

## 永久磁石による強磁場の磁気ノズルを用いた 小型ヘリコンプラズマスラスタにおける推力測定

○中村隆宏, 伊藤祥, 西田浩之, 篠原俊二郎 (東京農工大学),  
船木一幸 (ISAS/JAXA), 谷川隆夫 (東海大学), 羽田亨 (九州大学)

Key Words: Electrodeless Electric Propulsion, Helicon Plasma Source, Magnetic Nozzle.

### 1. 緒言

ヘリコンプラズマ源は、静磁場と高周波 (RF 波) を用いた無電極プラズマ生成法の一つで、比較的簡単に高密度 ( $\sim 10^{19} \text{ m}^{-3}$ ) なプラズマを様々なサイズスケールで生成することができる<sup>1)</sup>。ヘリコンプラズマ源を電気推進に適応するための研究は世界中で注目を集めており、特にプラズマ生成に用いる静磁場をスラスタ下流で発散形状にすることで (磁気ノズル)、生成した高密度なプラズマの加速に利用する研究が盛んに行われている。ヘリコンプラズマと磁気ノズルを用いた様々なタイプのスラスタが現在開発されており、代表例として VASIMR (Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket)<sup>2-4)</sup> や HDLT (Helicon Double Layer Thruster)<sup>5-7)</sup>、Mini-Helicon Plasma Thruster<sup>8)</sup>、といったものがある。磁気ノズル型ヘリコンプラズマスラスタの模式図を Fig. 1 に示す。

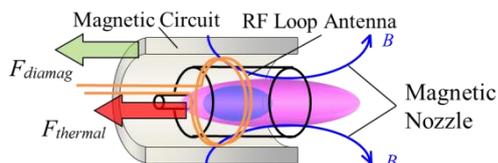


Fig. 1 Schematic of helicon plasma thruster.

このスラスタでは磁気回路 (電磁コイルもしくは永久磁石) によって形成される静磁場と、RF アンテナによって入射される高周波によって高密度なヘリコンプラズマを生成し、その下流にある磁気ノズルによって加速・排気することで推力を得る。プラズマと磁気回路や RF アンテナは絶縁体の放電室容器によって隔てられているため、プラズマ生成および加速の全過程において、プラズマは金属と接触しない。プラズマと直接接触する放電電極が存在しない無電極な電気推進は、従来の電気推進で問題となっている電極損耗やコンタミネーションが無く、高出力で長寿命な電気推進として期待されている<sup>9)</sup>。

磁気ノズルによるプラズマの加速については、準 1 次元モデルについては Fruchman ら<sup>10)</sup>、2 次元の数値計算については Ahedo, Merino ら<sup>11)</sup>によって解析的に調査が行われており、磁気ノズル中でのプラズマの運動を明らかにしている。高橋らはスラスタが発生する推力のうち、磁気回路にかかる電磁推力と、放電室容器にかかる熱推力をそれぞれ別々に計測し、プラズマの流体モデルより求めた磁気ノ

ズルによって得られる推力の理論式との比較を行っている<sup>12-15)</sup>。これによると、電磁推力はプラズマの径方向圧力勾配 (主に電子圧力の径方向勾配) と磁場形状によって決まり、電子圧力や磁場強度を増加させるとスラスタの性能が向上することが明らかになっている。ヘリコンプラズマ源においては、磁場強度を上げると生成されるプラズマの密度も増加することが篠原らの研究によって明らかになっている<sup>15)</sup>ことから、高磁束密度な磁気ノズルは生成されるプラズマ密度の増加と、磁気ノズルによって得られる推力の増加、2つの側面から推進性能を向上させると期待できる。VASIMR では超電導コイルを用いて最大磁束密度 2T の磁気ノズルを形成し、ヘリコンプラズマ生成とイオンサイクロトロン共鳴によりプラズマの加熱を行うことで、大電力 (200 kW) 運転時において高い性能 (推力 5.8 N, 比推力 4900 s) を実現している<sup>4)</sup>。しかしながら、電磁コイル (超電導コイル) などによって強磁場の磁気ノズルを形成する場合、電源や冷却の問題から装置が複雑になり、トータルとしてスラスタの重量が増加してしまう問題がある。

小型・軽量で構造が簡単なスラスタにおいて、高い推進性能を実現するためには、磁気ノズルの形成に永久磁石を用いることが有効である。これまで、磁場形成に永久磁石を用いたスラスタは世界中で研究が行われているが<sup>12,13,16-18)</sup>、最大磁束密度は数十 mT と電磁コイルを使用したものに比べて非常に小さいものしか存在しない。そこで、本研究では、磁場形成に永久磁石を用いた小型ヘリコンプラズマスラスタにおいて、永久磁石の磁場強度を 0.1 T オーダーまで上げたスラスタを設計・製作し、推進性能の向上を目指す。

### 2. 永久磁石型ヘリコンプラズマスラスタの設計

0.1 T オーダーの磁気ノズルを永久磁石によって形成するために、本研究では磁場解析ソフト FEMM (Finite Element Method Magnetics) を用いて磁気回路の設計を行った。設計した磁気回路の磁場解析結果を Fig. 2 に示す。この磁気回路は、形状の異なる 3 種類の磁石と磁気ヨークによって構成されており、磁石の材質はすべてネオジウムを選択している。Table 1 に使用した磁石の諸元を示す。Figure 2 より、設計した磁気回路中央のプラズマ生成領域において、磁束密度が 0.2 T を超えていることがわかる。

放電室容器 (マコール製, 内径 50 mm, 奥行き 25 mm) は磁気回路の中央に設置され、磁気回路の背面から推進剤

が注入される。プラズマ生成用 RF アンテナには 2 ターンのループ型アンテナを用いる。アンテナは絶縁材料で保護された状態で放電室容器と磁気回路の間に設置され、プラズマとの接触を防いでいる (Fig. 3)。

製作した磁気回路の性能を確認するために、テスラメータを用いて実際に形成される軸方向磁場を計測した結果を、FEMM による解析結果と合わせて Fig. 4 に示す。これより、磁気回路によって形成される磁場形状は、解析結果とよく一致していることがわかる。

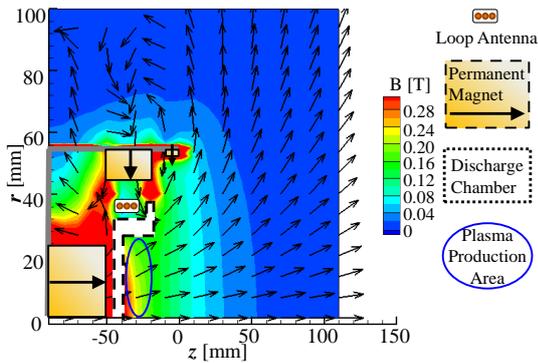


Fig. 2 Magnetic flux density distribution in  $r$ - $z$  plane (FEMM).

Table 1 List of permanent magnets.

Shape	Size [mm]	Magnetization	Quantity
Cylinder	$\phi 49.5 \times 40$	Axial	1
Cubic	$15 \times 10 \times 30$	Perpendicular	16
Cubic	$3 \times 5 \times 10$	Perpendicular	46

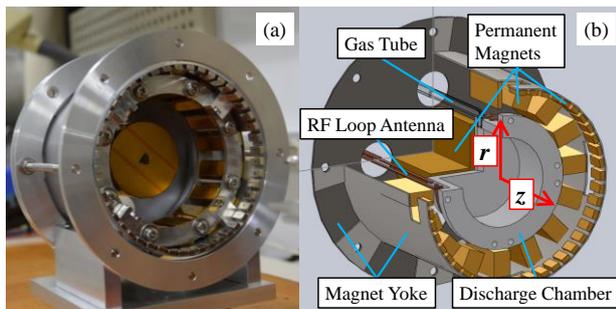


Fig. 3 Thruster components (a) constructed magnetic circuit, (b) cut model of permanent magnet type RF plasma thruster.

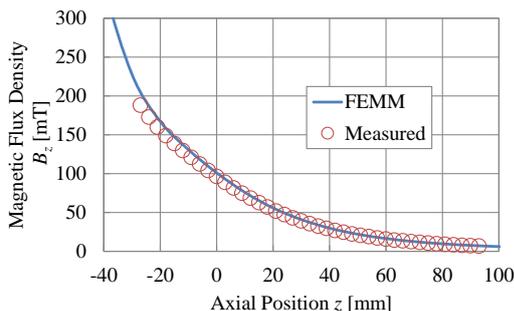


Fig. 4 Axial magnetic flux density distribution at  $r = 0$  mm.

### 3. 実験装置および実験条件

使用する実験装置の概略図を Fig. 5 に示す。スラスタは真空チャンバ内のスラストスタンドに搭載される。真空チャンバ内は 3 台の油回転ポンプと油拡散ポンプ 1 台によって真空に引かれている。推進剤には Ar ガスがいられ、流量制御器を通してあらかじめ設定した流量でスラスタに供給される。シグナルジェネレータ (Hewlett-Packard, 8648B) より発信されたプラズマ生成用の高周波は、増幅器 (Thamway, T145-5768A) によって増幅され、整合器 (Thamway, T020-5558A) によってインピーダンスマッチングを取った後に、50  $\Omega$  の同軸ケーブルによって RF アンテナに供給される。

推力の計測には、ねじり振り子式のスラストスタンドを用いる。プラズマが磁気ノズルを通過する際に働くローレンツ力の反力は、電磁推力として磁場を介して磁気回路に与えられる。スラストスタンドにスラスタの磁気回路のみを搭載することで、この電磁推力のみを測定する。スラストスタンドは磁気回路に働く力を振り子の変位に変換するので、レーザー変位計 (KEYENCE, LK-G35A) を用いて振り子の変位を計測する。スタンドの支点には板バネ式のヒンジ (SDP/PI 製, S99FX018720) を用い、摩擦力を受けずに振り子に復元力を与える。振り子には減衰力を与える機構として、アルミ製の振り子から 10 mm 離れた位置にサマリウムコバルト磁石を設置し、振り子の変動によって生じる渦電流を減衰力として利用する。スラストスタンドの校正には、電磁コイル (直径 7.15mm, 長さ 16.25mm, 13 巻) とサマリウムコバルト棒磁石 (直径 4 mm, 長さ 27 mm) の反発力を用いる (Fig. 6)。コイルと磁石の反発力を電子天秤により計測しておくことで、スラストスタンドの変位と推力の変換係数 ( $9.5 \mu\text{N}/\mu\text{m} \pm 34 \mu\text{N}$ ) が得られる (Fig. 7)。推力-変位の校正直線における誤差は  $\pm 34 \mu\text{N}$  となり、これは校正装置が発生する反力のばらつき (3.1  $\mu\text{N}$ ) や、レーザー変位計の分解能 (4.7  $\mu\text{N}$ )、そして校正実験の計測データと近似直線とのずれ (26  $\mu\text{N}$ ) の合計として計算される。

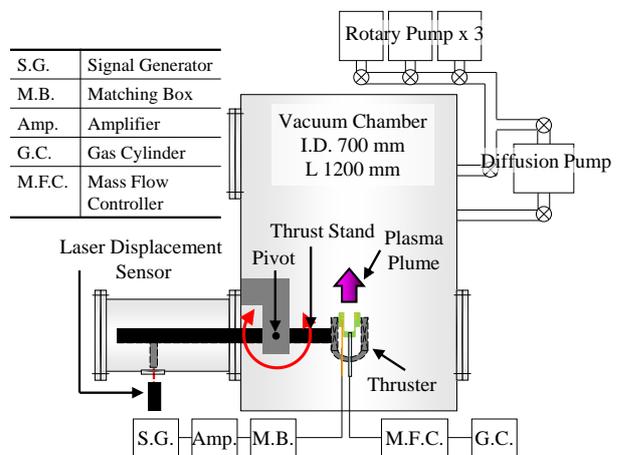


Fig. 5 Experimental facilities.

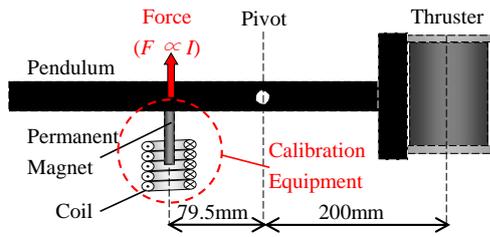


Fig. 6 Calibration systems.

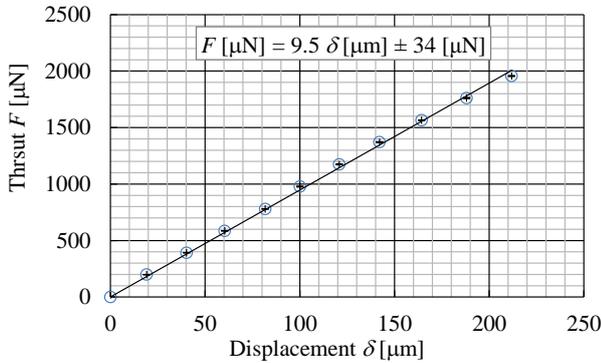


Fig. 7 Thrust stand sensitivity.

電磁推力の計測実験における実験条件を Table 2 に示す.

Table 2 Experimental Condition.

Vacuum pressure	$1.6 \times 10^{-1}$ Pa
Ar gas mass flow rate	1.0 mg/s
RF frequency for plasma production	27.12 MHz
RF Power for plasma production	100 ~ 400 W
RF power input duration	30 s

#### 4. 実験結果

動作中のスラスタの様子を Fig. 8 に示す. Figure 8 (a)より, 放電室内部で最も強くプラズマが発光している. また, 放電室容器内部に着目すると, 放電室容器壁面付近 (RF アンテナ近傍) でのリング状の発光が確認できる. 側面からの写真 (Fig. 8 (b)) からは, 放電室容器内部で生成されたプラズマが発散型の磁場に沿って拡散し, 更に磁場に沿ってスラスタ背面に戻ってきていることが確認できる. また, スラスタ背面では, RF 給電ケーブル付近での発光が確認できるほか, 真空チャンバ全体でのぼんやりとした発光も確認できる.

プラズマ生成用 RF パワーに対する電磁推力の関係を Fig. 9 に示す. 100 W から 300 W までの RF パワーでは, 電磁推力は投入した RF パワーに対して直線的に上昇しているが, RF パワーが 400 W の時には, 300 W の時に比べて電磁推力が減少している. また, 本実験では最大で  $110 \mu\text{N}$  の電磁推力しか得られておらず, 他のヘリコンプラズマスラスタと比べても非常に低い値となっている<sup>12-18)</sup>.

ヘリコンプラズマは, 円筒形の放電室容器の中心においてプラズマ密度が最も高くなり, プラズマからの発光は中

心部で最も強くなる. 放電室容器内部でのリング状の発光や, 計測された電磁推力の大きさから, 本スラスタでは容量結合プラズマ (CCP) もしくは誘導結合プラズマ (ICP) が生成されていることが考えられる. CCP や ICP はヘリコンプラズマに比べてプラズマの生成効率が低く, プラズマ密度も低いいため, 結果として他のスラスタよりも電磁推力が低くなっていると考えられる.

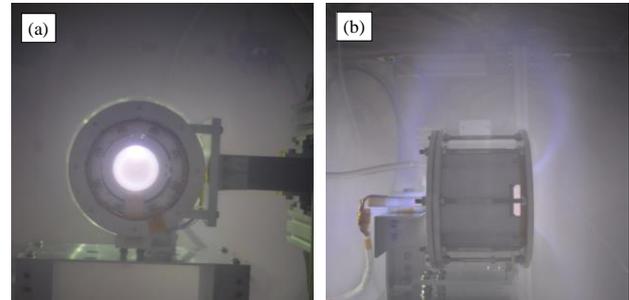


Fig. 8 Thruster in operation at 100 W, 27.12 MHz, 1.0 mg/s  
(a) front view, (b) side view.

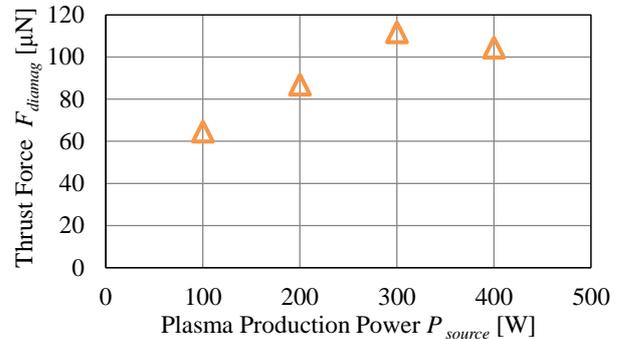


Fig. 9 Electromagnetic thrust force.

本スラスタにおいて推進性能を改善するためには, 給電系での RF パワーのロスを減らし, RF アンテナとプラズマの結合を良くし, 放電室内部で効率良くヘリコンプラズマを生成することが必要である. RF パワーのロスを減らしながらプラズマとのカップリングを良くするための対策として, RF アンテナまでの給電ケーブルを接地した金属で被覆することや, 2 ターンであったループ型アンテナを 3 ターンにすることをを行った. また, 放電室容器の内径と奥行きをそれぞれ 30 mm, 35 mm と, これまでより細長い形状に変更することで, 放電室容器内部のガス圧を増加させ, よりヘリコンプラズマに遷移しやすい状況にした. これらの対策を行ったスラスタの放電の様子を Fig. 10 に示す. 放電室容器外部でのプラズマの生成の抑制が行えているものの, 400 W までの生成用 RF パワーではヘリコンプラズマに遷移させるまでには至らなかった. スラスタの推進性能の向上のためには高密度なヘリコンプラズマの生成が必要不可欠であり, 今後, 放電室容器形状や磁場形状, RF アンテナの設置位置について調整を行う必要がある.

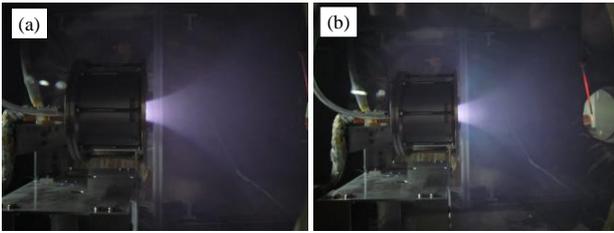


Fig. 10 Modified thruster in operation at 27.12 MHz, 1.0 mg/s, (a) 100 W, (b) 200 W.

## 5. 結論および今後の予定

本研究では、ヘリコンプラズマスラスタの高推力化を目指して、高磁束密度の磁気ノズルを持つ RF プラズマスラスタの開発を行った。円柱状の永久磁石と、円筒状に配置した角型磁石とを組み合わせることにより、最大軸方向磁束密度が 0.2 T を超える磁気ノズルの形成に成功した。スラストスタンドによる推力の計測実験より、電磁推力は最大 110  $\mu\text{N}$  (1.0 mg/s, 27.12 MHz, 300 W) となり、他の磁気ノズル型 RF プラズマスラスタに比べて低い値となっている。性能向上のためには高密度なヘリコンプラズマの生成が必要であるため、RF 給電系や放電室容器形状の調整を行い、放電状態の改善を行った。現在は、RF アンテナの設置位置をスラスト下流に移動し、プラズマ生成により大きな RF 電力 (最大 1 kW) を投入することによって、ヘリコンプラズマへの放電モードの遷移とそれに伴う電磁推力の急激な上昇が確認できている。

今後、磁場形状 (磁場強度, 磁気ノズルの発散度, 磁気カスプの有無), 放電室形状 (内径と奥行き比率), 運転条件 (推進剤流量, プラズマ生成用 RF パワー) が推進性能に与える影響を調査する。

### 謝辞

本研究は科学費補助金 基盤研究(S)21226019 の援助によりなされました。

### 参考文献

- Shinohara, S., Hada, T., Motomura, T., Tanaka, K., Tanikawa, T., et al.: Development of High-density Helicon Plasma Sources and Their Applications, *Phys. Plasmas*, **16** (2009), 057104.
- Squire, J. P., Cassady, L. D., Chang Diaz, F. R., Carter, M. D., Glover, T. G., et al.: Superconducting 200 kW VASIMR Experiment and Integrated Testing, 31st Int. Electric Propul. Conf., IEPC-2009-209, 2009.
- Cassady, L. D., Longmier, B. W., Olsen, C. S., Ballenger, M. G., McCaskill, G. E., et al.: VASIMR® Performance Results, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propul. Conf. & Exhibit, AIAA-2010-6772, 2010.
- Squire, J.P., Olsen, C. S., Franklin, R., Diaz, C., Cassedy, L. D., et al.: VASIMR® VX-200 Operation at 200kW and Plume Measurement: Future Plans and ISS EP Test Platform, IEPC-2011-154, 32nd Int. Electric Propul. Conf., 2011.
- West, M. D., Charles C. and Boswell, R. W.: Testing a Helicon Double Layer Thruster Immersed in a Space-simulation Chamber, *J. Propul. Power*, **24** (2003), pp. 134-141.
- Charles, C., Alexander, P., Costa, C., Sutherland, O., Boswell, R. W., et al.: Helicon Double Layer Thrusters, 29th Int. Electric Propul. Conf., IECP-2005-290, 2005.
- Musso, I., Manente, M., Carlsson, J., Giacomuzzo, C., Pavarin, D., et al.: 2D OOPIC Simulations of the Helicon Double Layer, 30th Int. Electric Propul. Conf., IEPC-2007-146, 2007.
- Batishchev, O. V.: Minihelicon Plasma Thruster, *IEEE Trans. Plasma Sci.*, **10** (2009), 1563.
- Toki, K., Shinohara, S., Tanikawa, T., Funaki, I. and Shamrai, K. P.: Preliminary Investigation of Helicon Plasma Source for Electric Propulsion Applications, 28th Int. Electric Propul. Conf., IEPC 03-0168, 2003.
- Fruchtman, A.: Electric Field in a Double Layer and the Imparted Momentum, *Phys. Rev. Lett.*, **96** (2006), 065002.
- Ahedo, E. and Merino, M.: Two-dimensional Supersonic Plasma Acceleration in a Magnetic Nozzle, *Phys. Plasmas*, **17** (2010), 073501.
- Takahashi, K., Lafleur, T., Charles, C., Alexander, P., Boswell, R. W., et al.: Direct Thrust Measurement of a Permanent Magnet Helicon Double Layer Thruster, *Appl. Phys. Lett.*, **98** (2011), 141503.
- Takahashi, K., Lafleur, T., Charles, C., Alexander, P. and Boswell, R. W.: Electron Diamagnetic Effect on Axial Force in an Expanding Plasma: Experiments and Theory, *Phys. Rev. Lett.*, **107** (2011), 235001.
- Charles, C., Takahashi, K. and Boswell, R. B.: Axial force imparted by a conical radiofrequency magneto-plasma thruster, *Appl. Phys. Lett.*, **100** (2012), 113504.
- Takahashi, K., Charles, C. and Boswell, R. W.: Approaching the Theoretical Limit of Diamagnetic-Induced Momentum in a Rapidly Diverging Magnetic Nozzle, *Phys. Rev. Lett.*, **110** (2013), 195003.
- Nakamura, T., Takahashi, K., Nishida, H., Shinohara, S., Matsuoka, T., et al.: Direct Measurement of Electromagnetic Thrust of Electrodeless Helicon Plasma Thruster Using Magnetic Nozzle, *World Acad. Sci. Eng. Tech.*, **71** (2012), pp. 797-801.
- Takahashi, K., Nakamura, T., Nishida, H., Shinohara, S., Matsuoka, T., et al.: Study on Direct Measurement of Electromagnetic Thrust in Electrodeless Helicon Plasma Thruster, 13th Int. Space Conf. Pacific-basin Societies, AAS 12-520, 2012.
- Matsuoka, T., Funaki, I., Satoh, S., Fujino, T., Iwabuchi, S., et al.: Laboratory Model Development of Lissajous Acceleration for Electrodeless Helicon Plasma Thruster, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propul. Conf. & Exhibit, AIAA-2012-3956, 2012.