

太陽系内軌道間航行用大推力・高比推力 MPD/DC スラスタの 性能特性と熱設計

Performance Characteristics and Thermal Design of High-Thrust High-specific-Impulse MPD/DC Arcjet Thrusters for Transportation in the Solar System

○田原 弘一（大阪工大）・鷹尾 良行（西日本工大）・池田 知行（東海大）・桃沢 愛（東京都市大）・
中田 大将（室蘭工大）・脇園 堯（ハイサーブ）・外山 雅也（日本特殊機械）

○Hirokazu Tahara (Osaka Institute of Technology) ・ Yoshiyuki Takao (Nishinippon Institute of Technology) ・
Tomoyuki Ikeda (Tokai University) ・ Ai Momozawa (Tokyo City University) ・
Daisuke Nakata (Muroran Institute of Technology) ・ Takashi Wakizono (High-Serve Ltd.) ・
Masaya Toyama (Nihon-Tokushukikai)

Abstract

Magneto-Plasma-Dynamic (MPD) thrusters have been investigated at Osaka Institute of Technology. The purpose of this study is to develop a practical MPD thruster system for manned Mars exploration as one of the In-Space Propulsion project in collaboration with the Japan Aerospace eXploration Agency (JAXA). A conventional MPD thruster is generally heavy and complicated because it needs to have water-cooled solenoidal coils. Therefore, a cooling water circulation system and a cooling water anti-freezing system etc. are required. Accordingly, it is hard to utilize conventional MPD thrusters for near-future large-scale space missions. When by using permanent magnets like samarium cobalt (SmCo) magnets a magnetic field is applied to an MPD thruster, its problem will be solved. In this research, shape and strength of magnetic fields applied with permanent magnets were changed, and electrode configuration was also changed. Then, the performance characteristics were examined and compared with previous results. A typical performance with 60 mg/s of NH_3 at 6.75 kW was a thrust of 477.4 mN, a specific impulse of 811.4 s and a thrust efficiency of 19.0% with an axial magnetic field strength of 0.157 T. Using special applied magnetic field of cusp field, a performance of a thrust of 452.5 mN, a specific impulse of 307.6 s and a thrust efficiency of 4.97% at 8.10 kW was also obtained. Finally, a fully radiation-cooled (FRC) MPD thruster with SmCo magnets is planned to be developed as a practical MPD thruster. Thermal analysis of the FRC-MPD thruster was carried out. As a result, a preferable structure and its material could be found with less than the irreversible demagnetization temperature of the magnets. Also, a 5-30kW, 1-5N direct-current (DC) arcjet thruster with a radiation-cooled anode specially designed was stably operated at OIT.

1. 序 論

近年では、有人火星探査や月面基地建造の物資輸送など、高推力・高比推力・高推進効率が必要なミッションが計画されている^{1,2)}。本学では、これらのミッションを目標に定め、2007年度から定常作動型電磁加速プラズマスラスト (Magneto-Plasma-Dynamic (MPD) thruster 以降、MPD スラストと表記する。)の研究を行っている^{1,4)}。水冷コイルを用いた外部磁場印加システムは、水冷システム等が必要なため構造の複雑化、システム重量の増加が問題となり実用化に向かない。そのため、本学ではシステムを簡略化するために外部磁場印加に（水冷しない）永久磁石であるサマリウムコバルト磁石を用いた。また、現状の発散磁場形状とは異なるカusp磁場形状を用いることで、放電電圧の

減少が見込まれ、推進効率を改善できると予想した。これらにより、発散磁場搭載 MPD スラストとカusp磁場搭載 MPD スラストの性能特性を取得した。さらに、実用化を最終段階である、完全輻射冷却式スラストシステムの開発を目指し、その熱設計を行った。

平行して、磁場を印加しない、大電力（5-30kW クラス）アークジェットスラストの開発を目指し、水素系推進剤として水素（ H_2 ）、アンモニア（ NH_3 ）を用いてアノード輻射式アークジェットスラストの作動実験を行った。

なお、本 MPD/DC アークジェットスラストの最終目標として、推力 0.5-5 N、比推力 1,000-3,000 s、推進効率 40%以上を達成することと定めている。

2. 実験設備

2.1 発散磁場搭載MPDスラスタ

発散磁場搭載MPDスラスタの3Dモデルを図1に示す。永久磁石としてセグメント型のサマリウムコバルト磁石を用いた。セグメント型を採用した理由は、円環領域における磁石占有領域が円柱型よりも大きくとれ、より強い磁場を印加できると考えたからである。さらに、磁石が1個ずつ独立しているため、取り外すことにより様々な磁束密度に変更することが可能である。最大磁石搭載数は16個であるが水冷の関係上14個まで搭載している。

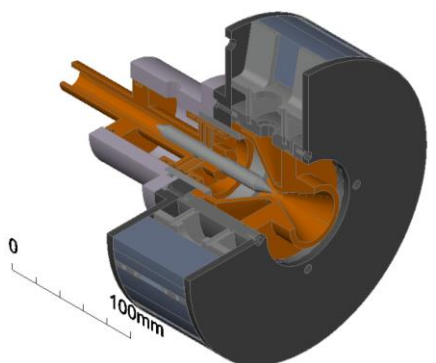


図1 発散磁場搭載MPDスラスタの3Dモデル

2.2 カスプ磁場搭載MPDスラスタ

カスプ磁場搭載MPDスラスタの3Dモデルを図2に示す。設計の際には、発散磁場搭載MPDスラスタを基盤とし、改良を加えることをコンセプトとした。磁石は発散磁場搭載MPDスラスタと同じセグメント型サマリウムコバルト磁石を使用し、前方に8個、後方に8個の計16個搭載している。また、磁気回路とスラスタ本体は独立しているため、磁気回路を移動させることによりカスプ磁場形状のできる位置を変更することができる。

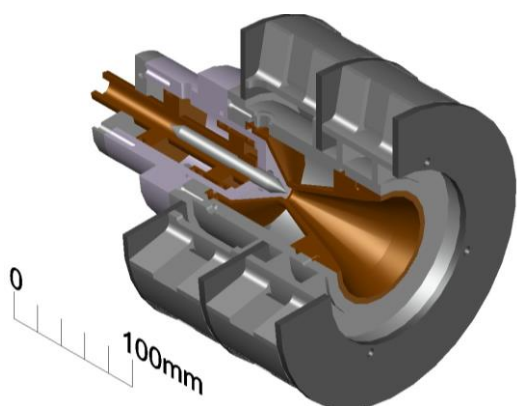


図2 カスプ磁場搭載MPDスラスタの3Dモデル

2.3 電極形状

発散磁場搭載MPDスラスタの電極形状が推進性能に及ぼす影響を調べるために、複数の形状のアノードを用意した。従来から使用しているコンバージェント-ダイバージェント型アノード（以降、CDノズルと表記する。）の概略図

を図3に示す。コンバージェントノズル角度は120 deg., ダイバージェントノズル角度は50 deg.とした。新たな形状として、ストレート-ダイバージェント型アノード（以降、SDノズルと表記する。）を用意した。SDノズルの概略図を図4に示す。

カスプ磁場搭載MPDスラスタの電極形状の概略図を図5に示す。カスプ磁場搭載MPDスラスタにおいて前出のCDノズルを使用した場合、ノズル出口から噴射されたプリームが磁石ホルダに接触し、加熱されることで永久磁石の不可逆減磁を引き起こす可能性があるため、アノードの形状変更を行った。アノードのダイバージェントノズル角度を40 deg.と50 deg.の2段階とし、プリームが磁石ホルダに当たらないようにした。その他の形状はCDノズルから変更していない。

カソードはすべての形状のアノードにおいてロッドカソードを用いた。ロッドカソードの材質は、電気伝導性が高く、融点の高い純タングステンである。カソード形状は直径10 mm, 先端角45 deg.の棒状電極である。

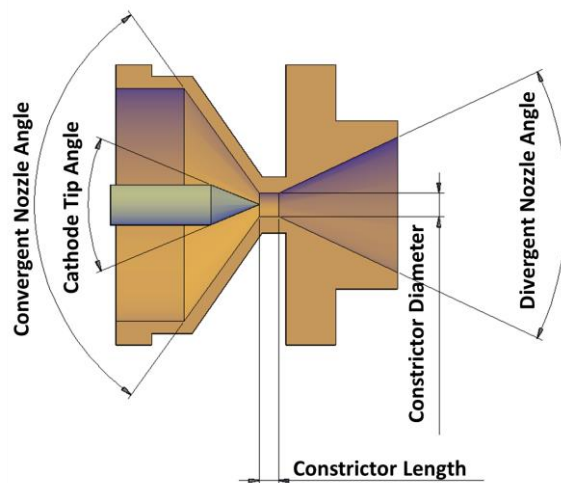


図3 CDノズルの概略図

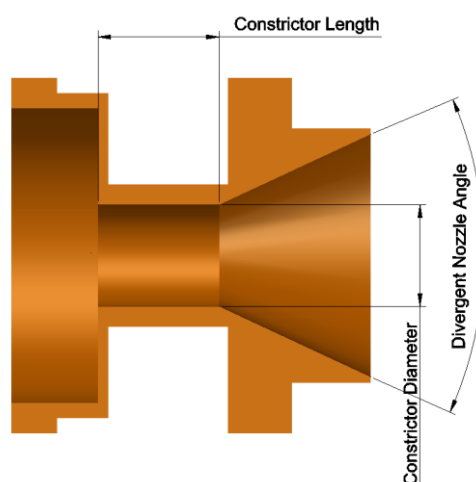


図4 SDノズルの概略図

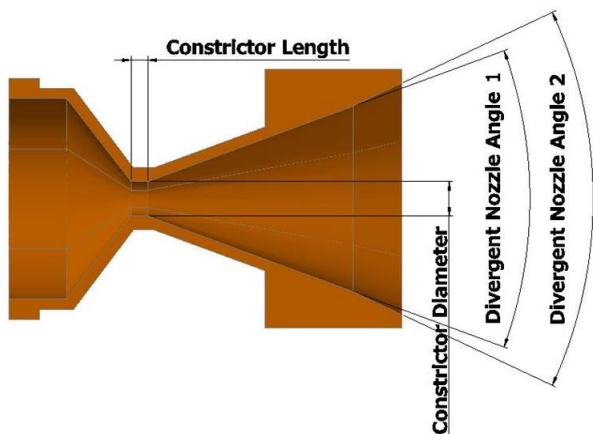


図5 カスプ磁場搭載MPDスラスタのアノード形状

2.4 磁場形状

磁場解析ソフト(TriComp)を用いて発散磁場搭載MPDスラスタとカスプ磁場搭載MPDスラスタの磁場形状を取得した。発散磁場搭載MPDスラスタの磁場形状を図6に、カスプ磁場搭載MPDスラスタの磁場形状を図7に示す。図6より、コンストリクタ付近では中心軸に対して平行な磁力線が、ノズル出口付近では発散磁場が確認できる。また、スラスタ中心軸上における磁場はコンストリクタ付近で最大となり、最大磁束密度は磁石14個で0.157 Tであった。図7より、2つの磁石の間に設置したSS400製中央ヨークにカスプ磁場が形成されることが確認できる。これにより、SS400製の中央ヨークを含む磁気回路の位置を変更することでカスプ磁場形状が形成される位置が移動できる。

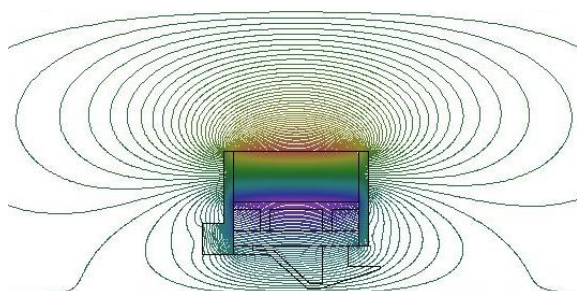


図6 発散磁場搭載MPDスラスタの磁場形状

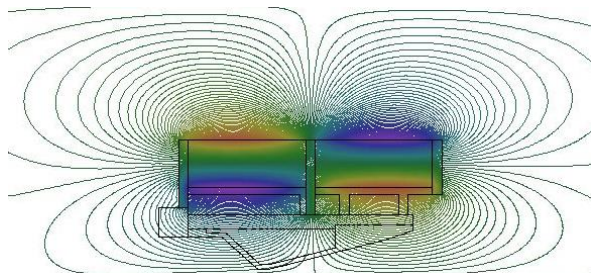


図7 カスプ磁場搭載MPDスラスタの磁場形状

2.5 実験装置システム

実験装置の概略図を図8に示す。この真空チャンバは、直径1.2 m、長さ2.0 mの円筒形で、材質はステンレススチールである。排気速度600 m³/hのロータリーポンプと排気速度6,000 m³/hのメカニカルブースターを併用して排気を行う。チャンバ内圧力はピラニ真空計を用いて測定し、4 Pa程度に到達した。本学のMPDスラスタには推力測定装置と較正システムが取り付けられている。推力測定装置には振り子式を採用した。

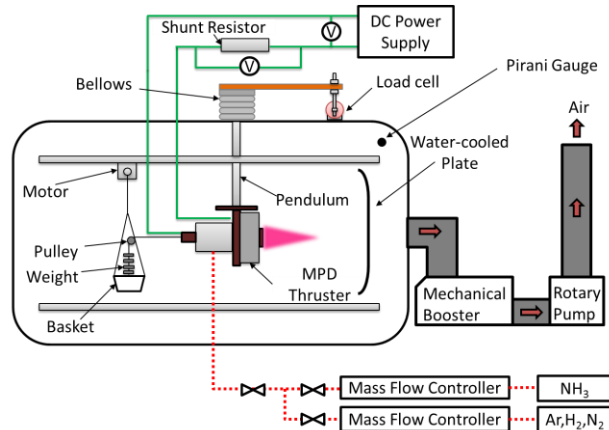


図8 実験装置の概略図

3. 実験結果と考察

3.1 コンストリクタ径が推進性能に及ぼす影響

3.1.1 実験条件

実験条件を表1に示す。アノードのコンストリクタ径が2 mmと10 mmのものを使用し、推進性能の取得および検討を行った。また、推進剤はNH₃を用いた。本実験の目的として、電熱加速を優位にすることで、推進効率の向上を狙った。推進剤流量を小流領域、中流領域、大流領域と設定し、表1の値で実験を行った。

表1 実験条件

Propellant	NH ₃
Constrictor Diameter, mm	2, 10
Mass Flow Rate, mg/s	5, 60, 150
Magnetic Flux Density, T	0.157
Discharge Current, A	70-150

3.1.2 実験結果

放電電圧-放電電流特性を図9に、推力-放電電流特性を図10に示す。図9より、全流領域において垂下特性が確認できる。また、コンストリクタ径が2 mmの方が10 mmの条件よりも全流量域で電圧が低いことが確認できる。図10より、推力は放電電流の増加に伴い増加していることが確認できる。小流量時において放電室内圧力が低いいため電磁加速優位となる。そのため、コンストリクタ径10 mmの方が推力は大きい。中流量、大流量域においては放電室内圧力が高くなり、電熱加速優位になりコンストリクタ径2 mmの方が推力は大きい。また、電熱加速優位の条件では電圧

が電磁加速優位の条件より低くなると考えられる。本実験において、NH₃が 60 mg/s、投入電力 6.75 kW の条件で、推力 477.4 mN、比推力 811.4 s、推進効率 19.0%を得た。

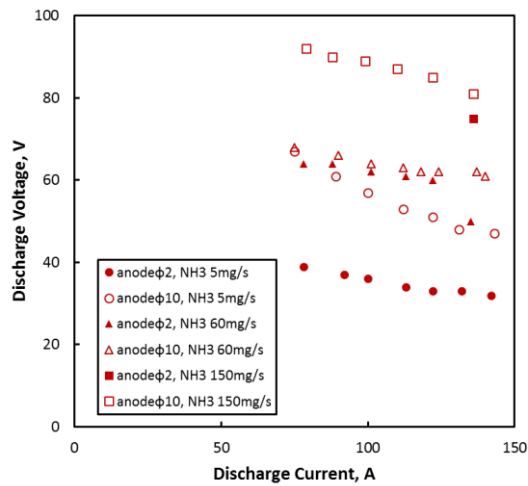


図9 放電電圧-放電電流特性

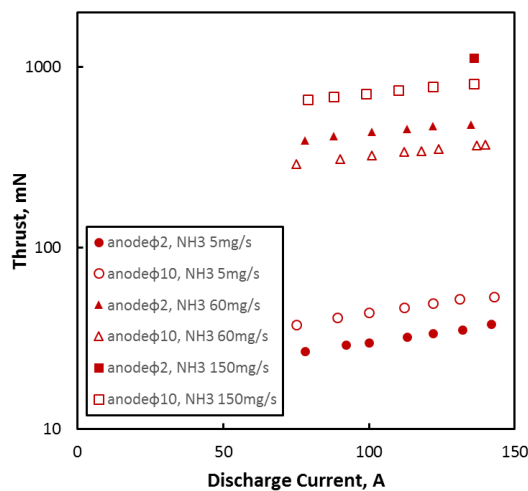


図10 推力-放電電流特性

3.2 ノズル形状が推進性能に及ぼす影響

3.2.1 実験条件

実験条件を表2に示す。MPDスラスタは磁気ノズルによって推進剤がコンバージェント部ですでに超音速域に達していると推測されるため、CDノズルでは速度損失を招いている恐れがある。SDノズルを採用することでCDノズルによって発生する速度損失とさらにはエネルギー損失をなくし、推力と推進効率の向上が期待できる。

表2 実験条件

Propellant	NH ₃
Mass Flow Rate, mg/s	150
Constrictor Diameter, mm	12, 15, 20
Magnetic Flux Density, T	0.157
Discharge Current, A	70-150

3.2.2 実験結果

表3にコンストリクタ径が15 mmにおけるSDノズルとCDノズルの生ガス推力を、図11に推力-放電電流特性を示す。表より、SDノズルを用いることで生ガス推力が向上していることがわかる。また、SDノズルを用いたことで実推力の向上が確認できた。これは、コンバージェント部をなくしたSDノズルを用いたことで推進剤の速度損失が小さくなり、ノズルより排出されるプラズマの速度が大きくなったことで推力が向上したと考えられる。次に、図12に放電電圧-放電電流特性を示す。SDノズルに比べ、CDノズルを用いたときの方が電圧降下が著しくなった。また、推進剤流量が大きいほど放電電圧の値が高くなった。最後に、図13に推進効率-比推力特性を示す。SDノズルを用いた場合に推力値が高くなること、電圧低下の傾きはCDノズルを用いた方が顕著であることが確認されている。そのため、図13において、推進効率は両ノズルで大きな違いは見られなかった。しかし、SDノズルを用いたとき、推力が改善されたことから比推力の向上を確認することができた。

本実験では、コンストリクタ径が12, 15, 20 mmのノードを用いている。今後、電熱加速モードを用いた推力の向上から推進効率の改善を目指すために、コンストリクタ径を小さくし最適な条件を模索必要がある。

表3 生ガス推力(φ15)

SD nozzle	114.838 mN
CD nozzle	105.624 mN

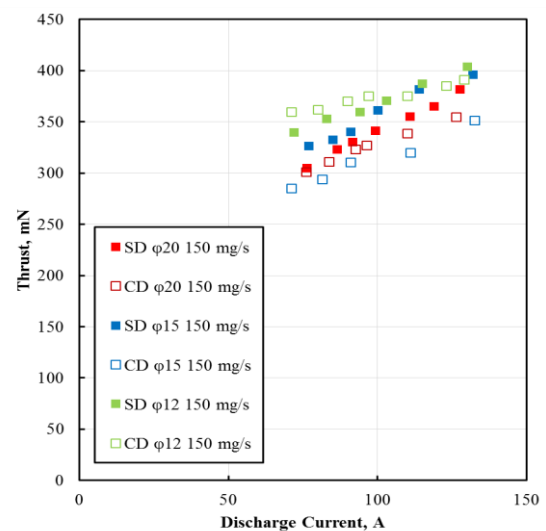


図11 推力-放電電流特性

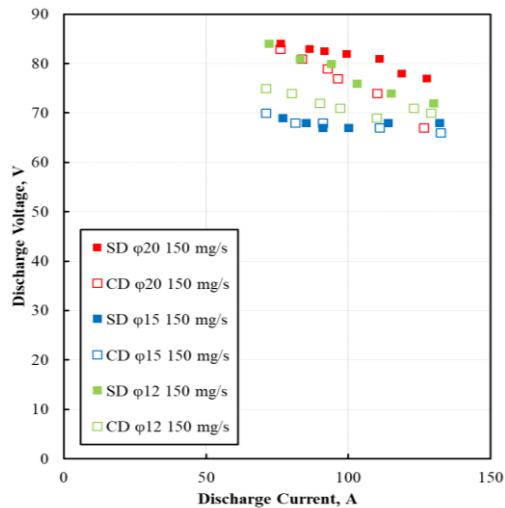


図 12 放電電圧-放電電流特性

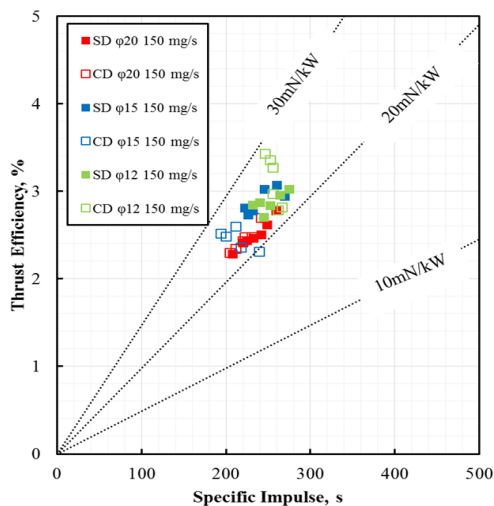


図 13 推進効率-比推力特性

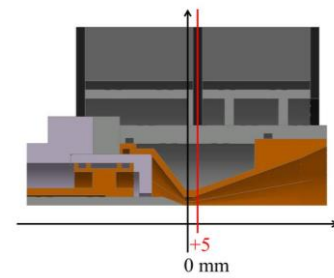
3.3 カスプ磁場搭載 MPD スラスタの性能取得

3.3.1 実験条件

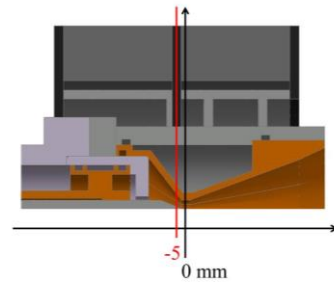
カスプ磁場を用いることで放電電圧の減少が見込まれ、推進効率の向上ができると予想し、カスプ磁場搭載 MPD スラスタの性能特性を取得した。発散磁場搭載 MPD スラスタとの性能比較を行うため実験条件の変更は行わなかった。性能取得するカスプ位置は、コンストリクタ上を基準位置 0 mm と定義しスラスタ下流方向を正としたとき、-5 mm, 0 mm, +5 mm の 3 箇所とした。カスプ位置の詳細を図 14 に示す。

3.3.2 実験結果

推進剤流量 60 mg/s における発散磁場搭載 MPD スラスタとカスプ磁場搭載 MPD スラスタの放電電圧-放電電流特性を図 15 に、推力-放電電流特性を図 16 に、推進効率-比推力特性を図 17 に示す。



(a) +5 mm



(b) -5 mm

図 14 カスプ位置

図 15 より、すべての条件において垂下特性を確認できた。また、カスプ磁場を用いることによって放電電圧の減少を確認した。図 16 より、カスプ磁場を用いた場合より発散磁場を用いた方が推力が高い結果となった。これは、印加したカスプ磁場に噴射方向とは逆向きのローレンツ力が存在しており、それが加速の障害になっているためと考えられる。また、図 17 より、推進効率においても発散磁場を用いた方が高い結果となった。今後、さらにカスプ位置を変更することで推力値および推進効率が小さくなりにくい条件を見つける必要がある^{3,4)}。

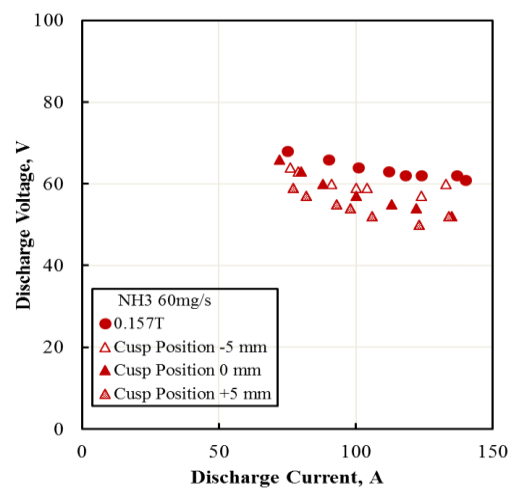


図 15 放電電圧-放電電流特性

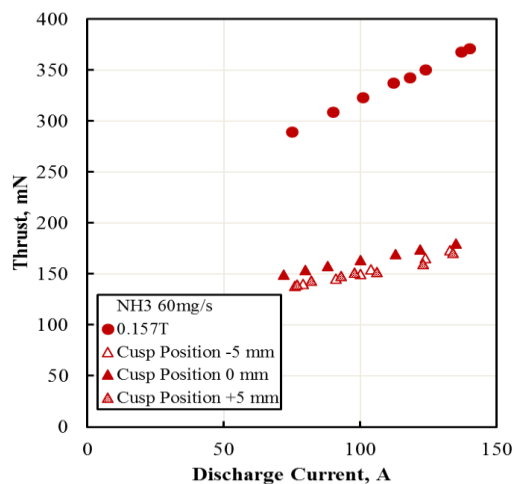


図 16 推力-放電電流特性

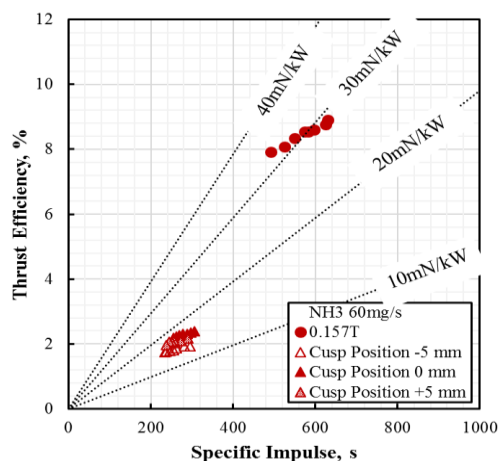


図 17 推進効率-比推力特性

4. 熱解析

完全輻射冷却式 MPD スラスタの熱解析モデルを図 18 に、その結果の一例を図 19 に示す。計算結果より永久磁石の温度が十分低く、スラスタシステム開発の方向性が得られた。

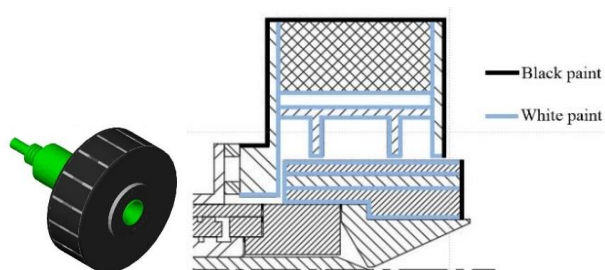


図 18 完全輻射冷却式スラスタの熱解析モデル

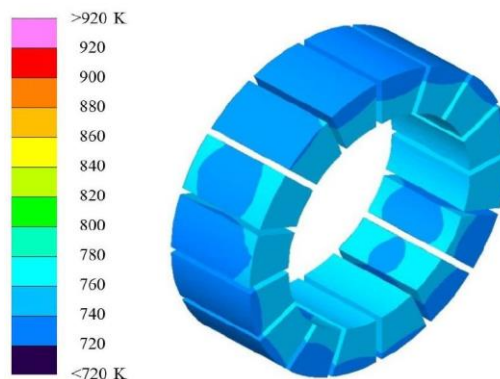


図 19 解析されたスラスタ温度分布

5. 大電力アークジェットスラスタの作動実験

大電力 5-10kW クラスのアノード輻射冷却式アークジェットスラスタを試作し、水素とアンモニア推進剤を用いて長時間作動させた。図 20 にアークジェットスラスタを、図 21 に放電写真を示す。アノードはカーボン製であり、陰極は純タングステン製である。投入電力は 5-8kW で、約 30 分の安定作動が確認され、推力は 500mN-1N、比推力は 500-800sec が最大得られた。作動時間 20 分を越えると、図 22 に示すようにアノードは赤熱し温度平衡に達した。放射温度計によりアノード表面温度を測定すると、約 800 度であり、スラスタ温度解析の結果とほぼ一致した。

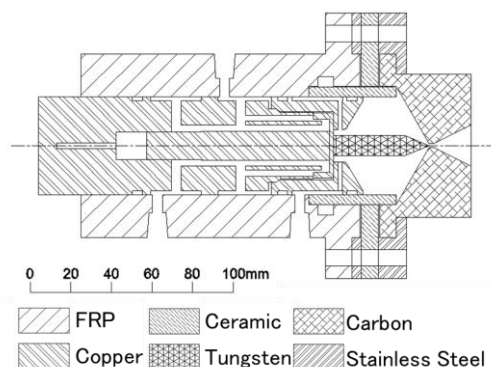


図 20 アノード輻射冷却式
大電力 (5-10kW クラス) アークジェットスラスタ



図 21 アンモニア（左）と水素（右）推進剤の大電力アークジェット噴射写真



図 22 赤熱アノード（表面温度 約 800 度）

6. ま と め

以下に結論を述べる。

- (1) 推進剤に NH_3 を使用し、磁場を 0.157 T 印加した場合、推進剤流量 5 mg/s とアノードのコンストリクタ径 10 mm の組み合わせの条件、および推進剤流量 60 mg/s とアノードのコンストリクタ径 2 mm の組み合わせの条件で高い推力を得られた。推進剤流量 60 mg/s の最大性能として、投入電力 6.75 kW のとき、推力 477.4 mN、比推力 811.4 s、推進効率 19.0% を達成した。
- (2) CD ノズルと SD ノズルを比較したとき、電圧降下は CD ノズルの方が著しく、推力は SD ノズルの方が高い。したがって、比推力も SD ノズルの方が高い傾向となった。
- (3) カスプ磁場を用いた場合、放電電圧の低下は確認できたが、推力、推進効率ともに発散磁場を用いた場合と比較して低くなった。
- (4) 大電力のアノード輻射冷却式アークジェットスラスタが試作され、水素とアンモニアを用いて作動された。投入電力は 5-8kW で、約 30 分の安定作動が確認され、推力は 500mN-1N、比推力は 500-800sec が最大得られた。

7. 今後の計画

今後の展望について以下に述べる。

- (1) 本 MPD スラスタ実験ではコンストリクタ径 12 mm の SD ノズルを用いた時、最大の推力を取得することができた。そのため、今後はコンストリクタ径を小さくした SD ノズルを用いて実験を行い、最適な作動条件を探し性能特性を取得する。発散磁場を現位置よりも下流側へ移動させることによりスワール加速を促進し更なる推力向上を目指す。
- (2) 現在は実験モデルであるため、実験中は MPD スラスタの水冷が必要不可欠である。今後はさらに熱解析を発展

させ、構造や材質の検討をすることで、アノード輻射冷却式及び完全輻射冷却式 MPD スラスタの開発を行う。DC アークジェットスラスタにおいては、性能向上と完全輻射冷却式スラスタの開発を目指す。

参考文献

- 1) H.Tahara, Y.Kagaya, and T.Yoshikawa," Effects of Applied Magnetic Fields on Performance of a Quasisteady Magnetoplasdynamic Arcjet," Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, No. 2, pp. 337-342, 1995.
- 2) H.Tahara, Y.Kagaya, and T.Yoshikawa," Performance and Acceleration Process of Quasisteady Magnetoplasdynamic Arcjets with Applied Magnetic Fields," Journal of Propulsion and Power, Vol. 13, No. 5, pp. 651-658, 1997.
- 3) 斉藤将太, 知野健吾, 谷和真, 瀬川秋桜子, 田原弘一, 高田恭子「永久磁石を用いた大電力定常作動型電磁加速プラズマスラスタの性能特性に及ぼす電極形状の影響」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2E09, 2017 年.
- 4) H.Tahara, K.Takada, and T.Ikeda," Performance Characteristics of High-Power Steady-State MPD Thrusters with Lots Kinds of Magnetic Field Using Permanent Magnets for In-Space Propulsion," 32nd ISTS, b-081p, 2019.