

# 月探査超小型衛星搭載用低電力シリンドリカル型ホールスラスタの性能特性 およびスラスタ併用新型電子源の研究

## Performance Characteristics of Cylindrical Hall Thrusters for Small Moon Exploration Satellites and Research of Electron Sources and Thruster

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

○Mitsuyoshi Kobayashi・Tetsuo Kakuma・Yuya Takahata・Yusuke Frukubo・Tensei Kawakami・Kyohei Fujiwara・  
Hirokazu Tahara・Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology)・Tomoyuki Ikeda (Tokai University)

### Abstract (概要)

The number of launching 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 developed Nano-Satellites under PROITERES (PProject of Osaka Institute of Technology Electric Rocket Engine onboard Small Space Ship). OIT plans to develop 3rd PROITERES satellite for the purpose of moon exploration. In this mission, low-power Cylindrical Hall Thrusters (CHT) will be mounted. In this study, a new CHT for named TCHT-5 was developed, and the performance was measured. 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 room length of 12 mm and magnetic poles position of 22 mm.

In addition, hollow cathode is not suitable for Nano-Satellites by heating and high power. Therefore, new electron sources is developed. New cathode is named TaC-PI (Thrusters and Cathode with Piezoelectric Igniter). Goal of TaC-PI is steady of the Hall Thrusters for Small Exploration Satellites.

### 1. 研究背景

近年、大学や企業間で超小型人工衛星の開発が活発になっている。これは超小型人工衛星が従来の人工衛星より1/20から1/30の大きさのものであり、リスクやコストが軽減できる他、研究期間が短いといった特徴があるためである。大阪工業大学においても大阪工業大学電気推進ロケット搭載小型スペースシッププロジェクト「PROITERES」(Project of Osaka Institute of Technology Electric Rocket Engine onboard Small Space Ship)として、小型人工衛星の開発を行っている。その計画としてプロイテレス3号機は月探査を目的とした小型人工衛星で推進機としてシリンドリカル型ホールスラスタ (CHT: Cylindrical Hall Thruster) を搭載することを計画している。

CHTは従来の円環状放電室を持つホールスラスタと違い、円筒状の放電室を持つ。そのため放電室体積に対する表面積が小さく小型化が容易で、50 kg級の超小型人工衛星となるプロイテレス3号機に相当である。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、現在実験で使用している電子源であるホローカソ

ードはヒーターによる高温、消費電力が多いため超小型人工衛星に適していない。そのため新しい小型衛星用の電子源を考案したため開発状況を報告する。

### 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に示す。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配置している<sup>1)</sup>。また、最適な磁場形状を得るため磁極間距離が11-22 mm、放電室長さが7-17 mmにねじ機構によって変更できるようになっている。

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

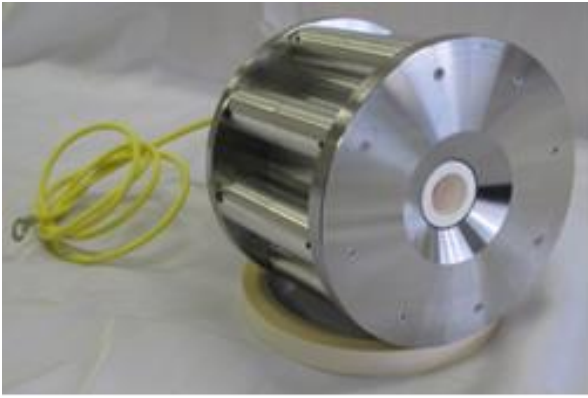


図1 TCHT-5 外観図

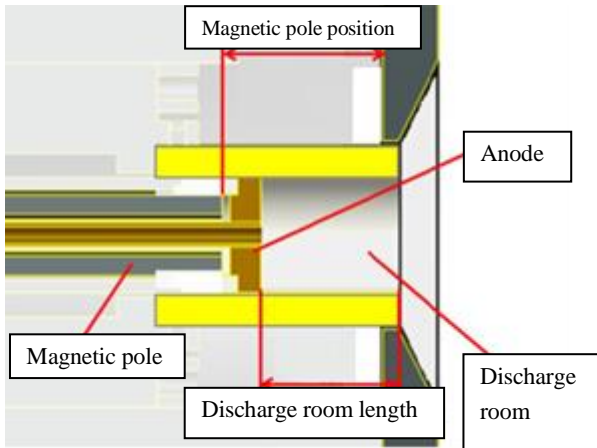


図2 可変機構の詳細

## 2.2 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-tsch 社製の HCN-252) を使用した。ホローカソードの詳細を表2、写真と概略図を図3、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。動作時には、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。

表2 ホローカソード詳細

Hollow cathode	
Emission current [A]	3
Operating pressure [Pa]	$1.33 \times 10^{-2}$
Propellant	Xenon



図3 ホローカソード写真

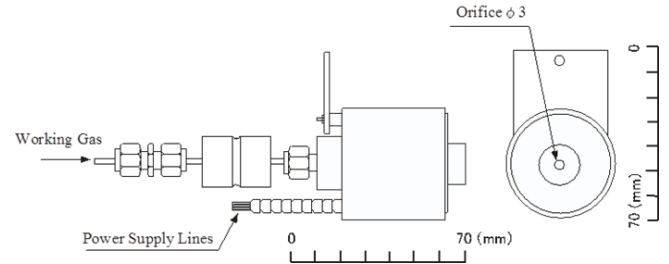


図4 ホローカソード概略図

## 2.3 TAC-PI

ホローカソードは電子精製のためヒーターを使用する。なので、消費電力が 90W と高く、高温のため小型衛星に載せるのは難しい。そこでイグナイタとホールスラスタを用いて電子源の役目を担う仕組みを考案した。これを TAC-PI (Thrusters and Cathode with Piezoelectric Igniter) と命名する。

イグナイタに 3 KV の電圧をかけコア材と SUS パイプの間で放電させる。その放電により推進剤を電離させ、放電室の電極をカソードにすることによって電子を放出する。これにより、応答速度の高速化、低電力化を測る。また、イグナイタ装着装置には電子の引き出しを促進するためキーパーを取り付けている。この TAC-PI を電子源とすることでホールスラスタを動作させる。

イグナイタを TCHT-5 に装着するための装置を図5に、イグナイタの断面図を図6に TAC-PI の実際の写真を図7に示す。

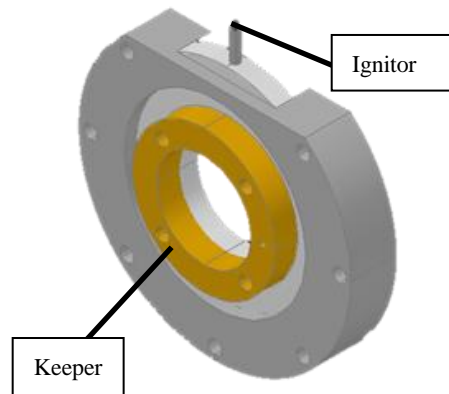


図5 イグナイタ装着装置

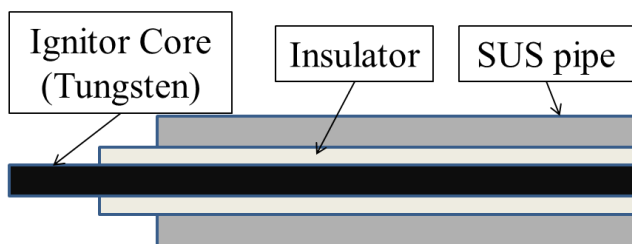


図6 イグナイタ断面図

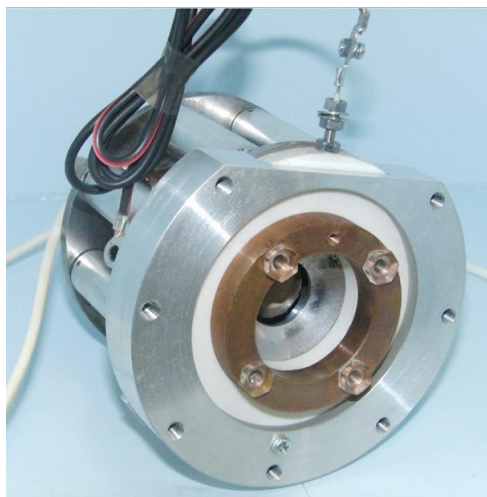


図7 TAC-PI 外観図

## 2.4 THT-V

本実験では TAC-PI の動作実験のため本校所有の SPT 型ホールスラスト THT-VI を使用した<sup>1)</sup>。詳細を表3に、写真を図8に示す。

表3 THT-VI 詳細

Discharge channel	
Length[mm]	40
Inner diameter[mm]	56
Outer diameter[mm]	100
Material	Boron nitride
Coils	
Material	Copper φ0.5 mm
Inner Coil	
Number of turns	1,200
Quantity	1
Outer Coils	
Number of turns	1,400
Quantity	6
Trim Coil	
Number of turns	350
Quantity	1

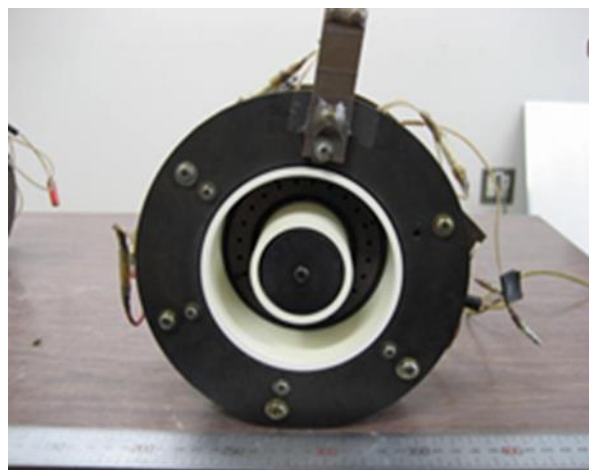


図8 THT-VI 外観図

## 2.5 真空排気装置

本実験で使用した真空装置は(株)大阪真空製のチェンバである。真空ポンプの仕様を表4に真空チェンバの外観図を図9に示す。真空排気系は、真空チェンバと2台のロータリーポンプから構成されている。

表4 真空チェンバと真空ポンプの仕様

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



図9 チェンバの外観図

## 2.6 測定装置

ホールスラストの推力は数 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10に、使用した振り子を図11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。

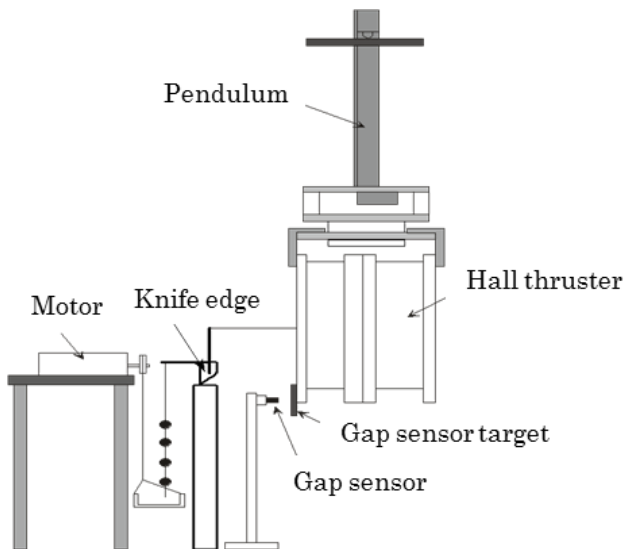


図 10 推力装置の概略図

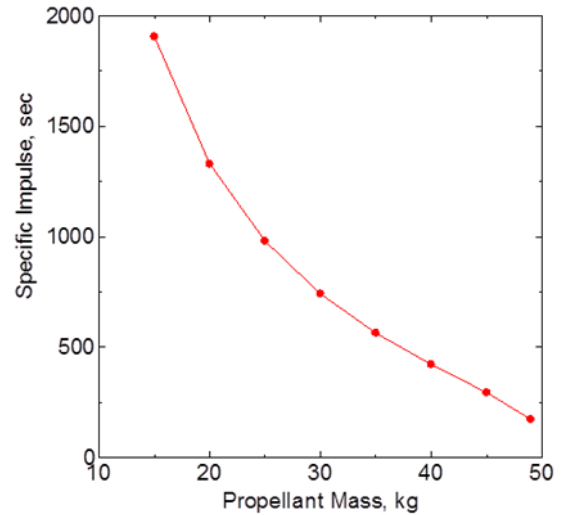
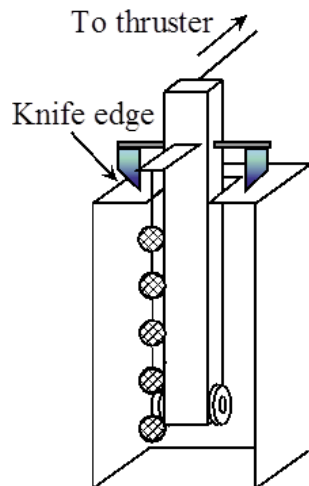


図 12 比推力と推進剤搭載質量の関係



(a) 振り子外観図



(b) 振り子概略図

図 11 実験に使用した振り子

### 3. 月探査スラストの目標性能

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 12 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 1,300-1,900 sec を達成することを開発目標とした。

## 3. 実験

### 3.1 TCHT-5 の性能特性

今回、TCHT-5 の磁極間距離を変更した場合、放電室長さを変更した場合の推進性能を取得した。

#### 3.1.1 実験条件

実験の条件を表 5 に示す。放電電圧を 150-1,000 V まで行い、推進剤にはキセノンガスを使用した。また放電室長さを 12 mm に固定して、磁極位置を 19 mm と 22 mm にした場合、磁極位置を 22 mm に固定して、放電室長さ 12 mm と 15 mm にした場合の実験条件で行った。

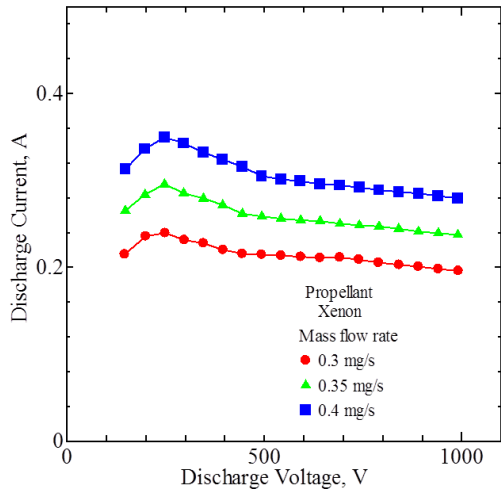
表 5 実験条件

Discharge Voltage [V]	150-1,000		
Propellant	Xenon		
Mass Flow Rate [mg/s]	TCHT-5	0.3, 0.35, 0.4	
	Hollow Cathode	0.1	
Discharge room length [mm]	12	12	15
Magnetic pole position [mm]	19	22	22
Back Pressure [Pa]	3.0 x 10 <sup>-2</sup>		

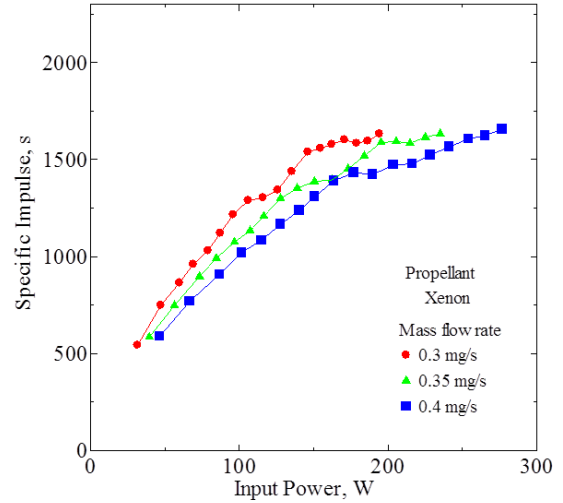
#### 3.1.2 実験結果

今回行った実験に置いて、放電電流-放電電圧のグラフを図 13、比推力-投入電力のグラフを図 14、推進効率-放電電圧のグラフを図 15 にそれぞれ示す。

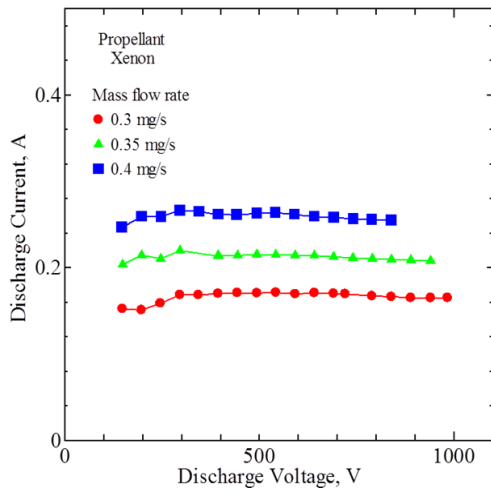
結果としては磁極位置 22 mm、放電室長さ 12 mm のとき目標性能である比推力 1,300 s 達成したのは、推進剤流量 0.3 mg/s のとき、消費電力 84 W、推進効率 29.0% となり、最も性能が良い結果となった。



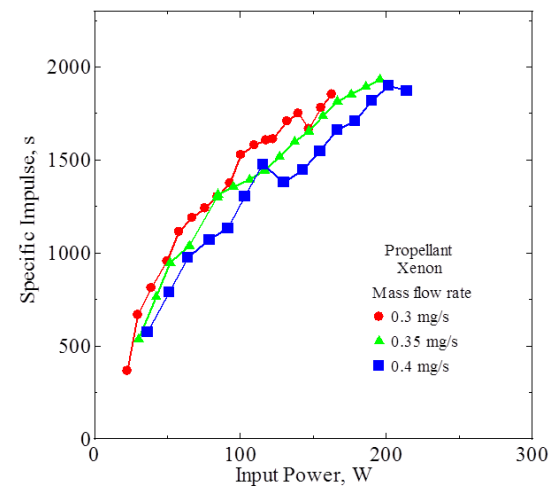
(a) 磁極位置 19 mm 放電室長さ 12 mm



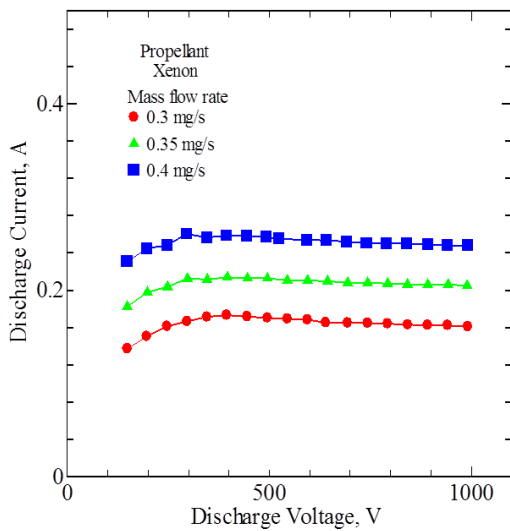
(a) 磁極位置 19 mm 放電室長さ 12 mm



(b) 磁極位置 22 mm 放電室長さ 12 mm

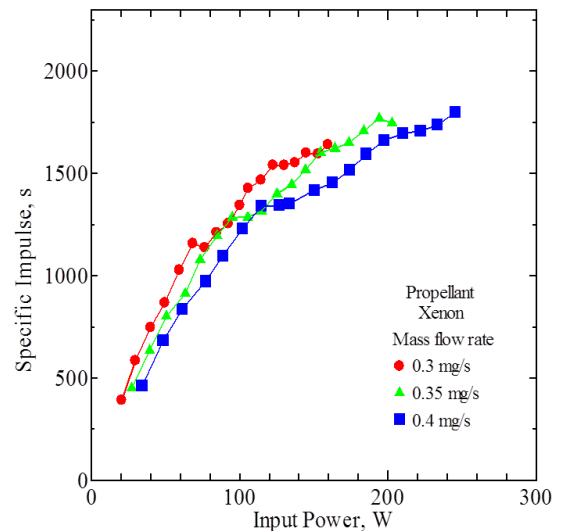


(b) 磁極位置 22 mm 放電室長さ 12 mm



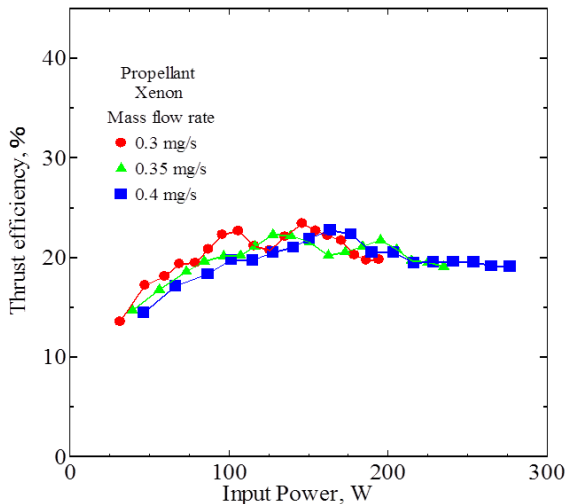
(c) 磁極位置 22 mm 放電室長さ 15 mm

図 13 放電電流-放電電圧の関係

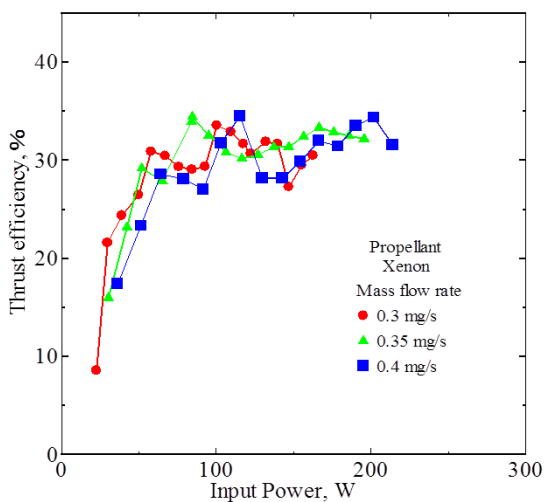


(c) 磁極位置 22 mm 放電室長さ 15 mm

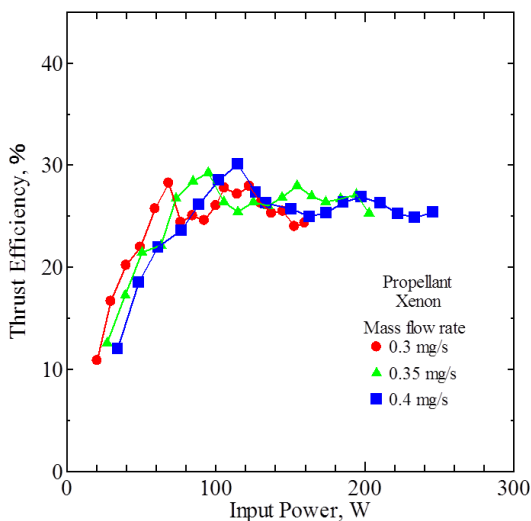
図 14 比推力-投入電力の関係



(a) 磁極位置 19 mm 放電室長さ 12 mm



(b) 磁極位置 22 mm 放電室長さ 12 mm



(c) 磁極位置 22 mm 放電室長さ 15 mm

図 15 比推力-投入電力の関係

### 3.1.3 考察

磁極位置の比較では、磁極位置 19 mm、放電室長さ 12 mm では目標性能である比推力 1300 s 以上を達成したのは、投入電力 115 W で推進効率 21.2%となった。先述した磁極位置 22 mm、放電室長さ 12 mm と比べると、投入電力 30 W の上昇と推進効率 7.8%の低下となった。これは磁極位置を奥にすることによりミラー効果がより顕著になったためと考えられる。そのため、電子の捕捉が促進され、電離衝突の回数が増え、プラズマの精製が増え比推力や推進効率が上昇した。

放電室長さの比較では、磁極位置 22 mm、放電室長さ 12mm では目標性能である比推力 1300 s 以上を達成したのは投入電力 100 W で推進効率 26.0%となった。先述した磁極位置 22 mm、放電室長さ 12 mm と比べると、投入電力が 16 W 上昇し、推進効率 7.5%低下した。これは放電室長を長くすることにより、生成されたプラズマが放電室壁に衝突する領域が増え、冷却されたためと考えられる、この冷却されたプラズマが、電離の促進をさまたげたので、電離にエネルギーが割かれ、効率が低下した。

### 3.2 TAC-PI 動作実験

今回は TAC-PI がどのような性質をもっているのか調べるため、2つの実験を行った。

#### 3.2.1 電子源稼働実験

実験の目的は TAC-PI が電子源として電子を精製できるのか確認することである。そのため、チャンパー内に設置した TAC-PI の前に銅板を設置し、電圧を与えることで電子源としての性能を取得する。

この時、銅板は電子源から 130 mm ほど離している。また、推進剤にはキセノンをもちい、推進剤流量はホローカソードの流量である 0.1 mg/s から、スラスタの流量である 0.5 mg/s を採用した。また、キーパー電圧は 200 V とし、TAC-PI と銅板間の電圧は 100 V から 200 V の間で推移させる。

詳細を表 6 に、概略図を図 16 に示す。

表 6 実験条件詳細

New Electron Source	
Keeper Voltage[V]	200
Propellant	Xenon
Mass Flow Rate [mg/s]	0.1-0.5
Discharge Voltage [V]	100-200
Copper plate	
Shape [mm]	180x400x0.5
Distance [mm]	130

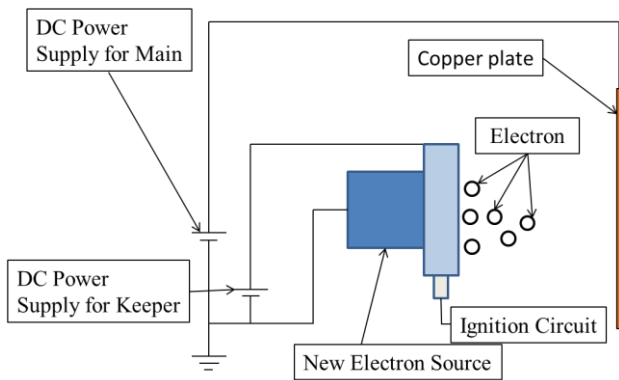


図 16 実験回路概略図

### 3.2.2 電子源稼働実験結果

結果としては電圧 100V 印加し、4A の放電を確認した。また、図 17 で示すようにプラズマを確認した。しかし、イグニッション放電を行ったときのみで、安定かつ連続した電子放出は確認できなかった。

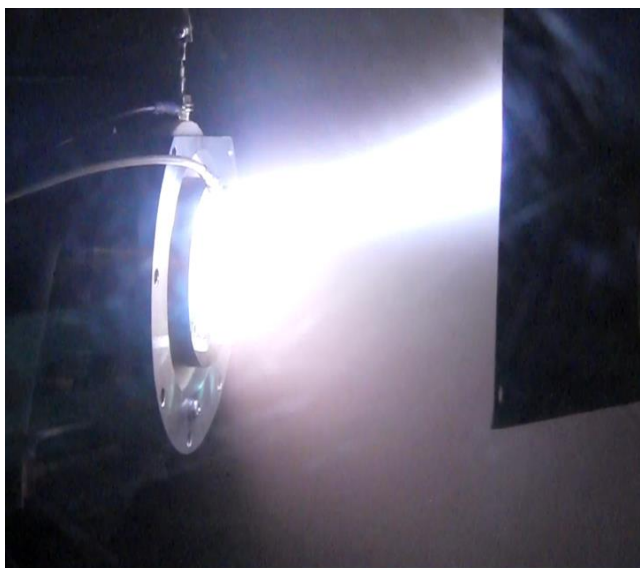


図 17 放電時の写真

### 3.2.3 スラスタ稼働実験

電子稼働実験から安定した電子精製はできなかったが、電子の放出を確認することができたため、THT-VIを用いたスラスタ稼働実験を行った。THT-VIを TAC-PI の隣に設置し、TAC-PI を起動させることによってスラスタを動作させることを試みる。これにより TAC-PI が電子源として使用できるのかを確認する。

この時、THT-VI の中心と TAC-PI の中心は 190 mm ほど離れている。

実験条件の詳細を表 7 に概略図を図 18 に示す。

表 7 実験条件詳細

New Electron Source		
Keeper Voltage[V]	200	
Propellant	Xenon	
Mass Flow Rate [mg/s]	0.5	
Hall Thruster (THT-VI)		
Discharge Voltage [V]	400	
Propellant	Xenon	
Mass Flow Rate [mg/s]	4.0	
Coil Current (A)	Inner	0.3
	Outer	0.3
	Trim	0.9

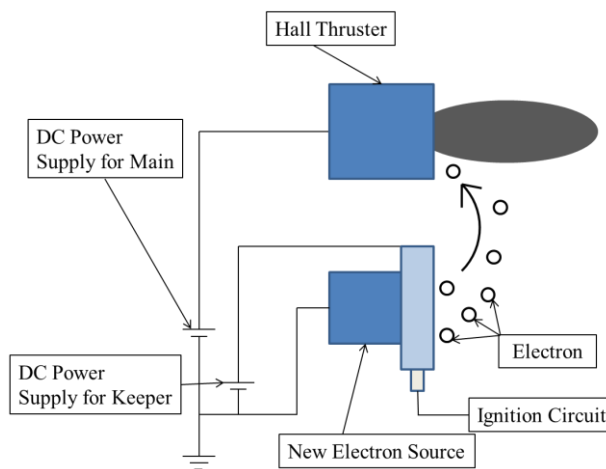


図 18 動作実験回路概略図

### 3.2.3 スラスタ稼働実験結果・考察

結果として、図 19 のような十数秒のスラスタ動作を確認することができた。この時、数回の着火不良が起きたものの、着火中のイグニッション放電は一回しか行っていない。このことから、TAC-PI から電子が供給できていることを確認できた。しかし、図 20 で示すように電流が 10 A を超えており、放電電圧は印加した 400 V ではなく、120 V 程度に降圧されている。これは、回路が短絡しており、10 A 以上の電流が流れようとし、電源に制限がかかったため電圧が降圧したと考えられる。また、瞬間的に電圧が降圧または電流が流れている箇所があるが、これは TAC-PI がイグニッション放電を行った点である。

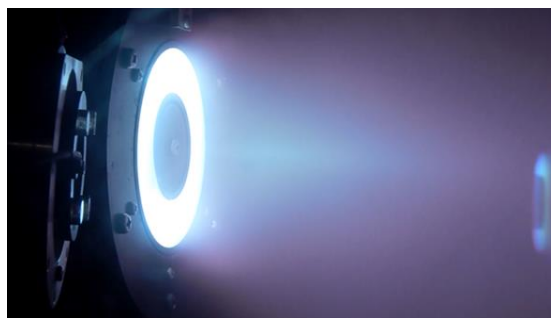
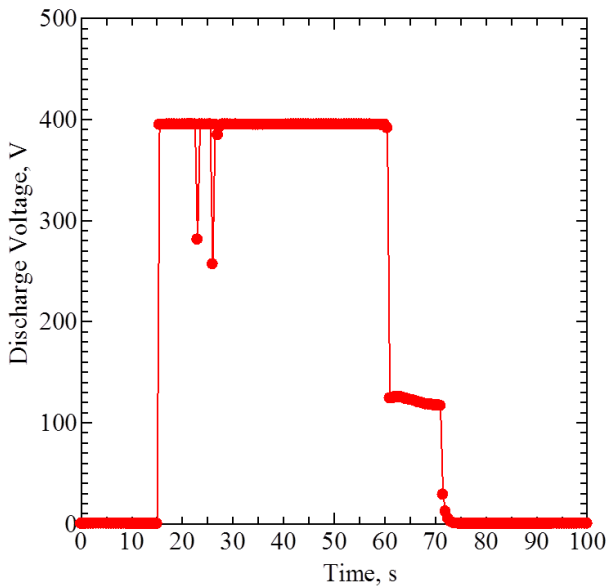
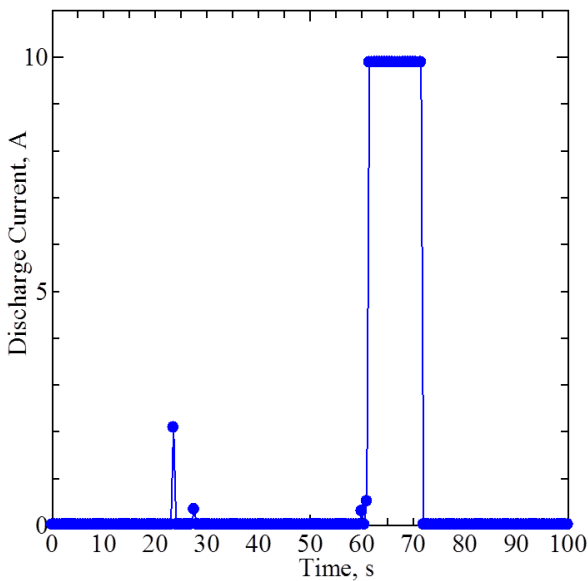


図 19 スラスタ動作時の様子



(a) 電圧推移



(b) 電流推移

図 20 スラスタ動作中の電流電圧推移

#### 4. 結論・考察

##### 4.1 TCHT-5 の性能取得実験の結論・考察

今回、磁極位置 22 mm、放電室長さ 12 mm のとき目標性能である比推力 1,300 s 達成したのは、推進剤流量 0.3 mg/s のとき、消費電力 84 W、推進効率 29.0% となり、最も性能が良い結果となった。しかし、目標性能の投入電力 50 W より 34 W 高い結果となっている。その為、更なる改良が望まれる。

改良の例を幾つか提示する。1つは磁場形状の見直しとして磁束密度の変更を考えている。現在の磁束密度を変更

することにより、電子の捕捉する量を変更する。もう一つは、放電室長の長さの最適化を考えている。先行研究から放電室長さ 12 mm より短くしても性能は向上しないことがわかっているため、プリュームの発散角を計測することによる最適化を考案している。

##### 4.2 TAC-PI の動作実験結論・考察

TAC-PI によって他のホールスラスタの動作が確認できたが、イグナイタによる瞬間的な放電のみでは電子の精製が持続されず、着火不良が起きるような安定した電子供給をすることができなかった。この改善案としては、図 21 のように、放電室外で行っていたイグニッション放電を放電室内で行うことである。これにより、着火不良を低下させる。また、ミラー磁場や、カスプ磁場を使用することにより、電子を放電室に閉じ込め、電子精製を促す方法を考案している。

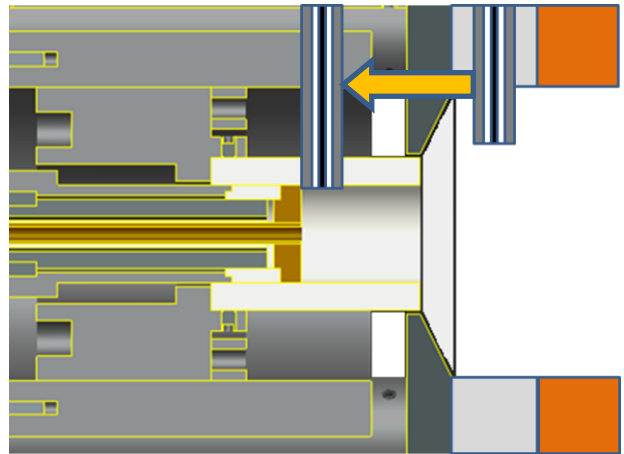


図 21 放電室内変更の例

##### 参考文献

- 1) Tetsuo Kakuma, Tomoyuki Ikeda, Masato Nishida, Taisuke Kagota, Yuya Takahata, Hirokazu Tahara 「Research and Development of Low-Power Cylindrical-Type Hall Thrusters for Nano/Micro-Satellites」 Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), IEPC-2015-302/ISTS-2015-b-302. . .
- 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) 藤原恭兵, 川上天誠, 小林充宜, 古久保裕介, 角間徹生, 高畑侑弥, 田原弘一, 高田恭子 「宇宙航行用大電力及び超小型衛星搭載用低電力ホールスラスタの研究開発」 第 53 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会, 2016 年 11 月, 名城大学ナゴヤドーム前キャンパス (愛知県名古屋市) .