

# ホローカソードと永久磁石を用いた 有人火星探査用輻射冷却式大電力定常電磁加速プラズマスラスタの開発研究

## Research and Development of High-Power Steady-State Radiation-Cooled MPD Thrusters with Hollow Cathodes and Permanent magnets for Manned Mars Exploration.

○門畑 浩平・知野 健吾・鈴木 智也・杉山 義和・田原 弘一・高田 恭子 (大阪工業大学)

○Kohei Kadohata・Kengo Chino・Tomoya Suzuki・Yoshikazu Sugiyama・Hirokazu Tahara・Kyoko Takada  
(Osaka Institute of Technology)

### Abstract

At Osaka Institute of Technology, high power steady-state MPD thrusters for manned Mars explorations have been investigated. Firstly, a water-cooled MPD thruster with both rod cathodes and hollow cathodes was developed and tested. A thrust of 21.4mN, a specific impulse of 2,907s and a thrust efficiency of 4.92% was obtained with hydrogen propellant. In order to achieve a higher thrust, an anode with a diameter of 2mm was mounted on the thruster. It achieved a higher thrust of 477mN with ammonia propellant. Secondly, hollow cathodes made of carbon were designed and tested using the water-cooled MPD thruster. It was found that the carbon was not suitable for electrodes. Therefore, hollow cathodes made pure tungsten was designed. Finally, a rod cathode and a single hollow cathode were operated for 60 minutes and 20 minutes, respectively. As a result, an erosion rate with the rod cathode was much lower than with a single hollow cathode. In order to lower the erosion rate with a hollow cathodes, initial firing time with a hollow cathode must be made shorter.

### 1. 諸 元

電気推進ロケットエンジンの一種である電磁加速プラズマスラスタ(Magneto-Plasma-Dynamic thruster:以後MPDスラスタと記述する)は、他の電気推進機と比べて推力が大きく、少ない燃料で遠くまで飛んでいくことができるという特徴を持つ<sup>1)</sup>。将来想定される有人火星探査、月面基地建設のための物資輸送ミッションなど実現するためには高推力、高比推力を持ったエンジンが必要であり、上記の特徴を持つMPDスラスタがこれらのミッションへの使用が期待されており、大阪工業大学でもMPDスラスタの研究が行われている。MPDスラスタの実用化に向けて大きく2つの課題がある。スラスタシステムが複雑であること、カソードの損耗が激しいこと、以上の2点である。それぞれの課題を解決すべく、本学ではシステムの簡略化のために水冷コイルの代わりに永久磁石の一種であるSmCo(サマリウムコバルト)磁石を用いて外部磁場を印加している。また、陰極の損耗を低減するために、従来から使用されているロッドカソードではなく、ホローカソードを用いることで、損耗の低減を目指す。ロッドカソードは、放電電流が先端に集中するスポットモードによる放電が行われるため、カソー

ド先端付近の温度が高融点材料であるタングステンの融点を超えてしまい、激しく損耗していると考えられる。一方、ホローカソードの放電モードは、電流がカソード壁面に広く分布する、拡散モードによって行われるため、放電電流の密度が小さく、カソード壁面温度が低く抑えることができるため、草莽低減が期待されている。本研究の目標は、比推力 1,000-1,500s 以上、推進効率 40%以上を実現し、冷却水に頼らない輻射冷却式スラスタを開発することである。

### 2. 実験設備

**2.1 水冷式MPDスラスタ** 図1に本学で開発した水冷式MPDスラスタの断面図、図2に水冷式MPDスラスタの3Dモデルを示す。スラスタ開発時に、既存のMPDスラスタより強い外部磁場を印加できること、ロッド・ホローの2種類のカソードで作動が行えること、磁石の取り付け、取り外しが容易であること、以上の3種類のコンセプトを掲げた<sup>2)</sup>。前述のとおり、本学で開発したMPDスラスタには外部磁場を印加するために永久磁石を用いた。永久磁石には、他の永久磁石に比べて高温下でも使用でき、最大エネルギー積が大きいサマリウムコバルト磁石を用いた。磁石の形状はセグメント型を採用し、円環領域内における磁石の

占有面積をできる限り大きくすることで、可能な限り大きな磁場を印加している。アノード外周部にある磁石ホルダーに永久磁石を一つ一つ独立して取り付けることができるため、印加する外部磁場の大きさを自由に変更することができる。この利点から、電熱加速が主となる加速モード、電磁加速が主となる加速モード、その2つの加速モードを併せ持つハイブリッド加速モードでの性能取得が可能である。アノードとカソードホルダはそれぞれ水冷されている。

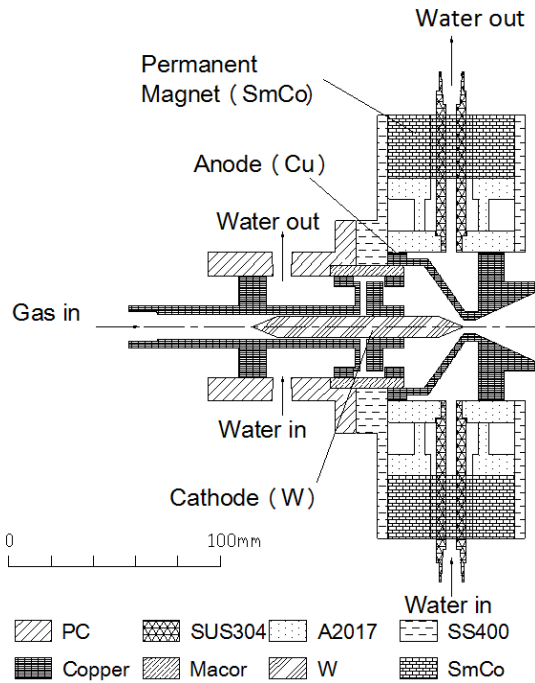


図1 水冷式MPDスラスタの断面図

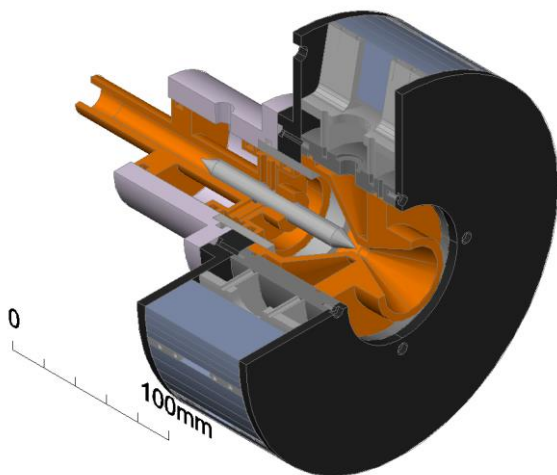


図2 水冷式MPDスラスタの3Dモデル

MPDスラスタを磁場解析にかけ、磁場形状を調べた。図3に磁場形状を示す。磁場形状は、コンストリクタ付近では中心軸に対して平行の磁力線を描いている。また、コンス

トリクタを抜けると緩やかな末広りの磁力線を描き、推力の向上が見込まれる。ガウスメーターを用いてスラスタの中心軸上での磁束密度を測定した。図4にお中心軸上での磁束密度を示す。中心軸上での磁束密度は、永久磁石を14個搭載した際は0.157T、8個の場合は0.093T、磁石を搭載しない場合は0Tとなった。

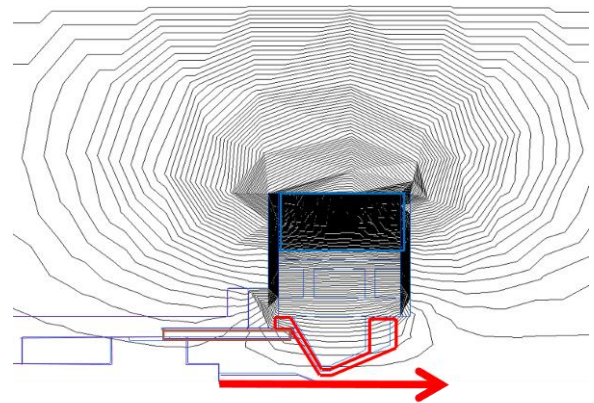


図3 磁場形状

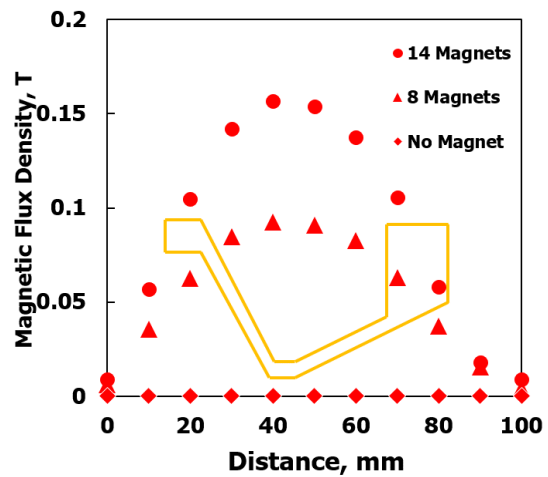


図4 中心軸上の磁束密度

2.2 実験設備 図5に実験装置の概略図を示す。本研究で使用する実験装置は、直径1.2m、長さ2.0mのステンレススティール製の真空チャンバである。この実験装置は大きく分けて、真空排気システム、電源供給システム、推力測定システム、推力較正システム、推進剤供給システムの計5つのシステムに分けることができる。真空排気システムは排気量600m<sup>3</sup>/hのロータリーポンプと6,000m<sup>3</sup>/hのメカニカルブースターから成り、実験中真空チャンバ内圧力を約5Paに保つことができる。推力測定システムは、振り子式スラストスタンドを採用し、スラスタが作動すると振り子上部に取り付けられているロードセルが押され、推力が測定される。インジケータに表示された値を事前に作成し

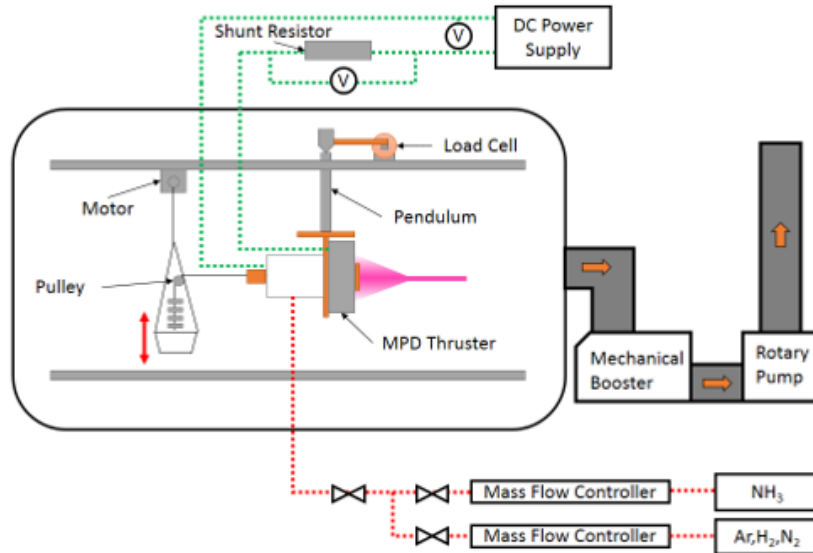


図5 実験装置

た構成曲線に当てはめ、推力を読み取る。

### 3. 実験

**3.1 水冷式 MPD スラスタの作動実験** 表1に水冷式 MPD スラスタを用いた作動実験における実験条件を示す。本実験では、推進剤を  $H_2$ ,  $NH_3$ ,  $N_2$ ,  $Ar$  の4種類で実験を行った。外部印加磁場を変更することによって性能にどのような差がみられるのか調べた。本実験における電極形状を示す。本実験ではロッドカソードを用いて、電極間距離は 0mm とした。アノード形状は、コンストリクタ直径 10mm, コンストリクタ長さ 5mm, コンバージェントノズル角度 120deg., ダイバージェントノズル角度 50deg.である。カソード形状は、直径 10mm, カソード先端角度 45deg.である。

表1 実験条件

Propellant	$H_2$	$NH_3$	$N_2$	$Ar$
Mass Flow Rate,mg/s	0.5-10	5-30	5-30	10-80
Magnetic Flux Density, T		0, 0.093, 0.157		
Discharge Current, A		70-150		

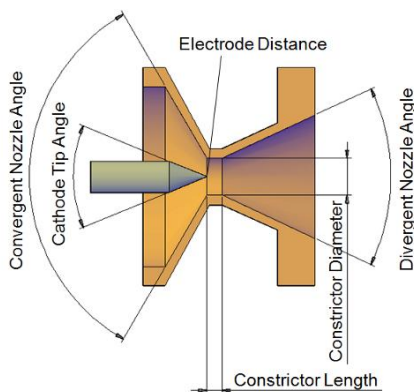


図6 中心軸上の磁束密度

射の様子を示す。外部磁場を印加することによって、プリュームの収束がはっきりと見られる。また、電流値が大きくなるにつれて、プリューム全体の明るさが増していることがわかる。さらに、電流値が小さくなると、スラスタ中心軸上にビームが確認できる。



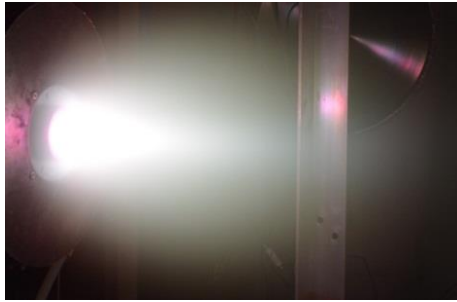
(a)85A



(b) 105A

図7 アンモニア 10mg/s を用いた噴射の様子

図7に、推進剤にアンモニアを用いた各電流値における噴



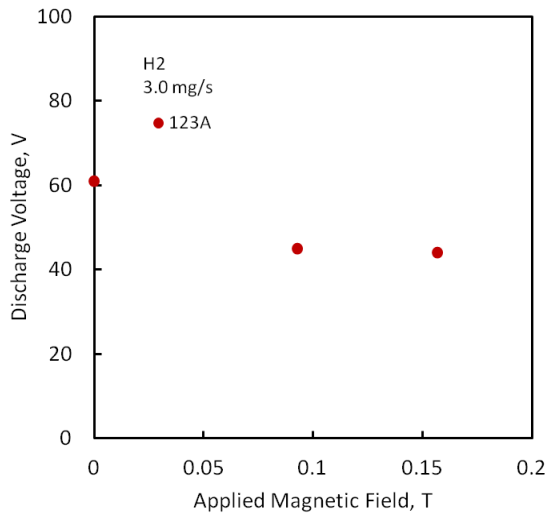
(c) 129A

図7 アンモニア 10mg/s を用いた噴射の様子

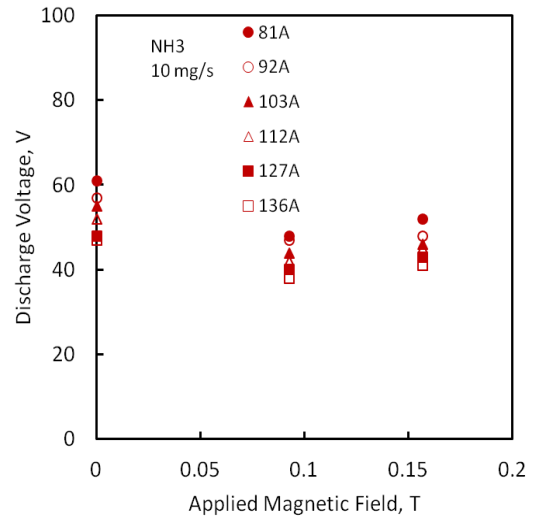
図8に各推進剤における放電電圧-外部磁場強度特性を示す。窒素を除き、外部磁場を印加することによって放電電圧が下がる傾向がみられた。これは、スラスタ中心軸付近に発生するカソードジェットの有無に影響していると考えられる。カソードケットは電子温度が高くなっており、電

気伝導度が下がったのではないかと考えられる。アンモニアは外部磁場強度にかかわらず、ほぼ一定の電圧を示している。アンモニア 20mg/s を用いた際、推力 151mN、比推力 768s、推進効率 4.73% を達成した。

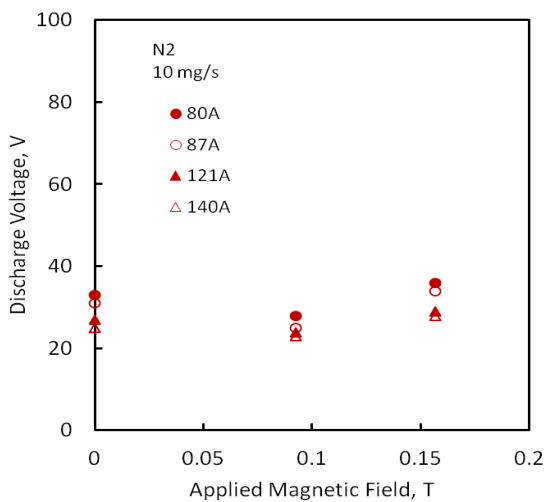
**3.2 コンストリクタ径による推進性能の比較** 3.1節における作動実験において、推進剤にアンモニアを用いた推力の最高値は、151mNだった。そこで、アークジェットスラスタの加速原理である、電熱加速を主とした場合の推進性能を取得することを目的とし、コンストリクタ直径 2mm のアノードを用いて実験を行った。また、電磁加速を主とした場合の推進性能と比較を行うために、コンストリクタ直径 10mm のアノードを用いて同条件での実験を行い、推進性能を比較した。表2に実験条件を示す。今回、推進効率向上のため、推進剤を 60mg/s 供給した。



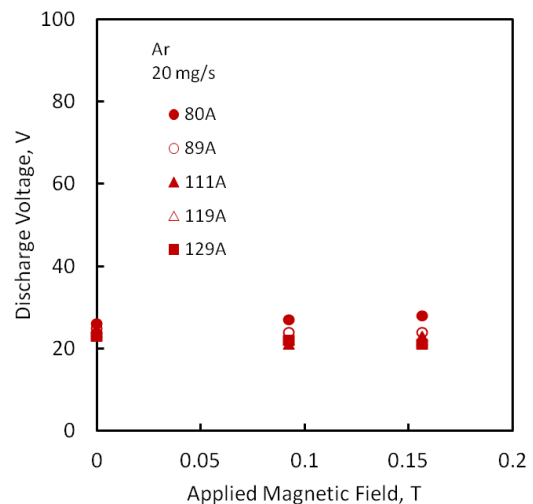
(a) H<sub>2</sub>



(b) NH<sub>3</sub>



(c) N<sub>2</sub>



(d) Ar

図8 放電電圧-外部磁場強度特性

表 2 実験条件

Propellant	NH <sub>3</sub>
Mass Flow Rate, mg/s	60
Magnetic Flux Density, T	0, 0.157
Constrictor Diameter, mm	2.0, 10.0
Material	Pure Tungsten
Cathode Configuration	Rod

表 3 にコンストリクタ直径 2mm と 10mm を用いて取得した推進性能を示すコンストリクタ直径を小さくすることによって放電室内圧力が上昇し、コンストリクタ直径 10mm の場合よりも推力が向上した。また、外部磁場を印加することによって放電電圧が減量し、推進効率の向上が見られた。これらの結果から、電熱加速と電磁加速を併せ持つハイブリッド加速モードではなく電熱加速に特化した形状、もしくは電熱加速に特化した放電室形状にすることで、推進性能の向上が見込まれた。

表 3 実験結果

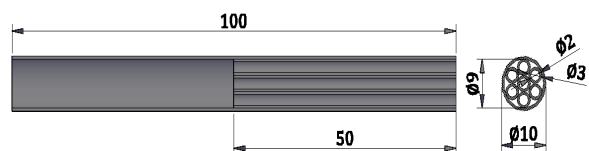
Constrictor Diameter, mm	2.0		10.0	
Magnetic Flux Density, T	0	0.157	0	0.157
Discharge Current, A	138	135	131	140
Discharge Voltage, V	58	50	52	61
Thrust, mN	473	477	373	371
Input Power, kW	8.00	6.75	6.80	8.54
Specific Impulse, s	803	811	634	631
Thrust Efficiency, %	15.9	19.0	11.1	8.91

### 3.3 ドライカーボン製ホローカソードを用いた作動実験

MPD スラスタを実用化するために解決するべき課題の 2 つ目である、カソードの損耗を低減するため、本学ではホローカソードを設計した<sup>3)</sup>。本実験で使用するのは、中空パイプ 1 本からなるシングルホローカソードと、中空パイプの中に直径の小さなサブパイプがいくつか挿入されているマルチホローカソードの 2 種類のホローカソードである。ホローカソードの概略図を図 9 に示す。



(a) シングルホローカソード



(b) マルチホローカソード

図 9 ホローカソードの概略図

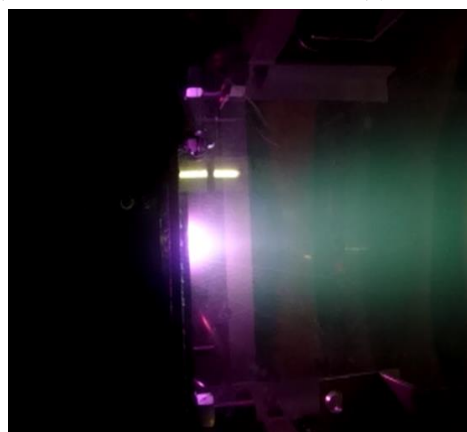
ホローカソードを用いた作動実験における実験条件を表 4 に示す。今回使用した両ホローカソードはドライカーボン製である。実験段階のホローカソードに高価な純タングス

テンを用いるのはコストがかかるため、同じ高融点材料であるドライカーボンで代用した。

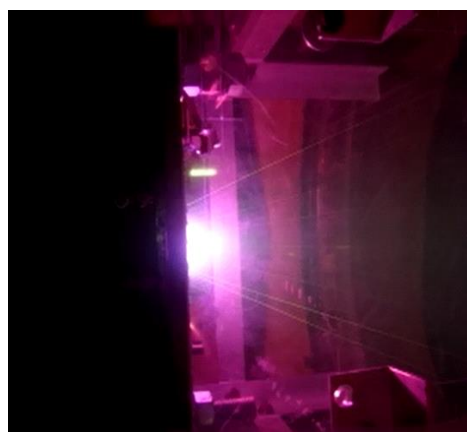
表 4 実験条件

Propellant	H <sub>2</sub>
Mass Flow Rate, mg/s	0.5-10
Magnetic Flux Density, T	0.157
Discharge Current, A	70-150
Cathode Configuration	Rod
Material	Carbon

図 10 にドライカーボン製ホローカソードを用いた噴射の様子を示す。シングルホローカソード、マルチホローカソード、共に安定した作動を確認した。マルチホローカソードの噴射においては 1m ほどのビームも確認された。



(a) シングルホローカソード



(b) マルチホローカソード

図 10 噴射の様子

図 11 に噴射後のホローカソードを示す。シングルホローカソードは先端から約 20mm のところで分断されていた。この結果から分断された場所に放電電流が集中していたのではないかと考えられる。ホローカソードでの放電において、先端からカソード外径の 1-3 倍の場所で壁面温度のピークがくることが望ましいため、推進剤流量を正しく設定することで、シングルホローカソードの損耗低減を実現できると考えた。しかし、拡散モードでの作動が行われていたように見られるにもかかわらず、高融点材料であるドライカ



ーボンが融解していた。その考察として、ドライカーボンの温度が高くなることで水素と結合し、融点に達する前にメタンに変化したためだと考えられる。この結果より、高温になることが予想される電極材料としてドライカーボンが不適であるといえる。

一方、マルチホローカソードの噴射後の様子を見ると、中に挿入されているサブパイプではなく、外周に位置するメインパイプの先端付近での損耗が激しいことがわかる。損耗具合より、今回の作動は拡散モードで行えず、スポットモードであったと判断できる。マルチホローカソードを用いた作動には、拡散モードで放電が行われる推進剤流量がシングルホローカソードの場合の推進剤流量と異なる可能性があるため、安定作動が行われる流量域を見つけることが課題となる。



(a) シングルホローカソード



(b) マルチホローカソード

図 11 噴射後のホローカソード

### 3.4 純タングステン製ホローカソードを用いた作動実験

3.3 節において、ドライカーボンはカソードの材料として不向きであることが判明したため、従来からカソード材料として使用されてきた純タングステン製のホローカソードを用いて作動実験を行った。図 12 に純タングステン製のホローカソードを示す。マルチホローカソードの形状を変更し、コスト削減を図っている。表 5 に実験条件を示す。

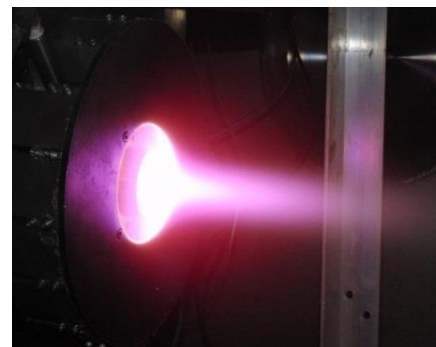


図 12 純タングステン製ホローカソード

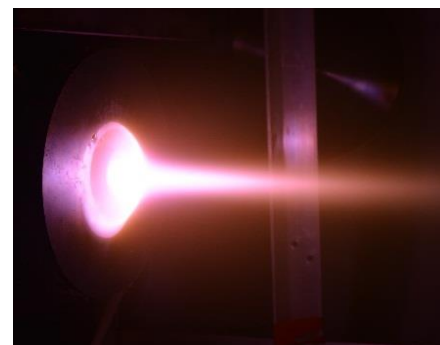
表 5 実験条件

Cathode Configuration	Rod, Single hollow, Multi hollow		
Propellant	H2	NH3	Ar
Mass Flow Rate, mg/s	0.15-0.60	2.5-15	5.0-20
Magnetic Flux Density, T	0.157		
Discharge Current, A	70-150		

図 13 にホローカソードを用いた噴射の様子を示す。同条件で噴射を行うと、シングルホローカソードと比べて、マルチホローカソードのカソードジェットが長くなっていることがわかる。これは、カソード壁面に衝突する推進剤が多くなることによって、より加熱・電離する推進剤の割合が増えたことが関わっているのではないかと推測できる。



(a) シングルホローカソード



(b) マルチホローカソード

図 13 噴射の様子

図 14, 図 15 に推進剤に Ar を用いた際のマルチホローカソードとロッドカソードの放電電圧-放電電流, 推力-放電電流特性を示す. 二つのカソードで比較を行うと, 図 14 より, ロッドカソードでははっきりとした垂下特性が見られるものの, マルチホローカソードは放電電流の増加に伴い放電電圧は緩やかな減少にとどまった. 一方図 15 において, ロッドカソードは放電電流にあまり依存せず, 一定の推力が得られているにもかかわらず, マルチホローカソードにおいては, 電流値に強く依存していることがわかる.

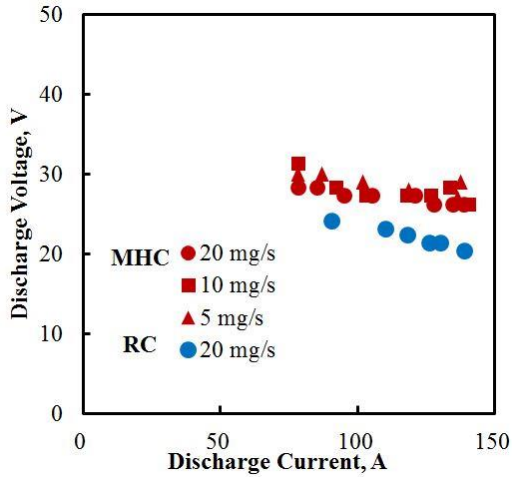


図 14 放電電圧-放電電流特性

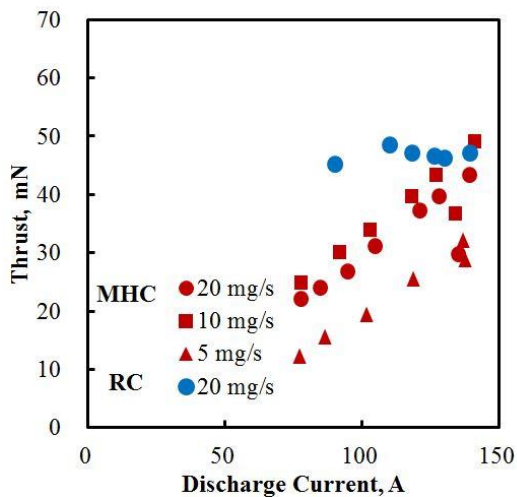


図 15 推力-放電電流特性

**3.5 電極損耗試験** これまでの実験では, カソードの損耗を判断するのは数分の噴射における表面状態の観察にとどまっていた. そこで, より長時間の噴射を行い, 噴射前後のカソード質量を測定し, 1 分間当たりの損耗量を割り出した. 表 6 に実験条件を示す.

表 6 実験条件

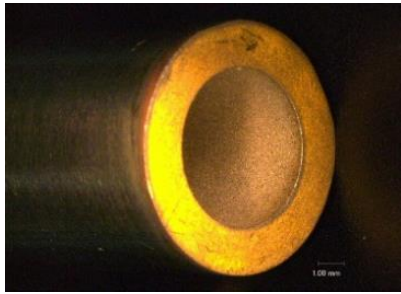
Propellant	H <sub>2</sub>
Mass Flow Rate, mg/s	0.15, 0.30
Magnetic Flux Density, T	0.157
Discharge Current, A	100-110
Configuration	Single Hollow, Rod
Material	Pure Tungsten

表 7 に損耗試験の結果を示す. 最も損耗量が小さくなったのはロッドカソードを用いて, 電極間距離 0mm で噴射を行った場合 0.098mg/min であった. 一方, 損耗低減が期待されていたホローカソードにおいては, 最も損耗量が小さくなったのは電極間距離 3mm の場合 76mg/min であった. この値はロッドカソードを用いた場合と比べて, 100 倍以上の損耗量となり, 損耗量の低減を実現することができなかった. 一つの原因として, ロッドカソードとホローカソードにおいて, 初期着火から安定作動に切り替わるまでの遷移時間が大きく異なることが考えられる. この遷移時間にはロッドカソード・ホローカソードともに火花を伴った放電が見られた. しかし, ロッドカソードの遷移時間は 0.5s 程度なのに対し, シングルホローカソードの遷移時間は約 5s と長い. この間に損耗の大部分が起きてしまっているのではないかと考えた. 初期着火を短くするためには, ホローカソードを充分加熱した状態から実験を始める必要があるが, それ以外での方法で遷移時間を可能な限り短くできる条件を探っていく.

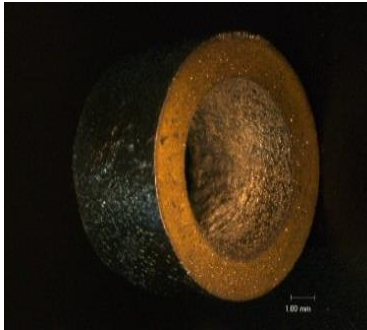
また, 損耗量が大きくなる原因として, カソードの内側での損耗だけではなく, カソードの外側での損耗が大きく関わっていると考えられる. 図 15 に噴射前後のシングルホローカソードの様子を示す. 内側での放電を確認することができるが, カソードの外壁度の損耗が激しいことがわかる. したがって, カソードホルダとカソードの隙間から推進剤の漏れが生じている, もしくはアノードのコンバージョンノズルに衝突した推進剤が跳ね返り, 放電室内に残留しているなどの原因が考えられる. 今後, 放電室内形状の変更やホローカソードの内側のみに推進剤を注入できる構造を検討し, 損耗量の低減を目指す.

表 7 損耗試験結果

Cathode Types	Single				Rod
Electrode Distance, mm	1	2	3	5	0
Mass Flow Rate, mg/s	0.15				3
Discharge Current, A	102	104	102	100	110
Erosion Rate, mg/min	84	285	76	157	0.098
Operation time, min	20	20	20	18	60



(a)噴射前



(b)噴射後

図 16 噴射前後のホローカソード

## 4. 結 言

**4.1 結言** 以下に本研究で得られた結果を総括する。

- (1) ドライカーボンとは高温下で別の物質に変わるため、カソードの材質として適さない。
- (2) ハイブリッド加速モードよりも電熱加速が主となる場合に推進性能がよく、最大推力 477mN、比推力 811s、推進効率 19.0%を達成した。
- (3) 純タングステン製シングルホローカソード、マルチホローカソード共に内側の損耗を確認し、拡散モード放電で見られる内側の放電を確認した。
- (4) 損耗試験において、ロッドカソードの損耗量が最も小さく、0.098mg/min となった。

**4.2 今後の展望** 以下に今後解決していく課題、展望を述べる。

- (1) アノードのコンストリクタ直径を 10mm よりも拡大させ、電磁加速が主となる条件での噴射実験を行い、推進性能の取得を行う。  
また、電熱加速が主となる条件との比較を行う。
- (2) ホローカソードを用いて、拡散モードの作動領域を探り、損耗量を低減させる。
- (3) ホローカソードのさらなる形状変更を行い、性能比較を行う。

## 5. 参 考 文 献

- 1) Tahara, H., Kagaya, Y. and Yoshikawa T. : Effects of Applied Magnetic Fields on Performance of a Quasisteady Magnetoplasmadynamic Arcjet, Journal of Propulsion and

Power, 1995, Vol. 11, No. 2, pp.337-342.

- 2) Suzuki, T., Kubota, T., Koyama, N. and Tahara, H : Research and Development of Steady-State MPD Thrusters with Permanent Magnets and Multi Hollow Cathodes for In-Space Propulsion, AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition, 2014, Cleveland, AIAA-2014-3697.
- 3) Suzuki, T., Koyama, N., Sugiyama, Y., Sakoda, H. and Tahara, H. : Performance Characteristics of Steady-State MPD Thrusters with Permanent Magnets and Multi Hollow Cathodes for Manned Mars Exploration, 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), 2015, Kobe, IEPC-2015-197/ISTS-2015-b-197.