

## 超小型月探査機搭載用シリンドリカルホールスラスタの性能特性と イグナイタを用いた発散磁場型電子源の開発

### Performance Characteristics of Cylindrical Hall Thrusters for Moon Exploration Micro/Nano-Satellites and Development of Magnetic Field Expansion Cathode with Piezoelectric Igniter

○小林 充宜・古久保 裕介・川上 天誠・藤原 恭兵・多川 真登・  
田原 弘一・高田 恭子(大阪工大)・池田 知行(東海大)

○Mitsuyoshi Kobayashi・Yusuke Fukuko・Tensei Kawakami・Kyohei Fujiwara・Makoto Tagawa  
Hirokazu Tahara・Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology)・Tomoyuki Ikeda (Tokai University)

#### Abstract (概要)

The number of launching Micro/Nano-Satellites has increased at university, institute and company in the world. Therefore, low-cost and low-risk satellites are expected. Osaka Institute of Technology (OIT) have been developed Micro/Nano-satellites under "PROITERES (Project of Osaka Institute of Technology Electric Rocket Engine onboard Small Space Ship)". PROITERES plans to develop 3rd PROITERES satellite for the purpose of moon exploration. If the 3rd PROITERES satellite is weight 50 kg, the thruster is required a specific impulse from 1,300 – 1,900 s with input power of 50 W. Cylindrical Hall Thrusters (CHT) are suitable for thruster of Micro/Nano-satellites because it is possible in miniaturization and low power. Accordingly, TCHT-5 of Cylindrical Hall Thrusters (CHT) was developed. As a result, the TCHT-5 achieved the performance of a specific impulse of 1,300 s with an input power of 84 W by discharge channel length of 12 mm and magnetic poles position of 22 mm. In addition, because a hollow cathode used now was not suitable for Micro/Nano-satellites by heating and high power, TaC-PI (Thrusters and Cathode with Piezoelectric Igniter) was developed. TaC-PI succeeded stable operation of CHT about 25 s. And, TaC-PI succeeded generating plasma at Copper plate for 5 s.

#### 1. 緒 言

近年、超小型人工衛星や小型探査機に打ち上げが増加している。これは超小型人工衛星が現在主に使われている大型の人工衛星の 1/20 から 1/50 の費用で製作でき、打ち上げにかかる費用も複数衛星と同時に打ち上げるピギーバック方式を用いるため費用を抑えることが可能なためである。以上から新しい宇宙ビジネスの事業展開に利用し易く、主に大学の研究機関や企業の参加が多い。大阪工業大学でも「PROITERES (Project of Osaka Institute of Technology Electric Rocket Engine onboard Small Space Ship)」として小型人工衛星の製作を行っており、プロイテレス衛星 3 号機の計画を立案している<sup>1)</sup>。

プロイテレス衛星 3 号機は月探査を目的とした重量 50 kg の小型人工衛星である。3 号機は月への動力飛行が必要なため、小型かつ高比推力、高推進効率の推進機が必要とされる。そこで、シリンドリカル型ホールスラスタ (CHT :

Cylindrical Hall Thruster) に着目した。

CHT は従来のホールスラスタとは違い中心コイルを持たない。そのため放電室の体積/表面積比が他のホールスラスタよりも大きく、小型化し易い特徴を持つ。そのため、小型人工衛星の搭載に適している。本研究では月探査を達成することのできる 50 kg の超小型人工衛星に搭載する CHT として、TCHT-5 を制作した。また、プロイテレス 3 号機の設計からスラスタへの投入電力は 50 W 程度になり、推進剤を 15-20 kg 搭載すると比推力が 1,300-1,900 s 必要となる。以上から、TCHT-5 の目標性能を投入電力 50 W で比推力 1,300 s 以上と設定した。また、ホールスラスタの作動には初期着火や放出したイオンの中和、人工衛星自体の電氣的平衡を保つため電子源を必要とする。現在電子源として使用しているホローカソードは、長時間安定して電子を供給できる反面、作動開始まで時間がかかることや投入電力の面から小型人工衛星に適していない。そのため、小型人工衛星用の新しい電子源が必要となる。そこで、小型人工衛星用の新しい電子源として TaC-PI (Thrusters and

Cathode with Piezoelectric Igniter) を考案した。TaC-PI の目標はスラスタへの安定した電子供給とした。

## 2. 実験装置

### 2.1 TCHT-5

制作した TCHT-5 の詳細を表 1, 外観を図 1, 可変機構の詳細を図 2 示す。TCHT-5 は低電力化のために磁場形成に永久磁石を用い、熱減磁による性能の低下を抑えるためスラスタ外周部に磁石を配置している。また、最適な磁場形状を得るため、ねじ機構によって放電室壁, アノード位置, アノード裏の磁極の三種類を変更可能となっている。放電室出口からアノード表面までの距離を放電室長, アノード裏の磁極から前面プレートの裏側までを磁極位置とする。また、放電室長は 7-17 mm, 磁極位置は 11-22 mm 変更することができる。

表 1 TCHT-5 の詳細

Discharge Channel Length [mm]	7-17
Discharge Channel Diameter [mm]	14
Discharge Channel Material	Boron nitride (BN)
Magnetic Pole Position [mm]	11-22
Magnet Quantity	8
Magnet Material	Neodymium magnet

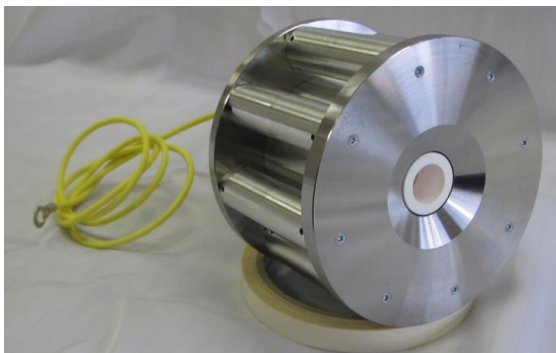


図 1 TCHT-5 の外観

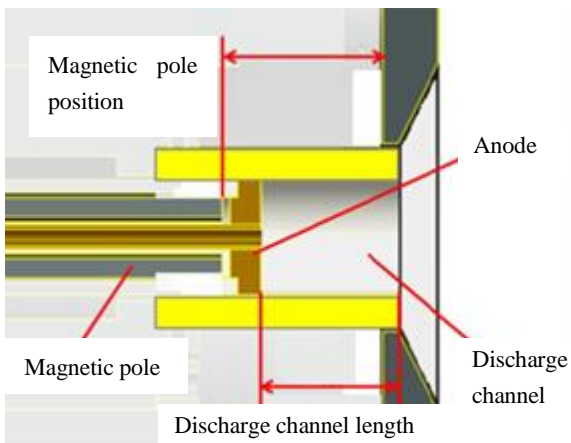


図 2 可変機構の詳細

### 2.2 東海大学シリンダリカル型ホールスラスタ「SCHT-1」

本研究で電子源実験に使用したシリンダリカル型ホールスラスタ「SCHT-1」について本稿で説明する。SCHT-1 は東海大学所有のシリンダリカル型ホールスラスタである。SCHT-1 の外観を図 3 に示す。



図 3 SCHT-1 の外観

### 2.3 ホローカソード

TCHT-5 の性能実験ではカソードとしてホローカソード (Veeco-ion-tschi 社製の HCN-252) を使用した。ホローカソードの外観を図 4 に示す。ホローカソードのシリンダ内にはダブルカーボネート (BaCo<sub>3</sub>, SrCO<sub>3</sub>) が塗られたタンタル箔のインサーターが挿入されている。作動時には、インサーターを高熱に加熱しインサーターから熱電子を放出させる。熱電子は作動ガスと電離衝突を行い、インサーター内にプラズマを生成する<sup>2)</sup>。ホローカソード前面には、キーパーと呼ばれる電極を取り付けあり、ホローカソード本体に対して 100V ほど電圧を印加する。電子は内部のタンタル箔からカソード内部のプラズマを経由し、キーパーに開けられた直径 3mm のオリフィスを通して外部に放出される。



図 4 SCHT-1 の外観

### 2.3 TAC-PI

ホローカソードの投入電力は 90 W と大きく、加熱が必要なため応答性が悪い。そのため、小型人工衛星には向いていない<sup>3)</sup>。本研究では瞬間的な放電で電子を生成することのできる新型電子源の考案, 検討を行い, イグニッション放電を用いた発散磁場型電子源「TaC-PI (Thruster and

Cathode with piezoelectric igniter) 」を制作した。図5に外観を示す。この電子源は電子供給装置としてだけでなく、同じ装置をもう1台設置することでスラスタとしても用いることができるように設計されている。TaC-PIは、TCHT-5にアタッチメントとして取り付けることで、イグナイタの放電で推進剤を電離させ、電離させた電子の一部でスラスタを作動させる。また残りの電子を磁場により保持し、電離衝突を続けさせることで電子の生産を継続させる仕組みとなっている。アタッチメントの概念図を図6に示す。

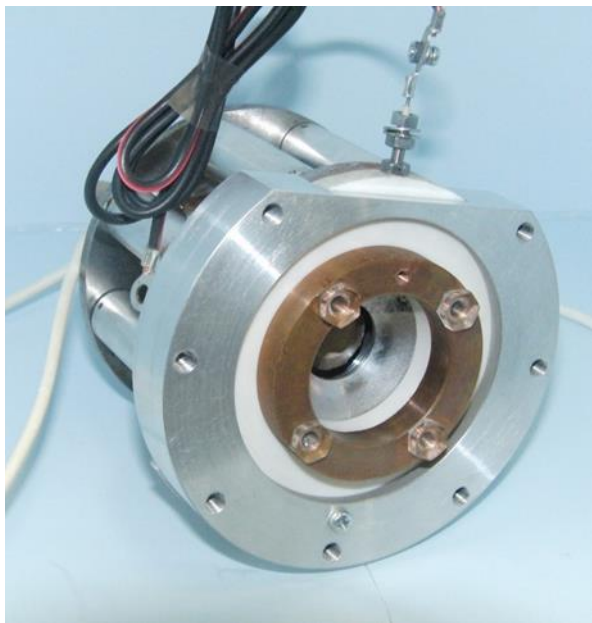


図5 TaC-PIの外観

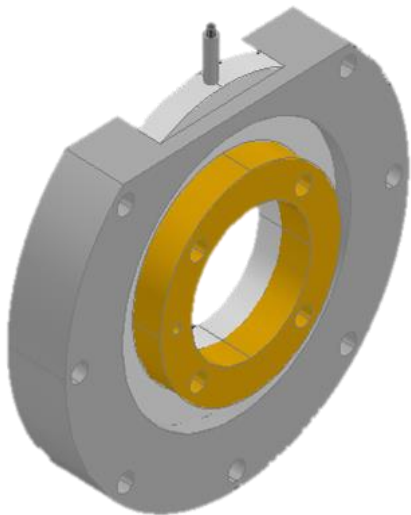


図6 TaC-PIアタッチメントの概念図

## 2.4 真空装置

本実験で用いた真空チャンバの詳細を表2, 外観図を図7示す。真空チャンバは直径1.2m, 長さ2.25mのステンレス製水冷ジャケット式真空チャンバである。チャンバにはロータリーポンプとターボ分子ポンプが二組接続されてお

り、総排気速度10,000 L/sで内部圧力を最大 $3.3 \times 10^{-3}$  Paまで減圧した後、実験を行う。

表2 真空チャンバと真空ポンプの詳細

Chamber	
Length [mm]	2,250
Diameter [mm]	1,200
Pump	
Exhaust Velocity [L/s]	10,000
Buck Pressure [Pa]	$3.3 \times 10^{-3}$

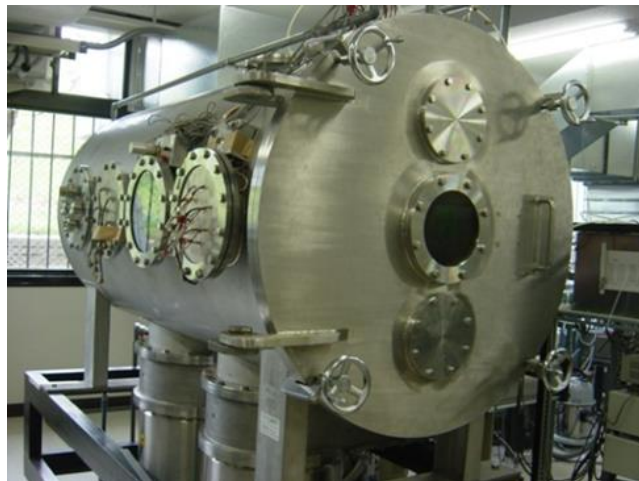


図7 チェンバの外観図

## 2.5 測定装置

ホールスラスタの推力は数mNオーダーと非常に小さい。そのため、接触式ロードセル等による測定は困難である。そこで本実験では渦電流による非接触式微小変位計を用いて推力を測定した。このときの測定装置の概略図を図8に、スラスタの固定に用いたスラスタスタンドを図9に、使用した振り子を図10に示す。推力の測定は既知の水平方向荷重を変位計が読み取ることで既知の荷重と変位の関係を導く。この関係に、実験中に測定された変位を当てはめることで推力を導出する。

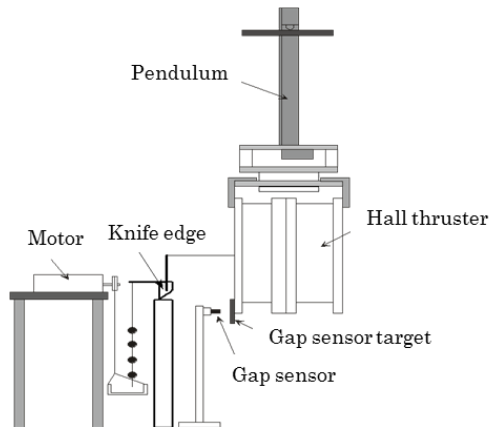


図8 推力測定装置の概略図

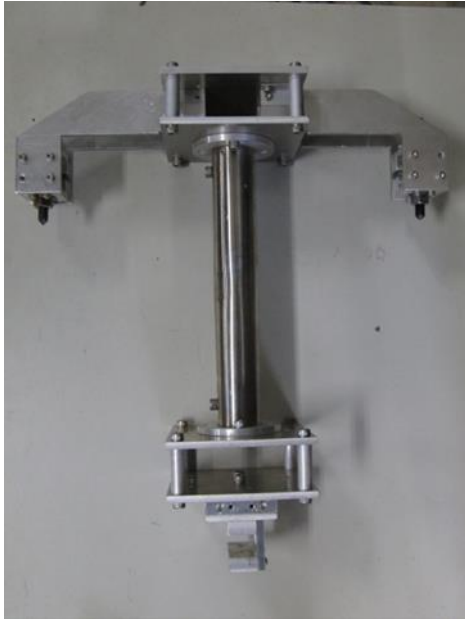


図9 スラスタスタンド

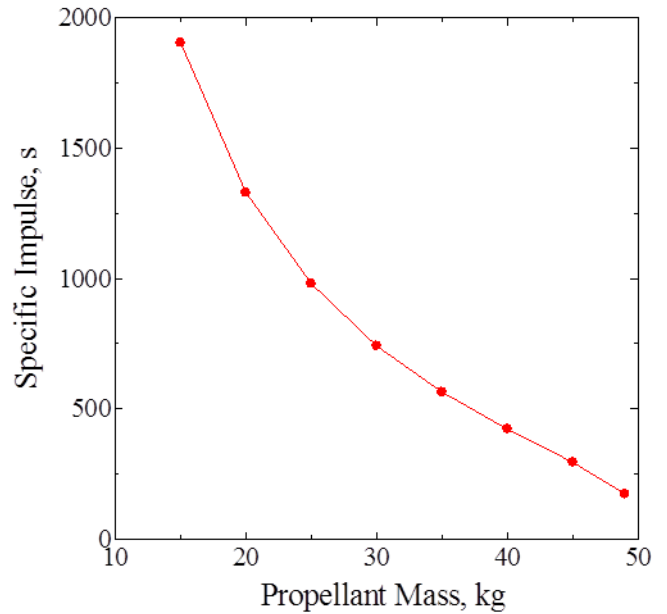
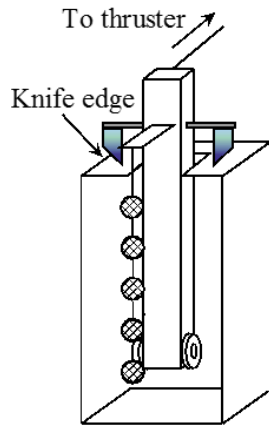


図11 比推力と推進剤搭載質量の関係



(a) 振り子外観



(b) 振り子外観図

図10 実験に使用した較正振り子

### 3. 月探査スラスタの目標性能

一般的な人工衛星はホーマン遷移が飛行軌道計画として挙げられる。しかし、CHTは推力が小さいためこの飛行計画はとることができない。そこでCHT搭載プロイテレス衛星3号機の軌道計画として螺旋軌道を採用する。プロイテレス衛星3号機の質量を50 kg、搭載する推進剤質量を15-20 kgと仮定したとき比推力が1,300-1,900 sec必要となる。このとき、月軌道に到達するための比推力と推進剤搭載質量の関係図を図11に示す。また、電力の供給源は太陽電池のみとすると、CHTに使用できる電力を50 W程度と想定した。したがって、電力50 W作動時における比推力1,300 sec以上を達成することを開発目標とした。

## 4. 実験

### 4.1 TCHT-5の性能取得実験

#### 4.1.1 実験条件

TCHT-5の磁極位置を変更した場合の性能比較試験を行った。放電室長を12 mmと15 mm、磁極位置を19 mmと22 mm、それぞれ3種類の組み合わせで実験を行った。詳細を表3に示す。また、この時の推進剤はキセノン、推進剤流量は0.3 mg/sとなっている。電圧は150 Vから1000 Vまで50 V刻みで印加させる。

表3 実験条件

Discharge Voltage [V]	150-1,000		
Propellant	Xenon		
Mass Flow Rate [mg/s]	TCHT-5	0.3	
	Hollow Cathode	0.1	
Discharge room length [mm]	12	12	15
Magnetic pole position [mm]	19	22	22
Back Pressure [Pa]	$3.0 \times 10^{-2}$		

#### 4.1.2 実験条件

TCHT-5の実験結果を放電電流-放電電圧のグラフを図12、比推力-投入電力のグラフを図13、推進効率-投入電力のグラフを図14として以下に示す。

結果として磁極位置22 mm、放電室長さ12 mmのとき、最も性能がよくなった。目標性能を比推力1,300 sを達成したとき、消費電力84 W、推進効率29.0%となった。磁極位置19 mm、放電室長さ12 mmのとき、目標性能を達成した性能は投入電力114 W、推進効率21.0%となり、最も良い性能と比べると投入電力は30 Wの増加、推進効率は8%の低下となった。また、磁極間距離22 mm、放電室長さ15 mmの



とき目標性能を達成した性能は投入電力 104 W, 推進効率 26.0%となり, 最も良い性能と比べると投入電力は 20 W の増加, 推進効率は 3%の低下となった。

また, 磁極位置の長い条件の電流値が低いことがグラフから分かる。

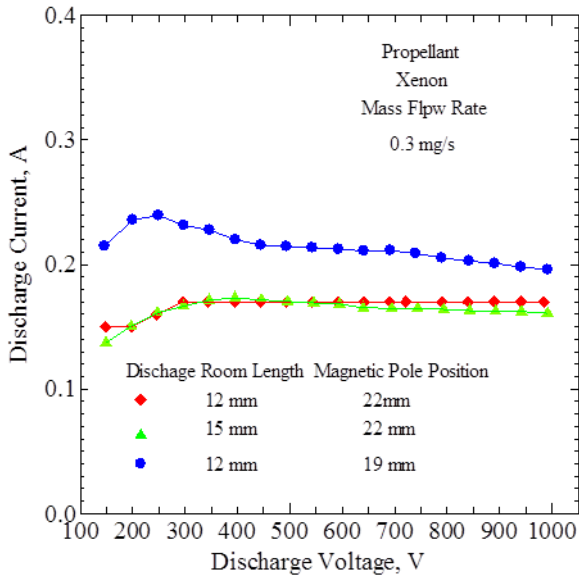


図 12 放電電流-放電電圧のグラフ

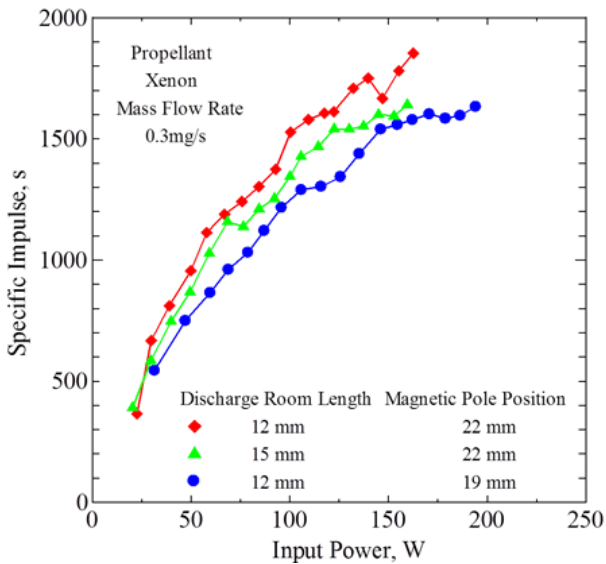


図 13 比推力-投入電力のグラフ

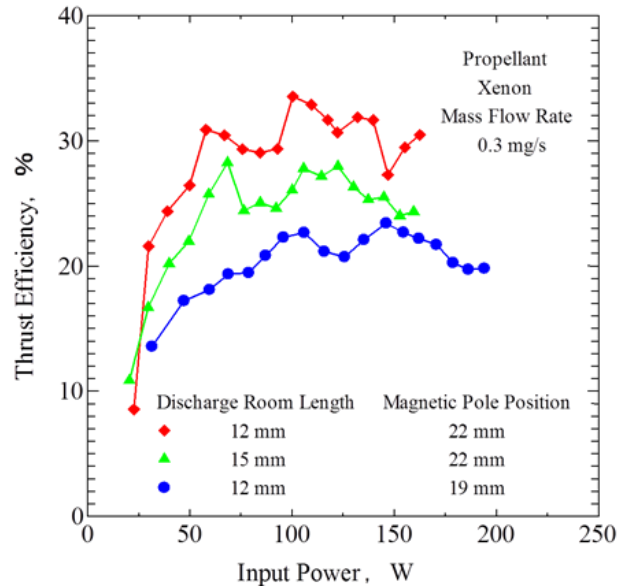


図 14 進効率-投入電力のグラフ

#### 4.1.3 考察

磁極位置 22 mm, 放電室長 12 mm の時, 目標性能比推力 1,300 s を達成したとき, 消費電力 84 W, 推進効率 29.0% となった。また, 磁極位置が長い条件のとき, 同電圧域の電流値が低くなる現象が見られた。これは磁極位置が長いとき, 放電室内の磁束密度が弱まるためである。CHT は中心コイルがないため, 磁力線はノズル形状となり, 磁力線に沿って移動する電子がアノードに導かれる。そのため, 磁束密度が弱いと導かれる電子の数が減り, 電離衝突に使用される電子の数が減る。以上から磁極位置が長いとき, 電離衝突の回数が増え, 生成されるプラズマ増加し, 電流値が低くなったと考えられる。また, 放電室長が長いとき性能が低下した。これは, 放電室長が長いとき, 生成されたプラズマが放電室壁に衝突する面積が広くなり, 冷却されるプラズマの量が増える。そのため, 電離衝突に必要なエネルギーが多くなり, 電離が妨げられるため推進効率の低下が見られたと考えられる。

#### 4.2 TaC-PI の作動実験

本実験では TaC-PI を用い、SCHT-1 の作動実験を行った。またその実験の結果から, 電圧を印加した銅板に電子を飛ばすエミッション放電の実験を試みた。

##### 4.2.1 TaC-PI を用いた SCHT-1 の作動実験

TaC-PI によって電子を供給し, シリンダカル型ホールスラスト SCHT-1 を作動できるか実験を行った。実験条件を表 4, 実験に使用した電気回路の概略図を図 15, 実験環境の磁場解析結果を図 16 に示す。

表 4 SCHT-1 作動実験条件

Discharge Voltage [V]	100-700
Propellant	Xenon
Mass Flow Rate [mg/s]	SCHT-1 (Gain thrust) 0.5
	TaC-PI (Supply electrons) 0.5
Back Pressure [Pa]	$2.7 \times 10^{-2}$

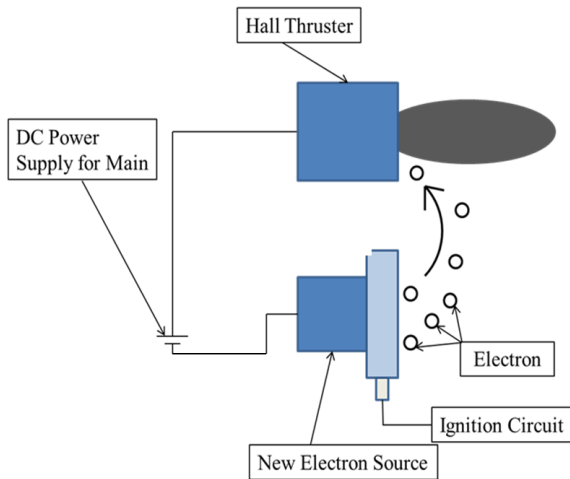


図 15 電気回路概略図

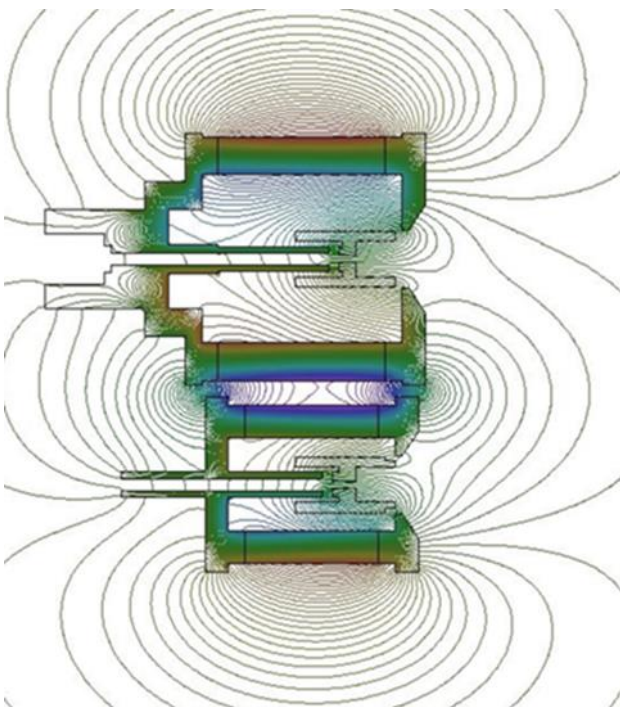


図 16 実験環境の磁場解析結果

#### 4.2.2 TaC-PI を用いた SCHT-1 の作動実験結果

電圧を 100 V から 700 V 変化させたが 700 V でしか SCHT-1 の作動を確認できなかった。

図 17, 図 18 に作動時の電圧と電流をそれぞれ時間でまとめたものを示す。円の部分は作動を SCHT-1 の確認した

時の電流電圧である。この時、25 秒ほどの作動を確認した。しかし、この時 TaC-PI からのプラズマなどの光を確認することができなかった。

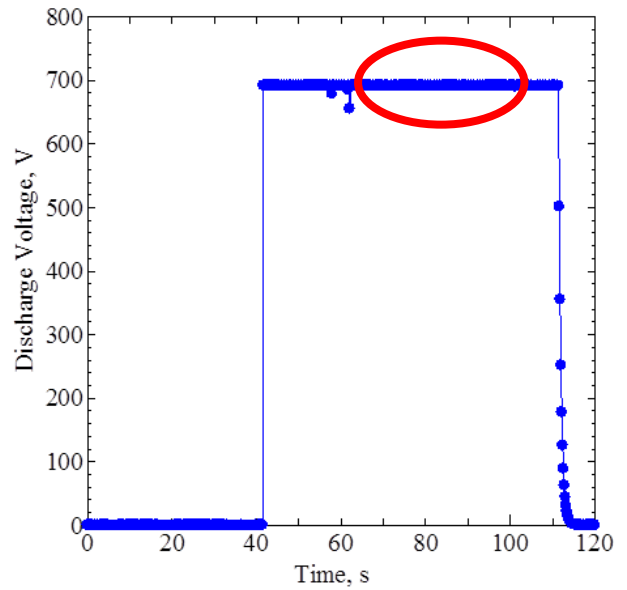


図 17 作動実験結果の放電電圧と時間の関係

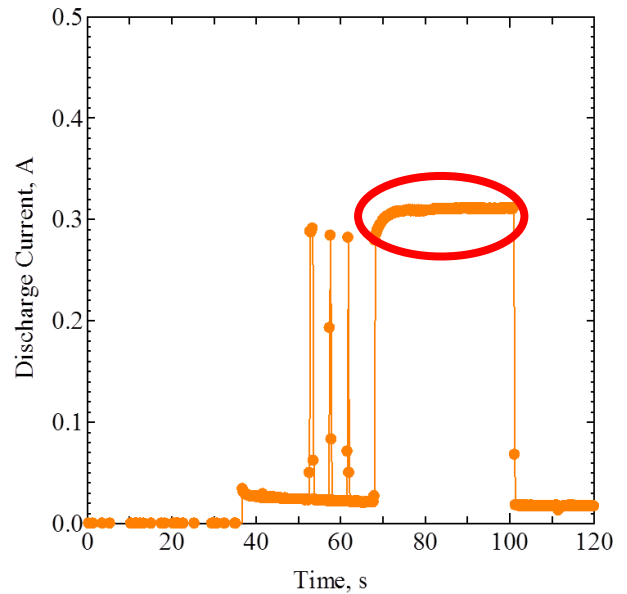


図 18 作動実験結果の放電電流と時間の関係

#### 4.2.3 TaC-PI を用いた放電の作動実験

前項の SCHT-1 の実験では TaC-PI から電子が生成されているか確認できなかった。そのため TaC-PI 自体がエミッション放電を自発的に行えているか確認するため、銅板を使ったエミッション放電実験を行った。実験条件を表 5 に、実験に使用した電気回路の概略図を図 19 に示す。

表 5 エミッション放電の実験条件

Discharge Voltage[V]	50-500
Propellant	Xenon
Mass Flow Rate [mg/s]	0.4, 0.5
Distance to Copper Plate[mm]	15
Back Pressure [Pa]	$2.7 \times 10^{-2}$

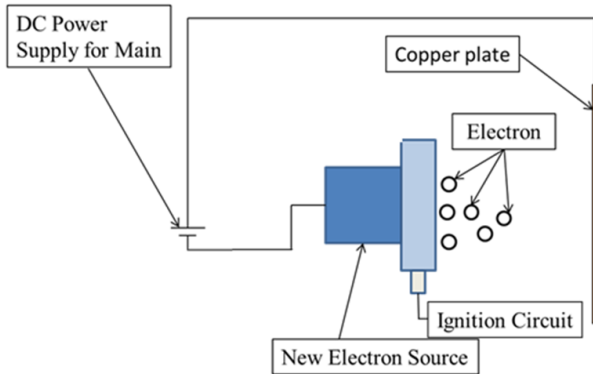


図 19 電気回路概略図

#### 4.2.4 TaC-PI を用いた放電の作動実験結果

推進剤流量 0.4 mg/s のとき瞬間的なプラズマの生成はみられたものの持続はなかった。しかし、推進剤流量 0.5 mg/s のとき電圧 100 V 印加した時 5 秒程度の連続したプラズマの生成がみられた。この時の電流値と電圧値のグラフを図 20 と図 21 に示す。またこの時、電流値が上限値の 10 A を超えたので電圧値に制限がかかった。

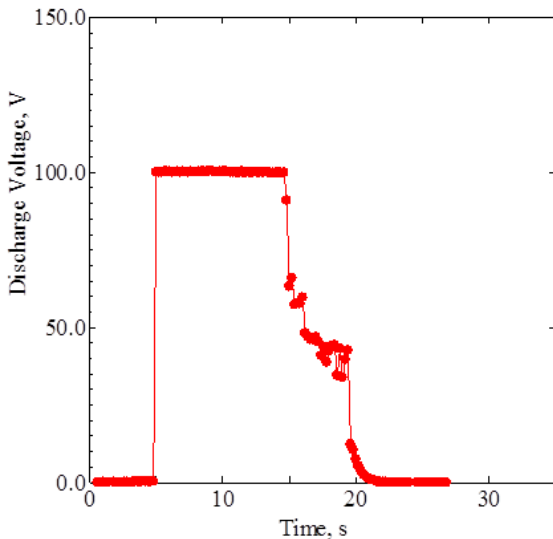


図 20 放電実験の放電電圧と時間の関係

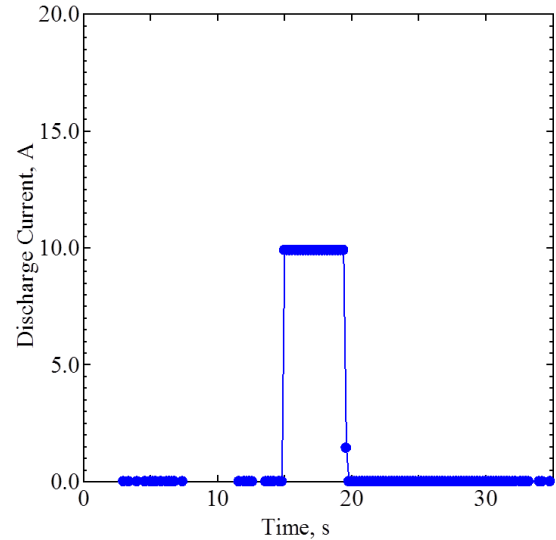


図 21 放電実験の放電電流と時間の関係

#### 4.2.5 TaC-PI の作動実験結果考察

TaC-PI を用いて CHT-1 の作動を 25 秒ほど確認した。この条件から TaC-PI はスラスタの初期作動が可能であることがわかったが、作動が持続しないことがわかる。そこで TaC-PI が自発的な放電ができるか、銅板を用いたエミッション放電の実験を行った。その結果から自発的なプラズマ生成が可能であることがわかった。以上から TaC-PI 磁場形状を変更し、プラズマの保持を行えるよう変更する必要があると考えられる。

## 5. 結 言

#### 4.1 TCHT-5 の性能取得実験

最も磁極位置が長くの放電室長が短い磁極位置 22 mm、放電室長 12 mm のとき、最も良い性能となった。目標性能比推力 1,300 s を到達したとき投入電力 84 W、推進効率 29% となり、PROITERES 衛星 3 号機の目標投入電力 50 W より 34 W 高い結果となった。これは放電室長が短いと放電室壁に衝突するプラズマが減り、プラズマの冷却が抑えられたため、電離衝突に必要なエネルギーが減ったと考えられる。また、電流値が放電室長によらず、磁極位置の変化によって大きな変化があることが解る。これは磁極位置が長いと放電室中の軸方向磁束密度が減ったため、自由に動く電子の数が増え電離衝突の回数が増えたためプラズマの生成が促進されたと考えられる。

以上を考慮し、目標性能投入電力 50 W を達成するためには軸方向の磁場の軽減、ホール効果の要因である出口付近の径方向磁場の増加が上げられる。図 22 に改良案の新型 TCHT の 3D モデルを示す。

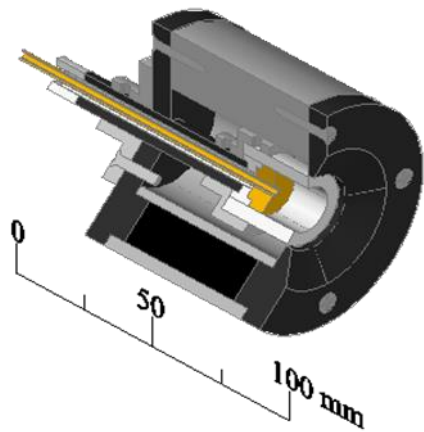


図 22 新型 TCHT の 3D モデル

#### 4.2 TaC-PI を用いた動作実験

今回 TaC-PI を用い、シリンダリカル型ホールスラスタ「SCHT-1」の動作を推進剤流量 0.5 mg/s、放電電圧 700 V のとき確認することが出来た。しかし、25 秒ほどしか動作を持続させることが出来なかった。そのため、TaC-PI が持続的な電子の生成ができるか確認するため銅板によるエミッション放電の実験を行った。結果推進剤流量 0.5 mg/s のとき電圧 100 V 印加した時 5 秒程度のプラズマの生成がみられた。この結果から TaC-PI は電子の保持が不十分で電子の生成が充分できていないことがわかった。そこで、カスプ磁場による電子の保持ができる機構の製作を計画している。図 23 にカスプ磁場を形成するために改良した TaC-PI の 3D モデル、図 24 に分解図、図 25 にこれを搭載した場合の磁場解析の結果を示す。

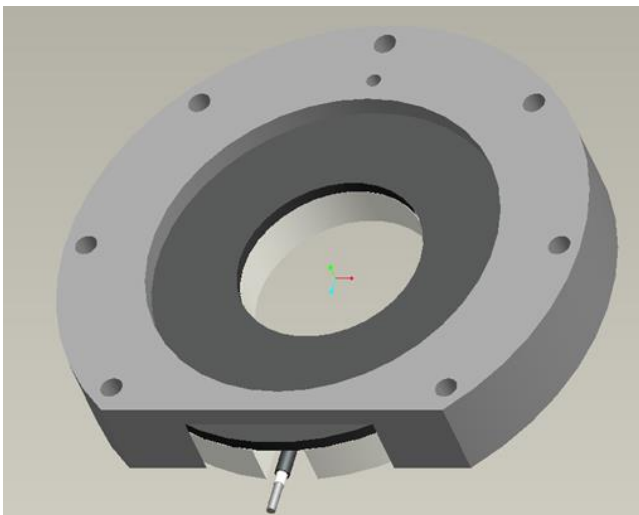


図 23 改良 TaC-PI の 3D モデル

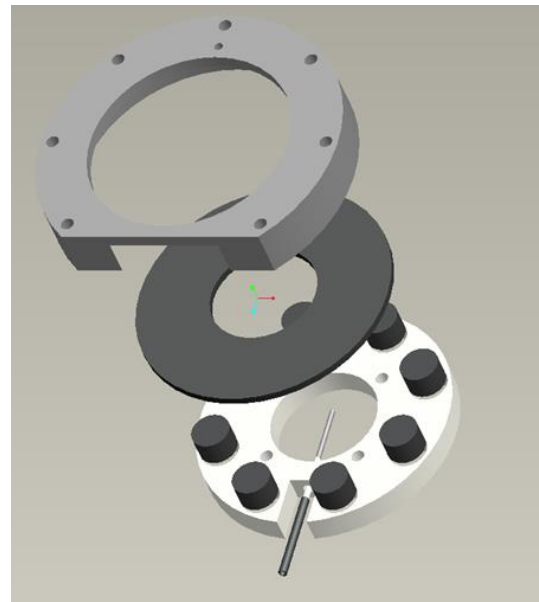


図 24 改良 TaC-PI の分解図

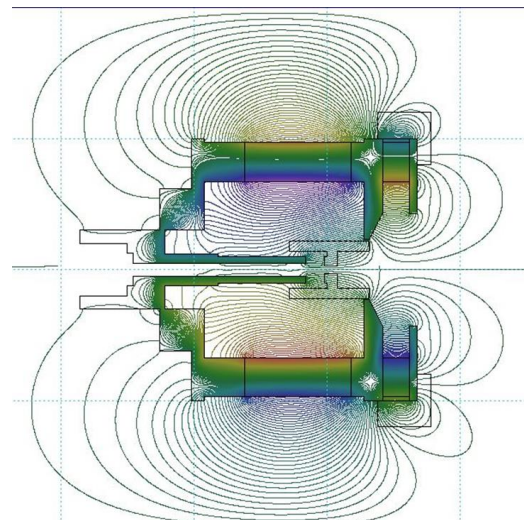


図 25 改良 TaC-PI の磁場解析結果

#### 参考文献

- 1) Tsubasa, Y. Hiroki, F. Ryuta, Y. Kaisei K. Hirokazu T. Kyoko, T. Tomoyuki, I. Takashi, W. : Research and Development of the Osaka Institute of Technology 2 nd PROITERES Nano-Satellite with High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Powered Flight, The 35th International Electric Conference, IEPC-2017-151, 10(2017).
- 2) 栗木恭一, 荒川義博, 「電気推進ロケット入門」, 東京大学出版会, 2003.
- 3) Mitsuyoshi, K. Tetsuo, K. Yuya, T. Yusuke, F. Kyohei, F. Tensei, K. Hirokazu, T. Kyoko T. Tomoyuki, I. : Performance Characteristics of Low-Power Cylindrical Hall Thrusters for Powered Flight of Micro/Nano-Satellites and Development of New Compact Electron Sources, The 35th International Electric Conference, IEPC-2017-88, 10(2017).