

# マイクロ波放電式小型イオンスラストの中和器におけるオリフィス形状変化が性能に与える影響

## Effect on Neutralizer of Miniature Microwave Discharge Ion Thruster by Change of Orifice Plate

STEP-2013-085

○笠木友介（東大・工・院），小泉宏之（東大・先端研），小紫公也（東大・新領域）

### 1. 緒言

#### 1.1 小型衛星の利用

これまでの宇宙開発においては大型衛星が中心的な役割を担っていた。しかし衛星の大型化は、必然的に開発コストの増大，開発期間の長期化といった問題を伴う。これに対し近年，世界各国で 1kg~100kg 程度の小型衛星の開発・運用が盛んに行われている。[1][2] しかし，このような小型衛星に推進系が搭載された例は非常に少ない。推進系が搭載されていれば，所定の軌道への精密投入や，フォーメーションフライトといったより高度なミッションを行える。このため，様々な形式の小型推進機の研究・開発が最近になって活発に行われている。[3][4]

#### 1.2 マイクロ波放電式小型イオンスラスト

上記のような背景の中，宇宙科学研究所及び東京大学で，Fig.1 に示されるマイクロ波放電式小型イオンスラストの研究が進められている。[5]本イオンスラストは小型衛星に搭載するために必要な「小型」「低電力」「高効率」という 3 条件を満たすよう開発が進められている。

作動原理を Fig.2 に示す。マイクロ波放電式イオンスラストのイオン源には電子サイクロトロン共鳴(ECR)が用いられる。永久磁石を用いた磁場配置と，アンテナ状のマイクロ波導入部

を備える。電子は磁場中でローレンツ力により磁力線周りの旋回運動をする。磁石近傍の ECR 領域において，2 枚の多孔状の電極に電圧を印加し陽イオンのみを静電加速させることで推力を得る。また宇宙機が負に帯電することを防ぐため，電子を放出し下流でイオンビームを中和する中和器が必要となる。[6]

#### 1.3 研究目的

電子の引き出しにはある程度の大きさの孔が必要であり，従来のイオンスラストではオリフィス板の中心に円孔が 1 つ配置しているものがほとんどである。それに対して本研究の対象であるイオンスラストは，Fig.1 のように円周上に 6 個の円孔が配置しており，過去の実験から内部の円形のアンテナの真上に円孔を配置させると性能が良いことが分かっている。しかし，その数や形状はまだ最適化されていない。よって本研究では，中和器のオリフィス形状を変化させることで，性能を向上させることを目的とする。

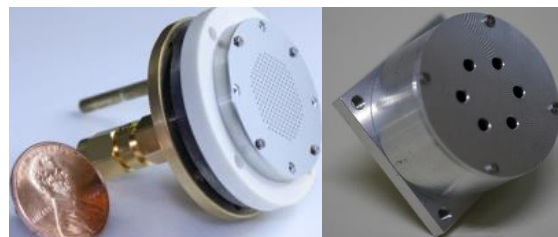


Fig. 1 マイクロ波放電式小型イオンスラスト  
(左：イオン源 右：中和器)

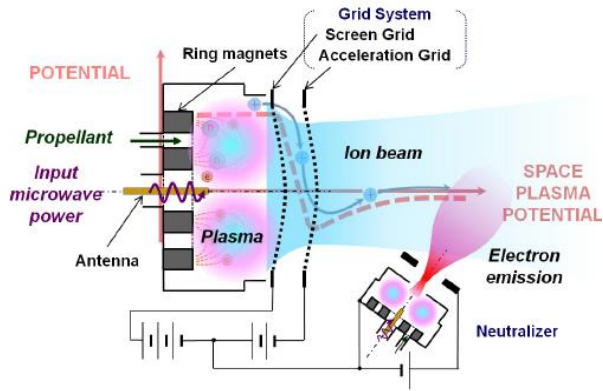


Fig. 2 マイクロ波放電式イオンスラスターの作動原理

## 2. 実験方法

本実験に用いた5種類のオリフィスを Fig.3 に示す. 上段左の C6A が従来のオリフィスである. C6A のみアルミ製で, その他4種のオリフィスはモリブデン製である. 全てのオリフィスで孔の中心が半径 5mm の円周上に位置しており, 長方形の孔のモデルに関しては孔の面積の合計が等しくなっている.

各オリフィスを用いた中和器をイオン源と共に作動させ, それぞれ中和電流を測定した. 実験は  $10^{-3}$ Pa オーダーの真空環境で行った. 推進剤はキセノンを用い, 流量はイオン源で 0.30sccm, 中和器で 0.15sccm とした. 変化させたパラメータは, マイクロ波投入電力と, 電子引き出しに必要な中和電圧である. マイクロ波投入電力は 1.6W, 2.0W, 2.4W (イオン源と中和器の合計), 中和電圧は -80~0V (10V ずつ変化) とした.

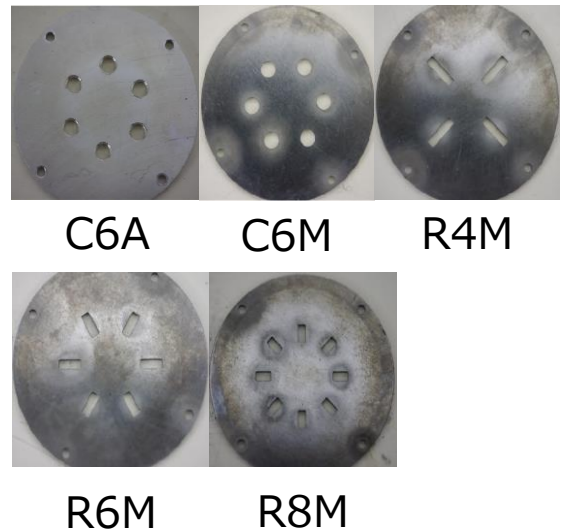


Fig. 3 各オリフィスの形状

## 3. 実験結果

実験結果を Fig.4~Fig.6 に示す. これらのグラフは各マイクロ波投入電力に対する中和電圧と中和電流の関係を示している. 縦軸の中和電流が大きいほど, 中和能力が高いということになる.

以下に実験結果をまとめる.

- C6M と R6M の比較から, 円形の孔よりも長方形の孔の方が高い性能を示した. いずれのマイクロ波投入電力でも, 通常の中和電圧 40V 付近において C6M が R6M の 2 倍の中和電流を示しており, その性能の差は非常に大きい.
- 形状が同じ C6A と C6M ではモリブデン製の C6M がアルミ製の C6A に比べ約 40% 高い性能を示した.
- 長方形の孔を持つモデルに関しては, 孔の数が少なくなるほど (各長方形の面積が大きくなるほど) 高い性能を示した.

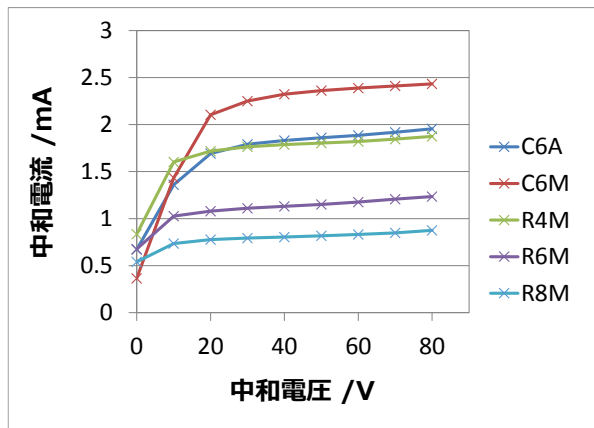


Fig. 4 各オリフィスにおける中和電圧と中和電流の関係（マイクロ波投入電力：1.6W）

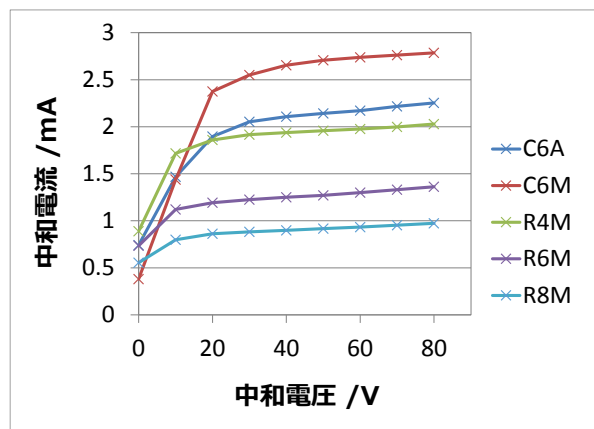


Fig. 5 各オリフィスにおける中和電圧と中和電流の関係（マイクロ波投入電力：2.0W）

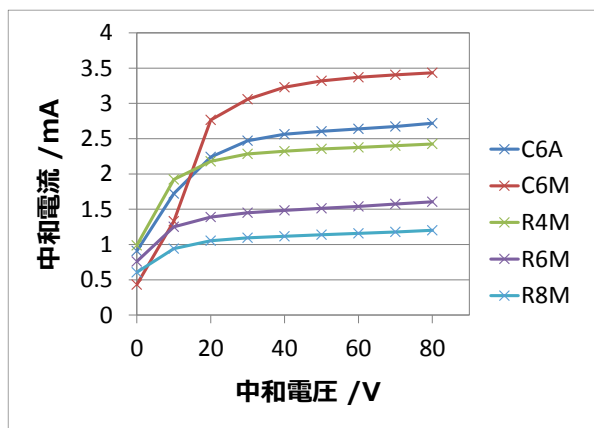


Fig. 6 各オリフィスにおける中和電圧と中和電流の関係（マイクロ波投入電力：2.4W）

#### 4. 考察

本実験では従来のオリフィスの円形の孔を長方形の孔にした新しいオリフィスを用いて性能試験を行ったが、いずれのモデルも従来の形状より低い性能を示した。これには次のような原因が考えられる。

Fig.7に、中和器内部の磁場解析の結果を示す。電子はラーマー旋回により、磁力線に巻きついていていると考えられる。そのため長方形の円孔の方が、電子が孔を通り抜けやすいのではないかと考えていた。しかし孔の中心付近でのラーマー半径を計算すると約0.3mmとなっており、長方形孔の周方向の幅1mmに比べて小さいとは言えない。よって、孔を通り抜けられない電子の割合が大きくなってしまふと考えられる。よって今後、Fig.8のような形状のオリフィスで試験を行おうと考えている。周方向に長い形状にし、アンテナ真上の孔の面積を大きくすることで電子引き出し性能が向上するのではないかと考えている。

しかし、上記の考察から説明できないのが、なぜ長方形の孔の場合は孔の数が少ないほど性能が高いかということである。C6Mの性能が最も高いということを考えると、それに形状が近いR6Mの方がR4Mよりも性能が高くなって良さそうであるが、そうはならなかった。この原因はまだ良く分かっていないので、引き続き考察を進めなければならない。そのために、電子が中和器内部でどのような挙動を示すのか、ということの解明する必要があると考えている。

最後にオリフィスの材質に関してだが、本実験ではC6AとC6Mでは厚みが異なっているという問題がある。材質による性能の違いを明確にするために、厚みをそろえたモデルで試験を行う必要がある。

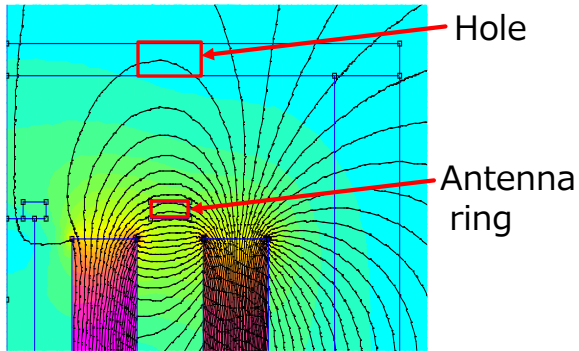


Fig. 7 中和器内部の磁場解析結果  
( by FEMM )

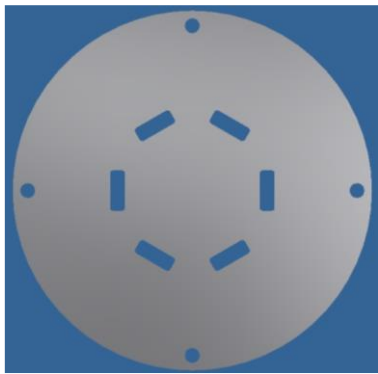


Fig. 8 新しいオリフィス形状

## 5. 参考文献

- [1] Underwood, C. I., Richardson, G., and Savignol, J. : In-orbit results from the SNAP-1 nanosatellite and its future potential, Philosophical Transactions of the Royal Society London, Series A, Vol. 361, No. 1802, pp.199-203,2003.
- [2] Helvajian, H. and Janson, S. : Small Satellites: Past, Present, and Future, The Aerospace Press, El Segundo, California, 876pp,2008.
- [3] Micci, M. M. and Ketsdever, A. D. : Micropropulsion for Small Spacecraft, AIAA, Washington, D.C., 2000.
- [4] Gibbon, D. and Underwood, C. : Low Cost Butane Propulsion Systems for Small Spacecraft, 15<sup>th</sup> AIAA/USU Conference on Small Satellites, UT, USA, SSC01-XI-1, 2001.
- [5] 小泉宏之, 國中均 : マイクロ波放電式小型イオンスラスタのシステム性能, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 60, No. 3, pp-128-134, 2012.

[6] 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, 東京, 2006.