

## 2 段加速型 End Hall スラスタ内のイオン飽和電流分布と電位構造の関係

## Spatial Profiles of Ion Saturation Currents and Plasma Potential in a Double Stage End Hall Thruster

○石山 崇好(東北大・院)・小室 淳史・高橋 和貴・安藤 晃(東北大)

○Takayoshi Ishiyama・Atsushi Komuro・Kazunori Takahashi・Akira Ando (Tohoku University)

## Abstract

A double-stage end Hall thruster has been newly developed. The thruster consists of two sections of a plasma production section with radio frequency (RF) power and an acceleration section where the plasma is electrostatically accelerated. In this study, spatial profiles of ion saturation currents and plasma potential was investigated by a Langmuir probe. This measurement has clarified that a high density Argon plasma of about  $10^{13} \text{ cm}^{-3}$  is produced using a MOSFET-based RF power supply in the production stage. Besides, a potential drop of about 40 V was observed between an anode and a filament cathode, which implies that plasma is electrostatically accelerated. The thrust linearly increases with the augmentation of the applied DC voltage. The attained thrust is about 9 mN, which is three times larger than that of no applied voltage. On the other hand, plasma production is almost constant even if applied DC voltage is varied. Hence, the thruster performance can be controlled by regulating the RF power and the applied DC voltage.

## 記号の説明

$I_{ist}$	イオン飽和電流密度 ( $\text{mA}/\text{mm}^2$ )
$I_d$	放電電流 (A)
$F$	推力 (mN)
$m_{dot}$	質量流量 (Aeq)
$P_{DC}$	直流電力 (kW)
$P_{RF}$	RF 電力 (kW)
$V_{acc}$	加速電圧 (V)
$V_p$	プラズマ電位 (V)
$\Delta V_p$	陽極 - 陰極間での電位降下 (V)
$Z$	軸方向位置 (cm)

## 1. はじめに

2011 年の国際宇宙ステーション完成以降、有人宇宙開発が活発になり、宇宙環境の商業利用や人類の居住域を広げる目的で、月や火星への有人惑星宇宙任務が計画されている。惑星間的高速移動や、大量の物資を輸送するために、従来の化学推進機の代わりに比推力が大きく、ペイロード比を大きく取ることが可能な電気推進機の利用が進められている。現在利用されている電気推進機の多くは、数 100 W・数 mN 級の小電力・小推力のものが多く、将来の惑星間輸送では、10 kW 以上で動作し、発生推力も数 N 級の

大電力・大推力のものが求められている。目下開発中の電気推進機の例として、電磁加速方式の MPD スラスタ<sup>1)</sup>、静電加速方式の Hall スラスタ<sup>2)</sup>が挙げられる。これらの推進機は、推進効率が高く大推力を生み出すことが出来るが、プラズマの生成と加速を電極上で同時に行うため、比推力の向上や推進剤利用効率、推進機の寿命に課題がある。上記の問題を解決するために、プラズマ生成と加速を別々に行う 2 段加速方式の電気推進機の開発も進められている。1 例として、プラズマ生成をヘリコン波放電で行い、加速をイオンサイクロトロン共鳴によるイオン加熱を応用した電磁・電熱加速方式の比推力可変型推進機 VASIMR<sup>®</sup> (VARIABLE Specific Impulse Magneto-plasma Rocket)<sup>3), 4)</sup>の開発が進められているが、イオン加熱部に大型で複雑な機構が必要になるという問題点がある。その他の 2 段加速方式の推進機には、Michigan 大学の Shabshelowitz らが行った Helicon Hall スラスタ<sup>5)</sup>や名古屋大学の Harada らが行ったヘリコン静電加速推進機 HEST<sup>6)</sup>、九州大学の Kuwano らが行ったマイクロ波型 Hall スラスタ<sup>7)</sup>のように高周波放電と静電加速とを組み合わせた 2 段加速型静電加速型推進機があり、それぞれ推力・比推力の向上を確認している。

上述の 2 段加速型静電加速推進機では、5 kW 以下の小電力帯で動作しているが、本研究では、将来の大電力ミッションを見据え、5 kW 以上の大電力帯で動作する新型の 2 段

加速型静電加速推進機の開発を進めている。本推進機は、駆動周波数 100 ~ 400 kHz、定格出力 15 kW の MOSFET インバータ電源を利用した高周波プラズマ生成部と加速部に End Hall イオン源<sup>8)</sup>の構造を有する静電加速機構を組み合わせた 2 段加速型 End Hall スラスタとなっている。今回、ラングミュアプローブ計測と推力測定を行い、本推進機の基礎特性調査を行ったので、本論文ではその結果について報告を行う。

## 2. 実験装置

図 1 に今回新たに作成した 2 段加速型 End Hall スラスタの構造を示す。本推進機は、RF セクションと DC セクションの 2 セクションからなる。RF セクションは、直径 40 mm、長さ 150 mm の Pyrex<sup>®</sup> 管に 9 巻の平面ループアンテナが巻き付けられており、MOSFET インバータ電源から電力が供給され、アンテナ直下で高周波プラズマが生成される。MOSFET インバータ電源からの供給電力は、電源の 1 次側に組み込まれているコンデンサの充電電圧によって調整可能であり、本実験での RF 電力は 2.8 kW を供給している。生成されたプラズマは、推進機出口付近の銅製のノズル形状を持つ陽極とフィラメント陰極からなる DC セクションで静電加速を受ける。DC セクションでの加速電圧  $V_{acc}$  は 300 V まで印加可能である。推進機の磁気回路は、磁性体の SUS430、SmCo 磁石と Alnico 磁石の 2 種類の永久磁石で構成している。これにより、磁場生成のための電源が不要となり、推進機の省電力化及び軽量化が可能となる。この磁気回路で発生する磁場強度は、推進機内部の中心軸上で軸磁場強度 3 mT、陽極上で径方向磁場強度 15 mT となっている。ヘリコン波の分散関係を考慮すると、3 mT の軸磁場の存在によりヘリコン波の励起とプラズマ生成の効率向上が期待できる。陽極付近では、 $J_{\theta} \times B_r$  の作用で軸方向に加速力が生じる。加えて、陽極に平行な磁力線により、マグネティックシールド構造<sup>9)</sup>が出来ており、生成したプラズマによる陽極へのスパッタリングを抑制でき、電極損耗の鈍化が期待できる。

本推進機は、直径 400 mm、長さ 600 mm のステンレス製真空チャンバーに取り付けられている。真空チャンバーはロータリーポンプとターボ分子ポンプから成る排気系で真空排気される。真空度は、下流 50 cm の部分に取り付けられた電離真空計で測定され、到達真空度は  $6 \times 10^{-6}$  Torr で

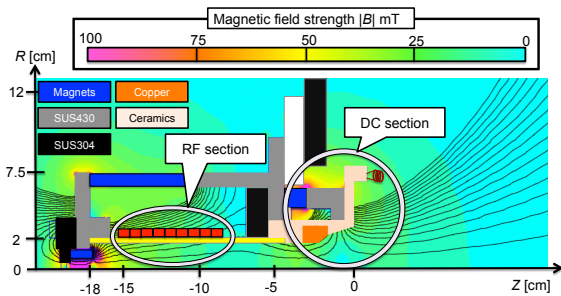


図1 2段加速型End Hallスラスタ概略図

ある。実験では、動作ガスに Ar を用い、質量流量 5 Aeq (72sccm)、その時のチャンバー圧力は、 $2.1 \times 10^{-3}$  Torr である。計測は、ラングミュアプローブによるプラズマパラメータの計測と、スラストターゲットによる推力測定を行った。ラングミュアプローブは、推進機出口を原点として、中心軸上を推進機内部の -17 cm から出口下流 20 cm まで挿引して測定している。スラストターゲットは、直径 300 mm のマイカ板からなり、出口下流 8 cm の位置に設置し、微小変位計の出力電圧を読み取ることで推力測定を行った。

## 3. 結果と考察

RF 放電だけでなく、電極間への DC 印加電圧が高い場合もプラズマ生成が可能のため、印加 RF 電力の重畳効果を確かめるために、RF 放電の有無についての比較実験を行った。図 2 に、質量流量 5 Aeq の条件下で、加速電圧を 300 V 印加した時のイオン飽和電流密度の軸方向分布を示す。DC 放電の場合には、プローブを推進機内部深くに差し込むと、プローブの影響で放電が起こらなくなるため、測定開始点が -10 cm からになっている。RF 放電の有無による生成量を比較すると、RF 放電を加えた方が、DC 放電のみの場合よりも約 1 桁高い生成量を記録し、この時の電子密度は  $3 \times 10^{13} \text{ cm}^{-3}$  である。また、RF 放電の場合には RF アンテナ直下で、DC 放電の場合には陽極近傍で、最大の生成量を示していた。これから、DC 放電の場合には陽極-陰極間のアーク放電が主にプラズマ生成を担っていたが、RF 放電を重畳することで、設計通り RF 放電が主にプラズマの生成を担うようになったと考えられる。一方で、推進機外部では、RF 放電の有無による生成量の差は少なく、ほぼ等しい値となった。この原因として、フィラメント陰極から放出された熱電子とイオンが結合して、排出されたプラズマが中和され、結果的にイオンの総量が減少したことがまず考えられる。加えて、今回用いた推進機の口径は 40 mm と細いため、RF 放電で大量にプラズマを生成したとしても、その大半が壁へ損失しているという事態も考えられる。従って、プラズマの損失を抑制し、推進機から排出させる粒子数を増大させることが本推進機の性能を向上させるための肝所であり、そのために生成部自身の形状や磁気回路構成などの改善が必要である。

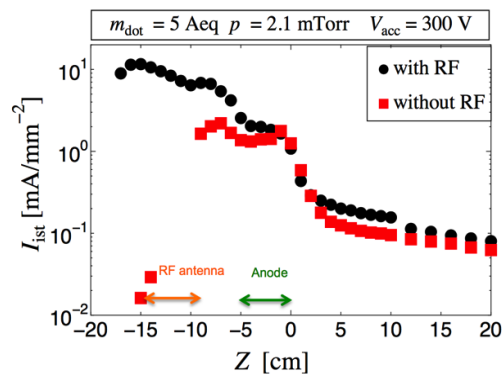


図2 DC+RF放電とDC放電のイオン飽和電流の軸方向分布

図3は、RF放電の有無による推進機内部での空間電位の変化を軸方向にプローブを挿引して調べたものである。この図より、RF放電の有無によらず、電位降下は陽極近傍の $Z = -6$  cmの部分から始まり、フィラメント陰極のある $Z = 5$  cmの約10 cmの区間で起こっており、この区間でプラズマが静電加速を受けていることが予想できる。また、推進機内部の電位は、RF放電の有無によらず両者等しい。中心軸上の空間電位の変化から、推進機内部のプラズマの電位は、陽極に印加した加速電圧により決定されていると考えられる。

次に、図4は図3において電位降下が始まる陽極近傍の $Z = -6$  cmと空間電位が平坦になり始めるフィラメント陰極のある $Z = 5$  cmの2点での空間電位の差を加速電圧に対してプロットしたものである。RF放電を重畳した場合、加速電圧が200 V未満の低電圧の時でも放電が生じ、加えて、RF放電が重畳された方が、電位降下がDC放電の場合よりも約10 V程度大きいことが分かり、RF放電がある場合の方がプラズマの加速効率が大きいと考えられる。これらの原因として、DC放電の場合は、アーク放電でプラズマの生成を行うため、電極近傍でのシース構造が、RF放電を重畳した場合と比べて変化すること、それに伴ってプラズマ中に流れる電流経路も変化している事などが考えられる。実際に、放電時に陽極に流れ込む電子電流(放電電流)を計測した所、RF放電を重畳することでDC放電の場合よりも電流値が20 %程度減少していることが確認された(図5)。RF放電を重畳することで、放電開始電圧が低くなり、放電電流が減少するという結果は、電極損耗を抑制できるということを示唆している。MPDスラスタやHallスラスタのように、アーク放電でプラズマを生成し加速する有電極型のスラスタの場合、放電での電極のスパッタリングや熱溶解などによる電極損耗による推進機の寿命も課題の1つである。本推進機のように、生成と加速を分離する手法は、先述の有電極型の推進機の寿命に関する技術課題に対する1つの解として有効であると考えられる。

最後に、推力測定の結果について述べる。図6および図7はそれぞれDC放電の場合とRF放電を重畳した場合の推力と生成量の最大値の加速電圧による変化を示したもので

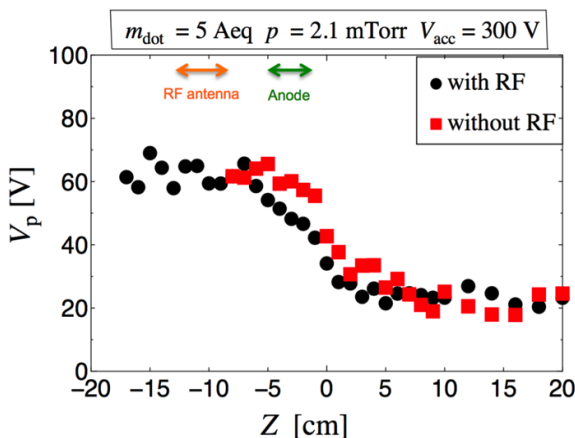


図3 DC+RF放電とDC放電の空間電位の軸方向分布

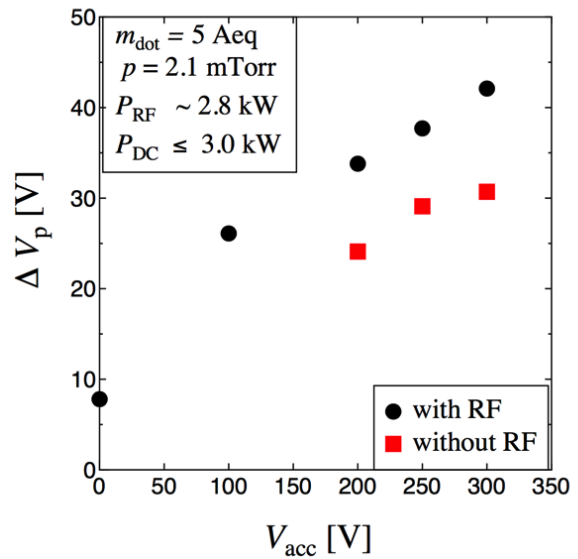


図4 DC+RF放電とDC放電の電位降下の加速電圧依存

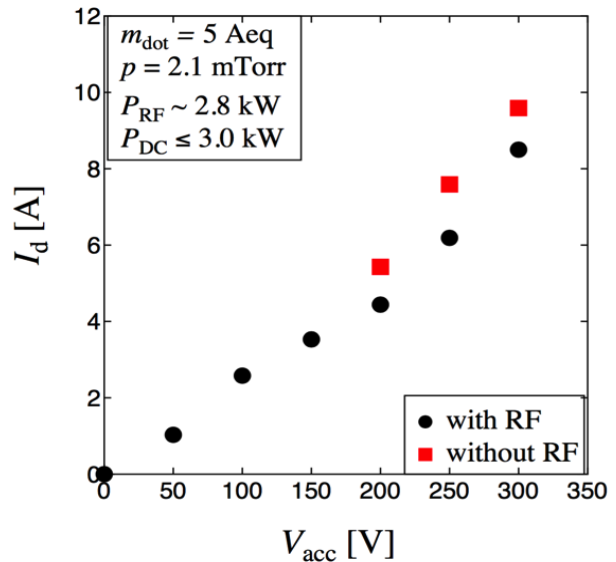


図5 DC+RF放電とDC放電の放電電流の加速電圧依存

ある。DC放電の場合、加速電圧上昇に伴い生成量と推力が共に増加していくという静電加速機の特徴が顕著に表れた。それに対して、RF放電を重畳した場合は、生成量は加速電圧を変化させても変わらず一定であり、推力だけが変化する結果が得られた。加速電圧が300 V時の推力は、加速電圧を印加しない場合の3倍まで上昇していた。このことから、本推進機では、生成部の電力や燃料ガスの流量を変えずとも、加速電圧を調整することで、推力・比推力を制御できる比推力可変型推進機として利用可能である事が示された。加えて、RF放電を重畳した時の推力はDC放電の場合よりも20 %程度上昇していた。

これらの結果より、先の図3でも示したように、本推進機で生成されたプラズマはDC電場形成による静電力を受け加速されていると考えることができ、また、RF放電を重畳した

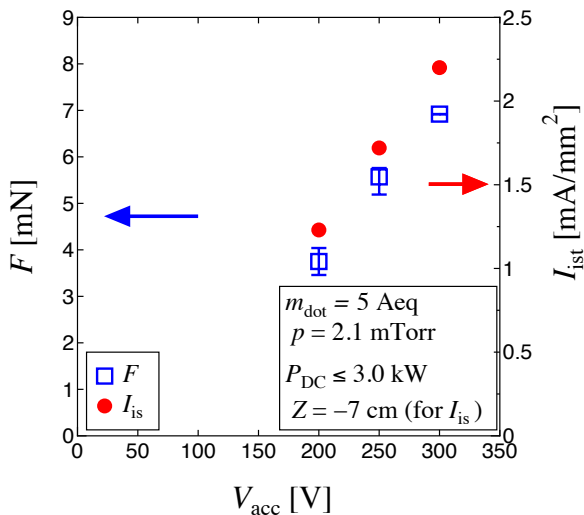


図7 DC放電の推力とイオン飽和電流の加速電圧依存

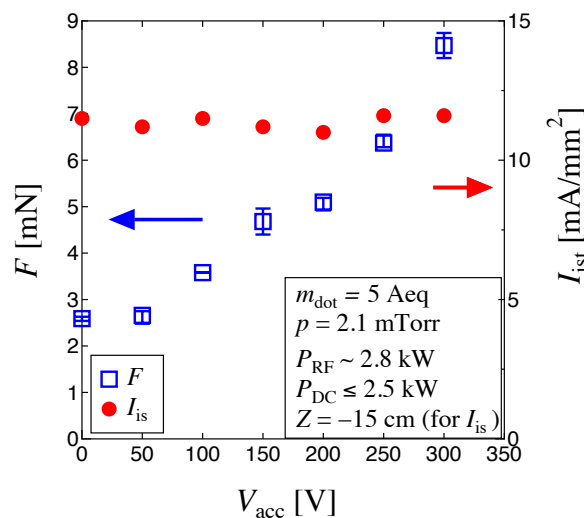


図7 DC+RF放電の推力とイオン飽和電流の加速電圧依存

時の方がプラズマの加速効率が良いと考えられる。今後は、電極に与えた加速電圧のうちどの程度のエネルギーがイオンの加速に利用されているかを調べるためにRetarding Potential Energy Analyzerによるイオンエネルギー分布関数の計測を行う予定である。

#### 4. 結論

今回新たに5 kW以上の大電力帯で動作する2段加速型End Hallスラスタを作成し、生成量や電位分布、RF放電の有無の影響などの基礎特性を調べた。実験の結果、RF放電を重畳することで、プラズマの生成部が、DCセクションからRFセクションへと移動し、生成量がDC放電のみの場合よりも1桁高い $3 \times 10^{13} \text{ cm}^{-3}$ のArプラズマが得られた。一方で、推進機出口部でのプラズマ密度はRF放電重畳の有無で大きな変化はなく、RF放電で生成された高密度プラズ

マの多くが推進機外に排出されることなく、壁へ損失していることが示唆された。従って、生成部の構造や磁気回路に修正を加え、プラズマの輸送を改善することが、本推進機の性能を向上させるための急所であると考えられる。また、プラズマ電位の空間分布を調べたところ、陽極と陰極間で電位降下が見られ、この区間でプラズマが静電加速を受けていると考えられる。また、加速電圧による電極間のプラズマ電位の差を調べたところ、加速電圧の増加に応じて電位差が増大していた。電位差はRF放電がある場合の方が大きく、RF放電を重畳した方がDC放電のみの場合よりも加速効果が大いことが示唆された。推力を測定したところ、推力は加速電圧の増加に応じて線形に増加しており、RF放電を重畳することでDC放電のみの場合よりも20%の推力増加が見られた。また、DC+RF放電の場合、生成量は加速電圧に依存しない一方で、推力は加速電圧に応じて増加し、最大3倍の増加が見られた。このことから、本推進機は、加速電圧を制御することで任意に推力と比推力を調整できる比推力可変型推進機として使用可能であることが示された。

#### 謝辞

本研究は、日本学術振興会特別研究員奨励費(16J03045)の援助を得て行われた。

#### 参考文献

- 1) H. Nabuchi, et. al., "Thrust Enhanced by a Magnetic Laval Nozzle in an Applied-Field Magneto-Plasma-Dynamic Thruster", *Plasma and Fusion Research: Regular Articles* **11** (2016) 2406033
- 2) D. M. Goebel, et. al., "Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters" (Wiley, New Jersey, 2008) 1<sup>st</sup> ed., Chap 7 - 9.,
- 3) C. S. Olsen, et. al., "Investigation of Plasma Detachment From a Magnetic Nozzle in the Plume of the VX-200 Magnetoplasma Thruster", *IEEE Trans. Plasma Sci.* **43**, 1 (2015), pp.252 - 268
- 4) Y. Hoshino, et. al., "Development of a 15-kW Class RF Plasma Source for VASIMR Type Space Propulsion with Magnetic Nozzle", *Plasma and Fusion Research: Regular Articles* **10**(2015), 3406052.
- 5) A. Shabshelowitz, et.al., "Performance of a Helicon Hall Thruster Operating with Xenon Argon and Nitrogen", *J. Prop. Power*, **30**, 3(2014), pp. 664 - 671.
- 6) S. Harada, et. al., "Electrostatic acceleration of helicon plasma using a cusped magnetic field", *Appl. Phys. Lett.* **105**(2014), 194101
- 7) H. kuwano, et. al., "Measurement of Plasma Beam Energy Ejected from Microwave Discharge Hall Thruster," *IEPC paper, IEPC-2005-124*, 2005.
- 8) N. Oudini, et. al., "Numerical study of the characteristics of the ion and fast atom beams in an end-Hall ion source", *J.Appl.Phys.* **112** (2012) 083301.
- 9) I. G. Mikellides, et. al., "Magnetic shielding of walls from the unmagnetized ion beam in a Hall thruster", *Appl. Phys. Lett.*, **102**(2013), 023509.