

ヘリコン静電加速推進機の性能

○馬場 輝明, 内賀嶋 瞭, 市原 大輔 (名古屋大学大学院)
岩川 輝, 佐宗 章弘 (名古屋大学)
原田 翔太, 山崎 拓也, 清水 宏文 (三菱重工業株式会社)

Performance of Helicon Electrostatic Thruster (HEST)

Teruaki Baba, Akira Uchigashima, Daisuke Ichihara (Nagoya University Graduate School)
Akira Iwakawa, Akihiro Sasoh (Nagoya University)
Shota Harada, Takuya Yamazaki, Hirofumi Shimizu (Mitsubishi Heavy Industries, LTD.)

Key Words : Helicon Plasma, Anode, Cathode, Electrostatic Acceleration

Abstract

Ion beam energy and discharge current of the Helicon Electrostatic thruster (HEST) with various anode inner diameter was measured and the characteristics of the ion beam was evaluated. The measured result of the ion beam energy shows the energy was determined by the input power. The measured result of the ion beam current shows the input energy consumed to the ionization because of the current was increasing with the discharge voltage.

Nomenclature

V_d : discharge voltage
 V_3 : RPA 3rd grid voltage
 E_i : Ion beam energy
 \dot{m}_{rf} : anode mass flow rate
 \dot{m}_c : cathode mass flow rate
 P_{rf} : RF power
 B : magnetic flux density
 I : current to the magnetic coil
 I_d : discharge current
 I_c : ion current obtained from RPA
 I_k : Keeper current of hollow cathode
 I_b : Ion beam current
 $I_{propellant}$: current equal to propellant mass flow rate
 P_{total} : Total input power
 e : elementary charge
 M_{Ar} : Argon mass
 d_a : anode inner diameter

1. はじめに

将来の宇宙ミッションとして有人火星探査ミッション, 軌道間輸送等が検討されており, 電気推進機の適用が検討されている^[1]. 電気推進は化学推進と比較して高い比推力を有することから, 大幅な推進剤の節約につながると考えられている一方で, 現行の電気推進機で検討されているミッションを実現するためには, 推力が小さいという課題があるため, 大推力化が必要である^[2]. 電気推進機の大推力化の一つの方法として, 高密度プラズマの生成と空間電荷制限則を受けない加速を組み合わせることで, 推力

密度を大きくする方法がある. その有力な候補としてヘリコンプラズマをプラズマ源に持つ電気推進機が研究されている^[3].

ヘリコンプラズマは磁化プラズマにMHz帯の高周波電力を投入することで得られる高密度プラズマである. 他の高周波放電法と比較して特に高いプラズマ数密度を得られる(10^{19} m^{-3})^[4]とともに, 広範囲に高密度な領域を生成可能である特徴を持つ. また, 高周波電力は絶縁体を隔ててプラズマ内に投入されるため, プラズマ生成部に電極が晒されず生成部の長寿命化につながるメリットもある.

一方, ヘリコンプラズマの加速方式は確立されておらず様々なものが検討されている^[5-10]. そのうち, 最もシンプルなのが, プラズマ源を磁気ノズルによる自由膨張を介して加速する方法である. 代表的なものとしては, CharlesらによるHelicon double layer thruster(HDLT)があり, current-free helicon double layerにより排気速度6 km/s, 25 eVのキセノンイオンビームの生成を確認している^[5]. Double layerにおいては, ヘリコンプラズマ源の持つ電子温度の数倍のエネルギーを持つイオンビームが生成されるが, そのエネルギーはヘリコンプラズマ源の持つエネルギーに制限されるため, 高い比推力を得ることは難しい. Chang DiazらにおけるVASIMIR®(Variable Specific Impulse Magneto-plasma rocket)は生成されたヘリコンプラズマをICR加熱し, 磁気ノズルによって周方向エルギを軸方向運動エネルギーに変化させる電熱型推進機である. 200 kWの電力を投入することで, 推力効率72%が報告されている^[6]. しかし, 推力はターゲットを用

いた計測に留まっており、直接測定は行われていない。篠原らは、回転電場、回転磁場等を利用して回転電流を誘起し、それと外部磁場の印加により生成されるローレンツ力を利用した電磁加速を提案している^[7]。

ミシガン大学のShabshelowitzらは、ヘリコンプラズマをホールスラストのプラズマ源として適用することで、推力の増加を確認したが、推力効率は低下したと報告しているものの、プラズマ源の最適化はなされておらず、今後も検証を進めていく必要がある^[8]。東北大の高橋らは、MPDスラストのプラズマ源としてヘリコンプラズマを適用し、数kAの大電流を準定常的に流し、推進剤にアルゴンを用いた条件で推力効率67%を報告しているが、推力の直接測定はなされていない^[9]。

本研究ではヘリコンプラズマ源の加速方式として先行研究とは異なる放電室形状での静電加速を提案しており、過去の研究において放電電圧相当のイオンビームエネルギーの生成を確認している^[10]。本稿ではイオンビームエネルギー・放電電流特性について陽極形状が与える影響と、イオンビーム電流特性の評価を行ったので、その結果について報告する。

2. ヘリコン静電スラスト

本実験に用いた推進機の概略図を図1に示す。推進機はヘリコンプラズマ生成部と加速部から構成されている。プラズマ生成部は、中心軸上において最大150 mT印加可能な磁場コイル、 $m = +1$ モードのヘリコン波を励起するヘリカルアンテナ(長さ170 mm)、セラミック製(Photoveel)のプラズマ生成管(内径27 mm, 外径34 mm, 長さ300 mm)を使用している。本実験ではアンテナ出口、中心軸上において100 mTとなっている。

本推進機の加速部磁場形状を図2に示す。ヘリコンプラズマ源はセラミック(Photoveel)製の拡大部(内径80 mm, 長さ75 mm)へ接続されており、拡大部には銅製のリング状陽極(外径80 mm, 厚さ10 mm, 内径27 mm~60 mm)が設置されている。拡大部下流では、周方向に等間隔で配置された直径20 mm, 厚さ20 mmのディスク状のネオジム永久磁石と軟鉄製ヨークが配置され、カスプ磁場を形成している。スラスト出口から45 mm, 中心軸上から70 mmの位置にオリフィス中心が来るよう、ホローカソード(DLHC1000, Kaufman & Robinson, Inc.)が設置されている。推進剤にはアルゴン(純度99.9999%)を使用し、ヘリコンプラズマ生成部とホローカソードから供給される。

アンテナへ供給される高周波電力はチャンバ外に設置された高周波電源(最大出力5 kWの高周波電源

(RFK50ZH, 京三製作所)), マッチングボックス(MBK50,京三製作所)を介して供給される。マッチングボックスからアンテナは、長さ600 mmの同軸ケーブルによって接続されている。

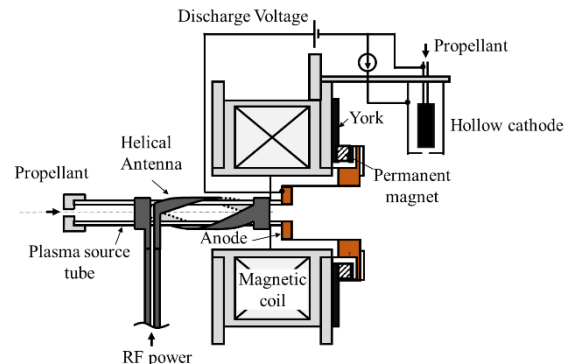


図 1 HESTの概略図

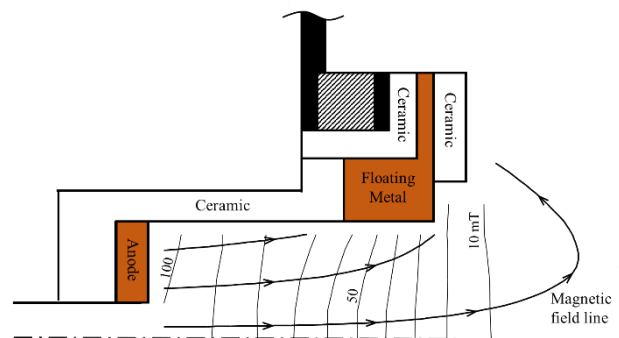


図 2 加速部磁場形状

3. 実験装置

3.1. 真空チャンバ

実験は直径1.2 m, 長さ3.2 mのステンレス製チャンバを使用した。各視窓はRF遮蔽フィルムを有しており、高周波電力使用による電磁波漏れを防いでいる。チャンバ内は排気速度116.7 L/sのドライポンプで粗引き後、排気速度8,400 L/sのクライオポンプを用いて真空引きされる。チャンバ内圧力は、電離真空計を用いて計測され、推進剤流量0.36 mg/sのとき、 8.0×10^{-3} Pa以下に保たれている。

3.2. イオン分布関数計測方法

排気プルームのイオンエネルギー分布関数の計測には図3に示すRetarding Potential Analyzer (RPA)を用いた。RPAは3枚のグリッドとイオンコレクタから構成されており、イオンビームの捕集面は30 mmである。1枚目のグリッドは浮遊電位であり、プラズマのデバイ長を大きくする役割を持つ。2枚目のグリッドはカソード電位に対して-100 Vにバイアスされており、電子の流入を防いでいる。3枚目のグリッドはカソード電位に対して-20から440 Vの間で掃引され、イオンの選択をする。グリッド下流には銅製のイオンコレク

タが設置されており、3枚目のグリッドの電圧以上のエネルギーを持つイオンビームのみがコレクタに到達しイオン電流として計測される。イオン電流は15 kΩ（誤差±5%）の抵抗にかかる電圧計測することにより評価した。計測はスラスタ出口から 250 mm離れた中心軸上で行った。

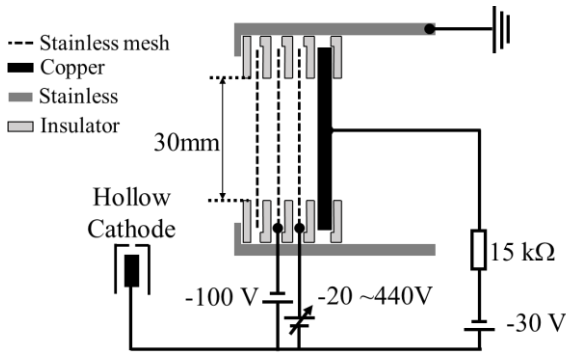


図 3 RPA概略図

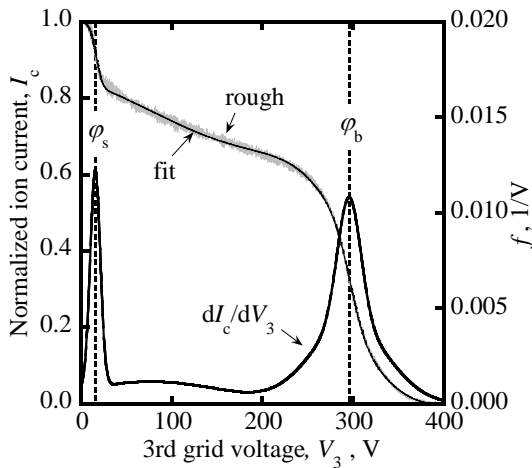


図 4 イオンエネルギー分布関数

3.3. イオンビーム電流・放電電流計測方法

イオンビーム電流の計測には400 mm × 400 mmの銅板を使用した。銅板はカソード電位から-50 Vにバイアスすることでイオンのみを捕集した。イオン電流値の測定には1 Ωのセラミック抵抗にかかる電圧を計測することにより評価した。銅板はスラスタ出口から450 mmの位置とし、銅板の中心がスラスタ中心軸上にくるよう設置した。

放電電流の計測は陽極、陰極間に100 mΩのセラミック抵抗にかかる電圧を計測することにより評価した。

4. 結果

表1に実験条件を示す。図4は $P_{rf} = 1.5 \text{ kW}$, $V_d = 300 \text{ V}$ の条件においてRPAを用いて計測したイオンエネルギー分布関数 f を示している。 f は V_3 を掃引すること

より得られたイオン電流 I_c を規格化してプロットしている。 I_c は最小二乗法を用いてフィッティングを行った。図4では f は2つのピーク $\phi_s = 15 \text{ V}$, $\phi_b = 296 \text{ V}$ を持つ。一つ目のピークは熱運動のエネルギーのみを持つイオンの分布を示しており、カソード電圧に対する空間ポテンシャルに等しいと考えられる。二つ目のピークは電界により加速されたイオンビームエネルギーの分布を表していると考えられる^[11]。ここで、放電電圧によってイオンが得たエネルギーをイオンビームエネルギーとし、式(1)で定義する。

$$E_i = \phi_b - \phi_s \quad (1)$$

図4の場合、 E_i は281 eVとなる。

図5に、 $P_{rf} = 0.3 \text{ kW}$, 各 d_a における V_d に対する E_i の変化を計測した結果を示す。図5から、 E_i は V_d とともに増加する傾向であり、 $V_d = 100 \text{ V}$ 以降において急激な増加が見られた。また、 d_a を大きくすることにより E_i が減少することが確認され、内径60 mmの条件においては、 V_d 増加による E_i の向上は見られなかった。

図6に、 $V_d = 1 \text{ V}$, $P_{rf} = 0.3 \text{ kW}$ における d_a に対する E_i を示す。 $V_d = 1 \text{ V}$ において計測される E_i はプラズマ源の持つエネルギーに由来するものと考えられるが、その値が d_a により異なり、 d_a が大きくなるとともに増加する結果となった。このことから、イオンの陽極壁面へ衝突による損失が起きている可能性もしくは、陽極-プラズマ間のポテンシャル差が何らかの影響を与えている可能性が示唆された。

図7に $P_{rf} = 0.3 \text{ kW}$, 各陽極内径における V_d に対する I_d の変化を計測した結果を示す。 I_d は V_d に比例して増加していく傾向が確認され、 $V_d = 100 \sim 150 \text{ V}$ において急激な増加が見られた。また d_a が大きくなると I_d が減少する傾向となった。

5. 考察

図8に、全投入電力 P_{total} を推進剤の電流値換算相当 $I_{propellant}$ で除した値に対する E_i の変化を評価した結果を示す。これは1つのイオンを生成するのに投入されたエネルギーに対してイオンが得たエネルギーを表しており、図8より、 E_i は d_a の大きさによらず $P_{total}/I_{propellant}$ により決まることがわかる。すなわち d_a を大きくすると V_d に対して E_i の増加が小さくなるのは I_d が減少していることが影響していることわかった。また、 P_{rf} が少ないほうが推進機の効率としては優れ、 d_a が小さいほど大電力を投入しやすい傾向であることがわかった。

本スラスタは静電加速によるイオン加速を狙っているため E_i の増加に対して I_d の増加は見られないはずであるが、実際には電磁加速のような特性を示す結果となった。また、1イオン当たり投入されたエネルギーに対してイオンが得たエネルギーは $P_{rf} = 0.3 \text{ kW}$ の条件で最大20%程度に留まることがわかった。

図9にイオンビーム電流の計測結果を示す。ビーム電流の計測は陽極内径を $d_a = 27$ mmに固定して行った。図9から、 V_d の増加に伴って I_b も増加する傾向があり、 I_b に対して I_d が多く流れていることが確認された。このことから、加速に投入しているエネルギーによって中性粒子の電離が起こっていることが示唆された。

図10に、 $P_{rf} = 0.3 \sim 1.5$ kW, $V_d = 1 \sim 300$ Vの条件において I_b に対する I_d の変化を評価したものを示す。 P_{rf} , V_d に依らず、 I_d と I_b が比例して同一直線状にのる傾向となり、放電電流によりイオンが生成されている可能性があることが示唆された。

6. まとめ

本稿においてはヘリコン静電スラストのイオンビームエネルギー特性に陽極内径が与える影響と、イオンビーム電流特性を評価した。陽極内径を変化させる実験から、イオンビームエネルギーは投入電力により決定されていることがわかった。また、イオンビーム電流は放電電圧とともに増加していることが確認され、加速に投入するエネルギーが電離に使われている可能性が示唆された。さらに、放電電流の増加に比例して、イオン電流が増加していることから放電電流により中性粒子の電離が行われている可能性が示唆された。

7. 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、鷲見高雄氏に感謝申し上げます。

表 1 実験条件

Parameter	Value	Unit
\dot{m}_{rf}	0.21	mg/s
\dot{m}_c	0.15	mg/s
P_{rf}	0.3~1.5	kW
V_d	1~300	V
B	0.1	T
I_k	2	A
d_a	27 ~ 60	mm

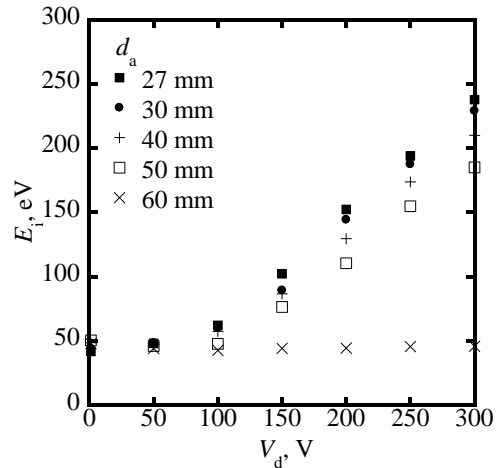


図 5 $P_{rf} = 0.3$ kWにおける d_a を変化させたときの V_d に対する E_i の変化

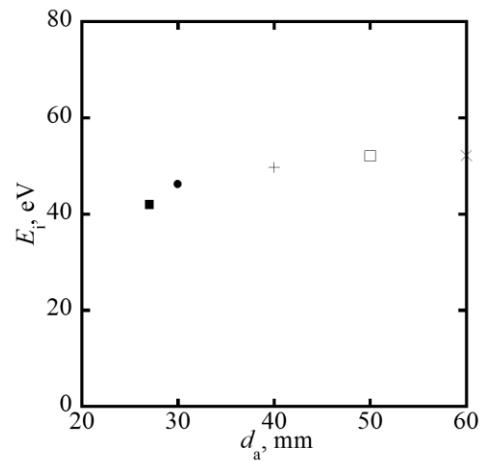


図 6 $V_d = 1$ V, $P_{rf} = 0.3$ kWにおける d_a に対する E_i の変化

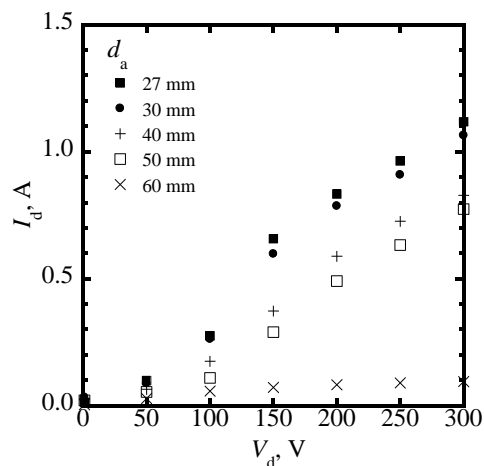


図 7 $P_{rf} = 0.3$ kWにおける d_a を変化させたときの V_d に対する I_d の変化

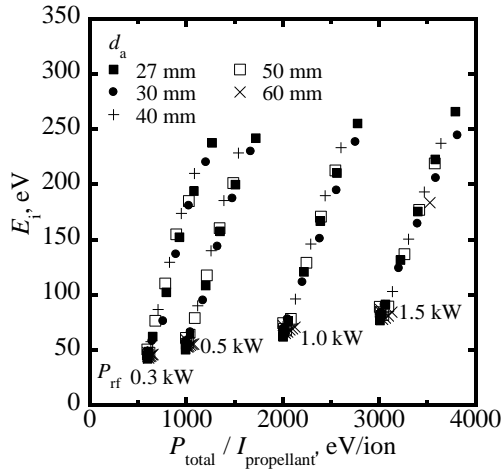


図 8 1イオン当たり投入されたエネルギーに対する E_i の変化

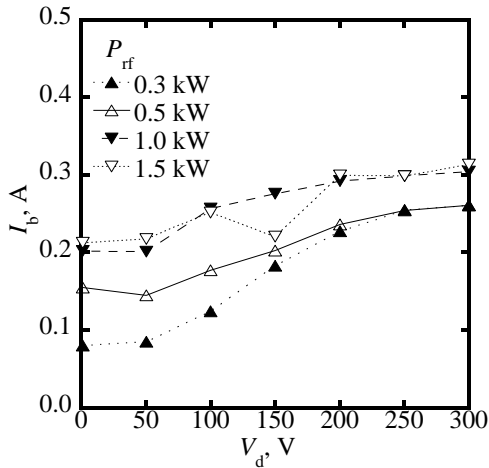


図 9 $d_a = 27$ mmにおける V_d に対する I_b の変化

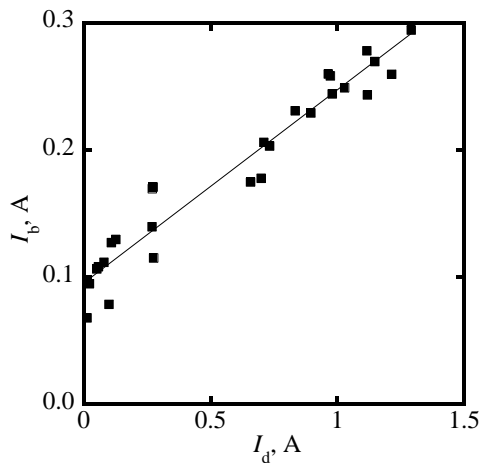


図 10 $d_a = 27$ mmにおける I_d に対する I_b の変化

参考文献

- [1]国際宇宙探査協働グループ(ISECG):国際宇宙探査ロードマップ(GER), 2013年8月.
- [2]沖田耕一, 大電力電気推進による軌道間輸送への期待, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム講演集録, STEP-2015-020, 2013.
- [3]M. Ruiz, I. Urdampilleta et al, Space Mission potentially benefit or enabled by the prospective use of Helicon Plasma Thruster, IEPC-2013-273.
- [4]堤井信力, プラズマ基礎工学, 内田老鶴圃出版.
- [5]West, M. D., Charles, C., and Boswell, R. W., Testing a Helicon Double Layer Thruster Immersed in a Space-Simulation Chamber, Journal of propulsion and power 24, 134-141, 2008.
- [6]Longmier, B., Squire, J., Olsen, C., Cassady, et al, Improved Efficiency and Throttling Range of The VX-200 Magnetoplasma Thruster, Journal of propulsion and power 30, 123-132, 2014
- [7]Shinohara, S., Nishida, H., Tanikawa, T., Hada, T., Funaki, I., and Shamrai, K. P, Development of Electrodeless Plasma Thruster With High-Density Helicon Plasma Sources, IEEE Transactions on plasma science. 42, 1245-1254, 2014.
- [8]Adam Shabshelowitz et al, Performance of a Helicon Hall Thruster Operation with Xenon, Argon, and Nitrogen., Journal of propulsion and power, 30, 664-671, 2014.
- [9]Kazunori Takahashi, Atsushi Kumuto, and Akira Ando, Low- Pressure, high-density, and supersonic plasma flow generated by a helicon magnetoplasma dynamic thruster, Applied Physics letters 105, 193503 (2014).
- [10]Electrostatic acceleration of helicon plasma using a cusped magnetic field, S. Harada, T. Baba et al, Applied Physics letters 105, 194101 (2014)
- [11]Alec D. Gallimore et al, Energy Analysis of a Hall Thruster Cluster, IEPC-2003-035.