

マイクロ波放電式プラズマ源による高真空下除電

森下 貴都^{*,1}, 神田 大樹^{**}, 細田 聡史^{**},
最上 智史^{***}, 峯村 和樹^{***}, 野村 信雄^{***}, 國中 均^{**}

(2019年3月4日受付; 2020年2月17日受理)

Electrostatic Charge Neutralization in Vacuum Environment
using an Electron Cyclotron Resonance Plasma Source

Takato MORISHITA^{*,1}, Daiki KODA^{**}, Satoshi HOSODA^{**}, Tomofumi MOGAMI^{***},
Kazuki MINEMURA^{***}, Nobuo NOMURA^{***} and Hitoshi KUNINAKA^{**}

(Received March 4, 2019; Accepted February 17, 2020)

Electric charge accumulation can cause failure during vacuum manufacturing processes. For the charge neutralization in vacuum environment, cyclical change of its pressure to produce intermittent passive discharges according to the Paschen's law is often used; however, it is still insufficient to increase production efficiency. The goal of this study is to increase the charge neutralization rate in vacuum environments (10^{-4} Pa) using an electron cyclotron resonance (ECR) plasma source developed by JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) to neutralize the charge of spacecrafts emitting ions from their thrusters. We investigated the charge neutralization of a 50 mm × 50 mm plate with capacitance of 1.7 μF at initial voltage of 200 V, where the plate is placed 30 cm away from the ECR neutralizer. The time required to reach 37% of the initial voltage was 0.1 s for positive charge and 27 s for negative charge. In addition, improvement of the electron extraction electrode for the ECR neutralizer led to five times higher neutralization current compared to the previous ECR neutralizer at 10 W power and 0.1 mg/s xenon flow rate.

1. 緒論

宇宙機の故障原因の内訳を図1に示す。その半数以上が帯電やそれに伴う静電気放電によるものである¹⁾。宇宙機が帯電することで生じる故障は多岐に渡るが、例えば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⁾。このように帯電に関する故障は宇宙機にとって致命的であり、これを解決することが宇宙開発にとって必須であると言える。

一方、地上産業における課題として、有機ELディスプレイ

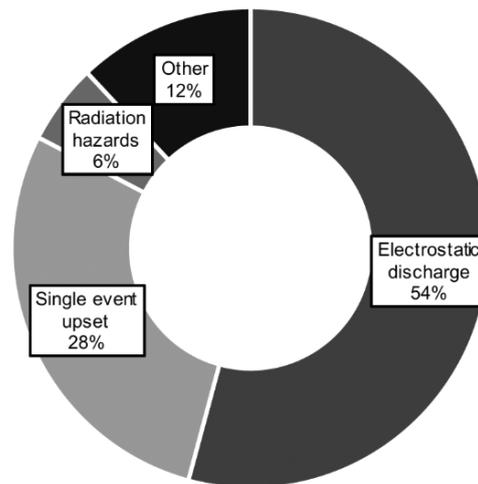


図1 宇宙機の故障原因の内訳¹⁾

Fig.1 Details of breakdown cause of spacecraft.

プレイ製造時のフィルム蒸着過程など、半導体プロセスでの帯電による障害の発生が挙げられる。これらの過程では真空下で金属ロールを回転し、フィルムの搬送が行われている。しかしフィルムとロールの摩擦帯電によりフィルム同士が吸着し、絡まることで製品歩留まりを低下させている。また帯電電荷が次第に大きくなり、パッシェン則に対応する圧力、放電距離、帯電電位で放電が生じ、放電孔が開くなど製品を損傷する。

大気圧下における除電方法として、コロナ放電を応用

キーワード：除電, 真空, プラズマ, 宇宙, 電気推進

* 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻
(〒113-8654 東京都文京区本郷 7-3-1)

Department of Aeronautics and Astronautics, The University of Tokyo, 7-3-1, Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo 113-8654, Japan

** 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所
(〒252-5210 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1)
Japan Aerospace Exploration Agency/ Institute of Space and Astronautical Science, 3-1-1, Yoshinodai, Chuo-ku, Sagami-hara-shi, Kanagawa 252-5210, Japan

*** 春日電機株式会社
(〒212-0032 神奈川県川崎市幸区新川崎 2-4)
Kasuga Denki, Inc., 2-4, Shinkawasaki, Saiwai-ku, Kawasaki-shi, Kanagawa 212-0032, Japan

¹ morishita@ep.isas.jaxa.jp

DOI : <https://doi.org/10.34342/iesj.2020.44.3.128>

した除電器が一般的に使用されてきた³⁾。これは大気圧下には中性粒子が多く存在し、強電界を印加することで電離し、荷電粒子により除電できるからである。しかし真空中では中性粒子密度が小さく、コロナ放電による除電器の効果は低い。したがってこれまでは、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、除電してきた。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を低下させる。また、この歩留まりの低下を抑制するために排気速度の大きい真空ポンプが必要となることなど、装置の大型化、コスト増大という問題がある。

また、紫外線を照射して真空中の微量な中性粒子を光電離することで除電を行う研究が行われてきた⁴⁾。しかしこの方法では除電電流密度が小さく、十分な除電速度を得ることが出来ない点や、除電可能範囲が狭い点がデメリットとして挙げられる。

最近では、パルス的にガスを投入し、高電圧を印加した電極で放電を発生させる除電器も開発されている⁵⁾。これはパルス的にガスを投入するため投入ガスを減らすことができ、大型の真空ポンプを必要としないメリットがある。しかし電極には高電圧が印加されるため、高エネルギーイオンのスパッタリングに伴う、帯電物の損傷が懸念される。このように真空中での除電の高効率化が必要とされており、プラズマによる除電が注目されている⁶⁾。

したがって本研究では、プラズマによる真空下除電の有効性を明らかにすることを目的とする。また、宇宙で実績があるプラズマ源の真空下除電器への応用可能性について検討した。

2. マイクロ波放電式プラズマ源

本研究ではプラズマ源に、マイクロ波放電式イオンエンジン中和器を適用した。マイクロ波放電式イオンエンジンは電気推進機の一つで、深宇宙探査用に適した燃費の良いエンジンである。小惑星探査機「はやぶさ」や後継機「はやぶさ2」において採用され、4機累計で4万時間の宇宙作動の実績がある^{7,8)}。また無電極放電形式のプラズマ源であり、他のプラズマ源に比べて電極の損耗を原理的に回避した。さらに酸化し易い熱電子放出剤を用いていないため、大気圧下での取扱性がよい⁹⁾。

図2にマイクロ波放電式中和器の概略図を示す。マイクロ波放電式中和器の放電室内部には永久磁石により形成される磁気回路があり、そこにマイクロ波発振器、アンプ、同軸ケーブルを介してアンテナから入力されたマイクロ波および、マスフローコントローラから供給され

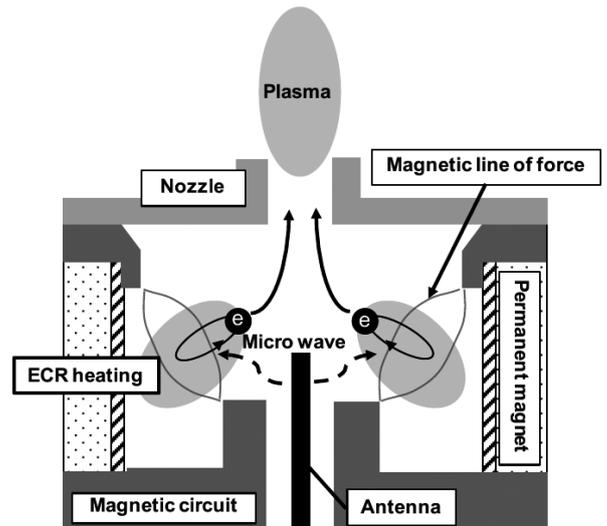


図2 マイクロ波放電式中和器の概念図
Fig.2 Schematic of ECR plasma source.

るキセノンガスにより、Electron Cyclotron Resonance (ECR) プラズマを発生させる。ECRとは磁束の周りをサイクロトロン運動する電子の周波数と同じ周波数のマイクロ波を導入することで、電子が共鳴するプラズマ物理現象である。ECRにより生成された高エネルギー電子が中性粒子に電離衝突することでプラズマ生成を行う。電子サイクロトロン周波数 f は式(1)に示される¹⁰⁾。

$$f = \frac{\omega_e}{2\pi} = \frac{eB}{2\pi m_e} \quad (1)$$

ここで ω_e :電子サイクロトロン角周波数, e :電荷素量, B :磁束密度, m_e :電子質量である。例えば、4.25 GHzのマイクロ波を入力した場合、ECR レイヤーは152 mTの箇所に形成される。

マイクロ波放電式中和器はプラズマ生成に電極を用いず、電極損耗による寿命制限を解決し、原理的に長寿命が期待される。また壁面に衝突したイオンは壁面の電子と再結合して再度プラズマ生成に寄与する。このためマイクロ波放電式中和器は、0.005 mg/sの低流量のキセノンでも作動が可能である。

3. 実験

マイクロ波放電式プラズマ源の除電能力評価のため、2つの実験を行った。

3.1 帯電板の除電

ここでは真空中におけるプラズマによる除電効果を検証するために、帯電物体が除電される時間を測定する。図3に実験系の概略図を示す。実験条件は表1に示す通りである。40 cm × 40 cm × 100 cmの直方体の真空チ

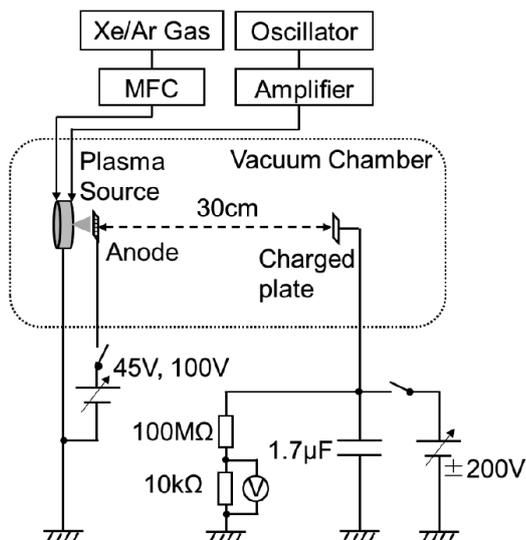


図3 帯電板の除電実験系
Fig.3 Experimental setup for measurement of neutralization time.

表1 除電時間測定の実験条件
Table 1 Experimental conditions for measurement of neutralization time.

Gas	Xenon / Argon
Xenon Mass Flow Rate	0.02 mg/s
Argon Mass Flow Rate	0.08 mg/s
Microwave Power	8 W
Back Pressure without gas input	3×10^{-3} Pa
Back Pressure at Xe 0.02 mg/s	4×10^{-3} Pa
Back Pressure at Ar 0.08 mg/s	8×10^{-3} Pa
Charge Voltage	± 200 V

チャンバーを使用し、真空排気系は油拡散ポンプ、油回転ポンプから構成される。

また本実験ではプラズマ生成用のガスとしてキセノンおよびアルゴンを用い、両者の除電性能を比較した。キセノンを用いた理由として先に述べたように、本プラズマ源は宇宙用として研究開発され、キセノンで性能が最適化されている。本実験は除電能力の初期検討のために行われたため、キセノンも用いた。しかし地上産業における真空設備ではアルゴンの方が汎用性が高いため、アルゴンと比較も行った。

一般的に除電速度評価方法は、米国 ANSI 規格において 150 mm × 150 mm, 20 pF のチャージプレートの ± 1000 V → ± 100 V までの除電時間と定められている。しかし本実験で使用するマイクロ波放電式プラズマ源の除電速度は早く、20 pF では除電時間の測定が難しい。したがって本実験では静電容量 C_{MW} が 1.7 μ F のコンデンサを用い、一辺の長さ L_{MW} が 50 mm の正方形銅板を ± 200 V に帯電させて、マイクロ波放電式プラズマ源か

ら 30 cm 離し、除電時間を測定した。

ここで除電時定数 τ_r を、はじめの帯電電位 (± 200 V) の 37% まで除電される時間と定義する。本実験で計測される除電時定数 τ_r は、抵抗器に流れている電流も影響している。抵抗器のみの除電時定数 (本実験では実測 174 秒) に対して十分小さい値であればこの影響は少ないが、そうでない場合、プラズマでの除電時定数の評価が妥当ではなくなる。したがって、プラズマの除電の時定数 τ_p を見積もる。RC 回路を仮定して、 τ_r は下記のようにかける。

$$\tau_r = R_T C_{MW} \tag{2}$$

ここで R_T は下記に示す合成抵抗である。

$$R_T = \frac{1}{\frac{1}{R_R} + \frac{1}{R_P}} \tag{3}$$

ここで、 R_R は抵抗器の抵抗値であり、 R_P はマイクロ波放電式プラズマ源 - 帯電板間のプラズマの抵抗値である。したがって、プラズマの除電の時定数 τ_p は下式のように見積もることができる。

$$\tau_p = R_P C_{MW} = \frac{\tau_r R_R C_{MW}}{R_R C_{MW} - \tau_r} \tag{4}$$

本実験では上式を用いて測定値を校正した。

また、マイクロ波放電式プラズマ源の下流 11 mm の位置に電子の抽出電極 (Anode) を設置し、抽出電圧の印加による電子引き出しの有無で除電時間を比較した。電子引き出しを行う場合はキセノンでは 45 V の電圧を印加し、135 mA の電流引き出しで、アルゴンを用いる場合は 100 V の印加電圧で 31 mA である。これはアルゴンはキセノンよりも電離しにくいいため、キセノンよりも高い印加電圧を必要としたためである。また以上の理由から、印加電圧の抑制および引き出し電流の増大のために、アルゴンでは流量 0.08 mg/s とキセノンの 4 倍の流量を投入した。

3.2 除電電流密度分布

マイクロ波放電式プラズマ源が将来的に用いられる環境として、30 cm より遠くに設置される可能性がある。しかしここでは搬送されるフィルムに対する除電能力を調査するために、帯電板とプラズマ源の軸方向がなす角度は距離で異なる。また抽出電極やオリフィスを変更し、プラズマ源の除電能力の変化を調査した。図 4 に実験系の概略図を示す。直径 1.5 m, 長手方向 3 m の真空チャンバーを使用し、真空排気系は油拡散ポンプ、メカニカ

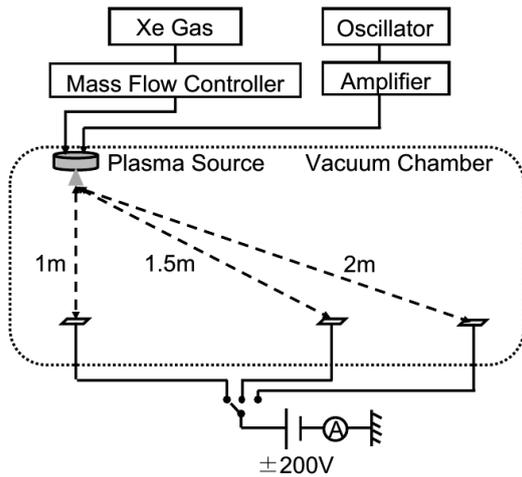


図4 除電電流測定の実験系
Fig.4 Experimental setup for measurement of neutralization current.

表2 除電電流測定の実験条件
Table 2 Experimental conditions for measurement of neutralization current.

Gas	Xenon
Mass Flow Rate	0.05 mg/s
Microwave Power	8 W
Back Pressure without gas input	3×10^{-3} Pa
Back Pressure at 0.05 mg/s	7×10^{-3} Pa
Charge Voltage	± 200 V

ルブースターポンプ、油回転ポンプから構成される。マイクロ波放電式プラズマ源から 1 m, 1.5 m, 2 m の距離に 50 mm 角の銅製の帯電板を配置した。この銅板に ± 200 V の直流電圧を印加し、流れる除電電流を計測した。このとき帯電板は片面のみプラズマに対して曝露している。実験条件は表 2 に示す通りである。

また図 5 に示すように、抽出電極やオリフィス部分の形状を変化させて除電電流の違いを調査した。電極は、幅 10 mm 直径 10 mm の円筒をオリフィス下方 10 mm の箇所を設置した「円筒電極 (Cylinder electrode)」, 直径 20 mm のパンチングメタルをノズル下方 10 mm の箇所に設置した「20mm 電極 (20mm electrode)」の 2 種類である。オリフィスは、小惑星探査機はやぶさやはやぶさ 2 と同形状である厚さ 5 mm, 内径 4 mm ノズルの「単孔オリフィス (Single hole orifice)」と、厚さ 1 mm で開口率 32.6% のパンチングメタルを用いた「多孔オリフィス (Multiple holes orifice)」である。電極を用いる場合は単孔オリフィスと組み合わせ、引き出し電流はすべての電極に共通で 135 mA の定電流引き出しとする。

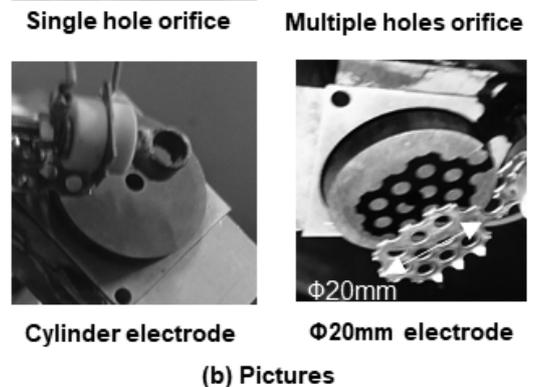
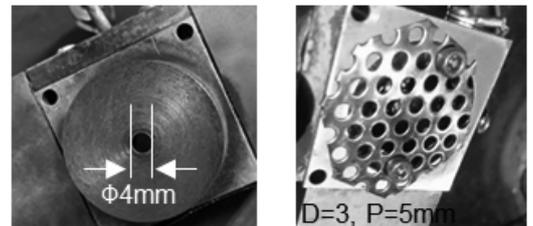
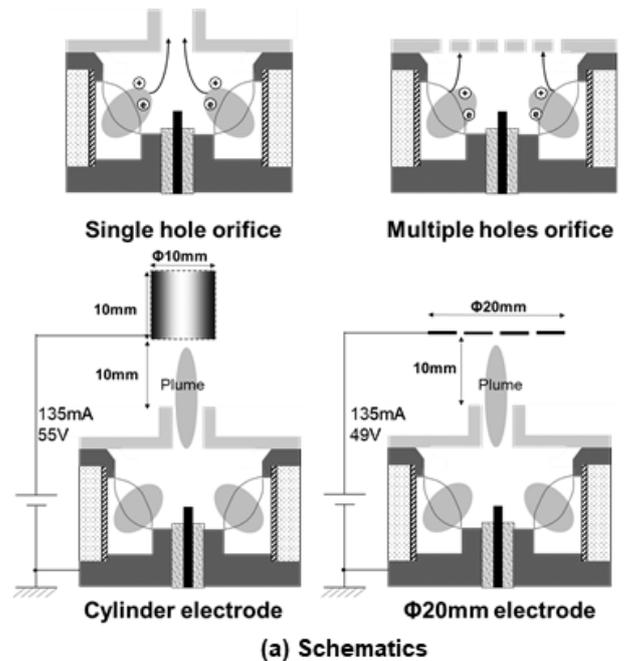


図5 除電電流測定で用いた抽出電極とオリフィス
Fig.5 Anodes and orifices used in measurement of neutralization current.

4. 結果

4.1 帯電板の除電

プラズマ点火なしの場合の時定数 τ_r は 174 秒であった。ここでは抵抗器に電流が流れて除電されており、静電容量と抵抗値の積におおむね等しいことを確認した。図 6 にキセノンを用いた場合の、除電の時間推移を示す。上図が正帯電の除電であり、下図が負帯電の除電である。それぞれ抽出電極に電圧を印加し、電子引き出しを行った場合との比較も示している。

計測された時定数 τ_r を表 3 にまとめる。キセノン

表3 除電時定数の比較
Table 3 Time constant of charge neutralization.

Gas	Charge	Anode voltage, V	Anode current, mA	τ_r, s	τ_p, s
Xenon	Positive	45	135	0.1	0.1
Xenon	Positive	0	0	2	2
Xenon	Negative	45	135	27	32
Xenon	Negative	0	0	111	320
Argon	Negative	100	31	122	432
Argon	Negative	0	0	120	408

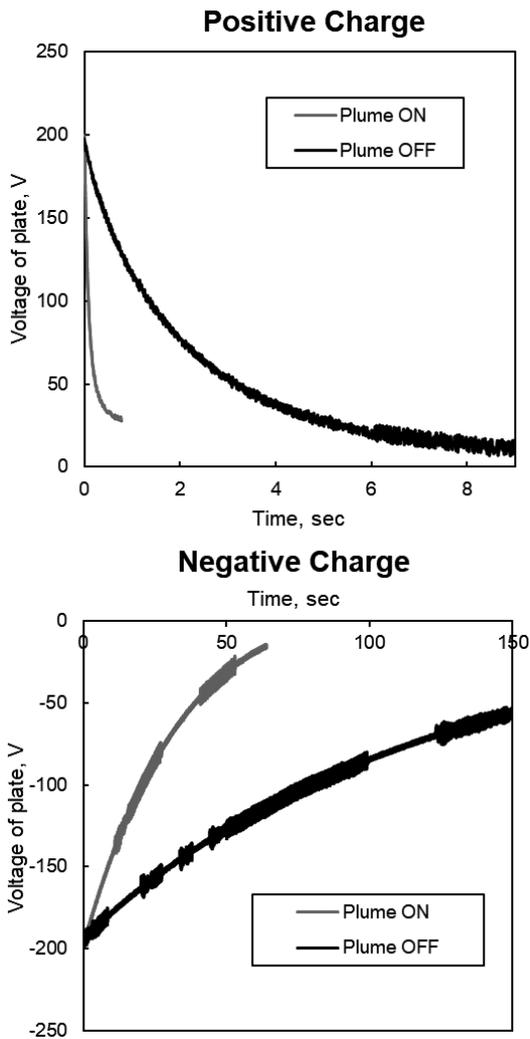


図6 除電の時間推移
Fig.6 Time history of charge neutralization.

用いた正帯電の除電時定数 τ_r は、電子引き出し有り (Plume ON) の場合で 0.1 秒, 電子引き出し無し (Plume OFF) の場合で 2 秒であった。それに対して負帯電の除電時定数は、電子引き出し有りの場合で 27 秒, 電子引き出し無しの場合で 111 秒と、2 オーダ大きい。このように、除電器は負帯電の除電能力に律速される。除電が比較的遅い、電子引き出しを行わない場合のキセノンによる負帯電の除電時定数 τ_p は 320 秒であり、抵抗器によ

る除電を含む測定値 τ_r と 3 倍近い差が生じる。

また正帯電の除電について、電子引き出し無しの場合には約 8 秒で +10 V 以下まで除電されているが、電子引き出し有りの場合は 1 秒の除電時間で +30 V 程度の電位が残る。

アルゴンを用いた場合の負帯電の除電時定数を表 3 にまとめる。電子引き出し有りでは 122 秒, 電子引き出し無しで 120 秒と大差がない結果となった。またキセノンに比べて、特に電子引き出し有りの場合に除電時定数が大きい。

4.2 除電電流密度分布

正帯電除電電流密度分布を図 7 の上図に、負帯電除電電流密度分布を下図に示す。正帯電, 負帯電に共通の傾向として、プラズマ源との距離が 1 m から 2 m に離れた場合に電流密度は 1-2 オーダ下がる事がわかる。また、正帯電の除電電流密度の方が負帯電よりも 3 オーダ大きい結果となった。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ここでも確認された。

図 7 より、抽出電極無し (単孔オリフィスのみ) と比べて、抽出電極に電圧を印加してノズルと抽出電極の間に陽光柱を発生させた場合は、総じて除電電流が大きい。また単孔オリフィスのみの場合よりも、抽出電極はないがノズルの孔数を増やした多孔オリフィスにおいて除電電流密度が増加した。

負帯電除電において、多孔オリフィスは単孔オリフィスに比べて 5 倍の電流密度の向上がみられた。距離 1 m の点において多孔オリフィスが最大の除電電流密度を得ることが確認された。多孔オリフィスは抽出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できる。

5. 考察

5.1 帯電板の除電

他の真空除電器との比較として、重水素ランプから紫外線を照射することで、光電離により真空中で除電する UV イオナイザ IUUV-303 (原田産業株式会社製) は、 10^{11}

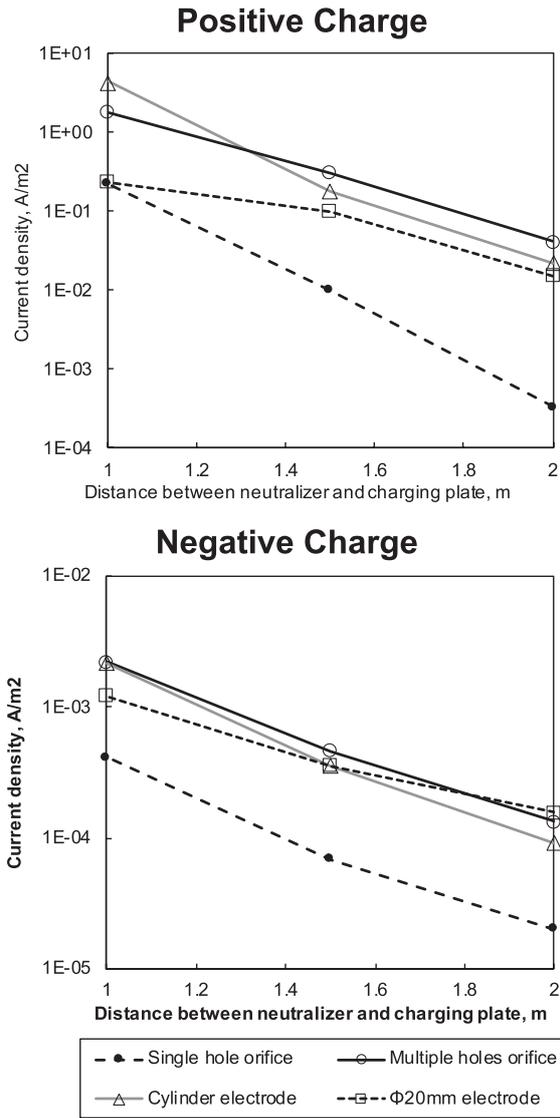


図7 正帯電および負帯電の除電電流密度比較
Fig.7 Charge neutralization current density comparison.

Pa 程度の真空中において、11 cm 離れた静電容量 C_{UV} が 10 pF の、一辺の長さ L_{UV} が 5 inch の正方形ウエハを $-200\text{ V} \rightarrow -20\text{ V}$ に 0.1 秒で除電する¹¹⁾。一方でマイクロ波放電式プラズマ源では、図6の負帯電の除電結果より、キセノンで電子引き出し有りの場合の $-200\text{ V} \rightarrow -20\text{ V}$ の除電時間 $\tau_{-200\text{V} \rightarrow -20\text{V}}$ は 58 秒である。除電器との距離は本実験の方が遠く、一般に不利に働くが、比較のために帯電板の面積とコンデンサの静電容量の比をとると、

$$\tau_{-200\text{V} \rightarrow -20\text{V}} \cdot \left(\frac{L_{MW}}{L_{UV}}\right)^2 \cdot \frac{C_{UV}}{C_{MW}} = 5.3 \times 10^{-5} \text{ [s]} \quad (5)$$

つまり、UV イオナイザに比べて 10^4 倍程度早いことが示唆される。

図6より、正帯電の除電についてイオンバランスを比較すると、電子引き出し無しの場合は 10 V 以下まで除

電されていることに対し、電子引き出し有りの場合は 30 V 程度の残留電位が生じている。これは電子を引き出すために抽出電極に 45 V の電圧を印加することで、浮遊電位が上がったことが原因と考えられる。

アルゴンを用いた場合、キセノンに比べて除電能力が低い。アルゴンはキセノンに比べてイオン化エネルギーが大きいため、プラズマ密度が小さいことが原因として考えられる。また、アルゴンを用いた場合に電子引き出し有りと無しでは大差がなかった。先述の通り、アルゴンはキセノンよりも電離しにくいいため、本実験では電子を 31 mA 引き出すのに 100 V の印加電圧を必要とした。そのため、100 V が印加された抽出電極の電場により、帯電板まで到達するイオンが減少したからであると考えられる。また 100 V を抽出電極に印加したことにより、キセノンの場合よりも空間電位が上昇したことで、残留電位が高くなり除電時定数が長くなったことも理由として挙げられる。

5.2 除電電流密度分布

それぞれの距離において正帯電の除電電流密度の方が負帯電よりも 3 オーダ大きい点に関して、電子の方がイオンに比べて質量が小さいため、帯電板に比較的容易に到達することが原因として考えられる。準中性プラズマ中を仮定すると、正帯電と負帯電の除電電流の違いは、電子とイオンの飽和電流の差であると考えられる。式(6)はイオン飽和電流と電子飽和電流の比を示しているが¹²⁾、両者は 3 オーダ異なることがわかる。

$$\sqrt{\frac{T_e}{T_{ion}} \frac{m_{ion}}{m_e}} = 5 \times 10^3 \quad (6)$$

ここで T : 温度, m : 質量である。e は電子について、ion はイオンを示す。

マイクロ波放電式“中和器”の機械的・磁氣的構造の観点から本来はイオンは放出されにくい仕組みである。

式(7)に Larmor 半径を示す。

$$r = \frac{mv_{\perp}}{qB} \quad (7)$$

ここで、 v_{\perp} : B に垂直な速度成分である。ノズル近傍の磁場が数 10 mT 程度であるので、数 cm オーダの Larmor 半径であり、これはノズル径より大きい。したがってイオンが放出されにくい構造である。しかし負帯電が除電されたのは、抽出電極に電圧を印加した場合は陽光柱プラズマにより、放電室外部で生成されたイオンを供給可能なことが原因として考えられる。

抽出電極無し(単孔オリフィス)と比べて、抽出電極

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。先述のように、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。したがって抽出電極有りの場合は、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、この違いが単孔オリフィスとの除電電流の差であると考えられる。

6. 結論

本研究により得られた結果を総括し、以下に列挙する。

- ・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。
- ・真空中にて帯電物にプラズマを照射し、除電されることを確認した。負帯電の除電が除電能力の律速となることを確認した。
- ・正帯電および負帯電の除電電流を測定した。
- ・荷電粒子の透過性を向上するオリフィス形状について調査し、宇宙用プラズマ源に使用されている単孔オリフィスのものに対して5倍の除電電流密度を達成した。

謝辞

本研究は宇宙航空研究開発機構、先端工作技術グループの支援を受けたものである。

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) 木脇久智，佐久間伸夫：除電器による災害対策．高分子学会誌，**10** [4] (1961) 384-388
- 4) 菱沼宣是：プラズマの光源応用身近な明かりから次世代光源まで4. これからの光源4.3 ランプの新用途（エキシマランプと用途）．プラズマ・核融合学会誌，**81** [12] (2005) 1012-1015
- 5) 峯村和樹，最上智史，野村信雄，池畑 隆：高速バルブを用いたプラズマ放電式除電機の開発．静電気学会講演論文集（2018）71
- 6) 池畑 隆：真空宇宙におけるプラズマによる除電．静電気学会誌（2019）67-72
- 7) H. Kuninaka, K. Nishiyama, I. Funaki, T. Yamada, Y. Shimizu and J. Kawaguchi: Powered Flight of Electron Cyclotron Resonance Ion Engines on Hayabusa Explorer. Corona Publishing, J. Propulsion and Power, **23** (2007) 544-551
- 8) K. Nishiyama, S. Hosoda, K. Ueno, R. Tsukizaki and H. Kuninaka: Development and Testing of the Hayabusa2 Ion Engine System. Trans. JSASS Aerospace Tech, **14** (2016) Pb131-Pb140
- 9) 荒川義博，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（2006）
- 10) F. Francis and Chen: Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion: Volume 1: Plasma Physics, pp. 104-105, Springer (1984)
- 11) 原田産業株式会社 IUUV-303 カタログ：<http://at.haradacorp.co.jp/pdf/IUUV-303.pdf>
- 12) Y.P. Raizer: Gas Discharge Physics, Springer (1987)