

## 5kW 級 SPT:TAL 型ホールスラスタの性能特性

### Performance Characteristics of 5 kW-Class SPT and TAL Hall Thrusters

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

○Yuya Takahata・Taisuke Kagota・Tetsuo Kakuma・Yusuke Furukubo・Mitsuyoshi Kobayashi・  
Hirokazu Tahara・Kyoko Takada（Osaka Institute of Technology）  
Tomoyuki Ikeda（Tokai University）

#### Abstract

R&D activities of high-power, high-specific-impulse Hall thruster are required to space development in the future. This is because the Hall thruster is suitable for excellent propulsion performance, simple structure and small size. However, in order to achieve various In-space missions, we need to improve the performance of the Hall thruster. Specially, the Hall thruster is expected for use in future space missions, such as thrusters for solar-power satellite construction and manned Mars exploration. In this study, we introduce the recent research and development of SPT-type (Magnetic-layer-type) TAL-type (Anode-layer-type) Hall thrusters at Osaka Institute of Technology. In order to design special Hall thrusters with large electric power, high specific impulse, high thrust efficiency and long operating time, we carried out basic experiments with SPT-type and TAL-type Hall thrusters in the range of 500-1,000 V in discharge voltage. As a result, the SPT-type showed performance of specific impulse 3,468.5 s and thrust efficiency 63.4% with 2.1 kW. Also, the TAL-type performance reached specific impulse 2,919.9 s and thrust efficiency 41.3% with 3.0 kW.

#### 1. はじめに

日本の各大学や研究機関が参加し、ALL-Japan 体制での宇宙開発ミッションと、それに用いるホールスラスタの開発を目的とした、RAIJIN プロジェクト(Robust Anode-layer Intelligent for Japan IN-space propulsion) に大阪工業大学も参画している。その中で、1 GW 級太陽発電衛星の建造や有人火星探査等のミッションが提案されている。これらのミッションを実現するためには、高比推力、高推進効率、長寿命の推進機が必要不可欠である。そこで、優れた推進性能を持ち、構造が簡素であるホールスラスタの使用が期待されており、ホールスラスタは日本の RAIJIN プロジェクトのみならず、世界各国で注目されており、日々研究開発が盛んに行われている<sup>1-6)</sup>。

本研究では、長距離惑星間航行が可能となる大電力・高比推力ホールスラスタの開発を目標とする。まず、ホールスラスタの中でも放電室直径 100 mm クラスである Magnetic-layer 型ホールスラスタに放電電圧 300-1,000 V を印加し、比推力 3,000 s 以上を目指す。次に、Magnetic-layer 型の実験結果から得られたデータを基に、放電室直径 65 mm と小型の Anode-layer 型ホールスラスタにて放電電圧 300-1,000 V を印加し、高比推力化を目指す。

#### 2. 実験設備

**2.1 実験設備概要** 本研究で使用した実験設備の概略図を図 2-1 に示す。実験設備は真空排気装置、スラスタ作動システム、推力測定装置の 3 種に分類される<sup>1-7)</sup>。本稿では真空排気装置、各スラスタの詳細、ホローカソード、推力測定装置、また本研究では宇宙科学研究所の真空チェンバを借り実験を行ったため、その詳細を含め 5 つを述べる。

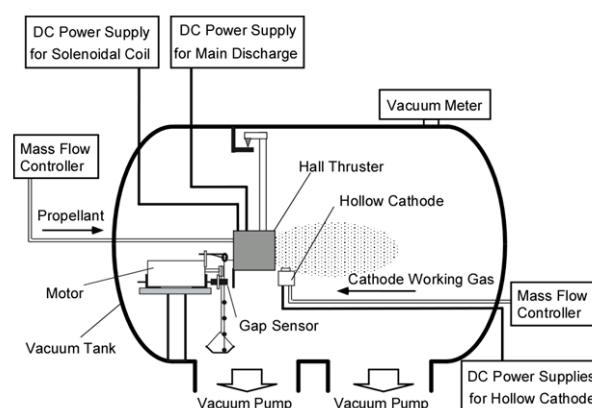


図 2-1 実験設備概略図

**2.2 真空排気装置** 本研究で使用した真空チェンバの外観図を図 2-2、真空排気系の概略図を図 2-3、真空容器の仕様を表 2-1 にそれぞれ示す。

本大学が所有する真空チェンバは水冷ジャケット式真空チェンバとなっており、スラスタの長時間作動実験等、スラスタの耐久試験にも使用可能となっている。真空容器は長さ 2,250 mm、直径 1,200 mm の円筒形状となっている。真空排気系は真空容器、ターボ分子ポンプ 2 台、ロータリーポンプ 2 台の 3 系統で構成されている。ロータリーポンプには（株）日本真空技術製のロータリーポンプ VD301 を使用しており、大気下からの粗引きはこのポンプを使用する。また、15 Pa 以下の高真空排気には、1 台あたり 5,000 L/s 排気することが可能である（株）大阪真空機器製作所製のターボ分子ポンプ TG5000 を使用している<sup>1-6)</sup>。

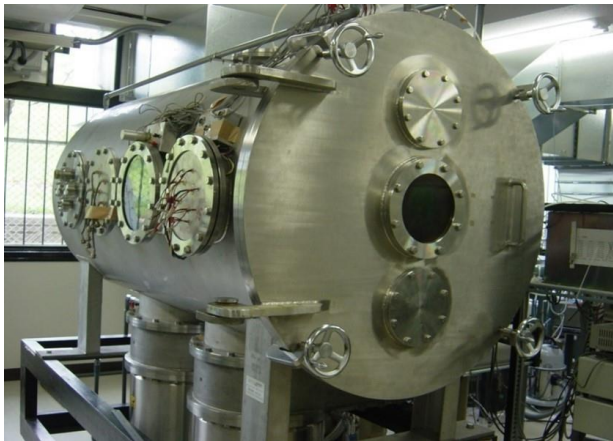


図 2-2 真空チェンバ外観図

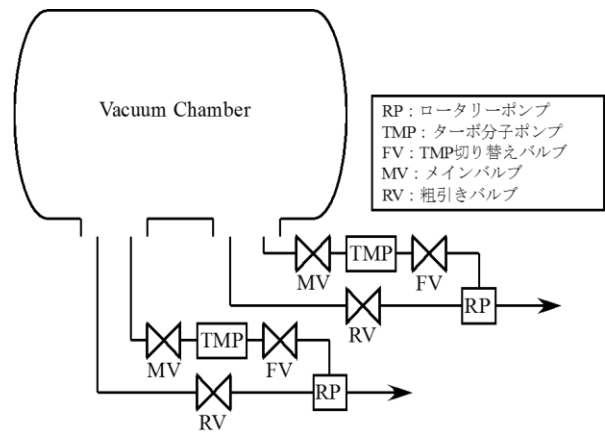


図 2-3 真空排気系

表 2-1 真空チェンバ仕様	
Chamber	
Length [mm]	2,250
Diameter [mm]	1,200
Pump	
Exhaust Velocity [L/s]	10,000
Back Pressure [Pa]	3.3 x 10 <sup>-2</sup>

**2.3 THT-VI** 本研究で使用した SPT 型ホールスラスタ“THT-VI”の外観図を図 2-4、断面図を図 2-5、放電室の仕様を表 2-2、磁場形成に用いたコイルの仕様を表 2-3 にそれぞれ示す。

放電室の長さは 40 mm、外形 100 mm、内径 56 mm、材質には BN を使用した。磁場形成に用いたコイルは外側に 6 個、内側に 1 個、アノードの後部に 1 個備え付けられている<sup>1-6)</sup>。



図 2-4 THT-VI 外観図

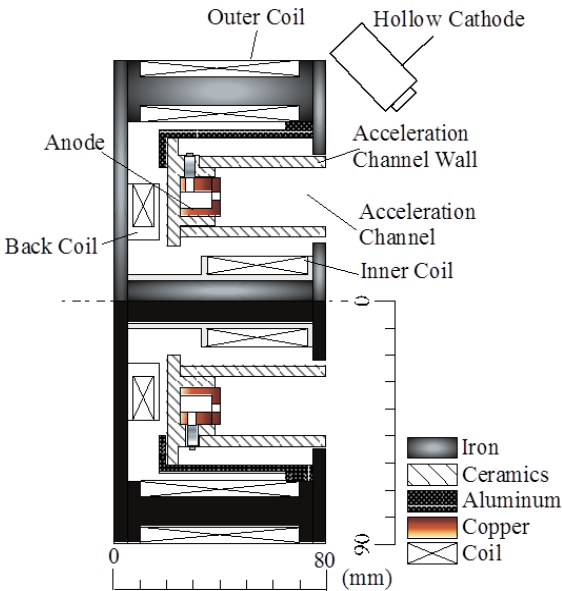


図 2-5 THT-VI 断面図

表 2-2 THT-VI の放電室仕様	
Discharge Channel	
Length [mm]	40
Inner Diameter [mm]	56
Outer Diameter [mm]	100
Material	BN (Boron nitride)

表 2-3 THT-VI の各コイル仕様

Coils	
Material	Copper $\phi$ 0.5 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

**2.4 TALT-2** 本研究で使用した TAL 型ホールスラスト“TALT-2”の外観図を図 2-6、断面図を図 2-7、放電室の仕様を表 2-4、磁場形成に用いたコイルの仕様を表 2-5 にそれぞれ示す。

放電室の長さは 35 mm、外形 65 mm、内径 45 mm、材質には銅を使用した。磁場形成に用いたコイルは外側に 1 個、内側に 1 個、アノードの後部に 1 個備え付けられている<sup>1-6)</sup>。

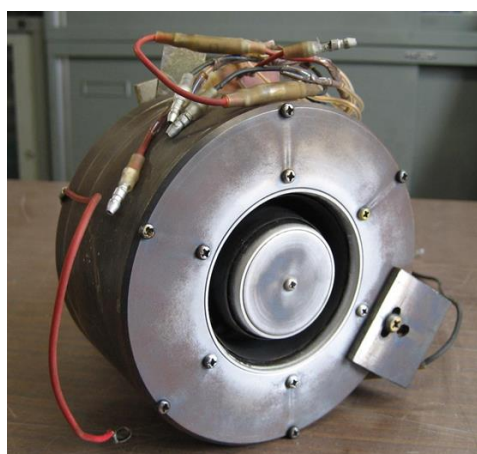


図 2-6 TALT-2 外観図

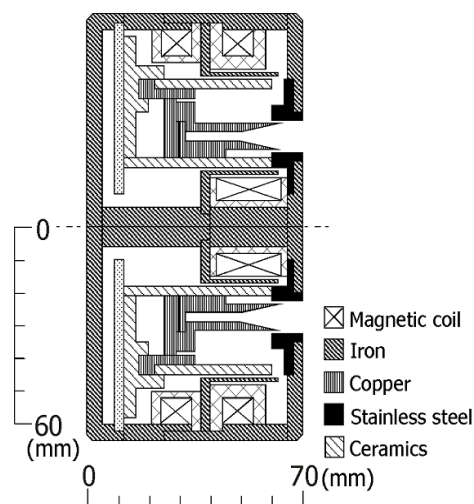


図 2-7 TALT-2 断面図

表 2-4 TALT-2 の放電室仕様

Discharge Channel	
Length [mm]	35
Inner Diameter [mm]	45
Outer Diameter [mm]	65
Material	Cu (Copper)

表 2-5 TALT-2 の各コイル仕様

Coils	
Material	Copper $\phi$ 0.5 mm
Inner Coil	
Number of Turns	480
Quantity	1
Outer Coils	
Number of Turns	240
Quantity	1
Trim Coil	
Number of Turns	200
Quantity	1

**2.5 ホローカソード** 本研究において、ホールスラストのカソードとしてホローカソードを用いた。ホローカソードの概略図を図 2-8 に示す。

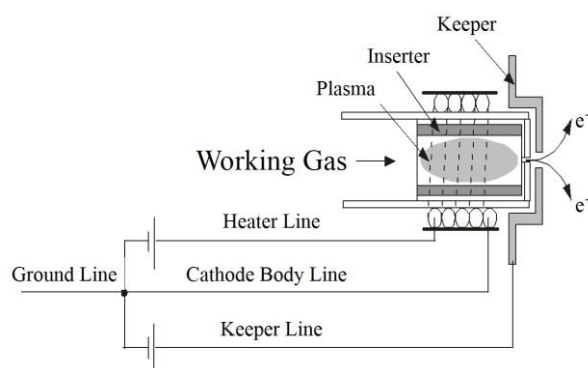


図 2-8 ホローカソード概略図

ホローカソードのシリンダー内にはダブルカーボネート ( $\text{BaCO}_3$ ,  $\text{SrCO}_3$ ) が塗られたタンタルの箔 (インサータ) が挿入されている。作動時には、ヒーターフィラメントに電流を流してインサータを高温に加熱し、インサータ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、シリンダー内にプラズマを生成する。ホローカソードの前面には、キーパと呼ばれる電極を取り付け、ホローカソード本体に対して 100 V 程度の電圧を印加する。電子は内部のタンタルの箔からホローカソード内部のプラズマを經由し、キーパに穴あけられた直径 3 mm のオリフィス穴を通過して外部に放出される。ホローカソード作動のために二つの直流電源を必要とする。なお、ホローカソードには、Veeco-Ion Tech 社製 HCN-252 を用いた。

**2.6 推力測定装置** 本研究で使用した推力測定装置の概略図を図 2-9 に示す。

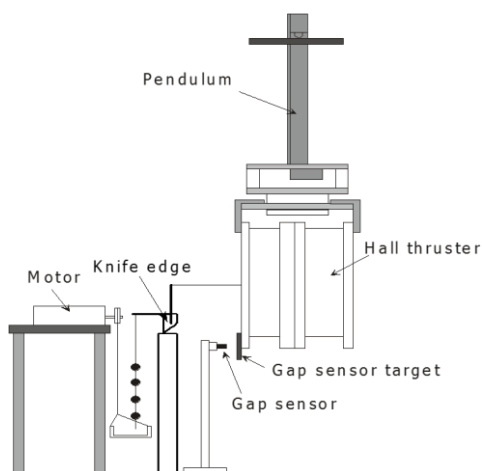


図 2-9 推力測定装置概略図

スラスタの性能評価を行うためには推力の測定が必要不可欠であるが、ホールスラスタが発生する推力は mN オーダーと小さく、設置点やコード類の摩擦や抵抗等の影響を受けやすい。そこで本研究では、微小変位計を用いた剛体振り子式の推力測定システムを用いた。微小変位計には、(株)エミック製の渦電流方式の非接触微小変位計 (EMIC NA-020) を用いた。

スラスタは真空容器天井から吊り下げられたアルミニウム製のスラストスタンドに取り付けられる。真空環境下における推力較正は次の手順で行う。1 個約 2.5 g である較正用のおもりを乗せた皿をサーボモータにて下げ、スラスタに既知荷重を与える。しかし、おもりによる既知荷重は垂直方向の既知荷重になってしまうため、ナイフエッジを用いた振り子式の装置を用いて、スラスタに水平方向の既知荷重を与えた。ナイフエッジを用いたことで、支点での摩擦を極力小さくすることで、垂直方向の既知荷重を水平方向の既知荷重へと損失なく変換させることができる。また、おもりは計 4 個あり、皿に残すおもりの個数を変えることにより、スラスタに与える既知荷重を変化させることができる。スラスタに水平方向の荷重がかかることで、スラスタに取り付けられている微小変位計用のターゲット板と微小変位計との距離が変化し、それと同時に微小変位計から発せられている信号が変化する。この信号の変化をレコーダで読み取り、この変位とおもりの個数を変化させた際に生じた既知荷重を参照させることで構成曲線が得られる。推力構成のグラフを図 2-10 に示す。この校正は線形性に優れている。また、非接触変位計の分解能も高いため、100 mN 程度までの推力を $\pm 1.0\%$ 程度の高精度で測定できる。推力校正が終わり次第モータを動かして受け皿を上げ、既知荷重が全く掛かっていない状態にする。その後スラスタを作動させ、その際に生じる微小変位計の信号の変化から推力を算出する。なお、レコーダには(株)キーエンス製の PC リンク型高機能レコーダ GR-3000 を用いた<sup>1-6)</sup>。

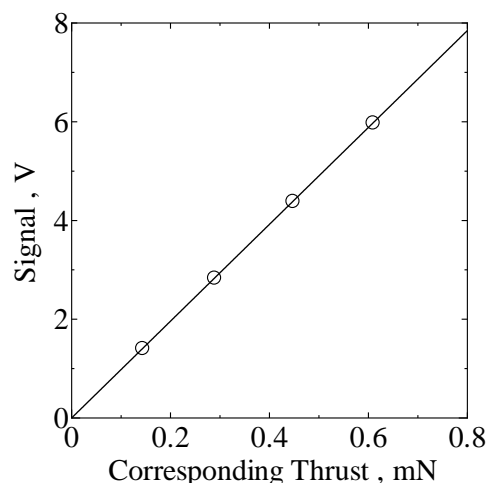


図 2-10 推力構成グラフ

**2.7 実験設備 (宇宙航空研究開発機構)** 本研究に際し、宇宙航空研究開発機構 (以後、JAXA と呼称) の所有する実験設備を使用し実験を行った。実験装置の概略図を図 2-11、真空チェンバの外観図を図 2-12 に示す<sup>2,3)</sup>。

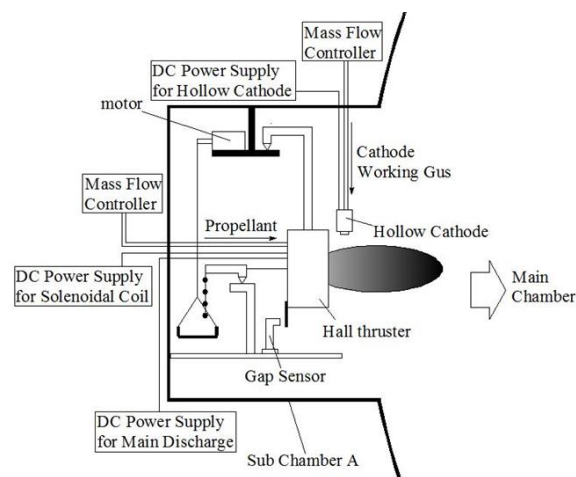


図 2-11 実験装置概略図



図 2-12 真空チェンバ外観図



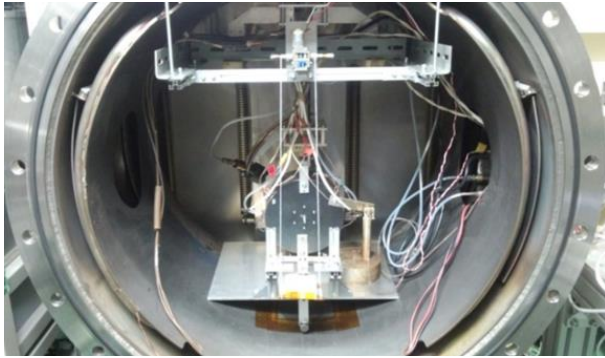


図 2-13 推力測定システム外観図

サブチェンバ A は直径 700 mm、長さ 500 mm の円筒状となっており、メインバルブを介してメインチェンバと接続されている。また、サブチェンバ A には排気速度が 140 L/s のターボ分子ポンプが接続されており、前準備である粗引きはこのターボ分子ポンプで行う。サブチェンバ A は、メインバルブが開くことでメインチェンバと接続される。メインチェンバには排気速度が 28,000 L/s のクライオポンプが接続されており、メインバルブが開かれた後はこのクライオポンプで本びきとなる。真空排気系の概略図を図 2-14、使用したサブチェンバ A の仕様を表 2-6 にそれぞれ示す<sup>2,3)</sup>。

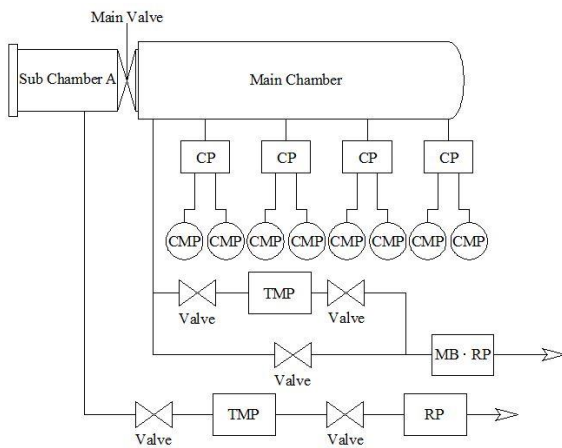


図 2-14 真空排気系概略図

表 2-6 真空チェンバ仕様

Main Chamber	
Length [mm]	5,000
Diameter [mm]	2,000
Sub Chamber A	
Length [mm]	600
Diameter [mm]	800
Turbo Molecular Pump	
Exhaust Velocity [L/s]	140
Cryo Pump	
Exhaust Velocity [L/s]	28,000
Back Pressure [Pa]	$3.25 \times 10^{-5}$

### 3. 実験条件・結果 (SPT 型)

#### 3.1 実験条件 SPT 型の実験条件を表 3-1 に示す。

THT-VI にて放電電圧 300-1,000 V まで 50 V 刻みで作動実験を行い、推進性能を測定した。推進剤にはキセノンガス (Xe) を使用した。コイル電流には、内コイルに 0.3 A、外コイルに 0.3 A、トリムコイルに 0.9 A 流した。なお、本実験では JAXA が所有する真空チェンバを使用し実験を行った。

本実験で取得したデータは放電電流 (A) - 放電電圧 (V) 特性、推力 (mN)・比推力 (s) - 放電電圧 (V) 特性、推進効率 (%) - 放電電圧 (V) 特性の 3 種類である。

表 3-1 SPT 型の実験条件

Discharge Voltage [V]	300-1,000	
Propellant	Xenon	
Mass Flow Rate [mg/s]	THT-VI	3.0
	Hollow Cathode	0.1-0.2
Coil Current [A]	0.3, 0.3, 0.9 (Inner, Outer, Trim)	
Back Pressure [Pa]	$3.55 \times 10^{-3}$	
Vacuum Device	JAXA Chamber	

#### 3.2 実験結果 本実験より取得した放電電流 (A) - 放電電圧 (V) の特性グラフを図 3-1 に、推力 (mN)・比推力 (s) - 放電電圧 (V) の特性グラフを図 3-2 に、推進効率 (%) - 放電電圧 (V) の特性グラフを図 3-3 にそれぞれ示す。

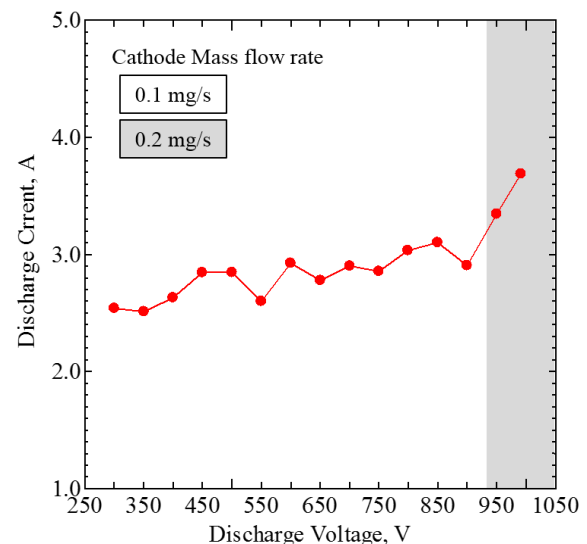


図 3-1 放電電流 (A) - 放電電圧 (V)

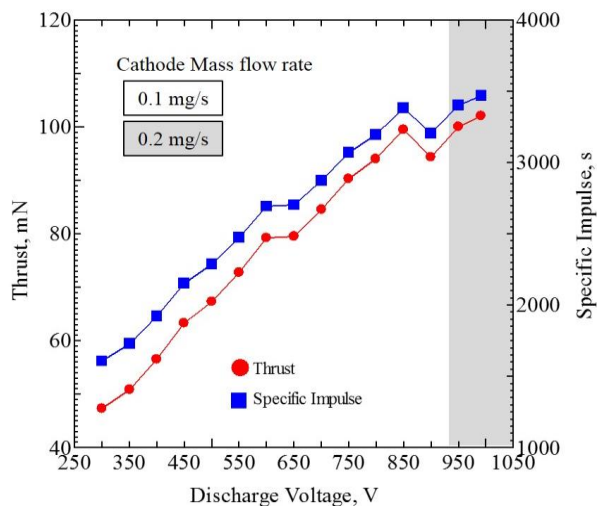


図 3-2 推力 (mN)・比推力 (s)-放電電圧 (V)

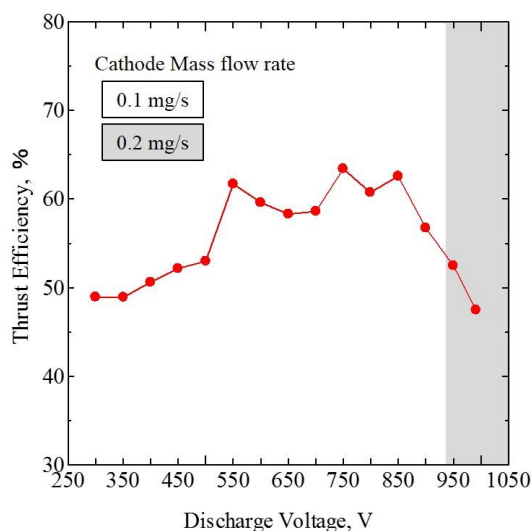


図 3-3 推進効率 (%) - 放電電圧 (V)

本実験では、ホローカソード流量を途中で増加させている。これは、噴射時の投入電力の増加に比例して作動が不安定になり、作動を安定させるために流量を増やしたことに起因している。ホローカソード流量の変化を詳しく説明すると、放電電圧 300-900 V まで 0.1 mg/s、950-1,000 V 時まで 0.2 mg/s である。放電電圧 300 V 時の作動写真を図 3-4、放電電圧 1,000 V 時の作動写真を図 3-5 にそれぞれ示す。



図 3-4 放電電圧 300 V 作動時



図 3-5 放電電圧 1,000 V 作動時

放電電圧 900 V 時において推力、比推力共に一時的な数値の低下が確認された。放電電圧 900 V での作動の際、放電室外周部の絶縁体が赤熱していることを確認した。本学での先行研究にて、放電電圧 1,000 V での作動時においてスラストが過熱により破損したことを考慮し、一時的に実験を中断、スラストを冷却した。通常、温度が上昇すると原子内の電子が励起し始め、電離が活発に起きる。このことから、放電電圧 850 V 以前は熱により電離がある程度促進されていたと考えられる。しかし、スラストを冷却したことで温度が低下し、放電電圧 850 V 以前に比べ電離が促進されなかったため、放電電圧 900 V において数値の減少を招く結果になったと考えられる。

#### 4. 実験条件・結果 (TAL 型)

**4.1 実験条件** TAL 型の実験条件を表 3-1 に示す。TALT-2 にて放電電圧 300-850 V まで 50 V 刻みで作動実験を行い、推進性能を測定した。推進剤にはキセノンガス (Xe) を使用した。コイル電流には、内コイルに 1.5 A、外コイルに 0.3 A、トリムコイルに 0.9 A 流した。なお、本実験では本学が所有する真空チェンバを使用し実験を行った。

本実験で取得したデータは放電電流 (A) - 放電電圧 (V) 特性、推力 (mN)・比推力 (s) - 放電電圧 (V) 特性、推進効率 (%) - 放電電圧 (V) 特性の 3 種類である。

表 4-1 TAL 型の実験条件

Discharge Voltage [V]	300-850	
Propellant	Xenon	
Mass Flow Rate [mg/s]	TALT-2	3.0
	Hollow Cathode	0.1-0.5
Coil Current [A]	1.5, 0.3, 0.9 (Inner, Outer, Trim)	
Back Pressure [Pa]	$3.0 \times 10^{-2}$	
Vacuum Device	OIT Chamber	

**4.2 実験結果** 本実験より取得した放電電流 (A) - 放電電圧 (V) の特性グラフを図 4-1 に、推力 (mN)・比推力 (s) - 放電電圧 (V) の特性グラフを図 4-2 に、推進効率 (%) - 放電電圧 (V) の特性グラフを図 4-3 にそれぞれ示す。

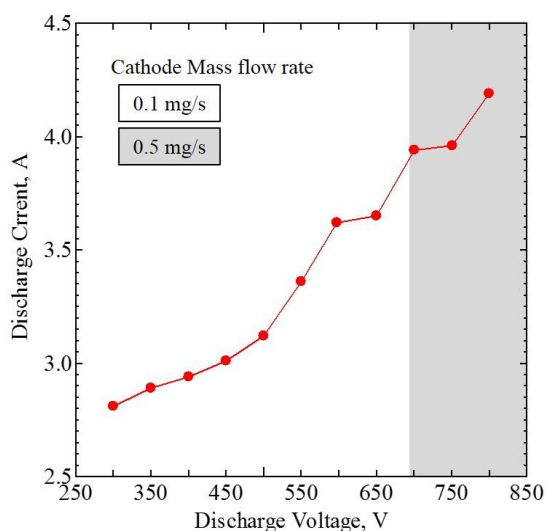


図 4-1 放電電流 (A) - 放電電圧 (V)

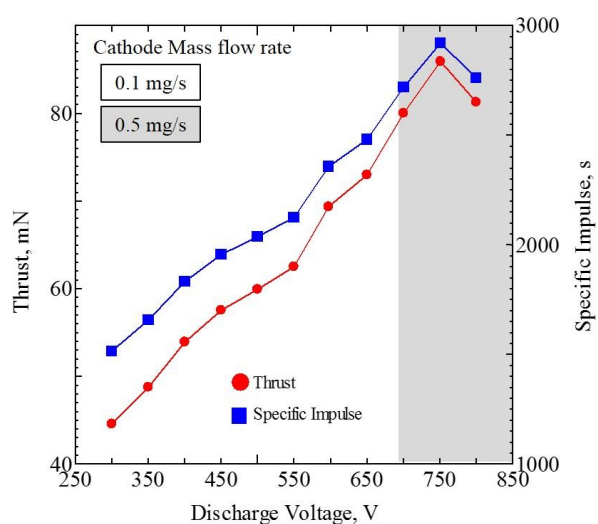


図 4-2 推力 (mN) ・ 比推力 (s) - 放電電圧 (V)

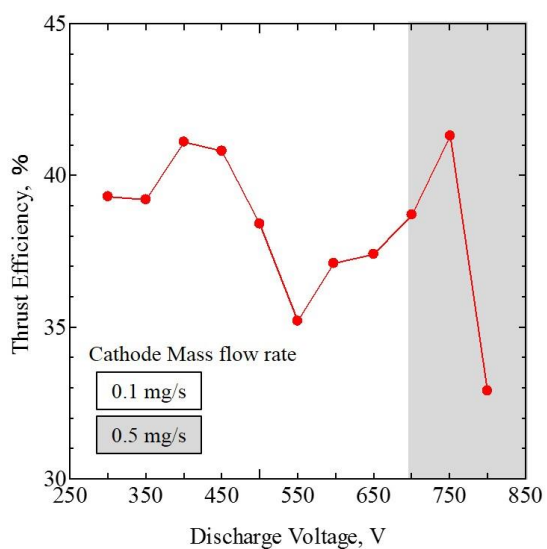


図 4-3 推進効率 (%) - 放電電圧 (V)

作動条件に対し、実験結果では放電電圧 850 V 時の性能データが存在していない。これは、放電電圧 850 V 時におけるスラスタ作動の際、アノード外周部に極端な赤熱が確認されたため、ここで実験を中止したことに起因する。放電電圧 850 V 作動時のスラスタ正面からの図を図 4-4、作動停止直後のスラスタ側面からの図を図 4-5 に示す。

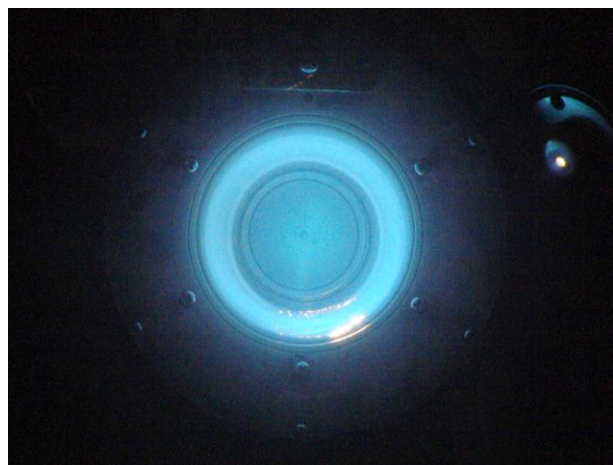


図 4-4 放電電圧 850 V 作動 (スラスタ正面)



図 4-5 作動停止直後 (スラスタ側面)

図 4-4 に示したようにアノード外周部右下に赤熱が確認できたため、放電電圧 850 V 作動実験を途中で中止し、スラスタのメンテナンスを行った。その結果、アノード外周部の赤熱していた部分が融解していることが確認された。融解した実験後のアノードを図 4-6 に示す。

通常プリュームは内側に収束するので、本来外側ではなく内側のアノードが熱的に不利である。しかし、内側のアノードには融解の兆しは確認できなかった。また、さらにメンテナンスを進めていくと、内側のコイルが激しく焼損していることが確認された。以上のことから、熱によりコイルが焼損したことで本来の磁場が形成されず、プリュームが外周方向に発散、プリュームが外側のアノードに接触したため、外側のアノードが融解したと考えられる。



図 4-6 融解したアノード外周部

## 5. 総 括

今回、SPT 型及び TAL 型ホールスラスタにて大電力作動実験を行った。SPT 型では放電電圧 1,000 V による作動を確認し、比推力 3,000 s 以上、推進効率 60% 以上という数値を記録した。TAL 型では放電電圧 850 V による作動を確認した。しかし、SPT 型では放電室外周部の絶縁体の赤熱、TAL 型ではアノード外周部の融解など、両スラスタ共に熱の影響によるスラスタの異常が見られた。よって、熱解析等を行い、熱に弱い部分等に熱対策を施す。また、スラスタ周辺の熱の測定を行う。

なお、TAL 型に関しては今回のアノード融解という結果から、現状の TALT-2 では放電電圧 800 V 以上での作動は困難である可能性が浮上した。そこで、電圧作動時の熱によるコイルの焼損や、アノードの熱膨張による絶縁体の破損を防ぐために改良を施した新型スラスタの考案が必要であると考えた。図 5-1 に現在考案中である新型 TAL 型ホールスラスタの図を示す。今後は、この新型スラスタの開発も行い、高電圧作動による高比推力化を目指す。

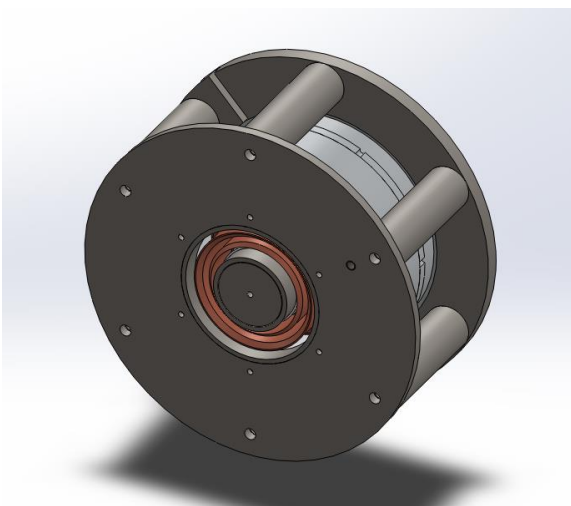


図 5-1 新型ホールスラスタの 3D 図

## 参 考 文 献

- 1) Kagota, T., Tkahata, Y., Kakuma, T., Nishida, M., Ikeda, T., and Tahara, H., “Performance Characteristics of High-Power, High-Specific-Impulse Anode-Layer-Type Hall Thrusters for In-Space Propulsion”, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium, IEPC-2015-153/ISTS-b-153, Kobe City, Hyogo, Japan, 2015.
- 2) Takahata, Y., Ikeda, T., Nishida, M., Kagota, T., Kakuma, T., and Tahara, H., “Research and Development of High-Power, High-Specific-Impulse Magnetic-Layer-Type Hall Thrusters for Manned Mars Exploration,” 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium, IEPC-2015-302/ISTS-b-302, Kobe City, Hyogo, Japan, 2015.
- 3) 籠田泰輔, 角間徹生, 高畑侑弥, 古久保祐介, 小林充宣, 田原弘一, 高田恭子, 池田知行 「大電力ホールスラスタの高電圧性能特性」 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 1C09, かがしま県民交流センター, 鹿児島県鹿児島市, 2015 年 10 月.
- 4) Kagota, T., Kawamura, T., Mito, Y., Nishida, M., Ikeda, T., and Tahara, H., “Performance Characteristics of High-Power, High-Specific-Impulse Hall Thrusters for In-Space Propulsion,” AIAA Propulsion and Energy 2014, AIAA-2014-3814, Cleveland, OH, USA, 2014.
- 5) Nishida, M., and Tahara, H., “Research and Development of Hall Thruster Series at OIT,” 1st OIT & KAIST Joint Workshop on Electric Rocket Engines and Plasma Applications, Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST), Daejeon, Korea, 2014.
- 6) Mito, Y., Sugimoto, N., Kato, Y., Ikeda, T., and Tahara, H., “Research and Development of High-Power and High-Specific-Impulse Hall Thrusters at Osaka Institute of Technology,” 29th International Symposium on Space Technology and Science (29th ISTS), Nagoya Congress Center, Nagoya City, Aichi, Japan, ISTS 2013-o-1-02, 2013.
- 7) Kakuma, T., Ikeda, T., Nishida, M., Kagota, T., Takahata, Y., and Tahara, H., “Research and Development of Low-Power Cylindrical-Type Hall Thrusters for Nano/Micro-Satellites,” 30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium, IEPC-2015-151/ISTS-b-151, Kobe City, Hyogo, Japan, 2015.