

リサーチ加速を用いた小型無電極ヘリコンプラズマスラストにおける推力計測実験

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

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

1. 緒言

太陽光発電衛星建設における大規模軌道間輸送や有人火星探査といった長距離、長期間の将来型宇宙ミッションでは、大電力を用いた高推力で長寿命な電気推進が有望な推進システムの一つであると考えられている。しかし、従来の多くの電気推進には、プラズマ化した推進剤を加速させる過程で、プラズマと直接接触する電極が存在する。高推力な電気推進機を実現するために従来の電気推進に大電力を投入すると、電極損耗やコンタミネーションが生じ推進システムの寿命や性能を大きく制限してしまう。この問題を解決する方法の一つとして、高周波(RF波)によってプラズマの生成および加速を行う無電極電気推進が提案されている¹⁻³⁾。無電極電気推進は、プラズマの生成・加速過程でプラズマと直接接触する電極が存在しないため、高推力と長寿命を両立する電気推進として期待されており、世界中で研究が行われている。完全無電極でプラズマの生成と加速を行うスラストの代表的な研究例には VASIMR(Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket)²⁾や HDLT(Helicon Double Layer Thruster)³⁾などが挙げられる。これら2つのスラストは共にヘリコンプラズマ源を使用している。ヘリコンプラズマ源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、比較的簡単に高密度なプラズマを生成することができる。VASIMRでは、このヘリコンプラズマを ICRH(Ion Cyclotron Resonance Heating)を用いて加熱し、磁気ノズルを用いてプラズマを膨張加速させる(電熱加速)。HDLTではプラズマ生成部とスラスト出口との急峻な電位勾配を利用してプラズマを静電的に加速させる(静電加速)。

一方、高周波によってプラズマ内部に電流を誘起し、背景磁場とのローレンツ力を用いてプラズマの加速を行う電磁加速方法は、これらのプラズマ加速方法(電熱加速、静電加速)に比べて高い推力密度を得ることができる。また、大型化、大電力化を行うことで高い効率を達成することが期待できる⁴⁾。しかし、無電極でプラズマを電磁加速させる方法は世界的に研究例が少なく、未だ確立されていない。本研究では完全無電極な電磁加速型プラズマスラストの実現を目指し、HEAT(Helicon Electrodeless Advanced Thruster)プロジェクトを組織し、高周波を用いたプラズマの電磁加速方法を提案し、実証に向けて研究を行っている⁵⁾。提案しているコンセプトの一つに、Fig. 1に示す回転電界を用いたリサーチ加速型ヘリコンプラズマスラストがある。スラストのプラズマ生成部には電磁コイルと高

周波アンテナを用いた小型ヘリコンプラズマ源を使用し高密度プラズマを生成する。この時、発散磁場によってプラズマは加速噴射され、磁気ノズル中の反磁性電流による力(電磁推力)と、プラズマを囲う容器の壁面にかかる力(圧力推力)がそれぞれ電磁コイルと放電室容器にかかる。更に推力を増加させるために、発散磁場中のスラストの周囲に設置した平板型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[Fig. 2 (a)]。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、この重ね合わせにより周方向の電子電流を誘起させる[Fig. 2 (b)]。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の電磁加速を(リサーチ加速)を行い、磁気ノズルによる電磁推力にリサーチ加速による電磁推力を追加することで高推力を達成する。

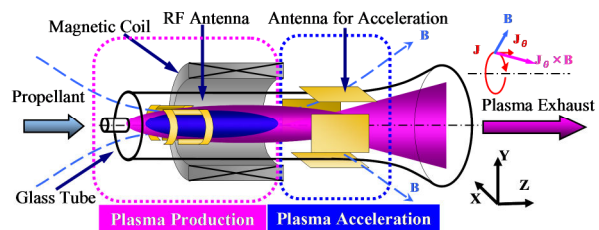


Fig. 1 Schematic of Lissajous acceleration thruster.

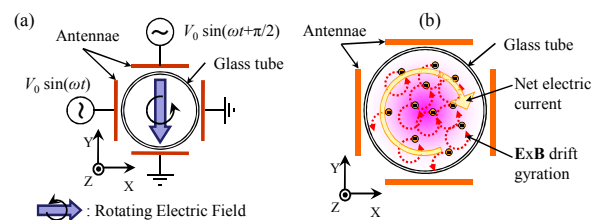


Fig. 2 (a) Rotating electric field (REF), (b) Azimuthal current induced by the electron ExB drift motion.

これまでの研究では、スラストの実験室モデルを作製し、内径 25 mm のガラス管(放電室)において高密度な($\sim 10^{19} \text{ m}^{-3}$)のヘリコンプラズマの生成に成功している⁶⁾。また、内径 46 mm のガラス管を用いたリサーチ加速実験では、発散磁場と回転電界によるプラズマ流の加速を、静電プローブを用いて観測している⁷⁾。しかし、スラストが発生する推力はこれまで直接計測されておらず、実験室モデルの推進性能やリサーチ加速による電磁推力を評価するために

はプラズマ源、リサーチ加速装置を含めた推力の直接計測システムの開発が必要であった。

本研究ではリサーチ加速を用いた小型無電極ヘリコンプラズマスラスタの推進性能と電磁推力を評価するために、以下のことを行う。

1. リサーチ加速型スラスタの実験室モデルと推力計測システムの開発
2. プラズマ源単体で得られる推力、比推力、プラズマパラメータの取得と、様々な運転条件での推進特性の理解。
3. リサーチ加速の予備実験。

2. 実験装置

推力の計測システムは、東京農工大学の西田研究室(TUATモデル, Fig. 3)と宇宙科学研究所の船木研究室(ISASモデル, Fig. 4)それぞれで開発を行った。どちらのシステムも推力を計測するスラスタスタンドにはねじり振り子型を採用しており、TUATモデルでは準定常運転, ISASではパルス運転によって推力を計測する。Table 1にそれぞれのシステムの特徴を示す。

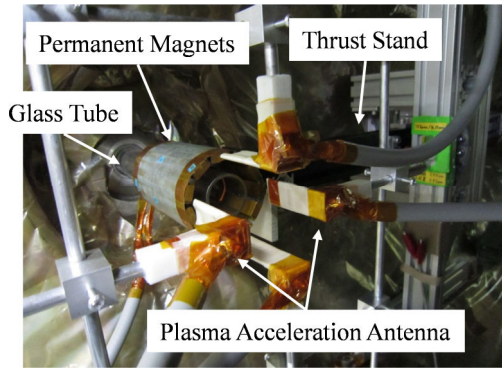


Fig. 3 TUAT model thruster.

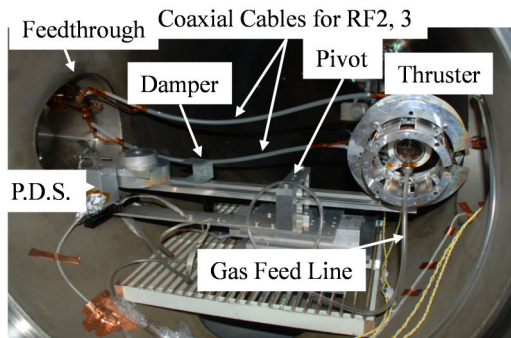


Fig. 4 ISAS model thruster.

Table 1 Thrust measurement systems (TUAT & ISAS model).

Stand Model	TUAT Model	ISAS Model
Stand Type	Torsion-pendulum	Torsion-pendulum
Measuring Method	Quasi-steady	Impulse
Measured Thrust	Electromagnetic Thrust	Total Thrust
Plasma Production Power	~ 500 W _(MAX)	~ 2 kW _(MAX)
Plasma Acceleration Power	~ 1 kW _(MAX)	~ 2 kW _(MAX)
Thruster Diameter	26 mm	50 mm
Axial Magnetic Field (B_z MAX)	65 mT	11 mT

ISASモデルでは高周波アンテナを除くすべての部品をスタンドに搭載し、スラスタが発生するすべての推力(Fig. 5の $F_{thermal} + F_{diamag} + F_{REF}$)を計測するのに対し、TUATモデルでは、スラスタを構成する部品のうち背景磁場を形成する永久磁石のみをスタンドに搭載し、磁場を介して永久磁石に働く電磁力(Fig. 5の $F_{diamag} + F_{REF}$)のみを計測する。また、所有する装置(真空チャンバや高周波電源系)の関係により、ISASモデルの方がTUATモデルに比べてスラスタ径や投入できる高周波パワーを大きくすることができる。

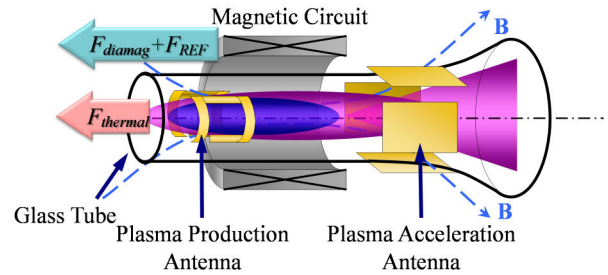


Fig. 5 Electromagnetic thrust and thermal thrust.

3. TUATモデルによる電磁推力計測実験

3.1 TUATモデルの実験装置および実験条件

TUATモデルの実験装置全体図をFig. 6に示す。ねじり振り子型推力スタンドに搭載されたスラスタの実験室モデルは真空チャンバ内(内径 700 mm, 奥行き 1200 mm)に設置される。真空チャンバの圧力は油回転ポンプ(DRP 360III × 3台)と油拡散ポンプ(ESV-10 × 1台)によってスラスタ駆動時に $10^{-2} \sim 10^{-1}$ Pa オーダーに維持される。推進剤にはArガスをを用い、マスフローコントローラ(FUJIKIN製, FCST1005)によって流量を制御する。

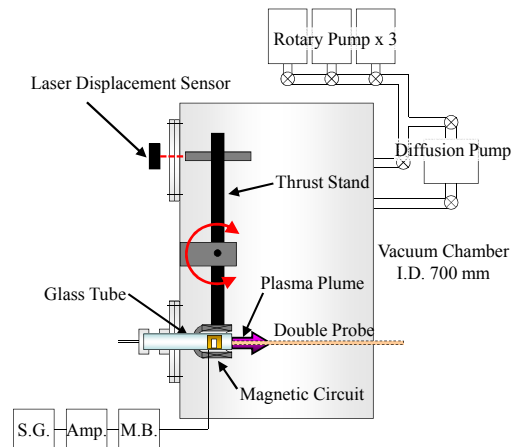


Fig. 6 Experimental facilities (TUAT model).

Figure 7にスラスタの実験室モデルの概略図を示す。スラスタは内径 26 mm, 長さ 300 mm の石英ガラスと磁気回路、プラズマ生成用アンテナ、プラズマ加速用アンテナで構成される。磁気回路は、22個のサマリウムコバルト磁石がN極を内向きにして直径 50 mm の円筒状に配置されており、軸方向に最大 64 mT, 中心軸から 15 mm 径方向に離れた位置で径方向に最大 20 mT の発散型磁場を形成する。

(Fig. 8). プラズマ生成用の高周波は、シグナルジェネレータ(Hewlett-Packard 製, 8648B)で発振された 27.12 MHz の信号を高周波増幅器(Thamway 製, T145-5768A)により増幅し、整合器(Thamway 製, T020-5558A)でインピーダンスマッチングを取った後にダブルサドル型アンテナに送られる。

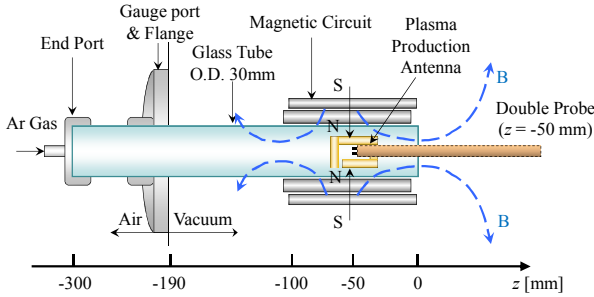


Fig. 7 Thruster configuration (TUAT model).

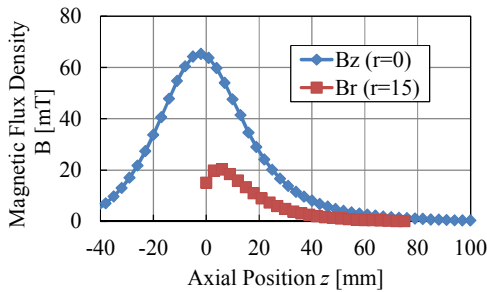


Fig. 8 Axial profile of magnetic field.

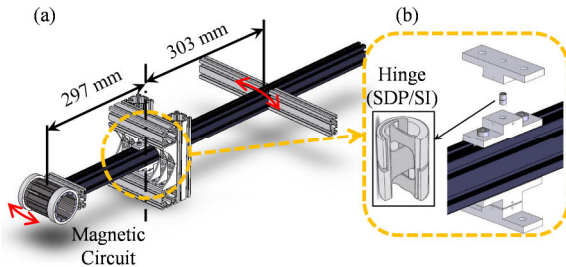


Fig. 9 (a) Torsion-pendulum type thrust stand (TUAT model), (b) Flexi-hinge.

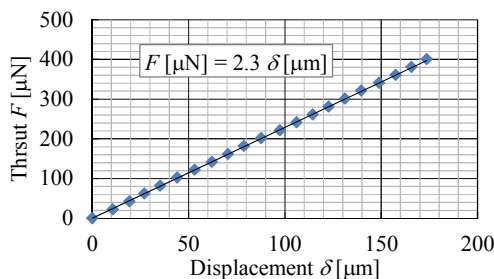


Fig. 10 Thrust stand sensitivity.

TUAT モデルのスラストスタンドにはスラストの磁気回路のみを搭載する[Fig. 9 (a)]. プラズマが磁気ノズルやリサーチ加速によってローレンツ力を受ける際に、磁気回路には反力として電磁力が働く。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し、レーザー

変位計(KEYENCE 製, LK-G35A)で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, Fig. 9 (b)]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較正には、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。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($2.3 \mu\text{N}/\mu\text{m}$)が得られる (Fig. 10)。

プラズマパラメータ(電子温度, 電子密度)は静電ダブルプローブ(絶縁管外径 6 mm, 捕集面積 $6.5 \text{ mm}^2 \times 2$ 個)を用いて計測する。スラスト出口に対面するフランジよりスラスト内部にプローブを挿入し、プラズマ生成アンテナ中心($z = -50 \text{ mm}$)におけるプラズマパラメータを取得する。

TUAT モデルでの今回の実験では、予備実験としてリサーチ加速を行わない状態(プラズマ生成のみ)で磁気回路にかかるローレンツ力(電磁推力)を、推進剤流量, プラズマ生成パワーを変化させて計測する。TUAT モデルでの実験条件を Table 2 に示す。

Table 2 Experimental Conditions (TUAT model).

Vacuum Pressure	$3.6 \times 10^{-2} \sim 1.6 \times 10^{-1} \text{ Pa}$
Ar Gas Mass Flow Rate	0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0 mg/s
Plasma Production Frequency	27.12 MHz
Plasma Production Power	100, 200, 300, 400 W

3.2 TUAT モデルでの実験結果 (リサーチ加速: 無)

Figure 11 に典型的なレーザー変位計で計測されたねじり振り子の変位の時間履歴を示す。プラズマ生成を行っている $t = 30 \text{ s}$ からの 30 s は、磁気回路にかかる電磁推力がスタンドの変位として計測されており、プラズマ生成用高周波パワーを $t = 60 \text{ s}$ でオフにすることによってスタンドの変位は元の位置($\delta = 0 \mu\text{m}$)に戻っている。

Figure 12 に電磁推力の計測結果, Figs. 13, 14 にそれぞれプローブで計測されたプラズマ生成アンテナ中心での電子密度, 電子温度を示す。ここで、横軸には高周波増幅器における投入パワーと反射パワーの差をプラズマ生成パワーとして用いる。電磁推力は、プラズマ生成パワー, 推進剤流量それぞれの増加と共に上昇する。また、プラズマ生成パワーが 200 W と 300 W の間で電磁推力が急激に上昇している。電子温度(Fig. 13)には大きな変化が見られないが、電子密度(Fig. 14)は推力と同様な傾向を示している。計測された電子密度のオーダー(10^{16} m^{-3} から 10^{18} m^{-3} への密度ジャンプ)から、プラズマ生成パワーを増加することでプラズマ生成機構が誘導結合型プラズマからヘリコン波励起プラズマに遷移していると考えられる。これにより密度が 1 桁以上, 上昇し、それに伴って電磁推力も上昇していると考えられる。TUAT モデルでの今回の実験条件では, Ar ガス流量 1.0 mg/s, プラズマ生成パワー 400 W の時に最大の電磁推力 290 μN が得られた。

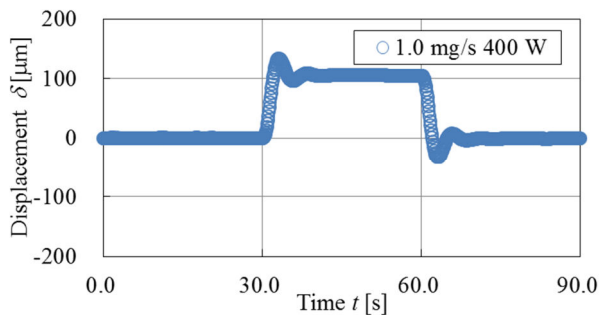


Fig. 11 Time history of pendulum displacement (plasma production power of 400 W with a RF frequency of 27.12 MHz is turned on from $t = 30$ to 60 s, and Ar gas mass flow rate is 1.0 mg/s).

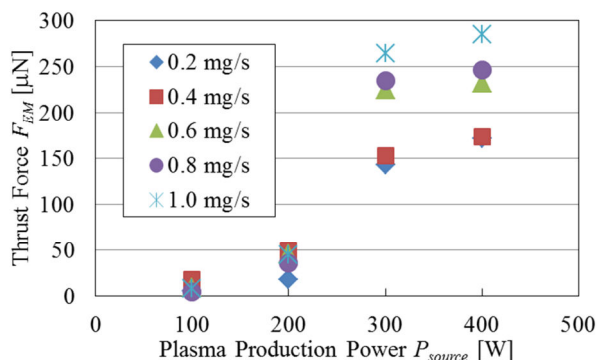


Fig. 12 Directly measured electromagnetic thrust as a function of plasma production power, changing Ar gas mass flow rate.

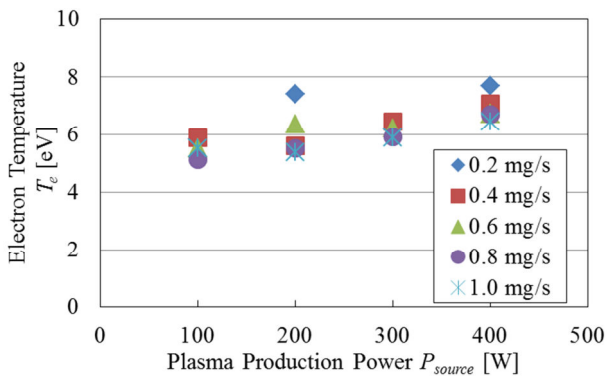


Fig. 13 Electron temperature measured by double probe.

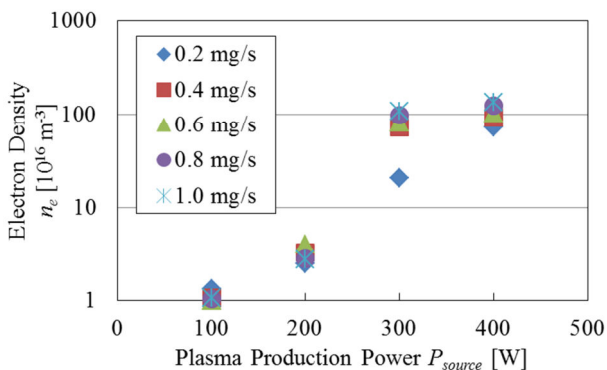


Fig. 14 Electron density measured by double probe.

4. ISAS モデルによる推力計測実験

4.1 ISAS モデルの実験装置および実験条件

ISAS モデルのスラスタ概略図を Fig. 15 に示す。ISAS モデルのスラスタではスラスタを構成する部品のうち、高周波アンテナ以外のすべてをスラスタスタンドに搭載し、全推力を計測する。また、TUAT モデルよりも大きな高周波電力を用いて実験を行うため、熱的な問題からパルス運転を行う。

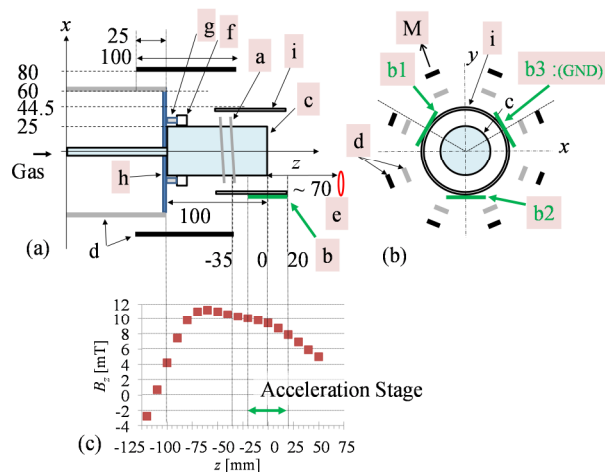


Fig. 15 Thruster configuration (ISAS model). (a) Side view and (b) front view. Each component shows the followings, a: double loop antenna, b1 ~ b3: RF electrodes for acceleration, c: I.D. 50 mm quartz tube, d: permanent magnets, e: filament, f: quartz tube holder, g: Al spacer, h: Al plate, i: acrylic tube, M: magnetic moment. (c) axial profile of axial component of magnetic field.

ISAS モデルのスラスタでは、軸方向にずらして設置された2組の板状のネオジウム磁石(N35)を周方向に8箇所設置し、計16枚の永久磁石で磁気回路を構成する。プラズマ生成部を含むガラス管内ではほぼ一様な磁場形状となっており、スラスタ出口から下流の領域($z > 0$)では発散磁場を形成し、この領域でリサーチ加速を行う。プラズマ生成には銅パイプ製のダブルループアンテナを使用する。プラズマ加速用アンテナとして3枚の平板型アンテナを周方向に120°づつずらして設置し、その内の2枚に位相をずらした高周波電圧を印加することでスラスタ断面内に回転電界を印加する。プラズマ生成用、加速用それぞれのアンテナはガラス管や磁気回路とは別の構造物で保持し、機械的に非接触な状態にする。スラスタ出口下流70 mmの位置にあるフィラメントは、低推進剤流量でのパルス運転時に、プラズマの点火を安定して行うために設置する。ISAS モデルの実験では、ISAS 所有の”Large Helicon Plasma Device” (LHPD)⁸⁾を使用する。スラスタスタンドに搭載されたスラスタは、円筒形の真空チャンバ(内径738 mm、奥行き4,860 mm)内に設置される。チャンバ内の圧力はターボ分子ポンプ(1,800 l/s)によって真空1 mPaまで真空引きされ、推進剤(Ar)流量0.9 mg/sのスラスタ駆動時ではおよそ0.05 Paに維持される。

高周波電源系の概略図を Fig. 16 に示す。シグナルジェネレータから発振された9.5 MHzの高周波はパルス変調器に

よって約 200 ms の矩形パルスとなり、高周波増幅器、整合器を通して生成用ダブルループアンテナへと送られる(最大 2 kW)。パルス変調器からの信号に同期して、ファンクションジェネレータにより 13.56 MHz の位相をずらした 2 つの高周波が発振され、それぞれ別々の高周波増幅器、整合器を通して加速用平板型アンテナに送られる(最大 1 kW + 1 kW)。

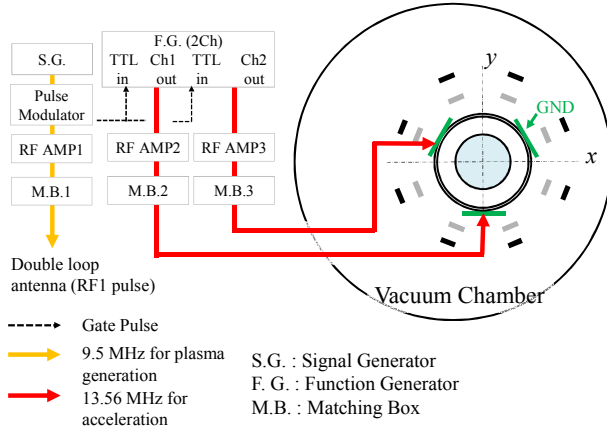


Fig. 16 RF system (ISAS model).

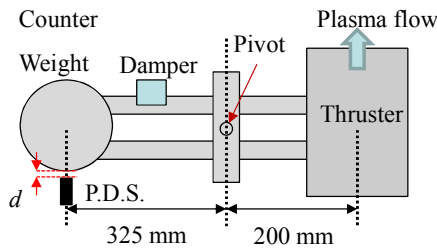


Fig. 17 Schematic of thrust stand (ISAS model).

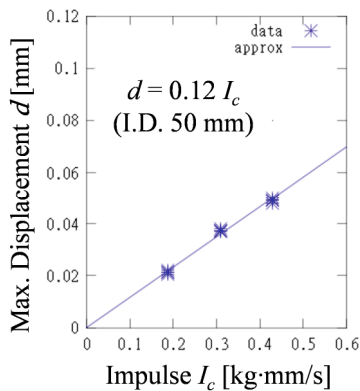


Fig. 18 Applied impulse as a function of measured maximum displacement.

ISAS モデルのねじり振り子型スラストスタンドの支点には TUAT モデルと同様に板バネ式のヒンジ(SDP/SI 製, S99FXS-031220)が用いられている(Fig. 17)。重力による影響を排除しスラストスタンドの感度を良くするためにスラストの反対側にカウンターウェイトを設置し、スラストスタンド全体のバランスを取る。振り子のアーム部に永久磁石を接近させて設置することで磁気ダンパを形成し、振幅の減衰を調整する。スラストをパルス運転することによって

発生するインパルスビットにより、スラストスタンドは減衰振動を行う。この時の振り子の振幅を変位センサ(オムロン製, Z4D-F04A)によって計測し、最大振幅から推力を算出する。スラストスタンドの較正には、極細のワイヤに吊るされた鉄球を用いる。真空グリスを塗ったスラストスタンドに鉄球を非弾性衝突させることでスタンドに既知のインパルスを与える。鉄球を落下させる高さを変えてスタンドに与えるインパルスを変化させることで、スタンドの最大変位とインパルスの関係(Fig. 18)が得られる。

ISAS モデルでの実験では、スラスト出口径 50 mm のスラストについて、リサーチ加速がない状態(プラズマ生成のみ)で、推進剤流量、プラズマ生成パワーを変化させ、全推力の計測を行う。また、加速用高周波パワーを追加し、リサーチ加速の予備実験も行う。ISAS モデルでの実験条件を Table 3 に示す。

Table 3 Experimental Conditions (ISAS model).

Quartz Tube Dimensions	I.D. 50 mm Length 100 mm
RF Frequency for Plasma Production, Input Power	9.5 MHz 0.1 ~ 2 kW
Duration of RF Pulse	183 ~ 208 ms
Propellant Gas	Ar
Ar Gas Mass Flow Rate	10 ~ 70 sccm
Chamber Pressure Before Discharge at Ar Flow of 0.89 mg/s	< 7 x 10 ⁻² Pa
Bz (Max. Value)	11 mT (110 G)
DC Power for Filament	12 W
Plasma Acceleration Power	0.13 kW

4.2 ISAS モデルでの実験結果 (リサーチ加速：無)

Figures 19 に ISAS モデルのスラストスタンドで計測されたリサーチ加速を行わない状態での出口径 50 mm のスラストにおける推力を示す。

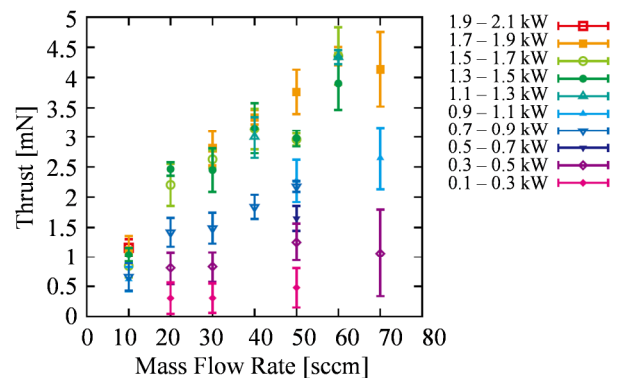


Fig. 19 Thrust as a function of plasma production power, changing Ar gas mass flow rate (w/o Lissajous acceleration, I.D. 50 mm).

Figure 19 より、推力は推進剤流量とプラズマ生成パワーの増加と共に上昇する。ヘリコン波励起プラズマへの放電機構の遷移による推力の急激な上昇は見られないものの、ISAS モデルのスラストにおける推進剤流量、プラズマ生成

パワーに対する推力の変化は、TUAT モデルのスラスタと同様の傾向を示している。ISAS モデルのスラスタでは推進剤流量 60 sccm, プラズマ生成パワー1.5~1.9 kW の運転条件で最大推力 4.4 mN が得られた。

4.3 ISAS モデルでの実験結果 (リサーチ加速 : 有)

ISAS モデルのスラスタにおいてリサーチ加速の予備実験を行った結果を、リサーチ加速を行わない結果と合わせて Table 4 に示す。

Table 4 Preliminary measurement of Lissajous acceleration.

Comments	with Acceleration	w/o Acceleration
Ar Gas Mass Flow Rate	0.89 mg/s	0.89 mg/s
RF Input Power for Plasma Production	1.4 kW	1.2 kW
RF Input Power for Acceleration	0.13 kW	0 kW
Thrust	2.1 ± 0.5 mN	1.9 ± 0.5 mN
Specific Impulse	210 ± 50 s	190 ± 50 s
Thrust Efficiency	0.14 ± 0.08 %	0.15 ± 0.09 %

リサーチ加速を行わない結果に比べて、リサーチ加速を行うことにより推力が僅かに増加している(リサーチ加速無 : 1.9 ± 0.5 mN, リサーチ加速有 : 2.1 ± 0.5 mN)。同様に、リサーチ加速により比推力も増加している(リサーチ加速無 : 190 ± 50 s, リサーチ加速有 : 210 ± 50 s)。しかし、推進効率はどちらも 0.15 %程度となっており、本実験条件では加速用高周波による有効な電磁加速が得られていないと考えられる。本実験においてリサーチ加速による推力、比推力、効率の変化が僅かであった要因には、リサーチ加速に使用したプラズマ加速パワー(130 W)が投入できる最大電力(2 kW)のうちのごく僅かであり、プラズマ生成に使用している 1.4 kW に比べて非常に低いことや、加速条件(高周波電圧、周波数、位相差、アンテナ形状など)が最適化されていないことが考えられる。今後、スラスタサイズや投入する加速パワーを変化させ、推力、比推力の差が大きくなるような加速条件を探索し、推進効率を向上させていくことが必要である。

5. 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タの推進性能および電磁推力を評価するため、ISAS と TUAT で推力計測システムを開発し推力の計測実験を行った結果、以下の知見を得た。

1. ねじり振り子型のスラストスタンドを用いて、これまで直接計測されていなかったリサーチ加速型ヘリコンプラズマスラスタにかかる推力($\mu\text{N} \sim \text{mN}$ オーダー)の電磁推力、全推力)を計測することに成功した。
2. 様々なスラスタサイズおよび運転条件での電磁推力および全推力の計測を行い、リサーチ加速なしでの実験室モデルのスラスタの推進特性を得た。(出口径 : 26 ~ 50 mm, プラズマ生成 RF パワー : 0.1 ~ 2 kW)
3. ヘリコン波励起プラズマを生成することによって、プラズマの密度が増加し、それに伴い電磁推力も増加した。

(TUAT モデル)

4. 推力は推進剤流量とプラズマ生成パワーと共に増加した。出口径 50 mm のスラスタにおいて、最大推力 4.4 mN (推進剤流量 : 60 sccm, プラズマ生成パワー : 1.5 ~ 1.9 kW) が得られた。(ISAS モデル)
5. 出口径 50 mm のスラスタにおいてリサーチ加速の予備実験を行い、加速パワーによる推力、比推力の増加を確認した。(ISAS モデル)

今回の実験で得られたリサーチ加速によって増加する推力はごく僅かであり、推進効率も低い値となっている。今後、推進性能を向上させるためには、スラスタ形状、運転パラメータの最適化とリサーチ加速による電磁加速の実証が必要である。具体的には、理論推力モデル⁹⁾におけるスケール効果を参考にしたスラスタサイズ(出口径)の大型化や、理論推力モデルや数値シミュレーション結果¹⁰⁾をもとにして加速パラメータの最適化を行うことで、リサーチ加速による電磁加速の実証を行う。特にリサーチ加速では、ローレンツ力のもとになる周方向電流を誘起させるために、回転電界がプラズマ中に十分に浸透する加速パラメータを選択することが重要である。最終的にスラスタ全体の運転パラメータを最適化することで、推進性能を向上させる。

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

- 1) 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.
- 2) Squire, J. P., Olsen, C. S., Chang Diaz, F. R., Cassady, L. D., Longmier, B. W., Ballenger, M. G., Carter, M. D., Glover, T. W. and McCaskill, G. E. and Bering III, E. A.: VASIMR VX-200 Operation at 200 kW and Plume Measurement: Future Plans and an ISS EP Test Platform, 32nd Int. Electric Propul. Conf., IEPC-2011-154, 2011.
- 3) Charles, C. and Boswell, R. W.: Current-free double-layer formation in a high-density helicon discharge, *Appl. Phys. Lett.*, **82** (2003), 1356.
- 4) Toki, K., Shinohara, S., Tanikawa, T., Hada, T., Funaki, I., Tanaka, Y., Yokoi, K. and Shamrai, K. P.: A Compact Helicon Source Plasma Acceleration by RF Antennae, JAXA Research and Development Report, (2010), JAXA-RR-09-003.
- 5) Shinohara, S., Nishida, H., Yokoi, K., Nakamura, T., Tanikawa, T., Hada, T., Otsuka, F., Motomura, T., Ohno, E., Funaki, I., Matsuoka, T., Shamrai, K. P. and Rudenko, T. S.: Research and Development of Electrodeless Plasma Thruster Using High-Density Helicon Sources: The Heat Project, 32nd Int. Electric Propul. Conf., IEPC-2011-056, 2011.

- 6) Toki, K., Shinohara, S., Tanikawa, T., Funaki, I. and Shamrai, K. P.: Feasibility Study of Electrodeless Magnetoplasmadynamic Acceleration, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propul. Conf. & Exhibit, AIAA2004-3935, 2004.
- 7) Nishida, H., Nakamura, T., Shinohara, S., Matsuoka, T., Funaki, I., Tanikawa, T., Hada, T. and Shamrai, K. P.: Study on Proof-of-Principle of Lissajous Acceleration for Electrodeless Helicon Plasma Thruster, *Frontier of Appl. Plasma Tech.*, **5** (2012), pp. 67 – 72.
- 8) Shinohara, S. and Tanikawa, T.: Development of very large helicon plasma source, *Rev. Sci. Instrum.*, **75** (2004), pp. 1941 – 1946.
- 9) Matsuoka, T., Funaki, I., Nakamura, T., Yokoi, K., Nishida, H., Rudenko, T. S., Shamrai, K. P., Tanikawa, T., Hada, T. and Shinohara, S.: Scaling Laws of Lissajous Acceleration for Electrodeless Helicon Plasma Thruster, *Plasma and Fusion Research*, **6** (2011), 2406103.
- 10) 野村亮介, 大西直文, 中村隆宏, 西田浩之, 回転電場を用いたプラズマ推進機の粒子シミュレーション, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2012-058, 2013.