

無電極ヘリコンスラスタにおける推力計測実験

○外岡学志（総研大），船木一幸，松岡健之（ISAS/JAXA）
岩淵頌太，中村隆宏，篠原俊二朗，西田浩之（東京農工大）

Key Words: Electrodeless Electric Propulsion, Helicon Plasma Source, Lissajous Acceleration, Thrust Measurement

1. 緒言

大規模軌道間輸送や有人火星探査などの将来の宇宙ミッションにおいて、大電力を用いた高推力で長寿命な電気推進が求められる。しかし、従来の多くの電気推進機において、プラズマ化した推進剤を加速させる電極が、プラズマと直接接触することで損耗やコンタミネーションを起こし、推進システム全体の寿命・性能を大きく制限してしまう問題がある。この問題を解決する方法の一つとして、プラズマの生成および加速の全過程をプラズマと電極の直接接触なしで行う「無電極電気推進機」が提案されている。本研究では、完全無電極な電磁加速型のプラズマスラスタの実現を目指し、HEAT (Helicon Electrodeless Advanced Thruster)プロジェクトを組織し、研究を進めている^[1]。Fig.1 に、我々の提案しているコンセプトの一つである、回転電界を用いたリサージュ加速型ヘリコンプラズマスラスタの概略図を示す。

スラスタの赤破線で示したプラズマ生成部では、永久磁石と高周波アンテナを用いたヘリコンプラズマ源を用いて、高密度プラズマを生成する。ヘリコンプラズマ源とは、磁場と高周波を用いた無電極プラズマ生成方法の一つであり、高電離 (>10%) で高密度 (~10¹⁹m⁻³) のプラズマを、kW レベルの高周波を印加することで比較的容易に得ることが出来る。プラズマが生成されると、発散磁場によってプラズマは加速排気され、石英管端面に熱推力が、永久磁石に電磁推力がそれぞれ与えられる。青破線で示したプラズマ加速部では、2組の平行平板アンテナに位相をずらした高周波電圧をかけ、プラズマ内部に回転電界を印加する。軸方向磁場と回転電界によって電子のみを ExB ドリフトにより旋回運動させ、重ね合わせにより周方向の電流を誘起させる。周方向電流と径方向磁場とのローレンツ力によってプラズマを電磁的に加速（リサージュ加速）させる。

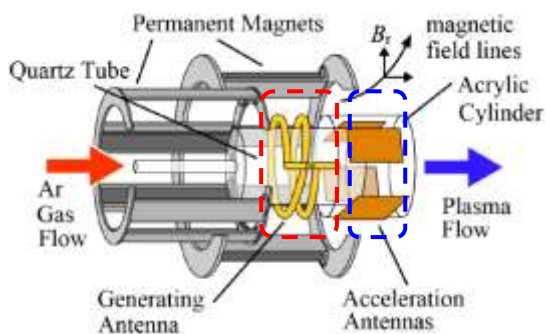


Fig. 1 Concept of electrodeless plasma thruster.

これまでの研究では、スラスタの実験室モデルにおいてプラズマ計測および推力計測が行われてきた^[2,3]。本研究では、スラスタ実験室モデルの推進性能の評価、回転電界印加によるプラズマの電磁加速（リサージュ加速）の実証を目指し、そのための。本研究では 2 種類の異なるスラスタ径において、スラスタスタンドを用いて各実験条件で推力測定を行った。プラズマ源の推力直接計測を行い、推進特性の外部パラメータ依存性を明らかにした。

2. 実験装置

2.1 スラスタ実験室モデル

スラスタの寸法・構成部品の位置関係概略図を Fig.2 に示す。スラスタは石英管、2 種類のアンテナおよび磁気回路から構成される。石英管を囲うように 2 組のネオジウム磁石を 8 枚設置する(Fig.2(a)(b))ことで、プラズマ生成部ではほぼ様な形状な軸方向磁場を、スラスタ出口では発散磁場をそれぞれ形成するよう設計されている(Fig.2(c))。また、2 種類のアンテナはスラスタとは非接触で設置されている。

高周波電源系の概略図を Fig.3 に示す。シグナルジェネレータから発振された 9.5MHz の高周波は、パルスモジュレータで約 200ms の矩形パルスとなり、増幅器・整合器を経てインピーダンスマッチングを取ったのち、生成用アンテナ（ダブルループアンテナ）に印加される。一方、パルスモジュレータからの信号に同期して、シンセサイザーより位相を調整した 13.56MHz の高周波が印加され、増幅器・整合器を経て加速用アンテナ（平行平板アンテナ）に印加される。本実験は、プラズマソースのみでの推力計測実験であるため、加速用アンテナには電力を投入しない。

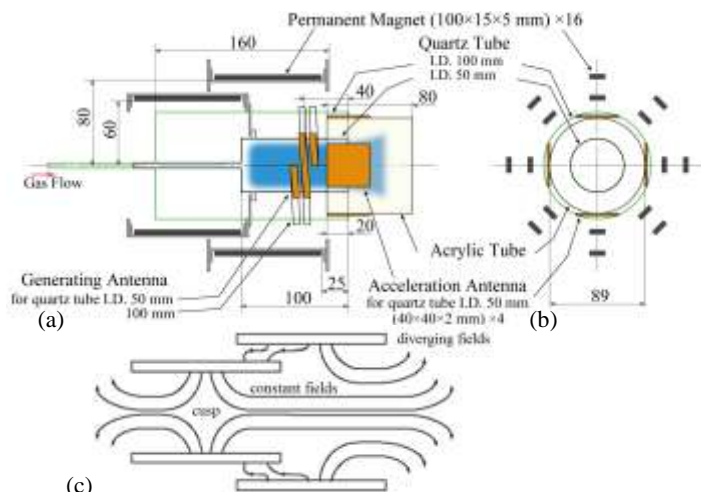


Fig.2 Thruster configuration (a) Side view and (b) Front view. (c) Schematic of magnetic field^[4].

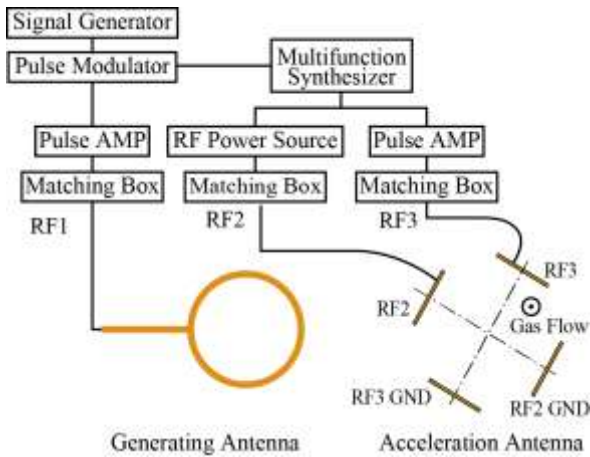


Fig. 3 RF system setup.

2.1 スラストスタンド

推力計測は、Fig.3 に示すねじり振り子を利用した微小推力計測装置（以下スラストスタンド）を用いて行った。スラストスタンドはベース、アーム、トーションスプリング、カウンタウエイトおよび変位センサから構成される。アーム両端にそれぞれスラストの一部、カウンタウエイトが載っており、カウンタウエイトの変位をレーザー変位センサで計測する。スラスト構成部品である生成アンテナと加速アンテナはスラストスタンドに非接触で、石英管と磁気回路のみがアームに搭載されている。よって、本スラストスタンドで測定できる推力は、熱推力と電磁推力の和となる。なお、スラストスタンドの校正には、小鉄球の非弾性衝突によって行った。既知のインパルスを与えることで、スタンドの最大変位とインパルスの関係を取得し、計算からスラストスタンドの変位と推力の変換係数を得る。

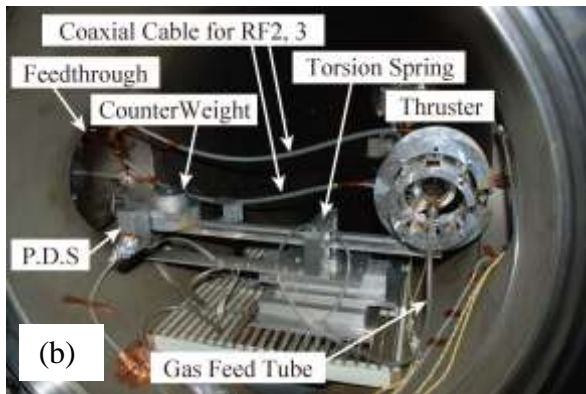
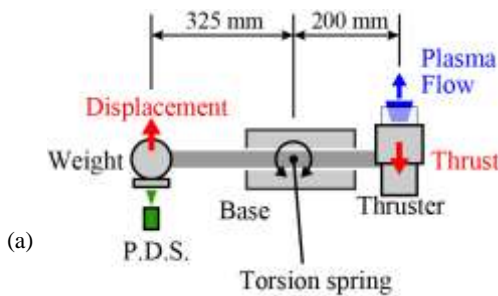


Fig.4 (a)Schematic of thrust stand (b)Experimental setup of thrust measurement.

実験条件を Table1 に示す。2種類の異なるスラスト径（50 mm, 100 mm）において、スラストスタンドを用いて各実験条件で推力測定を行った。プラズマ生成アンテナへの投入パワーおよびガス流量を変化させ実験を行った。熱的な問題および高周波放電時にセンサ信号が拾うノイズの問題からパルス運転(~200 ms)を行う。

Table 1. Experimental condition.

Quartz Tube Dimensions	I.D. 50 mm length 50 mm	I.D. 100 mm, Length, 100 mm
RF Frequency	9.5 MHz	9.5 MHz
Input Power: P_{in}	0.1-2.1 kW	0.8-1.9 kW
Duration of RF Pulse	~200 ms	~200 ms
Chamber Pressure Before	$< 6 \times 10^{-3}$ Pa	$< 2 \times 10^{-2}$ Pa
Discharge at Ar Flow of 0.89 mg/s		
Gas mass flow	10~70 sccm	20~70 sccm

3.実験結果

Table2 に実験結果を示す。スラストサイズ 50mm および 100mm について、推力・比推力・効率の最大値をまとめたもので、それぞれで推進性能の向上が見られる。100 mm では 50mm の場合に対し、推力は 2.4 倍、比推力は 2.2 倍となっている。また、スラストサイズ 100mm において、投入電力 0.8kW で効率が最大値 4.5 % を計測した。

Table 2. Experimental results.

	I.D. 50 mm w/o acceleration	I.D. 100mm w/o acceleration
Input power	< 2.0 kW	< 1.7 kW
Max thrust	4.7 ± 0.12 mN	11 ± 0.66 mN
Max specific impulse	$3.7 \times 102 \pm 4.9$ s	$8.4 \times 102 \pm 33$ s
Max Efficiency	$0.3 \pm 0.03\%$	$4.2 \pm 0.2\%$

推進性能が向上した理由として次の点が考えられる。

- 1) 磁気回路中の石英管内部空間が拡大したためにプラズマ中の磁場勾配および体積当たりの壁表面積が増加し、壁損失が低減した。
- 2) プラズマと磁気回路の接近したことで、プラズマ中の径方向磁場が増加し、電磁推力が増加した。

4.結論

本研究では、リサーチ加速型ヘリコンプラズマスラストの推進性能の評価およびリサーチ加速の実証を目標とし、スラスト実験室モデルの推力特性を明らかにするための初期実験として、スラストスタンドを用いてプラズマ源のみでの推力計測を行った結果、以下の知見を得た。

1. 2種の異なるスラスト径で推力計測を行い、スラスト実験室モデルの推進性能を得ると共に、スラストサイズによる推力性能の向上を確認した。
2. スラストサイズ 100mm の場合について、最大推力 11 mN, 最大比推力 470 s が得られ、それぞれスラストサイズ 50mm の場合に対し 2.4 倍 2.2 倍となった。また、最大効率 4.5% が得られた。

今後、プラズマ加速アンテナに電力印加時の推力計測を行い、リサーチ加速の実証を目指す。

謝辞

本研究は、科学研究費補助金[(S)21226019]の援助によりなされました。また宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所スペースプラズマ共同利用設備にて実験が行われました。

参考文献

- ¹K. Toki, S. Shinohara, T. Tanikawa, I. Funaki and K. P. Shamrai, IEPC 03-0168, Proceedings of the 28th International Electric Propulsion Conference, Toulouse, France, 17-21 March, 2003.
- ²T. Matsuoka, I. Funaki, K.P. Shamurai, S. Satoh, T. Fujino, S. Iwabuchi, T. Nakamura, H. Nishida, S. Shinohara, T. Hada, and T. Tanikawa, Laboratory Model Development of Electrodeless Helicon Plasma Thruster Using Permanent Magnet, IEEE Transaction on Plasma Science, submitted.
- ³T. Nakamura, H. Nishida, S. Shinohara, I. Funaki, T. Tanikawa, S. Iwabuchi, T. Hada, Experimental Investigation of Thrust Characteristics in Lissajous Acceleration Type Electrodeless Helicon Plasma Thruster, 29th ISTS, 2013-o-1-08, Nagoya, June 2-9, 2013.
- ⁴K. Takahashi *et al.*, *Plasma Sources Sci. Technol.* **19**,025004 ,2010.