

## ヘリコン静電加速推進機 HEST におけるイオン加速メカニズム

## Ion Acceleration Mechanism in Helicon Electrostatic Thruster (HEST)

○内賀嶋 瞭・市原 大輔 (名大・院)・岩川 輝・佐宗 章弘 (名大)  
山崎 拓也・原田 翔太・笹原 松隆・岩崎 知二 (三菱重工業)

○Akira Uchigashima・Daisuke Ichihara・Akira Iwakawa・Akihiro Sasoh (Nagoya University)  
Takuya Yamazaki・Shota Harada・Matsutaka Sasahara・Tomoji Iwasaki (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.)

## Abstract (概要)

By measuring ion beam energy and ion beam current with changing RF power and mass flow rate, we investigated ion acceleration characteristics and mechanism. With increasing of RF power, ion beam energy and ion beam current are also increased on the whole, but they has shapely increasing point and slowly increasing regions. The thrust which is estimated by ion beam energy and ion beam current also has similar characteristics, and thrust efficiency has a peak for RF power. These characteristics has mass flow rate dependency, and the peak RF power of thrust efficiency is higher with increasing of mass flow rate.

## 記号の説明

$E_i$ :	イオンビームエネルギー
$F$ :	推力
$j_b$ :	イオンビーム電流密度
$J_b$ :	イオンビーム電流
$J_d$ :	放電電流
$\dot{m}_1$ :	ヘリコン管から流す推進剤ガス流量
$\dot{m}_2$ :	ホローカソード作動維持用のガス流量
$P_{RF}$ :	RF 電力
$P_{total}$ :	総投入電力
$R$ :	推進機出口からプローブ測定点までの距離
$V_d$ :	放電電圧
$\eta$ :	推力効率
$\eta_u$ :	推進剤利用効率
$\theta$ :	推進機出口から見た中心軸に対する角度

## 1. はじめに

現在、静止衛星の軌道遷移や深宇宙探査、有人火星探査等<sup>1)</sup>、様々な方面からの宇宙利用の要望に伴ってより大推力密度かつ高効率な電気推進機が求められている。電気推進機の推力密度はプラズマ密度を高くすることや、プラズマを高速で排気することにより大きくすることができる。電気推進機の高密度なプラズマ源としてヘリコン波放電を用いて作られるヘリコンプラズマを用いる手法が現在注目されている。ヘリコンプラズマは他の高周波放電方式 (Electron Cyclotron Resonant: ECR, Inductively Coupled Plasma: ICP など) に比べ 1-2 オーダーほど高密度なプラズマを効率よく生成できる。

<sup>2)</sup>また、高周波電界印可用のアンテナをプラズマの外に設置できプラズマにさらされないため、電極間の放電でプラズマを作成する直流放電方式に比べ長寿命なプラズマ源として期待されている。

このようにヘリコンプラズマは電気推進に活用するにあたり様々なメリットを有し、そのためヘリコンプラズマをプラズマ源とした電気推進機の研究は現在世界各国で様々な研究が行われている。その加速方式は大きく電熱加速、電磁加速、静電加速に分けることができる。電熱加速ではオーストラリア国立大学などで開発されている Helicon Double Layer Thruster (HDLT)<sup>3-5)</sup>や NASA や Ad Astra Rocket Company で開発されている Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket (VASIMR)<sup>6,7)</sup>などが挙げられる。また電磁加速については東京農工大学で研究が行われている HEAT project<sup>8)</sup>や、東北大学では MPD スラスターのイグナイターとしてヘリコンプラズマを活用する方法<sup>9)</sup>など様々な応用も研究されている。

静電加速ではミシガン大学で研究がおこなわれている Hall Thruster の電離部にヘリコンプラズマを導入した Helicon Hall Thruster (HHT)があり、ヘリコンプラズマを加えることで推力は増加したものの、推力効率は下がる結果となっている<sup>10)</sup>。

このようにヘリコンプラズマの推進機としてさまざまなものが試されているが、それぞれ部分的な成功は収めているものの未だ有効な加速方式として確立していない。そこで本研究室の原田らはヘリコンプラズマを HHT とは異なる電位構造での静電加速を行う図 1 のようなヘリコン静電加速推進機 HEST の開発を行ってきた。その最初の作動で

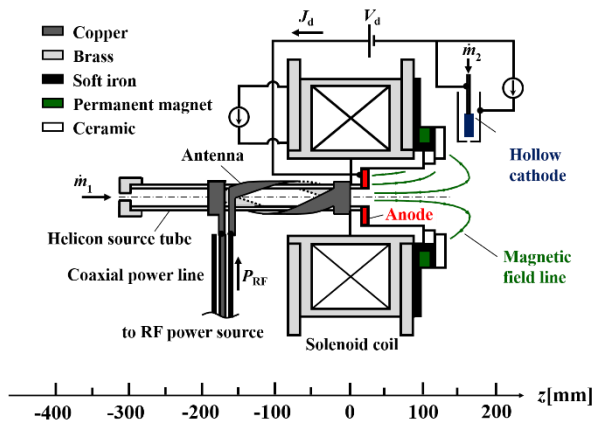


図1 推進機概要

イオンビームエネルギー ( $E_i$ ) を測定したところ陽極陰極間の加速用放電電圧 ( $V_d$ ) と同等のイオンビームエネルギーが計測され、HEST が静電加速を行えていることを実証することができた<sup>11)</sup>。この推進機について同じくプラズマ生成用 RF 電力 ( $P_{RF}$ )、放電電圧を変化させながらイオンビームエネルギーを測定すると、イオンビームエネルギーと総投入電力 ( $P_{total} = P_{RF} + V_d J_d$ ) の関係について図2のような結果が得られた。RF 電力、放電電力の増加に伴いイオンビームエネルギーは線形的に増加するが、放電電力の方がイオンビームエネルギーの増加に対する寄与が大きく、RF 電力が小さく放電電圧が大きい条件の時に総投入電力に対して得られるイオンビームエネルギーが一番大きくなった。この実験結果は少ない RF 電力の時のの方がイオン加速における効率が大きいことを示唆するものであるが、より少ない RF 電力についてのイオン加速と RF 電力の関係は調べられていなかった。

本稿では、より低い RF 電力も含め、RF 電力を細かく設定してイオンビームエネルギー、イオンビーム電流を測定し、RF 電力が推進機の性能にどのような影響を与えるのかを調べたのでそれについて報告する。

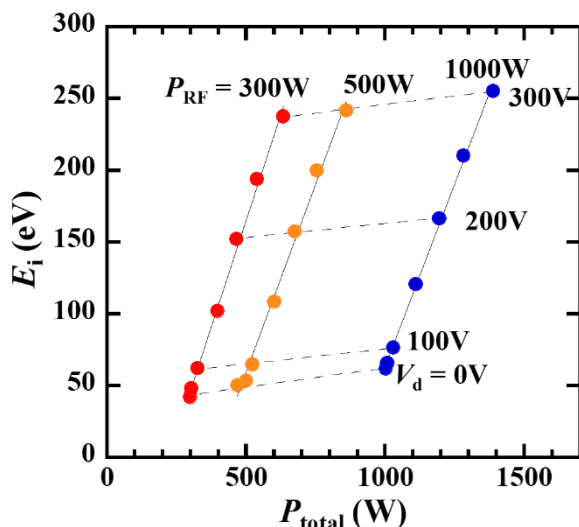


図2 イオンビームエネルギーと総投入電力の関係 (推進剤流量  $m_1 = 0.21 \text{ mg/s} (0.5 \text{ A}_{eq})$ )

## 2. 実験装置

本実験には長さ 3.2 m、直径 1.2 m の真空チャンバーを用いた。真空引きには排気速度 166 L/s のドライポンプを用い粗びきし、実験中は排気速度 8400 L/s のクライオポンプを用い、それにより本実験時は最大  $1.0 \times 10^{-2} \text{ Pa}$  以下の背圧となっている。

イオンビームエネルギーの計測には Retarding Potential Analyzer (RPA)<sup>11)</sup> を用いて測定し、イオンビーム電流は中心の円形銅板 (直径 12 mm) とその周りのリング状銅板 (外径 23 mm, 内径 13 mm) で形成されるファラデーカップを用いて測定した。ファラデーカップはカソードから -100V にバイアスされ、推進機出口から距離  $R = 250 \text{ mm}$  に保ったまま角度方向にスイングすることで周方向のイオンビーム電流密度を測定でき、それを積分することで全ビーム電流を計測した。

## 3. RF 電力が推進機性能に及ぼす影響

### 3.1 RF 電力とイオンビームエネルギー、イオンビーム電流 (推進剤利用効率) の関係

RF 電力を変えた時のイオンビームエネルギーと推進剤利用効率の関係を測定した。推進剤利用効率  $\eta_a$  はファラデーカップにより得られたイオンビーム電流値  $J_b$  を、ヘリコン管から流す流量  $m_1$  とホローカソードに流す流量  $m_2$  ( $0.15 \text{ mg/s} (0.36 \text{ A}_{eq})$  で固定) の和の電流換算値で割ることで算出している。この時、放電電圧を 300 V に固定して、RF 電力を 0-1500 W、流量を 0.5, 1.0  $\text{A}_{eq}$  に変化させて測定を行った。まず、本推進機において RF 電力 0 W、すなわちプラズマ源を作らない場合でも陽極陰極間の放電により推進機として作動することがどの流量でも確認できた。特に 1.0  $\text{A}_{eq}$  の流量では少量 (0-200 W 程度) の RF 電力を投入する場合よりも派手なブルームが観測され、実際イオンビーム電流、放電電流ともに 0 W 時に大きな電流値が観測できている。

イオンビームエネルギーについて見ていくと、0.5  $\text{A}_{eq}$  では 100 W 以下の RF 電力でイオンビームエネルギーが急増していることが分かる。しかし、流量を増やしていくとエネルギーを増加させるために必要な RF 電力が増え、イオンビームエネルギー値も下がってしまう。

推進剤利用効率についてはイオンビームエネルギーと比べ低い RF 電力で大きな増加が見られる。このことから RF 電力によるプラズマ生成により陽極陰極間の加速の手助けが行われていると推測される。また、RF 電力を増やすと推進剤利用効率は上昇していき、 $P_{RF} = 1500 \text{ W}$  の時にはどちらの流量においても推進剤利用効率が 1 を超えていることから、高 RF 電力時にはアルゴンガスが一価電離のみでなく二価電離を起こしている可能性が考えられる。

**3.2 推力の見積もり法** 本推進機において、推力測定を行うスラストスタンドがまだないため推力を直接測定することはできていないが、イオンビームエネルギーとイオンビーム電流密度の周方向分布を取得することでイオンがどれだけのエネルギーを持ち、どの方向にどれだけの量排気されているのかが分かるため、そこから推力を積分により見積もることができる。推力の積分式を式(1)に示す。

$$F = \pi R^2 \int_{-\pi/2}^{\pi/2} j_b(\theta) \sqrt{\frac{2m_i E_i(\theta)}{e}} \cos \theta |\sin \theta| d\theta \quad (1)$$

この時、 $\dot{m}_1 = 0.5 \text{ Aeq}$ ,  $P_{\text{RF}} = 300 \text{ W}$ ,  $V_d = 300 \text{ V}$  の条件での  $E_i(\theta)$  と  $j_b(\theta) \cos \theta |\sin \theta|$  の周方向分布の測定結果を図3に示す。

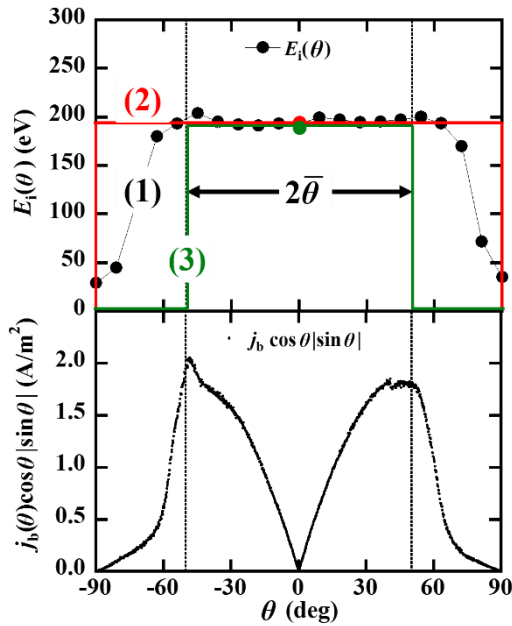


図3  $E_i(\theta)$  と  $j_b(\theta) \cos \theta |\sin \theta|$  の周方向分布 ( $\dot{m}_1 = 0.5 \text{ Aeq}$ ,  $P_{\text{RF}} = 300 \text{ W}$ ,  $V_d = 300 \text{ V}$ )

これらを用いて  $\theta$  方向に積分することにより推力値を求めると、この条件にて推力 7.17 mN と求めることができる。しかしこの方法ではイオンビーム電流密度はスイープしながらの計測が可能であるため一度の作動で周方向分布計測が可能であるが、イオンビームエネルギー計測時に場所を固定しなくてはならないため周方向分布の取得には多数の計測数が必要となり、推力値のデータ点を増やすことが難しい。ここで図3を見ると本推進機のイオンビームエネルギーは  $\pm 60^\circ$  の範囲においてほとんど一定な分布になっている。イオンビームエネルギーがこのようなフラットトップな分布であることを利用し、次の二つの式を用いた推力見積もり方法について比較を行った。

$$F = \pi R^2 \sqrt{\frac{2m_i E_i(0)}{e}} \int_{-\pi/2}^{\pi/2} j_b(\theta) \cos \theta |\sin \theta| d\theta \quad (2)$$

$$F = \pi R^2 \sqrt{\frac{2m_i E_i(0)}{e}} \int_{-\bar{\theta}}^{\bar{\theta}} j_b(\theta) \cos \theta |\sin \theta| d\theta \quad (3)$$

一つ目の式(2)は、イオンビームエネルギーは積分全範囲において中心軸上の値  $E_i(0)$  で一定だと考え推力を見積もる方法で、二つ目の式(3)はイオンビーム電流をスイープすることで求めたビーム発散角  $\bar{\theta}$  の範囲内ではイオンビームエネルギーが一定として、それ以外の範囲ではイオンビームエネルギーが 0 だとして推力を求める方法である。これを見ると、式(2)は式(1)により求めた推力より過大評価、式(3)は過小評価していることが分かる。

式(2)(3)により求めた推力と式(1)により求めた推力の比較を下表に示す。この時、試験条件として図3のヘリコン管径 27 mm の  $\dot{m}_1 = 0.5 \text{ Aeq}$ ,  $P_{\text{RF}} = 300 \text{ W}$ ,  $V_d = 300 \text{ V}$  の条件以外に、今回の論文にはない条件であるが、ヘリコン管径 50 mm の  $\dot{m}_1 = 0.5 \text{ Aeq}$ ,  $P_{\text{RF}} = 1500 \text{ W}$ ,  $V_d = 300 \text{ V}$  の条件も加え、二つの条件にて推力見積り方法の比較を行った。

表1 推力見積り方法の比較

	(1)	(2)	(3)
ヘリコン管径 27 mm 0.5Aeq 300V 300W	7.17 mN	7.26 mN (+1%)	5.03 mN (-30%)
ヘリコン管径 50 mm 0.5Aeq 300V 1500W	7.23 mN	7.74 mN (+7%)	5.84 mN (-19%)

この比較の結果を見てみると、式(2)による推力見積り方法は、二つの条件において過大評価ではあるものの、式(1)に対して誤差 10% 以内に収まっている。これはイオンビームエネルギーが激減している  $|\theta| > 60^\circ$  の領域では  $j_b(\theta) \cos \theta |\sin \theta|$  の値が小さく、そのため周方向分布全体を積分した時に  $|\theta| > 60^\circ$  の領域の積分値は推力への寄与が小さく、結果的に式(1)と式(2)による推力見積りの結果は近い値になったのだと考える。次項ではこの式(2)による推力計算の結果を示していく。

**3.3 推力、推力効率と RF 電力の関係** 前項による計算方法により求めた推力、推力効率を図4に示す。なお推力効率  $\eta$  は次の式(4)により求めた。

$$\eta = \frac{F^2}{2(\dot{m}_1 + \dot{m}_2) P_{\text{total}}} \quad (4)$$

推力は RF 電力の増加に伴い増加し、イオンビームエネルギーやイオンビーム電流と同様に、RF 電力の増加によって推力が急増する点は流量が多くなるにつれ大きくなるが、当該点を越えて、さらに RF 電力を大きくすると、推力の増加がだんだんと収束していく傾向にある。

推力効率は各流量で最大となる点が異なり、0.5 Aeq では 300W 程度の低 RF 電力で推力効率のピークを迎えその後緩やかに下がっていく。一方で流量を増やすと推力効率のピークはより高 RF 電力側にシフトし、流量による依存性が高い推進機ということが分かった。

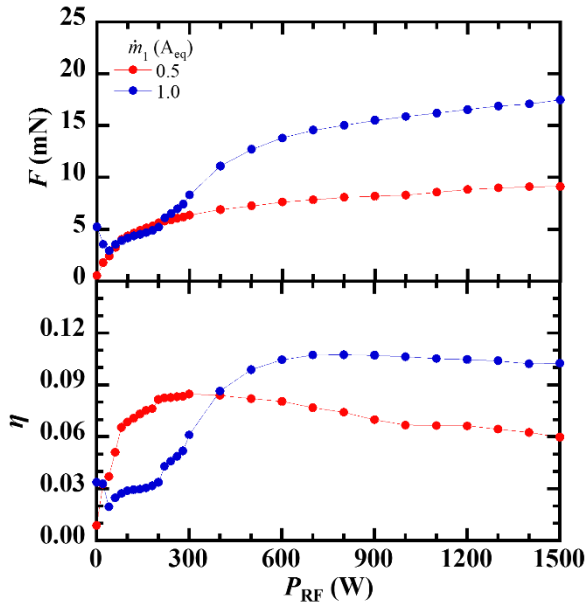


図4 推力, 推力効率と RF 電力の関係

#### 4. ま と め

本稿においてヘリコン静電加速推進機 HEST のイオンビームエネルギー, イオンビーム電流の RF 電力依存性を調べ, またそこから推進機性能として推力, 推力効率を評価した. RF 電力の増加に伴い, イオンビームエネルギー, イオンビーム電流ともに増加するが, ある RF 電力値を超えると, それらイオンビームエネルギー, イオンビーム電流の増加は緩やかになっていく. また, 流量の増加によりイオンビームエネルギー, イオンビーム電流が急増する RF 電力値は大きくなり, 同様に推力効率が最大となる RF 電力値も大きくなることが分かった.

#### 謝辞

本研究は日本学術振興会 基盤研究(S)-22226041 の援助を得て行われた. また, 本研究を進める上でお世話になりました名古屋大学技術部の斉藤彰氏に感謝申し上げます.

#### 参考文献

1. 国際宇宙探査協働グループ. 国際宇宙探査 ロードマップ (第2版) .
2. 堤井信力. プラズマ基礎工学. (1986).
3. Charles, C. & Boswell, R. W. Laboratory evidence of a supersonic ion beam generated by a current-free “helicon” double-layer. *Phys. Plasmas* **11**, 1706 (2004).
4. Harle, T., Pottinger, S. J. & Lappas, V. J. Helicon Double Layer Thruster Operation in a Low Magnetic Field Mode. *Plasma Sources Sci. Technol.* **22**, 015015 (2013).
5. Takahashi, K.ほか. Direct thrust measurement of a permanent magnet helicon double layer thruster. *Appl. Phys. Lett.* **98**, 141503 (2011).
6. Chang-Díaz, F. R. Plasma propulsion for interplanetary

flight. *Thin Solid Films* **506-507**, 449–453 (2006).

7. Longmier, B. W.ほか. Ambipolar ion acceleration in an expanding magnetic nozzle. *Plasma Sources Sci. Technol.* **20**, 015007 (2011).
8. Shinohara, S.ほか. Development of Electrodeless Plasma Thrusters With High-Density Helicon Plasma Sources. **42**, 1245–1254 (2014).
9. Takahashi, K., Komuro, A. & Ando, A. Low-pressure, high-density, and supersonic plasma flow generated by a helicon magnetoplasmadynamic thruster. *Appl. Phys. Lett.* **105**, 193503 (2014).
10. Thruster, H. H. Performance and Plume Characterization of a Helicon Hall Thruster. 1–19 (2011).
11. Harada, S.ほか. Electrostatic acceleration of helicon plasma using a cusped magnetic field. *Appl. Phys. Lett.* **105**, 194101 (2014).