

有人火星探査用大電力 SPT/TAL 型ホールスラスタの開発研究

○高畑侑弥, 池田知行, 西田万里, 籠田泰輔, 角間徹生, 田原弘一 (大阪工業大学)

Research and Development of High-Power SPT/TAL Type Hall Thrusters for Manned Mars Exploration

Yuya Takahata, Tomoyuki Ikeda, Masato Nishida, Taisuke Kagota, Tetsuo Kakuma,
and Hirokazu Tahara (Osaka Institute of Technology)

Abstract

The Hall thruster is required to space development in the future. This is because the Hall thruster has the characteristics of excellent propulsion performance; simple structure and small size. However, in order to apply to various space missions, performance improvement of Hall thrusters are needed. In this study, the performance characteristics were measured with SPT-type and TAL-type Hall thrusters in the range of discharge voltage 300V-1000V. As a result, we obtained performance of thrust 102.05mN, specific impulse 3468.5sec, and thrust efficiency 63.4% with 2.1kW.

Keywords: Electric Propulsion, Hall Thruster, Magnetic Layer, Anode Layer, High Power, Manned Mars Exploration

1. はじめに

現在, 1GW 級太陽発電衛星建設や有人火星探査船等の宇宙開発ミッションが提案されている。これらを達成するためには高推進効率, 長寿命な推進機が必要不可欠であり, その中でも, 優れた推進性能を持ち構造が簡素なホールスラスタの使用が期待されている¹⁾。

本研究では, 長距離惑星間遷移を可能とする高比推力ホールスラスタの開発を目標とし, 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 300-1000V を印加し, 比推力 3000 sec 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高比推力化を目指す。また, スラスタ作動時における真空チャンバ圧力の影響を調査するために, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が所有する大型実験設備にて本学と同じ条件で実験を行い, 性能を比較した。

2. 実験設備

2-1. 実験装置概要

本実験で用いる実験装置の概略図を Fig. 1 に示す²⁾。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。

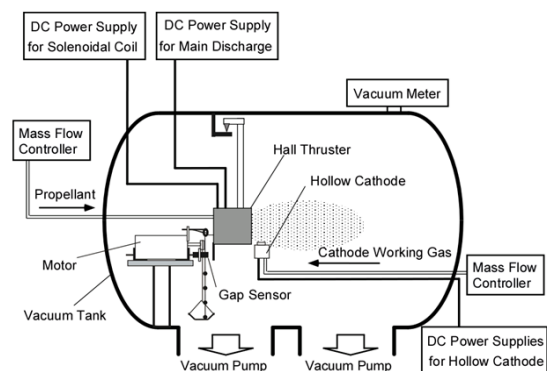


Fig. 1 実験装置概略図

2-2. 真空排気装置

本実験で使用した真空チェンバの外観図を Fig. 2, 真空排気系の概略図を Fig. 3, 真空チ

エンバの仕様を Table 1 にそれぞれ示す。

この真空チェンバは、水冷ジャケット式真空チェンバとなっており、スラスタの長時間実験等、スラスタの耐久試験も使用可能となっている。真空容器は、長さ 2250 mm, 直径 1200 mm の円筒形状となっている。真空排気系は、真空容器、2 台のターボ分子ポンプ、2 台のロータリーポンプの 3 種類から構成される。ロータリーポンプは、(株) 日本真空技術製のロータリーポンプ VD301 を使用している。15 Pa 以下の高真空排気には、(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。このターボ分子ポンプ 1 台当たりの排気速度は 5000 L/s である。



Fig. 2 真空チェンバ外観図

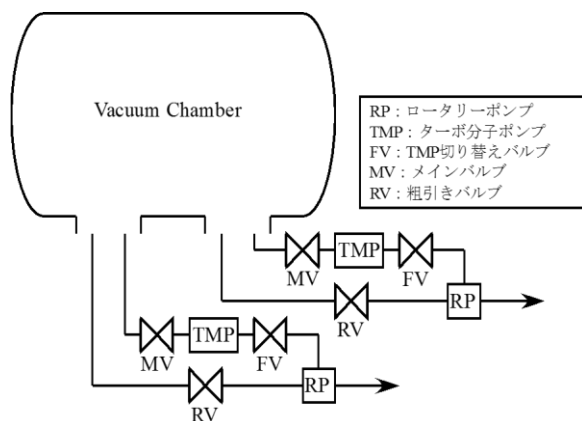


Fig. 3 真空排気系

Table 1 真空チェンバの仕様

Chamber	
Length [m]	2.25
Diameter [m]	1.2
Pump	
Exhaust Velocity [L/s]	10000
Back Pressure [Pa]	3.3×10^{-3}

2-3. THT-VI

本実験に使用した SPT 型ホールスラスタ (THT-VI) の外観図と断面図を Fig. 4 と Fig. 5 に、放電室とコイルの仕様を Table 2 と Table 3 にそれぞれ示す。

放電室長さは 40 mm, 外径 100 mm, 内径 56 mm, 材質には BN を使用した³⁾。電磁石に用いたコイルは外側に 6 個, 内側に 1 個, アノードの後ろ側に 1 個備え付けられている⁴⁾。



Fig. 4 THT-VI 外観図

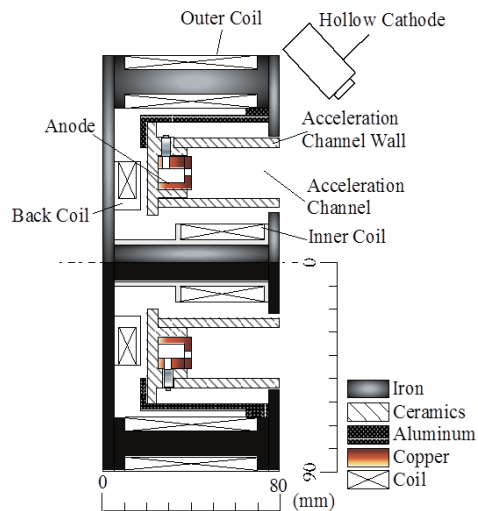


Fig. 5 THT-VI 断面図

Table 2 THT-VI の放電室詳細

Discharge Channel	
Length [mm]	40
Inner Diameter [mm]	56
Outer Diameter [mm]	100
Material	Boron nitride (BN)

Table 3 THT-VI のコイル詳細

Coils	
Material	Copper $\phi 0.5$ mm
Inner Coil	
Number of Turns	1200
Quantity	1
Outer Coils	
Number of Turns	1400
Quantity	6
Trim Coil	
Number of Turns	350
Quantity	1

2-3. TALT-2

本実験に使用した TAL 型ホールスラスト (TALT-2) の外観図と断面図を Fig. 6 と Fig. 7 に、放電室とコイルの仕様を Table 4 と Table 5 にそれぞれ示す。

放電室長さは 35 mm, 外径 65 mm, 内径 45 mm, 材質には銅を使用した。電磁石に用いたコイルは外側に 1 個, 内側に 1 個, アノードの後ろ側に 1 個備え付けられている。

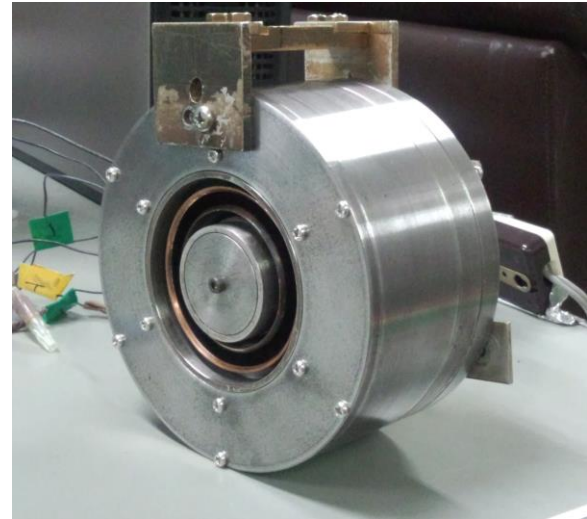


Fig. 6 TALT-2 外観図

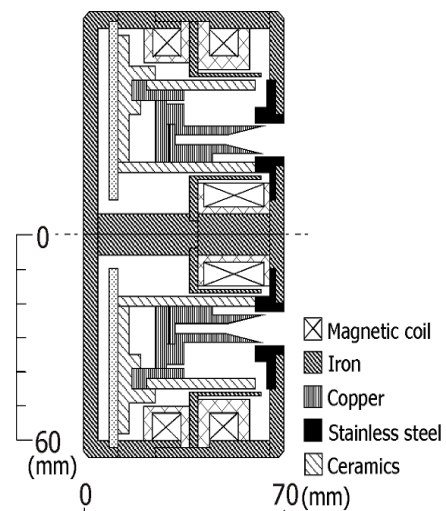


Fig. 7 TALT-2 断面図

Table 4 TALT-2 の放電室詳細

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

Table 5 TALT-2 のコイル詳細

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

2-4. 測定装置

スラスト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。しかし、ホールスラストが発生する推力は 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。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。推力測定装置の概略図を Fig. 8 に示す。なお、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。

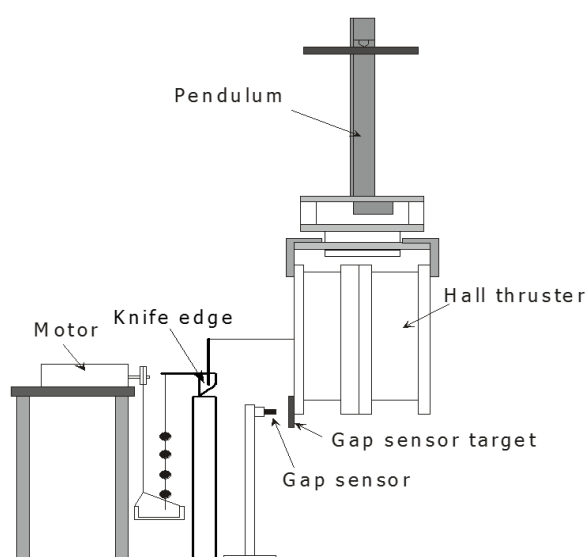


Fig. 8 推力測定装置概略図

スラスト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、スラスト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となってしまうため、ナイフエッジを用いた振り子式の装置を用いて、スラスト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、スラストに与える既知荷重を変化させることができる。スラストに水平方向の荷重がかかることで、スラスト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 Fig. 9 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。その後スラストを作動させ、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。

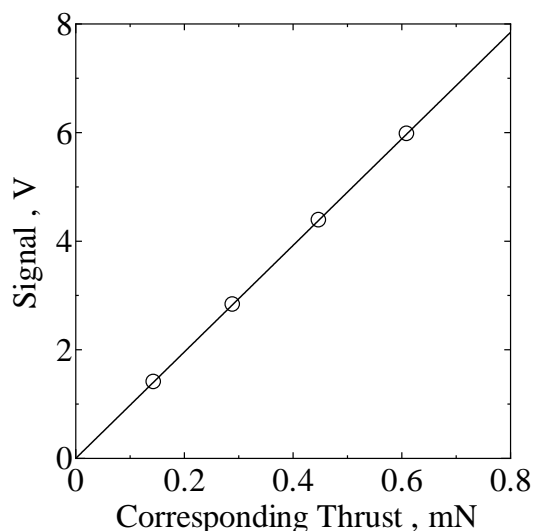


Fig. 9 推力較正グラフ

2-5. 実験設備（宇宙航空研究開発機構）

本研究に際し、スラスタ作動時における気圧の影響の調査を行うために、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にて、本学で行った実験と同じ条件で実験を行った。JAXA にて使用した実験装置の概略図を Fig. 10 に示す。実験システムに関してだが、真空排気系以外のものは本学で使用したものと同一ものを用いた。

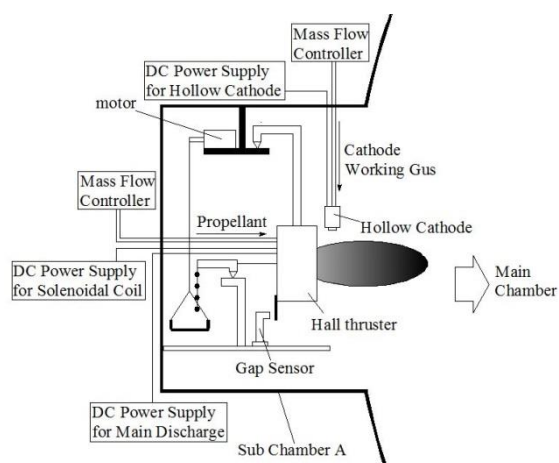


Fig. 10 実験装置概略図（JAXA）

JAXA で使用した真空チェンバの外観図を Fig. 11 に示す。



Fig. 11 真空チェンバ外観図

真空チェンバは、メインチェンバ、サブチェンバ A、サブチェンバ B の 3 つで構成され、本実験ではサブチェンバ A を使用した。サブチェンバ A の外観図を Fig. 12 に示す。

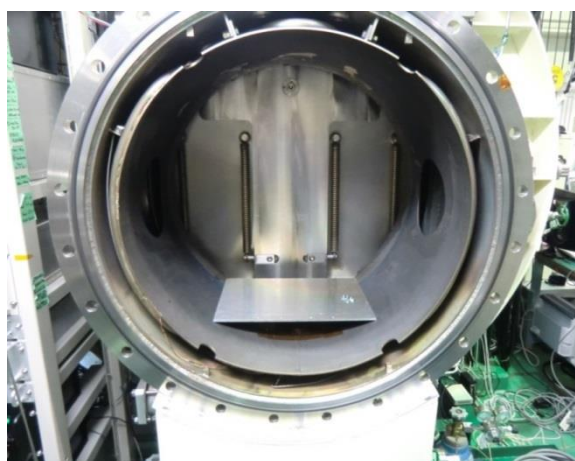


Fig. 12 サブチェンバ A の外観図

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。真空排気系についてだが、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、前準備である粗び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 28000 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 Fig. 13 に、使用したサブチェンバ A の仕様を Table 6 にそれぞれ示す。

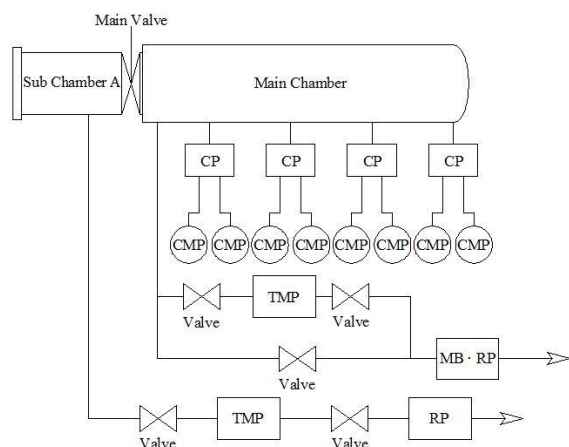


Fig. 13 真空排気系概略図

Table 6 真空チェンバの仕様

Sub Chamber A	
Length [mm]	500
Diameter [mm]	700
Pumps	
Turbo Molecular Pump	
Exhaust Velocity [L/s]	140
Cryo Pump	
Exhaust Velocity [L/s]	28000
Back Pressure [Pa]	3.25×10^{-5}

3. 実験条件・結果 (SPT 型)

3-1. 実験条件

本学で行った実験の条件を Table 7 にまとめる⁶⁾。THT-VI にて放電電圧 300-1000 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。

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(sec)-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。

Table 7 THT-VI の実験条件 (大阪工業大学)

Discharge Voltage [V]	300-1000	
Propellant	Xenon	
Mass Flow Rate [mg/s]	THT-VI	3.0-4.5
	Hollow Cathode	0.1-0.75
Coil Current [A]	0.3, 0.3, 0.9 (Inner, Outer, Trim)	
Back Pressure [Pa]	3.0×10^{-2}	

次に JAXA で行った実験の条件を Table 8 にまとめる。本学で行った実験同様、THT-VI にて放電電圧 300-1000 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。コイル電流であるが、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。

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(sec)-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。

Table 8 THT-VI の実験条件 (JAXA)

Discharge Voltage [V]	300-1000	
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]	3.55×10^{-3}	

3-2. 実験結果

本学で行った実験から取得した放電電流 (A)-放電電圧(V)の特性グラフを Fig. 14 に、推力(mN)・比推力(sec)-放電電圧(V)の特性グラフを Fig. 15 に、推進効率(%)-放電電圧(V)の特性グラフを Fig. 16 にそれぞれ示す。

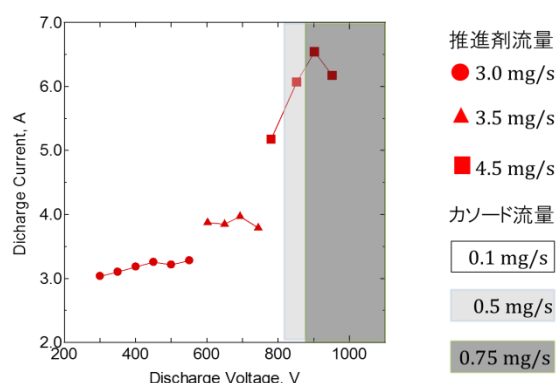


Fig. 14 放電電流(A)-放電電圧(V)

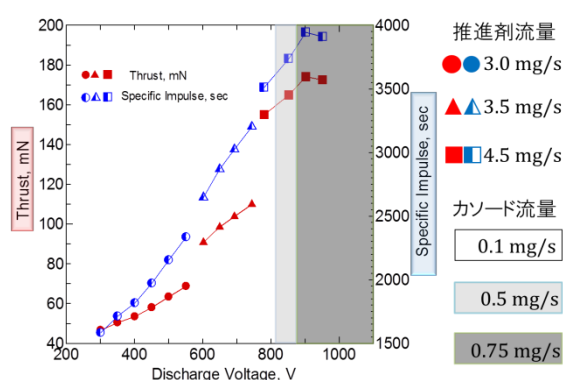


Fig. 15 推力(mN)・比推力(sec)-放電電圧(V)

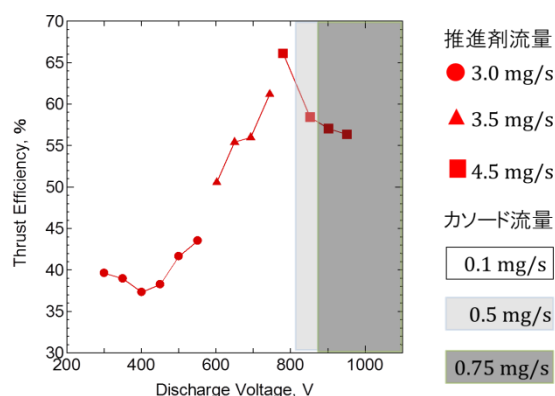


Fig. 16 推進効率(%)-放電電圧(V)

Fig. 14, Fig. 15, Fig. 16 では、放電電圧 1000 V 時のデータが存在していない。これは、放電電圧 1000 V 実験での作動時、スラスタ本体の過熱によりスラスタが破損してしまったことからデータを取得できなかった。また、推進剤流量とホローカソード流量を途中で増加させている。これについては、噴射時の投入電力が高くなることに比例して作動が不安定になり、その都度作動を安定させるために流量を増加させたことに起因している。グラフが途中で切れている、色分けされていることについては、推進剤流量とホローカソード流量を変化させたためにこのような仕様となっている。これらのグラフにおける推進剤流量についてそれぞれ詳しく説明すると、本体推進剤流量は放電電圧 300-550 V まで 3.0 mg/s, 600-750 V まで 3.5 mg/s, 800-1000 V まで 4.5 mg/s である。また、ホローカソード流量に関しては、放電電圧 300-800 V まで 0.1 mg/s, 850 V 時には 0.5 mg/s, 900-1000 V まで 0.75 mg/s である。放電電圧 300 V 時の作動写真を Fig. 17 に、放電電圧 1000 V 時の作動写真を Fig. 18 にそれぞれ示す。



Fig. 17 放電電圧 300 V 時



Fig. 18 放電電圧 1000 V 時

次に、JAXA で行った実験から取得した放電電流(A)-放電電圧(V)の特性グラフを Fig. 19 に、推力(mN)・比推力(sec)-放電電圧(V)の特性グラフを Fig. 20 に、推進効率(%)-放電電圧(V)の特性グラフを Fig. 21 にそれぞれ示す。

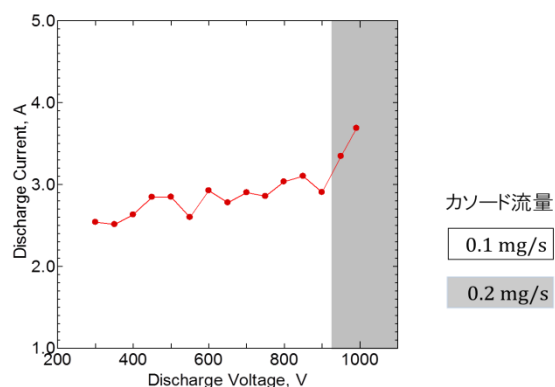


Fig. 19 放電電流(A)-放電電圧(V)

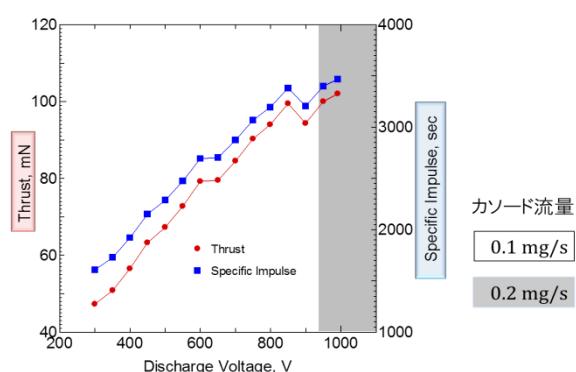


Fig. 20 推力(mN)・比推力(sec)-放電電圧(V)

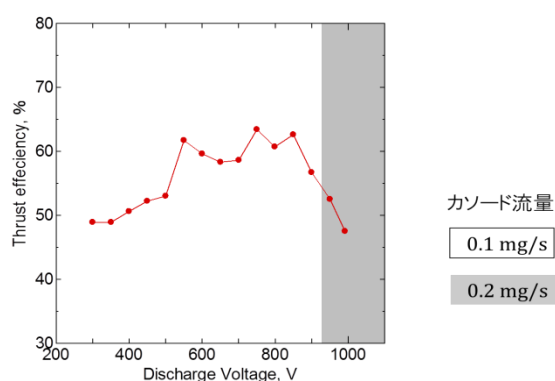


Fig. 21 推進効率(%)-放電電圧(V)

Fig. 19, Fig. 20, Fig. 21 では、ホローカソード流量を途中で増加させている。これについ

ては本学で行った実験同様、途中で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ためである。これらのグラフにおけるホローカソード流量に関して詳しく説明すると、放電電圧 300-900 V まで 0.1 mg/s, 950-1000 V 時まで 0.2 mg/s である。放電電圧 300 V 時の作動写真を Fig. 22 に、放電電圧 1000 V 時の作動写真を Fig. 23 にそれぞれ示す。



Fig. 22 放電電圧 300 V 時



Fig. 23 放電電圧 1000 V 時

JAXA で取得した実験結果では、放電電圧 300-900 V 間での放電電流値は 3.0 A 前後と安定している。これに対し、本学で取得した実験結果では、放電電圧 800 V 以降の放電電流値の上昇が著しい。これは、放電電圧 300-550 V 時に比べ推進剤流量を 1.5 mg/s 増加させたこと、ホローカソード流量を 0.1 mg/s から 0.5 mg/s, 0.75 mg/s と増加させたことなどから、移動する電子の量が増加し、急激な放電電流値の上昇を招く結果となった。また、JAXA で取

得した実験結果より、放電電圧 950-1000 V においてホローカソード流量を 0.1 mg/s から 0.2 mg/s に増加させた際、同様の放電電流値の上昇が確認できたことから読み取れる。

次に推力・比推力に関して、JAXA で取得した実験結果では、放電電圧 900 V 時において数値の一時的な低下が確認された。放電電圧 900 V での作動時の際、放電室外周部の絶縁体が赤熱していることを確認した。本学で放電電圧 1000 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となったと考えられる。

次に推進効率に関して、本学で取得した実験結果では、JAXA で取得した実験結果に比べ放電電圧 800 V 時において急激な数値の上昇が確認できた。JAXA で行った実験では 30 秒と十分な時間作動させることができたが、本学で行った実験では作動が比較的不安定であり、JAXA で行った実験ほど十分な時間作動させることができなかった。この結果、直前に作動させた際の揺れが残ってしまっていたためにこのような結果を招いたと考えられる。

4. 実験条件・結果 (TAL 型)

4-1. 実験条件

実験の条件を Table 9 にまとめる。TALT-2 にて放電電圧 300-1000 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 0.8 A、外コイルに 0.8 A、トリムコイルに 2.0 A 流した。

Table 9 TALT-2 の実験条件

Discharge Voltage [V]	300-1000	
Propellant	Xenon	
Mass Flow Rate [mg/s]	THT-VI	3.0
	Hollow Cathode	0.1
Coil Current [A]	0.8, 0.8, 2.0 (Inner, Outer, Trim)	
Back Pressure [Pa]	1.0×10^{-2}	

4-2. 実験結果

本実験において、放電電圧 300-550 V までの作動を確認した。しかし、噴射している時間が極端に短かったため、データの取得はできなかった。また放電電圧 600 V 時におけるスラスト作動の際、外周部のアノードに赤熱が確認された。作動時の図を Fig. 24 に示す。

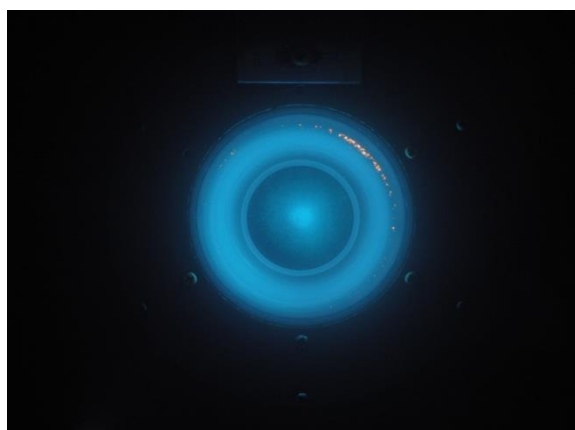


Fig. 24 放電電圧 600V 作動時

外周のアノード右上部に赤熱が確認できたため、放電電圧 600 V 作動後実験を中止した。実験後、スラストのメンテナンスを行った。その結果、外側のアノードが融解していることが確認された。実験後のアノードを Fig. 25 に示す。



Fig. 25 融解したアノード外周部

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。これは、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推測される。

5. まとめ

今回ホールスラスタの高電圧作動を行い、SPT 型では本学での実験、JAXA での実験共に放電電圧 1000V による作動を確認し、比推力 3000 sec 以上、推進効率 60%以上という数値を両実験共に記録した。TAL 型では放電電圧 550V による作動を確認した。しかし、SPT 型、TAL 型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。真空チェンバ圧力の違いによる影響に関しては、放電電流値等に変化は見られたが取得したデータが少ないため、今後さらにデータを取得し、検証を行っていく。

参考文献

- 1) 籠田泰輔, 川村剛史, 西田万里, 三藤陽平, 池田知行, 田原弘一「ホールスラスタの大電力・高比推力性能特性」第 50 回日本航空宇宙学会 関西・中部支部合同秋期大会, B10, 2013 年 10 月, 大阪大学コンベンションセンター (大阪府吹田市)
- 2) Naru Sugimoto, Makoto Nose, Kazuya Togawa, Takahiro Nishida, Tomoyuki Ikeda, Hirokazu Tahara and Yosuke Watanabe「Optimization of Acceleration Channel Structure and Material for Magnetic-Layer-Type Hall Thrusters」28th International Symposium on Space Technology and Science (28th ISTS), Okinawa Convention Center, ISTS 2011-b-18, 2011.
- 3) 杉本成, 藤田剛, 野瀬真, 田原弘一:「ホールスラスタの加速チャネル構造・材質の最適化」平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2010-003, 2011.
- 4) 杉本成, 池田知行, 戸川和也, 三藤陽平, 林泰志, 田原弘一:「ホールスラスタの高電圧・高比推力作動特性」平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2011-015, 2012.
- 5) 杉本成, 池田知行, 戸川和也, 加藤優貴, 山本怜, 田原弘一, 渡辺陽介:「SPT 及び TAL ホールスラスタの大電力・高比推力作動」第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府国際コンベンションセンター, 1J20, 2012.
- 6) 籠田泰輔, 川村剛史, 西田万里, 三藤陽平, 池田知行, 田原弘一「SPT/TAL ホールスラスタの高電圧・大電力作動特性」平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-056, 2014 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .