

シリンドリカル型ホールスラスタに関する研究開発

Research and development on Cylindrical-type Hole Thruster

○川上 天誠・藤原 恭兵・多川 真登・城戸 翔磨・丸石 達也（大阪工業大学）

○Tensei Kawakami・Kyohei Fujiwara・Makoto Tagawa・Shoma Kido・Tatsuya Maruishi（大阪工業大学）

Abstract（概要）

In recent years, there has been an expectation for low-cost and low-risk satellites. For this reason, R&D of nano/micro-satellites has begun in various institutes such as university laboratories. Osaka Institute of Technology (OIT) plans to develop the 3rd PROITERES satellite for the purpose of moon exploration. In the 3rd PROITERES satellite, low-power Cylindrical Hall Thrusters (CHT) will be mounted. In this study, the TCHT-5 was developed as a new CHT. Then, the performance of the TCHT-5 was measured. As a result, the TCHT-5 achieved a specific impulse of 360-1850 s with an input power of 20-160 W. In addition, the performance of thruster after demagnetization was also measured. The performance of the demagnetized thruster was about half that before demagnetization. Since CHT has no center coil, a magnetic field different from the general thruster is formed in the acceleration region. Therefore, its physical properties are not sufficiently elucidated. And ion current distribution and plasma parameters were measured using an ion collector and a Langmuir probe.

1. はじめに

大型衛星は数千 kg 以上であり、多くの開発費用、打ち上げ費用がかかる。この費用は、アメリカの NRAR・シューメーカー小惑星探査機を例に上げると探査機だけで約 150 億円かかり、人工衛星の故障や、打ち上げ失敗によるやり直しのリスクは度外視できるほど小さくはない事がわかる。しかし近年では人工衛星やロケットに搭載するセンサや CPU などの値段と体積が下がったことにより以前より低価格かつ小型の人工衛星を作成できるようになってきた。このことは近年の小型衛星の打ち上げ回数増加に寄与している。一般的に小型人工衛星は、大型衛星の 1/20 - 1/50 程度の価格で開発することができる。またほとんどの小型衛星は大型衛星との相乗りで打ち上げられる。このことにより大幅に打ち上げコストを削減することができる。しかし大型衛星との相乗りで打ち上げられた小型衛星は軌道高度の選択が自由にできず、そのミッションの幅は限られてしまう。以上の理由から 2007 年から大阪工業大学においては宇宙空間用の推進装置である電気推進器を搭載した小型人工衛星の開発に取り組んでいる。大阪工業大学もまた 2007 年から PROITERES (Project of Osaka Institute of Technology Electric Rocket Engine onboard Small Space Ship) と呼ばれる電気推進機を搭載した小型人工衛星の開発に取り組んでいる。既に 2012 年 9 月に PROITERES 衛星 1 号機の打ち上げ

に成功した。この衛星 1 号機には電気推進機の一つであるパルスプラズマスラスタ (PPT : Pulsed Plasma Thruster) を搭載し、PPT による動力飛行の実証を目的としていた。衛星 2 号機に関しても同様に PPT を搭載し、地球低軌道 (LEO : Low Earth Orbit) から長距離の上昇を目的とした衛星を検討中である。そして、衛星 3 号機は小型ホールスラスタを搭載した 50kg 級の小型月探査機となる予定である¹。Fig. 1 に PROITERES 衛星 3 号機のイメージ図を示す。



Fig. 1 Conceptual drawing of 3rd PROITERES.

2 実験装置

2.1 シリンドリカル型ホールスラスタ「TCHT-5」

使用した低電力シリンドリカル型ホールスラスタ「TCHT-5」の外観図、概要図をそれぞれ Fig. 2 および Fig. 3 に示す。TCHT-5 の前身である TCHT-4 は、永久磁石が放電室に接していたため、作動 170 秒程度で熱減磁による性能低下がみられた。そのため、TCHT-5 では永久磁石をスラスタ外周部に配置する構造となった。また、磁場形状の最適条件を見つけ出すため、磁極位置および放電室の距離を変更可能な機構を設けている。このとき磁極間距離(X_m)は 11-22 mm、放電室長(X_d)は最大 17 mm 前進可能な構造となっている²。Fig. 4 に TCHT-5 の可変機構を示す。

二次元磁場解析ソフト TriComp 8.0 を用いた際の磁場形状を Fig. 5 に示す。このとき放電室内の径方向最大磁束密度は 120 mT となった。

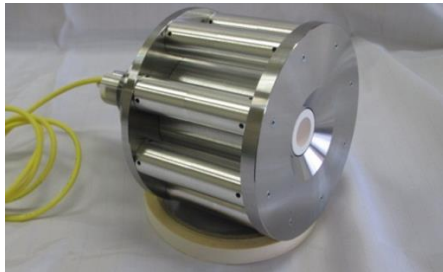


Fig. 2 External appearance view of the TCHT-5.

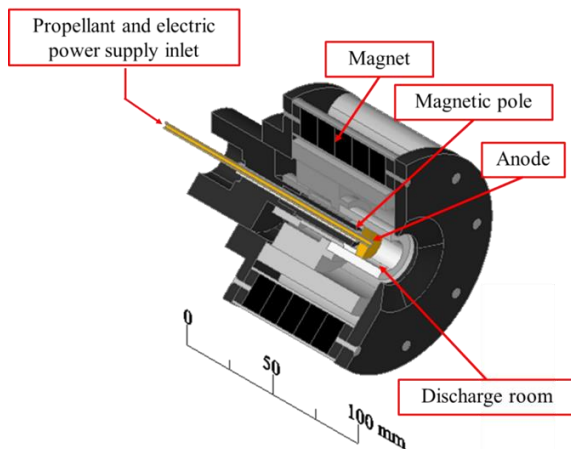


Fig. 3 Schematic views of the TCHT-5.

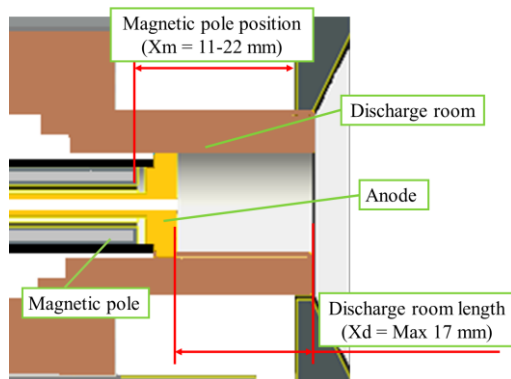


Fig. 4 Discharge room length and magnetic pole position.

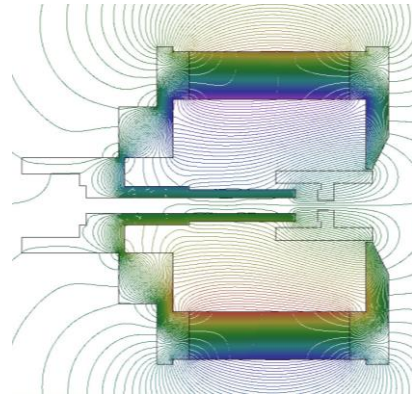


Fig. 5 Magnetic field shape of the TCHT-5.

2.2 ホローカソード

一般的にホールスラスタを作動させるためには、スラスタの他に定常的に電子を供給する装置(電子源)が必要である。今回 TCHT-5 の性能を取得する際に用いた電子源の概要図を Fig. 6 に示す。安定した電子放出を行うことができることや長時間(1000 時間以上の寿命)であることなどの利点からホールスラスタのカソードとして広く用いられている。ホローカソードのシリンダ内には、ダブルカーボネート($\text{BaCO}_3 \cdot \text{SrCO}_2$)が塗られたタンタルの箔(インサータ)が挿入されている。運用の際には 90 W 程度の電力を必要とする。

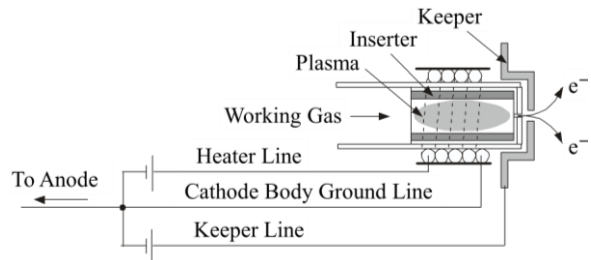


Fig. 6 Schematic views of a hollow cathode.

2.3 イオンコレクタ

イオンコレクタを用いて TCHT-5 のイオン電流分布を測定した。イオンコレクタの概要図と測定回路を Fig. 7 に示す。イオンコレクタは真鍮製のコレクタとガードリング、絶縁体としてピーク(PEEK: Poly Ether Ether Ketone)から構成されている。コレクタとガードリングには -30 V が印加されており、捕集電流は 996 Ω の抵抗によって電圧信号として取得される。電圧信号は内部抵抗 10 M Ω のオシロスコープを用いて測定した。またノイズ除去とオシロスコープのチャンネル保護のために絶縁アンプ(5323 ISORATION AMPLIFIER: エヌエフ回路設計ブロック製)を使用した。ガードリングは 2 つの役割を担っている。まず一つは、コレクタ側面から入射するイオンを取り除くこと、もう一つはコレクタの端効果(Edge effect)を防ぐことである。端効果とは Fig. 8 に示されるようにコレクタの端にできるシースによって低エネルギーのイオンの軌道が曲げられ、コレクタに捕集されてしまう効果である。これはコレクタの捕集面

積が増大することを意味しており、正確なイオン電流密度の測定を妨げる。コレクタと同じ電位にあるガードリングの周りにできるシースとコレクタの周りにできるシースを重ねることによりこの扇形の面積を小さくし、端効果を抑制することができる³。

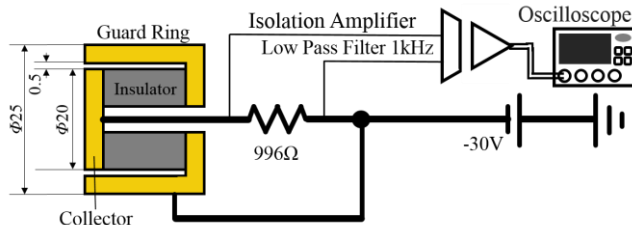
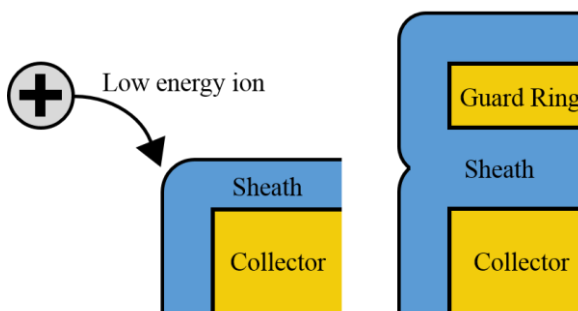


Fig. 7 Schematic and circuit diagram of the Ion collector.



(a) Without Guard Ring (b) With Guard Ring
Fig. 8 End effect of electrode.

2.4 ラングミュアプローブ

ラングミュアプローブ法は、プラズマ中に1本のプローブと呼ばれる微小な電極を挿入し、電極から得られる電流を測定することによりプラズマパラメータを見積もる方法である。ラングミュアプローブ概略図と回路図をFig. 9に示す。測定に用いるプローブは直径0.4 mm 長さ5.5 mmのタングステン棒である。測定回路について説明する。ファンクションジェネレーター(WF1947: エヌエフ回路ブロック製)で10 Vp-p 1000 Hzのランプ波形を作成する。このランプ波形をパワーアンプ(POWER AMPLIFIER MODEL 371-A: EMIC 製)で40V p-p程度にまで増幅する。その後巻き数比1:4の複巻きトランスで160 Vp-pにまで増幅させ片側をラングミュアプローブに、もう片側をグラウンドに接続する。ラングミュアプローブは印加された電圧 V_p に応じてプラズマ中の電子またはイオンがプローブに流入し、電流 I_p となる。このプローブ電圧 V_p とプローブ電流 I_p を測定することによってプラズマパラメータを導出することができる³。回路の中には二つの抵抗があり、10kΩの抵抗からグラウンドに対するラングミュアプローブの電圧を測定し、996Ωセラミック抵抗における電圧降下量から回路に流れる電流値を計測した。

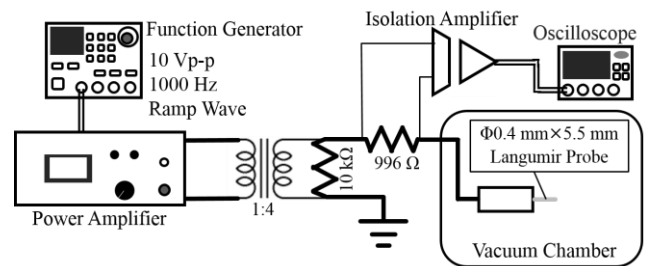


Fig. 9 Schematic and circuit diagram of the Langmuir probe.

2.5 チャンバ内移動装置

今回の実験に使用した真空装置は実験開始に2時間半、実験終了に2時間半必要であり、複数の箇所を計測するにはチャンバ外部から、チャンバ内のイオンコレクタ・ラングミュアプローブを動かす装置が必要となる。そのためステッピングモータとサーボモータを使用し、チャンバ外部からチャンバ内部のイオンコレクタ・ラングミュアプローブを動かすため制御できる装置を開発した。

2.6 真空装置

真空チャンバの外観図をFig. 10に示す。本実験で用いた真空チャンバは直径1.2 m、長さ2.25 mのステンレス製水冷ジャケット式である。チャンバにはロータリーポンプとターボ分子ポンプが2組接続されており、総排気速度10000 L/sで内部圧力を 5.3×10^{-4} Paまで下げることができる。また、チャンバ内に振り子式スラストスタンドとギャップセンサを設置することによって、推力を測定する。

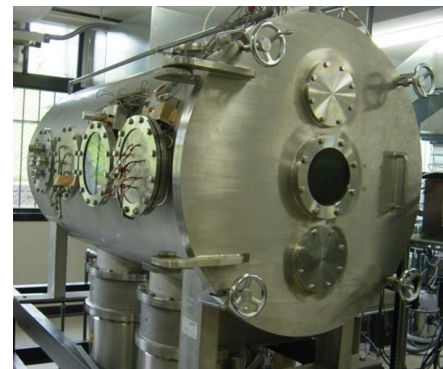


Fig. 10 Vacuum facility.

3 実験条件

3.1 TCHT-5の性能取得試験

磁極間距離と放電室長を変更した場合の性能比較試験を行った。ここで紹介するのは簡単のために磁極間距離 $X_m = 19\text{mm}$ と $X_m = 22\text{mm}$ 、放電室長 $X_d = 12\text{mm}$ と $X_d = 15\text{mm}$ の条件を示す。また電圧は150-1000 Vを50 V刻みで印可させ、推進剤にはキセノンを使用した、実験条件の詳細をTable 1に示す。

Table 1 Experimental conditions by changing magnetic pole position and discharge room length.

Magnetic pole position (Xm)	19 mm	22 mm
Discharge room length (Xd)	12 mm	15 mm
Maximum magnetic flux density	150 mT	
Discharge voltage	150-1000 V	
Propellant	Xe	
Mass flow rate	TCHT-5	0.3 mg/s
	Hollow cathode	0.1 mg/s
Backpressure	3.0×10^{-2} Pa	

3.2 磁力低減後の TCHT-5 の性能取得試験

TCHT-5 は磁気回路を形成するためにネオジム磁石を使用しているが連続作動実験のち熱減磁が発生してしまうことがある。減磁前の放電室内の最大磁束密度は 150 mT であったが、減磁後は 100 mT であった。ここでは熱減磁が発生した後の TCHT-5 実験条件の詳細を Table 2 に示す。

Table 2 Experimental condition after demagnetization.

Magnetic pole position (Xm)		22 mm
Discharge room length (Xd)		12 mm
Maximum magnetic flux density		100 mT
Discharge voltage		250-650 V
Propellant		Xe
Mass flow rate	TCHT-5	0.3-0.4 mg/s
	Hollow cathode	0.1 mg/s
Backpressure		3.0 x 10 ⁻² Pa

3.2 イオン電流分布測定実験

イオンコレクタを用いて TCHT-5 のイオン電流分布を測定した。掃引半径は 250 mm でありスラスタの中心軸を 0° として、 -35° から 75° までを 10° おきに計 12 か所測定した。またノイズ除去のためにオシロスコープの収集設定では高分解能モードを使用した。放電電圧は 300 V と 400 V、推進剤流量は 0.3 mg/s と 0.4 mg/s であった。

3.3 プラズマパラメータ取得試験

ラングミュアプローブを用いて TCHT-5 のプラズマパラメータを算出した。中心軸である 0° と 55° の角度において放電室出口から 5 cm から 25 cm までを 5 cm ずつ計 10 か所測定した。

4 実験結果

4.1 TCHT-5 の性能取得試験

本試験で確認することができた TCHT-5 の作動中の写真を Fig. 11 に示す。写真からわかるように、停電力作動かつ小流量であるためブリュームが小さく、発散していることがわかる。Fig. 12 に投入電力と比推力の関係を示す。最も性能が良かったのは $X_m = 22$ mm, $X_d = 12$ mm のときであった。PROITERES 衛星 3 号機搭載用スラスタの目標性能である比推力 1300 s 以上を達成したときの電力は、84 W

であった。これは $X_m = 19$ mm に対して 30 W 程度低い値であった。また、放電室長を比較すると、 $X_d = 12$ mm と $X_d = 15$ mm では 16 W 程度の差が確認できた。



Fig. 11 Photo of plasma plume of the TCHT-5 at Xe.

Fig. 13 に投入電力と比推力の関係を示す。投入電力と比推力の関係と同様に最も性能がよかった $X_m = 22$ mm, $X_d = 12$ mm においては投入電力 84 W では推進効率率は 29% であった。 $X_m = 19$ mm と比較すると、7.8% 高い結果であった。また $X_d = 15$ mm と比較すると 4% 高い結果であった。

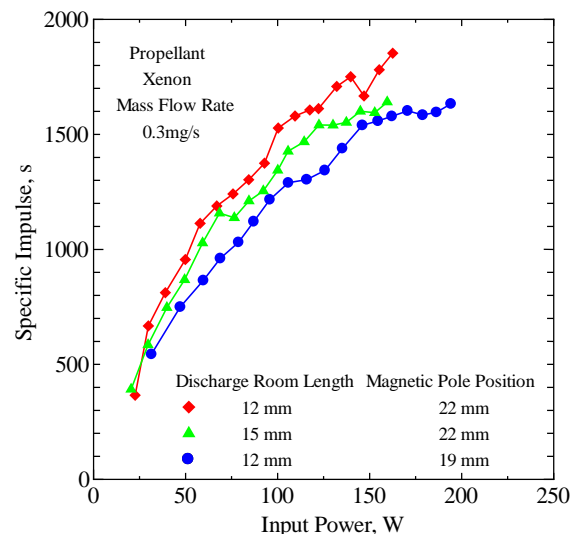


Fig. 12 Input power vs. specific impulse.

4.2 磁力低減後の性能取得実験

磁力低減後の TCHT-5 の投入電力と比推力の関係を Fig. 14 に投入電力と推進効率を Fig. 15 に示す。磁極間距離 X_m と放電室長 X_d は磁力低減前の実験においてもっとも良い性能を発揮した。 $X_m = 22$ mm, $X_d = 12$ mm を採用した。磁力低減前と比較すると 84 W 程度の電力において約 500 s 程度の差が確認できた。また推進効率も同様の実験条件においては約 15% の低下が確認できた。

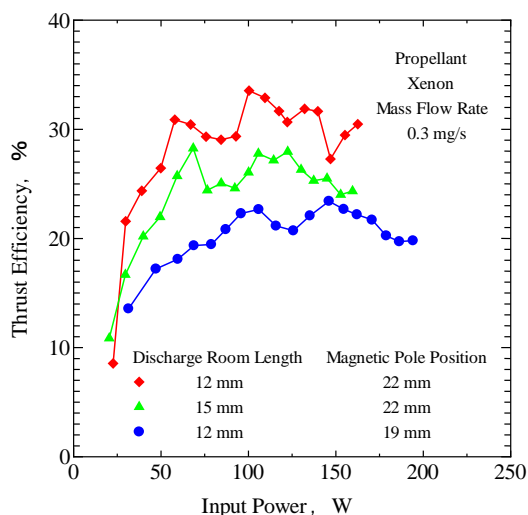


Fig. 13 Input power vs. thrust efficiency.

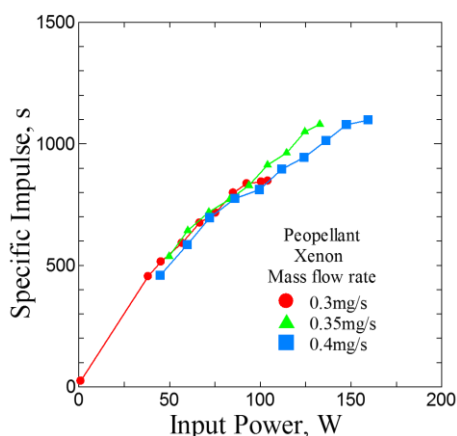


Fig. 14 Input power vs. specific impulse after demagnetization.

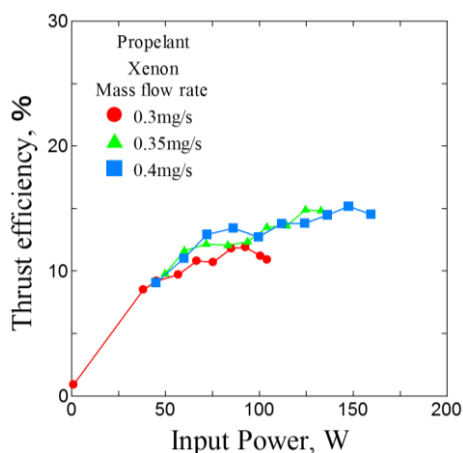


Fig. 15 Input power vs. thrust efficiency after demagnetization.

4.3 イオン電流分布測定実験

イオンコレクタを用いて計測した TCHT-5 のイオン電流分布を Fig. 16 に示す。一般的なホールスラスタでは 0° を中心に山なりの形を示すが、TCHT-5 は約 55° において電流値のピークを示したがその値には大きなばらつきがあった。 35° 以内においては推進剤流量の差が顕著に見られたが、 0.3 mg/s では電圧の差は確認できなかった。

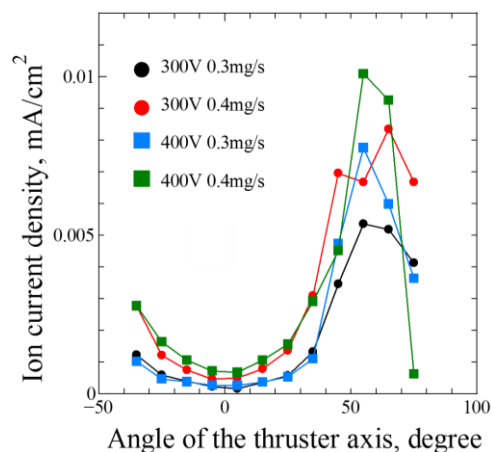


Fig. 16 Ion current distribution density of the TCHT-5.

4.4 プラズマパラメータ取得試験

ラングミュアプローブを用いて、空間電位、電子温度、電子密度を計測した。 Fig. 17-19 にその結果を示す。 0° の地点において Fig. 16 からわかるようにプラズマが希薄すぎるため、十分な大きさの電流値を計測することが出来ず、プラズマパラメータを算出することが出来なかった。ラングミュアプローブ法はもともと誤差が大きくなる計測手法であるが、磁場の影響も受けてしまうため煩雑な結果となってしまった。

計測された空間電位は 42 V から 32 V までであり、 5 cm から 10 cm の地点で約 5 V 程度の電圧降下が確認された。その後も距離に比例して空間電位が緩やかに降下していることが確認できた。

電子温度は 10 eV から 8.8 eV までであり、空間電位ののような急激な降下は確認されず、距離に比例して緩やかに降下していることが確認できた。

電子密度は 3.5×10^{14} から 1.0×10^{13} であった。 5 cm から 10 cm の地点において急激な低下が確認された。その後は距離に応じて緩やかに減少していることが確認できた。また推進剤流量の差ははっきりと確認できた。

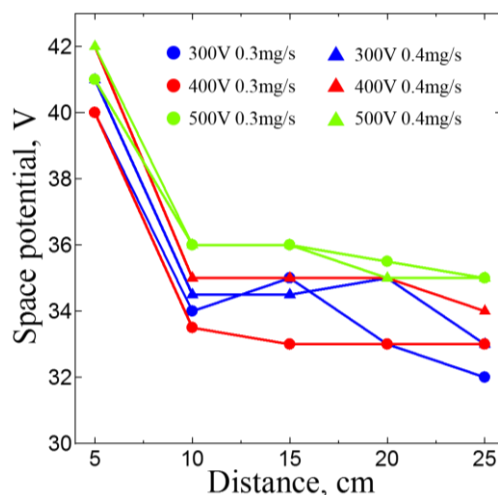


Fig. 17 Space potential of the TCHT-5.

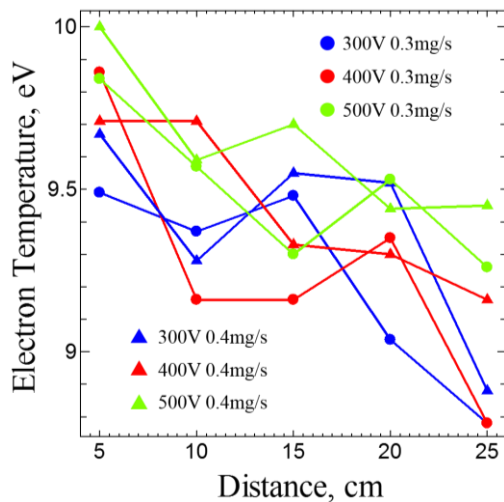


Fig. 18 Electron temperature of the TCHT-5.

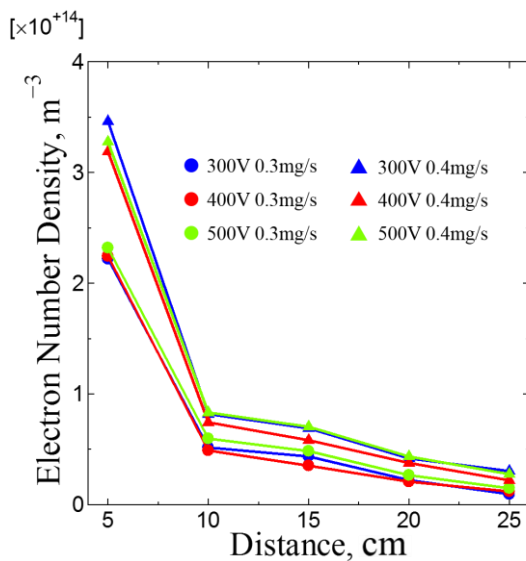


Fig. 19 Electron number density of the TCHT-5.

5 考察・結言

本節では使用した TCHT-5 の性能取得試験、イオンコレクタによる電流分布取得試験、ラングミュアプローブによるプラズマパラメータ取得試験を結論付ける。

5.1 小型衛星搭載用低電力 CHT 開発

- (1) 磁極位置を変更した場合と放電室長を変更した場合の性能を比較した。その結果、磁極位置は長く放電室が短い条件の磁極位置 $X_m = 22 \text{ mm}$ ・放電室長 $X_d = 12 \text{ mm}$ が最も良好な結果となった。磁極位置を長くすることで性能が向上したのは、放電室内のミラー比が増加し、電子を閉じ込める力が増したため、推進剤利用効率と加速効率が上昇したためだと考えられる。また放電室が短くなることで、プラズマの冷却が抑えられたことにより、性能が向上したと考えられる。

- (2) 減磁後の TCHT-5 の性能は、減磁前と比べて 84 W 程度の電力において約 500 s 程度の差が確認できた。また推進効率も同様の実験条件においては約 15% の低下が確認できた。また放電電圧 200V においてはアノードによる電子を引き込む力が弱いため、十分な電離が確保されなかったと考えられる。

5.2 イオンコレクタによる電流分布測定試験

イオンコレクタを用いてイオン電流分布を測定した。一般的なホールスラストでは 0° を中心に山なりの形が形成されるが、CHT は中心コイルもしくは磁極がないために半径方向に磁場が形成できない。そのためホールスラスト特有のホール効果を期待できない。その代わり Fig. 5 でも確認できるようにミラー磁場を用いて、電子の閉じ込め・電離を行っている。イオンは電子に比べて重いため本来は磁場の影響を受けないが、100 mT 程度の磁場と 0.3 mg/s という希薄な推進剤によって、イオンも磁力線に沿って放出されているため発散していると考えられる。

また磁力線と等電位線はほぼ一致すると推察できるため、電場は磁力線に直行する方向に生じると考えられる³。このことから半径方向にもイオンが加速されており、発散の原因となっていると考える。

5.3 プラズマパラメータ取得試験

ラングミュアプローブを用いてプラズマパラメータを算出した。空間電位と電子密度の測定で確認された 5 cm から 10 cm の地点における急激な電位と密度の降下はこの地点において横切った磁力線の本数が他より多いため観測されたと考えられる。また一般的なホールスラストは 10^{16} オーダーの電子密度を持つ場合が多いが、TCHT-5 はその少ない推進剤流量と消費電力により、 10^{14} から 10^{13} オーダーの密度になったと考えられる。

6 参考文献

- 1) Smirnov, A., Raitses, Y., and Fisch, N.J., "Parametric Investigation of Miniaturized Cylindrical and Annular Hall Thrusters," Journal of Applied Physics, Vol.92, 2002, pp.5673-5679.
- 2) Kakuma, T., Takahata, T., Furukubo, Y., Kobayashi, M., Kawakami, T., Fujiwara K., Tahara, H., Takada, K., and Ikeda, T., "Research and Development of very Low-Power Cylindrical-Type Hall Thrusters for Powered Flight of the Osaka Institute of Technology 3rd PROITERES Nano-Spacecraft," The 2016 Asia Pacific International Symposium on Aerospace Technology, R2-2, 2016.
- 3) 白崎篤司 「円環断面放電室をもつホール型推進機に関する研究」平成 18 年度 大阪大学博士論文