

## マイクロ波放電式イオンエンジンの性能向上に関する研究

## Performance Improvement of Microwave Discharge Ion Engine

○谷 義隆・神田 大樹（東大）

月崎竜童・細田 聡史・西山 和孝・國中 均（宇宙航空研究開発機構）

○Yoshitaka Tani ・ Daiki Koda(The University of Tokyo)

Ryudo Tsukizaki ・ Hosoda Satoshi ・ Kazutaka Nishiyama ・ Hitoshi Kuninaka （JAXA）

## Abstract（概要）

The microwave discharge type ion engine  $\mu 10$ , mounted on "Hayabusa" overcomes deterioration due to electrodes wearing, which is the one of the lifetime problems for the DC discharge type ion engines, and its operational time in the space has reached about 40,000 hours. In order to apply this engine to the future missions, improving thrust of  $\mu 10$  is indispensable. The objective of this research is to optimize the shape of the discharge chamber of  $\mu 10$ , and the experiment was carried out with the position of the grid variable. As a result, the thrust increases about 10 mA without increasing the input power.

## 1. 概 要

日本の小惑星探査機はやぶさに搭載されたマイクロ波放電式イオンエンジン  $\mu 10$  は、放電に電極を用いない無電極放電スラスタであり、電極損耗による性能劣化を根本的に解決したエンジンである<sup>1)</sup>。このエンジンは、はやぶさのサンプルリターンミッションを通じて 4 機累計 40,000 時間の宇宙作動を達成し、実運用において高信頼性を実証している<sup>2)</sup>。

このエンジンは、従来のエンジンで用いられてきたホローカソードを用いることがないため地上での大気暴露時の取扱が容易であること、複雑な電源システムが不要であること、単一のマイクロ波電源でイオン源と中和器の 2 つを取り扱うことができることなど、運用上の利点が存在する。一方で、表 1 に示すように、その推力は他の同口径程度のスラスタと比較すると見劣りする<sup>3)4)</sup>。今後の探査将来ミッションへの適用を考慮すると、 $\mu 10$  の推力増強は必須の課題である。電流値換算で 200mA 級のイオン源が望まれる。

本研究では、従来固定のパラメータであったグリッドの位置を変えて、ビーム電流およびビームプロファイルを測定した。

表 1 イオンスラスタの比較

	$\mu 10$	RIT10	T5	XIPS13
Type	ECR	RF	DC	DC
Diameter, mm	10	10	10	13
Thrust, mN	10	15	18	17.2
Specific impulse, s	3080	3000	3000	2507
Power, W	405	459	476	421
Lifetime, hour	15,000	10,000	10,000	—
Thrust efficiency, %	38	52	55	50

## 2. 実験手法

**2.1 マイクロ波放電式イオンスラスタ** 図 1 にマイクロ波放電式イオンスラスタ  $\mu 10$  の概略図を示す。 $\mu 10$  は大きく分けて導波管・放電室・グリッド支持リング・中和器の 4 つの構成部分からなる。外部から投入される資源はマイクロ波・推進剤ガス・加速用電力のみであり、消耗品は推進剤ガスのみである。推進剤ガスおよびマイクロ波は、各々電氣的絶縁部材を介して導波管底部より投入される。投入されたマイクロ波はスラスタ内部で定在波を形成し、放電室内部に円錐リング状に 2 列配置されたサマリウムコバルト磁石と軟鉄ヨークによる磁気回路で形成された磁場領域にて、電子を電子サイクロトロン共鳴（ECR）加熱する。この磁気回路は同時に電子閉じ込め効果を有しており、次期ミラーにより電子の壁面損失を防ぐ。電子は磁力線に巻き付きながら往復運動を行い、ECR 領域を通過するたび加熱されて徐々に中性粒子の電離に必要なエネルギーを得て、推進剤ガスである Xe を電離し、プラズマを生成する。グリッド支持リングと呼ぶ、グリッドをネジ止めするためのコンポーネントにより、放電室に接続された 3 枚のグリッドが生成されたプラズマから、イオンを選択的に引き出す。印加電圧はスクリーングリッドが 1500V、アクセルグリッドが -350V、ディセルグリッドが接地電位であり、おおよそ 2kV の電位差でイオンは静電加速される。引き出されたイオンは、スラスタ外部に設置された中和器によって中和され、安定なビームとして推力に寄与する。中和器はまた、イオン引き出しにより宇宙機の帯電を防ぐ役割も担っている。

はやぶさ初号機においては、ガス導入部は導波管底部のみで

あったが、はやぶさ2ではその導入方法が見直され、導波管底部と磁石間の2箇所から導入されている。

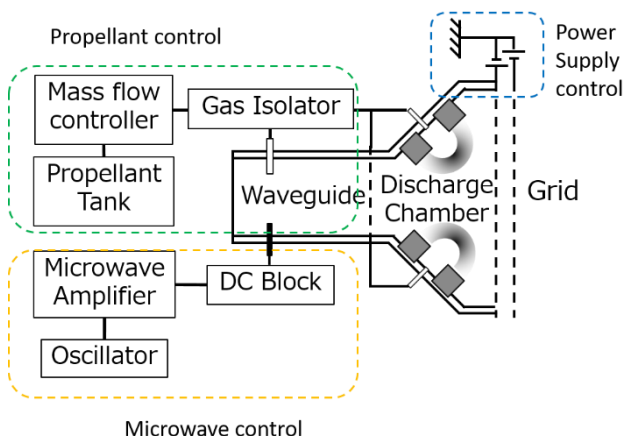


図1 マイクロ波放電式イオンスラスタ  $\mu 10$  の概略図

**2.2 実験環境** 実験はJAXA 相模原キャンパス内にあるイオンスラスタ実験用真空チャンバにおいて実施した。この真空チャンバは直径2m、全長5mの円筒形メインタンクに、直径80cmの2つのサブタンクが接続された構造となっている。メインタンクはクライオポンプ4台により常時 $2.0 \times 10^{-5}$ Pa程度の高真空に保たれている。イオンスラスタはサブタンクに設置されており、ロータリーポンプとターボ分子ポンプにより粗引きの後、メインタンクに接続されて十分高真空状態で実験が可能となる。

**2.3 放電室長の変更** 本研究では、パラメータとして放電室長を変更した。具体的には、グリッド支持リング長さをノミナルよりも短くすることで、相対的に放電室の長さを変更する。図2に今回用いたグリッド支持リングの写真を示す。このグリッド支持リングはノミナルから-5mm短いものとなっている（ショートリング）。これより短いパラメータでの実験は、半径方向の形状の制約のために大幅な設計変更が必要となるため、今回は実施していない。放電室長は、ショートリングと放電室の間に図3に示すようなアルミスペーサーを挟むことで変更する。それぞれ5mmと10mmのアルミスペーサーであり、5mm刻みで最長+15mmまで変更が可能である。今回実験を実施したのは-5mm、0mm、+5mm、+10mmの4パターンについてである。推進剤ガスは、はやぶさ相当の導波管導入のみの場合と、本研究室で最大のビーム電流を引き出したガス分配比である、導波管：放電室が1:10の場合で行っている<sup>7)</sup>。投入マイクロ波の周波数は4.25GHz、投入電力は34Wで一定とし、整合は行っていない。実験ではディセルグリッドと中和器は用いず、イオン源単体で作動をさせた。各放電室長に関して、ガス流量1.0sccm~3.5sccm（1.0sccm=0.098mg/s）の範囲で流量と引き出しビーム電流の関係を計測した。



図2 ノミナル支持リングと短グリッド支持リング



図3 延長用追加リング

**2.4 ビームプロファイルの取得** 上記の放電室長変更実験において、同時にイオン源20mm下流におけるビームプロファイルを取得した。計測には、表面を平らになるように研磨した直径1mmのモリブデン線の平面プローブを用いた。このプローブをリニアアクチュエータによって直径方向に掃引する。ビームプロファイルの測定点は、各実験条件におけるビーム電流が最大を取る点と、流量が1.0,1.5,2.0,2.5sccmの4点において測定をした。

### 3. 結果

図4に導波管導入時の流量と電流の関係を、図5に分配導入時の流量と電流の関係をそれぞれ示す。また、夫々におけるピーク電流値を表2に示す。導波管導入の場合はグリッド支持リング高さがノミナルの場合に最大電流をとり、それ以外の位置ではピーク電流が下がるような傾向を示している。これに対して、分配導入においては、グリッド支持リングの高さが低くなるにつれて流量ピークが増大していることが読み取れる。また、どちらの場合においても+10mmではプラズマは点火が不可能であった。

また、電流がピークを取る点におけるビームプロファイルの計測結果を図6に、同流量におけるビームプロファイルの計測結果をそれぞれ図7~10に示す。グラフにおいては、色は図5と対応させてある。ビームプロファイルは2つの山をもつM字型をしている。低流量において顕著な差は見られなかったが、流量が大きくなるにつれて山付近に差が生じた。グリッド位置が低いほど、半径方向外側にピークが来るようなビームプロファイル形状となった。

+10 mm

Plasma is not ignited.

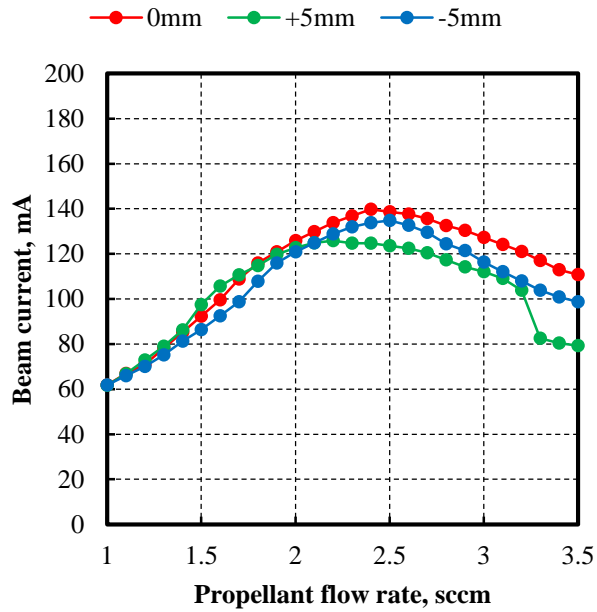


図4 導波管導入時の流量電流特性

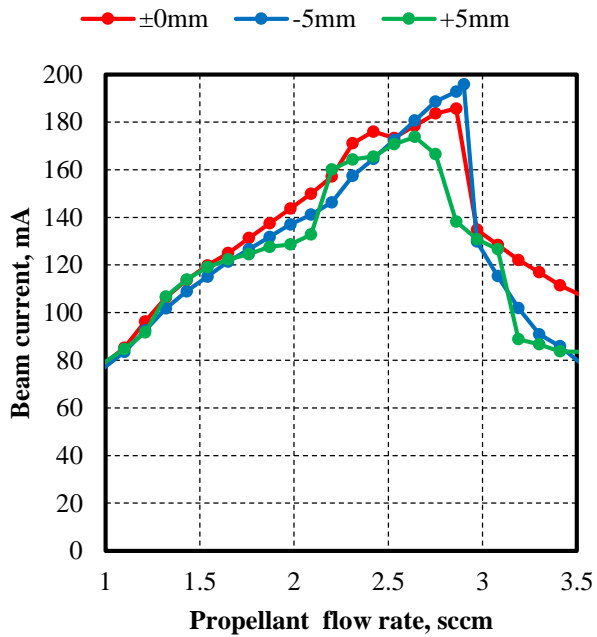


図5 分配導入時の流量電流特性

表2 各条件における最大電流

	Maximum beam current, mA	
	Waveguide inlet	Distribution inlet
-5 mm	124.9	195.8
0 mm	139.8	185.7
+5 mm	134.8	173.8

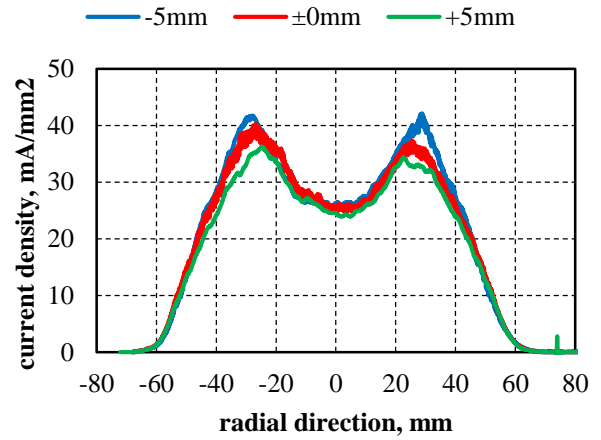


図6 ピーク点におけるビームプロファイル

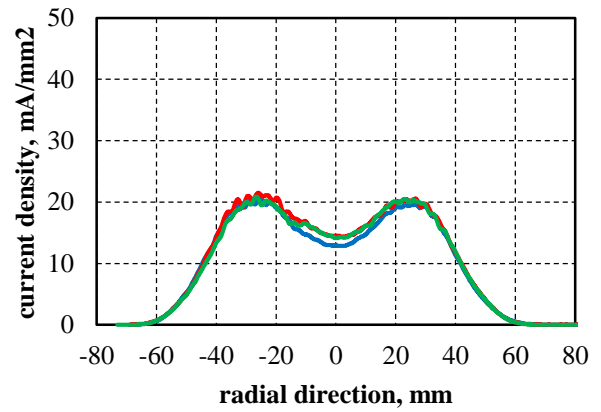


図7 1.0sccmにおけるビームプロファイル

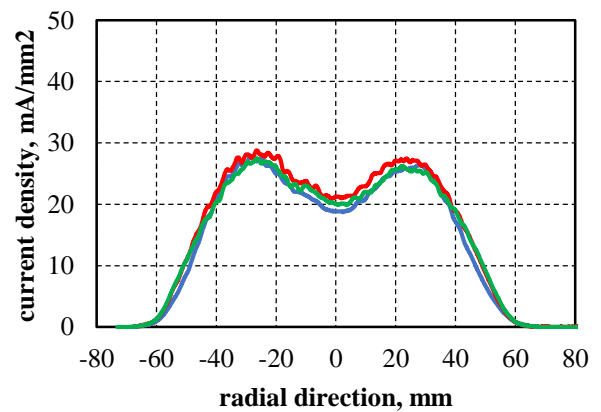


図8 1.5sccmにおけるビームプロファイル

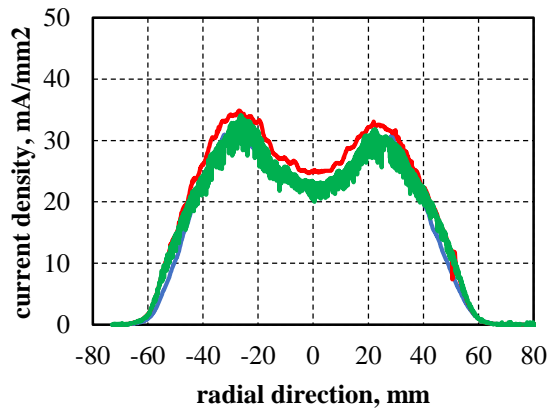


図 9 2.0sccm におけるビームプロファイル

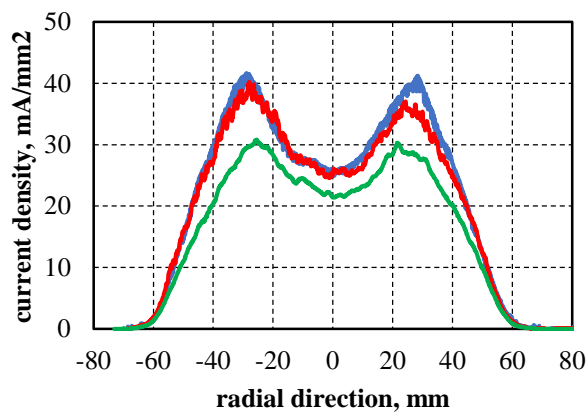


図 10 2.5sccm におけるビームプロファイル

#### 4. 考 察

グリッド位置変更によりビーム電流が増加したことに関して考察を行う。導波管導入時はグリッド高さの変更によるビーム電流増加は見られなかった。これに対して、分配導入においては顕著な違いが見られた。これは先行研究で示されているように、分配導入時は導波管内のプラズマ密度が上昇しやすく、磁石間で効率的にプラズマ生成が行われているため、グリッド位置変化による引き出し電流への影響が大きいと考えられる。すなわち、よりプラズマ密度の大きい部分からの引き出しが可能となったため、最大ビーム電流の増加が見られたものと考えられる。これは、同一流量でのビームプロファイルの計測結果からも読み取れる。流量を上げていくにつれて、ビームプロファイルのピーク値が大きくなっていることがわかる。山の位置は図 11 に示すように ECR 領域にまたがって存在している。この部分におけるピーク値の増加は、ECR 領域でのプラズマ生成が効率的に行われていると考えられる。加えて、図 6 に見られるように、グリッド位置が上流に動くに従い、ビーム電流密度が大きい部分が半径方向外側に移動している。実引き出し電流は引き出し面積に影響されるため、より外側部分にビーム電流密度ピークが来ることで密度分布の山の領域が外側に広がり、より大きな面積

での引き出しが可能となる。

グリッドの位置によってビームプロファイルの形状が変化することは、磁力線とグリッド位置の関係によるものと考えられる。電子は磁力線に巻き付きながら往復運動を行うため、ECR による下流側の有効加熱領域は、グリッドに接する磁力線上までとなる。表 3 にグリッドと磁力線が接する位置と、ビームプロファイルのピーク位置の関係を示す。磁力線接触位置は、図 11 の磁場計算結果から読み取ったものである。これによると、磁力線接触位置とビーム電流密度のピーク位置に相関が見て取れる。有効加熱領域が外側に広がった影響がビームプロファイルの形状に変化を与えたものと考えられる。

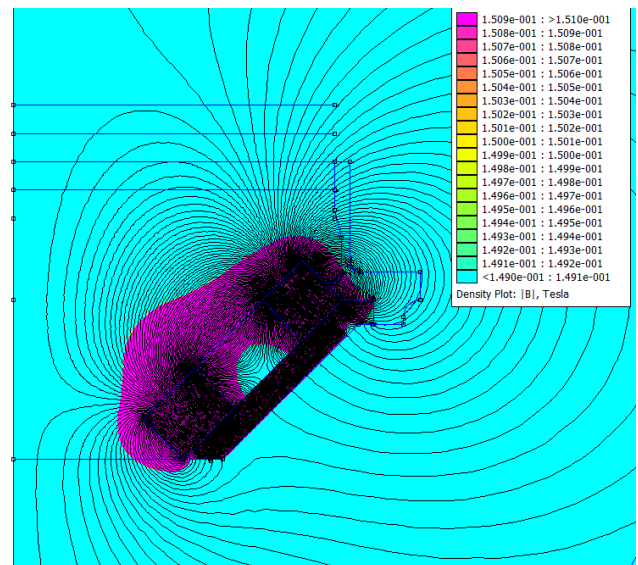


図 11 放電室内部の磁場計算結果

表 2 磁力線接触位置とビーム電流密度ピーク位置の関係

	Contact position of magnetic lines of force	Position of current density peak
-5 mm	30	28
0 mm	28	26
+5 mm	26	24

#### 5. 結 言

本研究により、投入資源を変更することなく最大ビーム電流を増加させることに成功した。はやぶさ 2 と比較すると 12% の性能向上となった。更に、放電室内部磁場とビーム電流との関係に指針を見出すことができた。目標となる 200mA 級にはおよばないが、今後の再設計によりさらなるビーム電流の増加が期待できるものと思われる。

本研究は日本学術振興会特別研究員奨励費 16J08096 の助成を受けたものである。ここに謝意を示す。

## 参 考 文 献

- 1) 國中均: 無電極マイクロ波放電式イオンスラスタの研究・開発, 日本航空宇宙学会誌, Vol.46, No.530(1998), pp.174-180.
- 2) 細田聡史, 國中均: イオンエンジンによる小惑星探査機「はやぶさ」の帰還運用, Journal of Plasma and Fusion Research, Vol.86, No.5(2010), pp282-292.
- 3) Bassner, H., Berg, H. P. and Kukies, R.: Recent Results on Qualification of the RITA Components for the ARTEMIS Satellite, 28th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA1992-3207, 1992.
- 4) Gray, H., Smith, P. and Fern, D. G.: Design and Development of the UK-10 Ion Propulsion System, 32<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 96-3084, 1996.
- 5) Goebel, D. M. and Katz, I.: Fundamental Electric Propulsion, JPL Space Science and Technology Series, Wiley, New Jersey, 2008.
- 6) Notarantonio, A., Killinger, R. and Amorosi, L.: Ion Propulsion System Saves ARTEMIS Satellite, IAC-03-S.4.01, 54<sup>th</sup> International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, Bremen, Germany, 2003.
- 7) 月崎竜童, 山本雄大, 細田聡史, 西山和孝, 國中均: マイクロ波放電式イオンスラスタにおける放電室分割による推進性能への影響, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.65, No.1, 2017, pp.17-20.