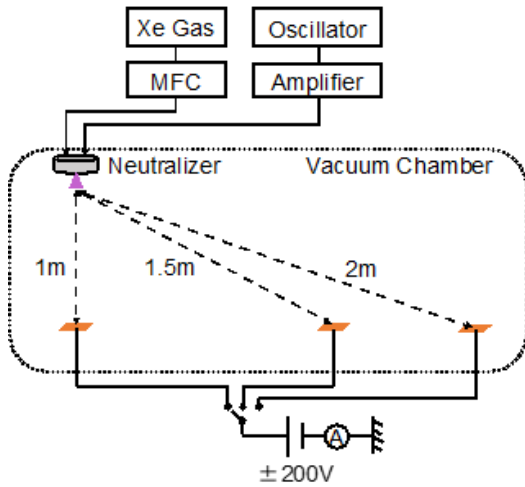


図4 除電電流測定実験の概略図

表2 除電電流密度測定の実験条件

Mass flow rate of Xe	0.5sccm
Microwave power	8W
Pressure	10^{-3} Pa
Anode current	135mA
Charged plate voltage	± 200 V

また図5のように、引き出し電極やオリフィス部分の形状をパラメータとして除電電流の違いを調査した。電極は $\Phi 20$ mmのパンチングメタルであり、オリフィスはノミナルの厚さ5mm、 $\Phi 4$ mm穴のものと、厚さ1mmのパンチングメタルオリフィスの2種類がある。

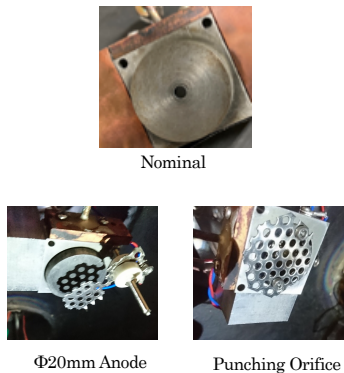


図5 プラズマ源の除電性能を比較するための各種電極とオリフィス

3.2 結果

第6図は負帯電の除電電流密度、第7図は正帯電の除電電流密度を示している。

正帯電、負帯電に共通の傾向として、距離が1mから2mに増加すれば、除電電流密度は1~2オーダ減少する。また、負帯電の方が正帯電よりも2~3オーダ電流密度が小さい。つまり除電器の設計において負帯電の除電性能が律速するこ

とがわかった。引き出し電極無し(ノミナル)と比べて、引き出し電極により陽光柱を発生させた場合は、総じて除電電流が大きい結果となった。

第7図より、引き出し電極の取り付け無し(ノミナル)と比べて1オーダ以上の改善はみられないが、最大5倍の向上がみられた。距離1mの点においてパンチングオリフィスが最大の除電電流を得ることが確認された。引き出し電極用電源などを必要とせず、これを採用した場合、実際の製品化において構造を簡素化することが可能となる。

両図における $V_T = 1000$ m/min は、真空中でフィルムを1000m/minの速度で搬送するときに必要な除電電流密度 j_{limit} を示している。一般的に、搬送速度は高々700m/min程度である。 j_{limit} は以下のように示すことができる¹²⁾。

$$j_{limit} = \sigma \times V_T = 27 \times \frac{1000}{60} = 0.45 \text{ mA/m}^2$$

正帯電においてはノミナルでも2mの距離までこの条件を満たすことがわかる。各種電極を用いた場合や、パンチングオリフィスを用いれば更に1-2オーダの余剰を持つことがわかる。負帯電においてはノミナルは1mの距離にてこの条件を満たす。パンチングオリフィスを用いることで距離を1.5mまで拡大することが可能となる。

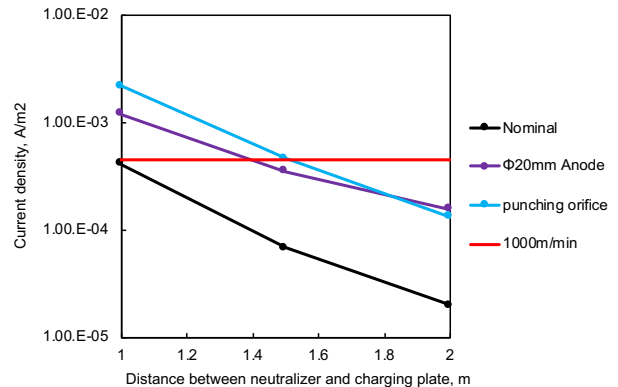


図6 帯電物に-200V印加した場合の除電電流密度

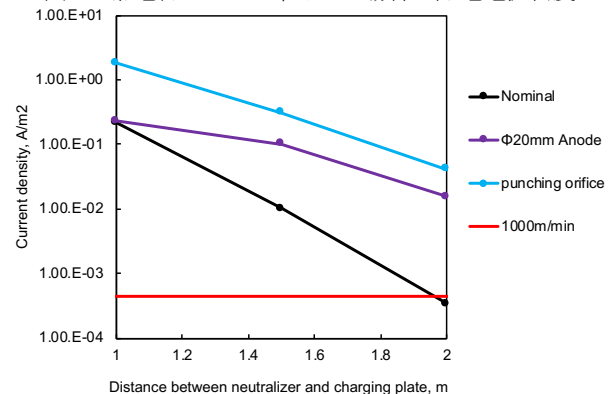


図7 帯電物に+200V印加した場合の除電電流密度

3.3 考察

引き出し電極無し(ノミナル)と比べて、引き出し電極により陽光柱を発生させた場合に、総じて除電電流が大きい原因として、陽光柱プラズマの寄与が考えられる。印加電場によ

り引き出された電子が、中性粒子に電離衝突することで陽光柱プラズマは生成される。したがって引き出し電極ありの場合は、プラズマ源の外部においてもプラズマを生成することが可能であり、この違いがノミナルとの除電電流の差であると考えられる。

中和器直下方向(1m)においてΦ20mm 電極の除電能力が低いのは、正に印加された小型電極が中和器直下方向への電子の運動を阻害しているためと考えられる。

パンチングオリフィスの除電電流密度が大きい原因として、パンチングオリフィスの方がプラズマの透過率が高いことが挙げられる。パンチングオリフィスの開口面積はノミナルに比べて1オーダー大きく、また厚みも1/5である。したがって放電室からより多くのプラズマが排気され、除電電流が増加したと考えられる。

引き出し電極形状やオリフィス形状の変更によりシート搬送速度が1000m/minを満たすことのできる最大距離を1mから1.5mに拡大することが出来る。

以上より、パンチングオリフィスを除電器に採用し、製品化を行った。

5. 結 言

本研究により得られた結果を総括し、以下に列举する。

- 正帯電および負帯電の除電電流を測定し、距離依存性を取得した。プラズマ源を1.5m以内に設置すればフィルム搬送を1000m/minで搬送可能であることを示した。
- プラズマによる真空下除電の有効性を明らかにした。さらにフィルム搬送の模擬装置にて除電効果を実証した。
- 宇宙探査機用に研究開発されたプラズマ源を、地上産業における真空設備用除電器に応用した。
- 従来型の宇宙用プラズマ源のプラズマ透過性を向上するノズル形状について研究開発し、宇宙用プラズマ源に対して5倍の除電電流密度を達成した。

参考文献

- 1) 宇宙航空研究開発機構：宇宙環境計測情報システム、<http://sees.tksc.jaxa.jp>
- 2) 文部科学省：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、<http://www.mext.go.jp>
- 3) JAXA 宇宙教育センター WEB ページ：<http://edu.jaxa.jp/himawari/pdf/>
- 4) Kuninaka, H., Nishiyama, K., Funaki, I., Yamada, T., Shimizu, and Y., Kawaguchi, J.: Powered Flight of Electron Cyclotron Resonance Ion Engines on Hayabusa Explorer, J. Propulsion and Power, 23 (2007), pp. 544--551.
- 5) Nishiyama, K., Hosoda, S., Ueno, K., Tsukizaki, R., and Kuninaka, H.: Development and Testing of the Hayabusa2 Ion Engine System, Trans. JSASS Aerospace Tech, 14 (2016), pp. Pb131--Pb140.
- 6) Francis, F., Chen: Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion: Volume 1: Plasma Physics, Springer, 1984, pp. 104--105.
- 7) James, E., Polk, Dan, M., Goebel and Ron, Watkins: Characterization of Hollow Cathode Performance and Thermal Behavior, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint

Propulsion Conference & Exhibit, California, USA, AIAA 2006-5150, 2006

- 8) 國中均, 中山宜典, 西山和孝: イオンエンジンによる動力航行, コロナ社
- 9) D., M., Goebel, J., T., Crow and A., T., Forrester: Lanthanum hexaboride hollow cathode for dense plasma production, Review of Scientific Instruments, 49 (1978), pp.469--472.
- 10) Ikeda, T., Togawa, K., Taharaand, H., Watanabe, Y., Performance Characteristics of Very Low Power Cylindrical Hall Thrusters for the Nano-Satellite "PROITERES-3", Vacuum, 88 (2013), pp.63--69.
- 11) D. Dignani, C. Ducci, G. Cifali, P. Rossetti and M. Andrenucci: HT-100 Hall thruster characterization tests results, IEPC 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-191, 2011
- 12) 最上智史, 峯村和樹, 野村信雄, 細田聡史, 神田大樹, 森下貴都: マイクロ波プラズマ源を用いた真空用除電器の開発, 第42回静電気学会全国大会 講演論文集 (2018), 13aD-2.