

太陽系惑星・衛星に存在する物資を推進剤に用いた 定常作動型MPDスラスタの性能測定

Performance Measurement of Steady-State MPD Thrusters by Using Original Materials in Planets and Satellites in the Solar System to Propellants

○吉田 彩乃・池本 凌・森 大輝・南里 優太・田原 弘一（大阪産業大学）・
桃沢 愛（東京都市大学）・田中 大将（室蘭工業大学）・鷹尾 良行（西日本工業大学）・
池田 知行（東海大学）・脇園 堯（ハイサーブ）・外山 雅也（パセット）

○Ayano Yoshida, Ryo Ikemoto, Daiki Mori, Yuta Nanri, Hirokazu Tahara (Osaka Sangyo University) ・
Ai Momozawa (Tokyo City University) ・ Daisuke Tanaka (Muroran Institute of technology) ・
Yoshiyuki Takao (Nishinippon Institute of Technology) ・ Tomoyuki Ikeda (Tokai University) ・
Takashi Wakizono (High-Serve) ・ Masaya Toyama (Pasett)

Abstract

Magneto-Plasma-Dynamic (MPD) thrusters have been investigated in Osaka Sangyo University. The purpose of this study is to develop a practical MPD thruster system for future transportation among planets and satellites in the Solar System, specially for manned Mars exploration as one of the In-Space Transportation & Propulsion project in collaboration with the Japan Aerospace eXploration Agency (JAXA). A magnetic field is applied to an MPD thruster by using permanent magnets of samarium cobalt (SmCo) magnets. In this study, performance characteristics were measured using special gases of carbon dioxide, methane and ammonia as original materials in planets and satellites in the Solar System; that is, propellant can be supplied just on the planets and satellites of Moon, Mars and Jupiter Moons; argon and nitrogen also used in basic experiments. Because operations with carbon dioxide and methane were very unstable compared with cases with other gases, the structure and operational condition should be examined to design a thruster suitable for transportation in the Solar System. On the other hand, a high performance with 5 mg/s of NH_3 at 1.0 kW was a thrust of 60 mN, a specific impulse of 1,500 s and a thrust efficiency of 30.0% with an axial magnetic field strength of 0.157 T.

1. まえがき

近未来の太陽系宇宙の開拓、太陽系宇宙が人類の生活圏になる時代の到来を鑑みると、太陽系惑星とその衛星に存在する原物質を推進剤に利用することが大いに望まれる。すなわち、地球から推進剤を持ち出さず、寄港地惑星・衛星、現地で推進剤を補給できることが期待される。もちろん地球の推進剤供給量も限られており、枯渇の危惧も不要になる。本稿では、太陽系惑星間航行用電気推進機として、推進剤に太陽系惑星・衛星に存在している、二酸化炭素 (CO_2)、メタン (CH_4)、アンモニア (NH_3)、水素 (H_2)、ヘリウム (He)、空気 ($4\text{N}_2+\text{O}_2$)、氷・水 (H_2O) を使用した電磁加速プラズマ (Magneto-Plasma

-Dynamic: MPD) スラスタの性能特性の取得とその高性能化を目指し、これまでMPDスラスタの推進剤として報告事例のない、 CO_2 と CH_4 、および安定放電が達成可能なアルゴン(Ar)と窒素(N_2)、高い性能が期待される NH_3 の性能特性を調べた。本研究を進めることにより、有人火星探査、惑星探査、惑星軌道間航行などにおいて惑星・衛星の現地その場での推進剤確保が可能になり、人類の太陽系宇宙への進出を大いに支援できると期待される。

大阪産業大学では、これら将来ミッションに目標を定め、定常作動型MPDスラスタの開発研究を行ってきた¹⁻¹⁵⁾。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²⁻¹²⁾。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。なお、本研究の最終目標は、推力 0.5 - 2 N、比推力 1,000-3,000 s、推進効率 40 % 以上を達成することである。

2. 実験設備

2.1 発散磁場印加型MPDスラスタ

発散磁場印加型MPDスラスタの断面図と3DモデルをFig. 1に示す。また使用したセグメント型サマリウムコバルト永久磁石をFig. 2に示す。セグメント型磁石の採用により磁石が1個ずつ独立しているため、その使用個数を変更することにより磁束密度を変化させ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。

2.2 電極形状

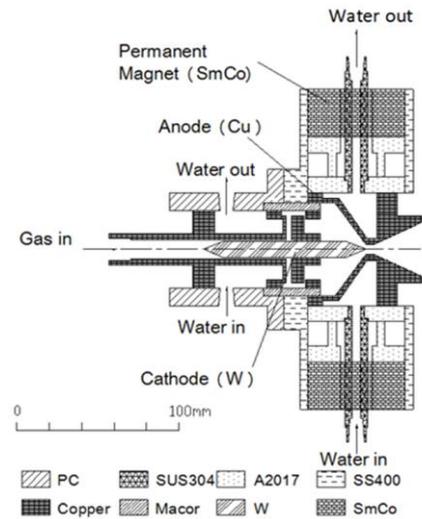
発散磁場搭載MPDスラスタはFig. 3に示すコンバージェント・ダイバージェント型アノードをもつ。コンバージェントノズル角度は120 deg、ダイバージェントノズル角度は50 degである。コンストリクタ径は2 mmである。ロッドカソードの材質は、電気伝導度が高く、融点の高い純タングステンである。カソード形状は直径10 mm、先端角45 degの棒状である。電極間距離は1-3 mmとした。

2.3 磁場形状

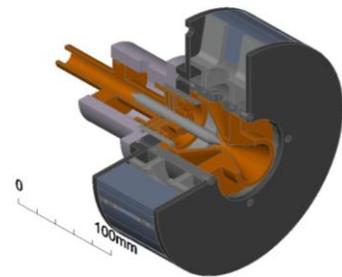
磁場解析ソフト(TriComp)を用いてMPDスラスタに印加される磁場の形状と磁束密度を求めた。それらをFig. 4に示す。コンストリクタ付近では中心軸に平行な磁力線が、ノズル出口付近では発散磁場が形成されていることが確認できる。また、スラスタ中心軸上における磁場はコンストリクタ付近で最大となり、最大磁束密度は磁石14個で0.157 Tであった。

2.4 真空排気・推力測定システム

実験装置システムの概略図をFig. 5に示す。真空チャンバは、直径 1.2 m、長さ 2.0 m の円筒形であり、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真空排気を行う。真空チャンバ内圧力はピラニ真空計を用いて測定し、実験中 3-10 Pa 程度に維持される。推力測定には振り子式を採用した。既知の重りをスラスタスタンドに印加した時のロードセルの出力信号と印加加重との関係をFig. 6に示す。直線性が非常に良く、これを推力較正直線に使用した。



(a) Cross-sectional view.



(b) Three-dimensional model.

Fig.1 Steady-state MPD thruster with divergent magnetic field in Osaka Sangyo University.

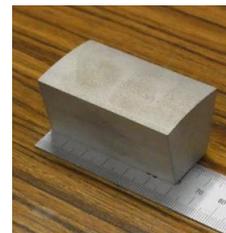


Fig.2 Photo of segmented permanent magnet set to steady-state MPD thruster.

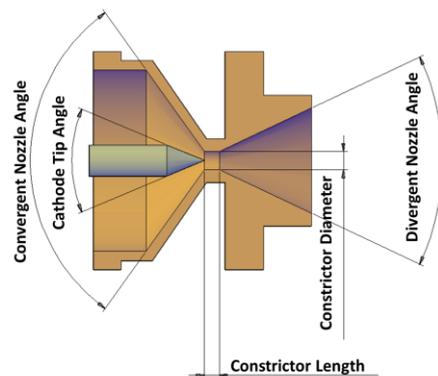
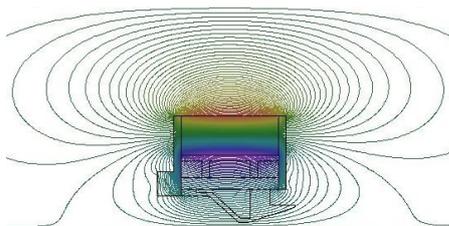
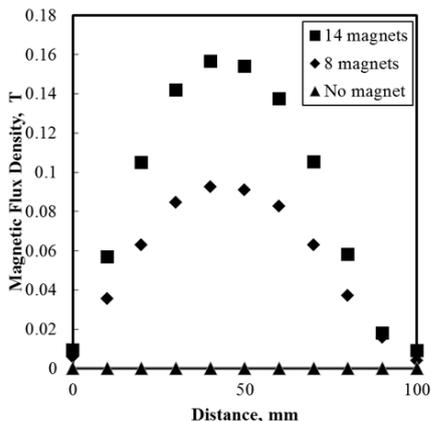


Fig.3 Configuration of convergent-divergent anode and rod cathode.

3. 推進性能



(a) Shape of magnetic field applied with permanent magnets.



(b) Axial distribution of axial magnetic field flux density on the central line.

Fig.4 Shape and strength of magnetic field applied to steady-state MPD thruster.

3.1 実験条件

Table 1に示すように、推進剤にはAr、N₂、CO₂、CH₄、NH₃を用い、推進剤種が性能特性に及ぼす影響を調べた。推進剤流量を小流領域、中流領域、大流領域と設定した。また本研究の目的の一つとして、電磁加速に加え電熱加速を効果的に働かせることで、推力と比推力の向上を狙った。

Table 1 Experimental conditions.

Propellant	Ar	N ₂	CO ₂	NH ₃	CH ₄
Electrode Distance, mm	3	3	3	3	1
Mass Flow Rate, mg/s	15 30 74	15 31 50	33	5 10 20	5 10 20
Magnetic Flux Density, T	0.157	0.157	0.157	0.157	0.157
Discharge Current, A	3-20	5-20	12-20	8-20	6-20

3.2 性能特性

3.2.1 性能特性の推進剤種依存性の概要

5種類のガスの代表的な質量流量 (20-30 mg/s範囲) における放電電圧-放電電流特性をFig. 7に、推力-放電電流特性 (CO₂のデータは無し(後述)) をFig. 8に、比推力-放電電流特性をFig. 9、作動中のスラスターの写真をFigs. 10-12に示す。CO₂は放電安定性にかけており、Fig. 10に示すようにArとの混合ガスにて作動させた。正常な作動はCO₂: 32 mg/s (1 SLM)の時のみであり、推力測定もこの条件の時のみ可能であった。なお、測定された放電電圧のばらつき (エラーバー) は±5%以内であり、推力・比推力のそれらは±5-8%以内である。

Fig. 7より、放電電圧特性は全電流域において典型的なアーク放電の垂下特性をほぼ示している。電流 (電力) の増加に伴う、電離反応の促進、プラズマ温度の上昇が予想され、電磁加速による仕事 (エネルギー投入) は本作動条件では支配的ではないと推測される。

Ar、N₂の単体ガスの放電電圧よりもCH₄、NH₃の化合物ガスの電圧が、化合物よりもCO₂+Arの混合ガスの電圧が高くなった。これは単体ガスの原子同士の結びつき (結合エネルギー) より化合物のそれが強力であるため、電離にエネルギーを必要としたためと推測される。アンモニアは流量20mg/sであるのにも関わらず最も高い推力と比推力が得られた。一方、二重丸で示している二酸化炭素とアルゴンの混合ガスは最も比推力が低い結果となった。

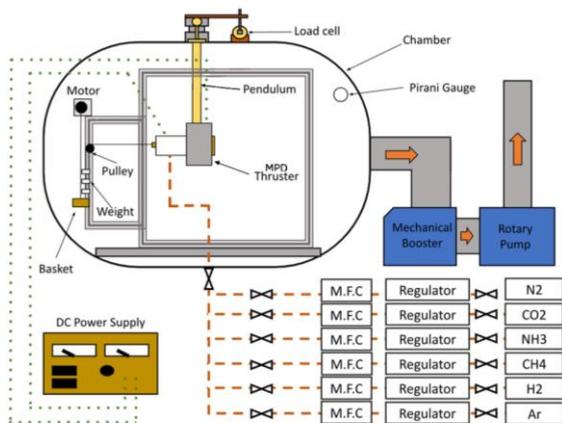


Fig.5 Experimental facility of steady-state MPD thruster.

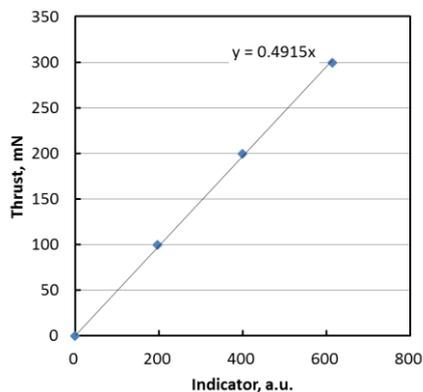


Fig.6 Typical thrust calibration line.

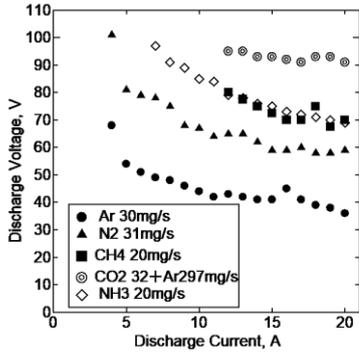


Fig.7 Discharge voltage vs discharge current for all gases.

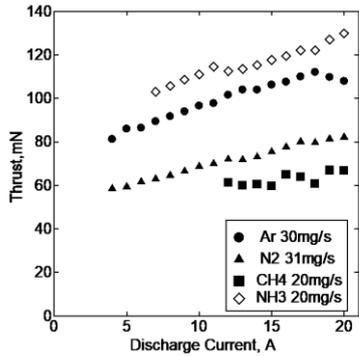


Fig.8 Thrust vs discharge current for all gases.

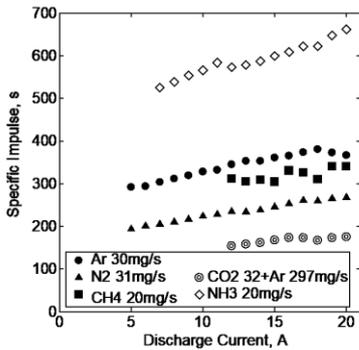


Fig.9 Specific impulse vs discharge current for all gases.



Fig.10 Photo of plasma exhaust plume for CO₂+Ar.

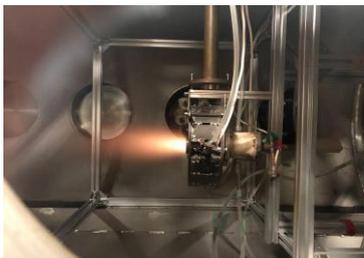


Fig.11 Photo of plasma exhaust plume for NH₃.



Fig.12 Photo of plasma exhaust plume for CH₄.

放電電流一定の場合、放電電圧の大きさは、原子量が大きく電離しやすいArが最も低く、分子ガスCO₂、NH₃、CH₄が比較的高いと言える。これは推進剤ガスの解離・電離エネルギーの大きさと分子量の違いに伴う体積流量（中性粒子数流量）の相違によるものと推測される。Figs. 8, 9より、放電電流が増えれば推力と比推力もほぼ増加する。本動作条件のもとでは、推力と比推力は宇宙用のガスジェットスラスタや直流アークジェットスラスタのそれらより大きい値が得られている。放電電流一定の場合、それらの絶対値は、NH₃が最も大きく、水素を含む分子ガスが電熱加速に優れていることが主要因（ここでは電磁加速の効果は見えない）と考えられるが、CH₄の値が大きくない原因は不明である。Figs. 10-12より、推進剤ガス種特有の発光色のプラズマジェットが観察されたが、推力測定時、放電そのものは概ね時間的に安定していた。

3.2.2 Arの推力・比推力特性

推力-放電電流特性をFig. 13に、比推力-放電電流特性をFig. 14に示す。Fig. 13より、放電電流と推進剤流量が増えれば推力もほぼ増加することがわかる。しかし、放電電流の増加と共に投入電力も大きくなるが、15 mg/sと30 mg/sでは放電電流・電力の増加に対する推力の増加割合が小さい。最大推力は74 mg/sの時178 mNであった。Fig. 14より比推力は200-500 sの範囲にあり、流量が15 mg/sと少ない時、比推力は高くなる。推進効率率は15 mg/sの時9-15%、30 mg/sの時12-14%、74 mg/sの時1-6%であった。

3.2.3 N₂の推力・比推力特性

推力-放電電流特性をFig. 15に、比推力-放電電流特性をFig. 16に示す。Fig. 15より、放電電流と推進剤流量が増えれば推力も増加する。流量が大きいほど放電電流に対する推力の増加割合が大きい。最大推力は50 mg/sの時158 mNであった。

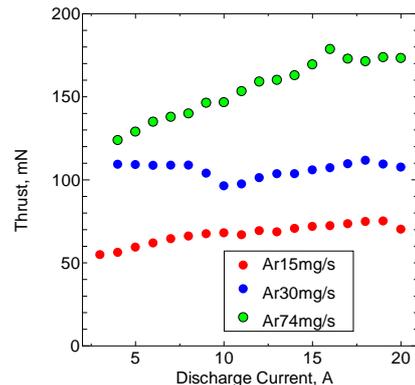


Fig.13 Thrust vs discharge current for Ar.

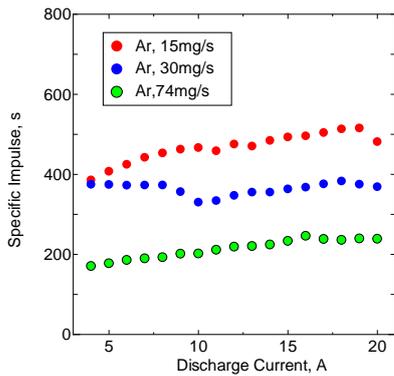


Fig.14 Specific impulse vs discharge current for Ar.

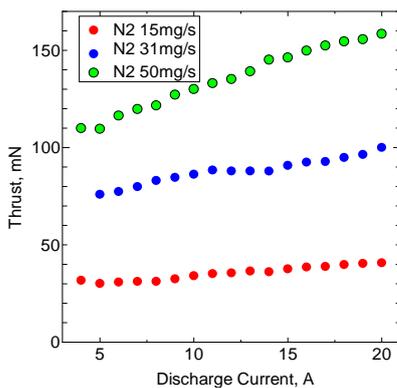


Fig.15 Thrust vs discharge current for N₂.

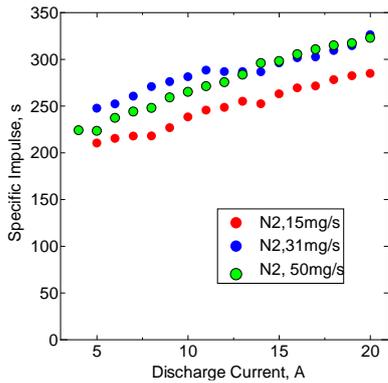


Fig.16 Specific impulse vs discharge current for N₂.

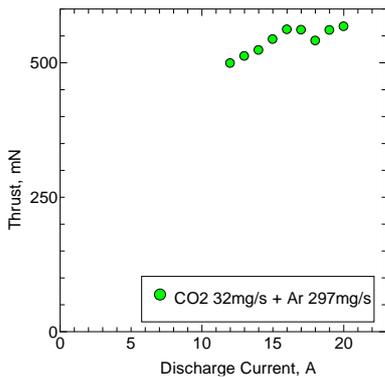


Fig.17 Thrust vs discharge current for CO₂+Ar.

Fig. 16より、比推力は放電電流の上昇と共に直線的に増加する。それは200-350 sの範囲にあり、流量の依存性は小さい。推進効率₀は15 mg/sの時1-2%、31 mg/sの時7-8%、50 mg/sの時7-9%であった。

3.2.4 CO₂ の推力・比推力特性

推力-放電電流特性をFig. 17に示す(比推力-放電電流特性は前述Fig. 9中にあり)。Fig. 17より、電流が大きくなれば推力も増加する。しかし、17 Aから19 Aにおいては放電が若干不安定になり推力増加が見られなかった。最大推力は567 mNであった。Fig. 9より比推力は150-180 sの範囲にある。推進効率₀は9-11%であった。始動性のよいArとの混合で作動実験を行ったが、Arの割合が非常に高いためCO₂が推力に寄与している割合は少ないと考えられる。今後、CO₂単独で安定放電が達成できるように電極形状や磁場特性の工夫が必要である。

3.2.5 NH₃ の推力・比推力特性

推力-放電電流特性をFig. 18に、比推力-放電電流特性をFig. 19に示す。Fig. 18より放電電流と推進剤流量が増えれば推力も増加する。最大推力は20 mg/sの時129 mNであった。Fig. 19より、放電電流が大きいほど、推進剤流量が大きいほど比推力も高い。それは500-1,500 sの範囲にあり、流量が5 mg/sと少ない場合、比推力は非常に高くなる。推進効率₀は5 mg/sの時34-37%、10 mg/sの時23-25%、20 mg/sの時24-30%であった。投入電力1 kWにて最大比推力1,500 s、推力60 mN、推進効率30%が得られ、目標性能達成のためには更なる構造・磁場改良が必要ではあるが、この比推力値(平均噴射速度)は電熱加速型のアークジェットスラスタでは得ることができず(アークジェットでは最大でも800 s程度)、安定放電の達成、かつ電熱加速に加え電磁加速が強く発揮されたと推測される¹⁶⁾。

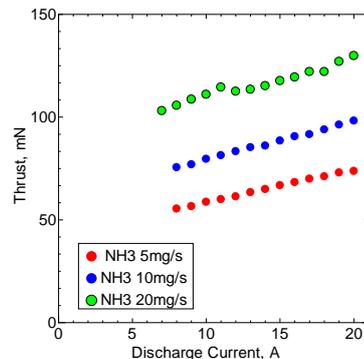


Fig.18 Thrust vs discharge current for NH₃.

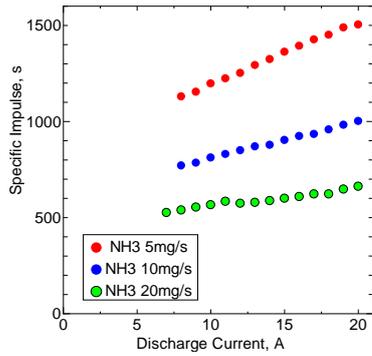


Fig.19 Specific impulse vs discharge current for NH₃.

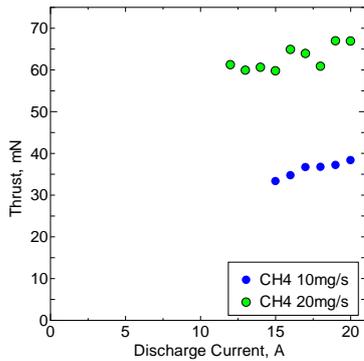


Fig.20 Thrust vs discharge current for CH₄.

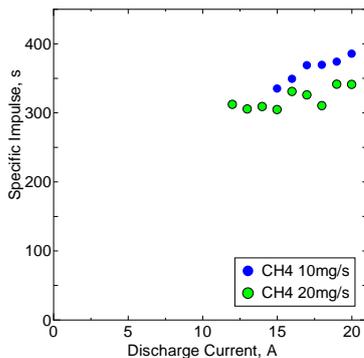


Fig.21 Specific impulse vs discharge current for CH₄.

3.2.6 CH₄ の推力・比推力特性

推力-放電電流特性をFig. 20に、比推力-放電電流特性をFig. 21に示す。Fig. 20より、放電電流と質量流量が増加すると推力もほぼ増加する。しかし、放電電流16 A以上では、流量10 mg/sのとき作動が少し不安定になった。CH₄に含まれている炭素と推測される物質がアノード放出口につまり長時間の作動はできなかった。その時の写真をFigs. 22, 23に示す。Fig. 22は同じコンストリクタ径6mmのアノードをコンバージェントノズル側から撮影したものである。左が使用前、右が使用後である。炭素と推測される黒い物質が付着しているのが確認できる。Fig. 23はアノードの放出口に堆積した物質そのものであり、短時間に大きく成長したことが推測される。

最大推力は20 mg/sの時66 mNであった。Fig. 21より、比推力は300-400 sの範囲にあり、放電電流が大きいほど、推進剤流量が小さいほど少し上昇する。推進効率10 mg/sの時5-6 %、20 mg/sの時6-9 %であった。



Fig.22 Photo of anode after firing with CH₄.

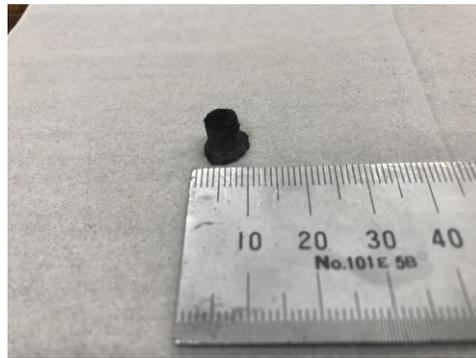


Fig.23 Material located in anode constrictor after firing with CH₄.

4. まとめ

サマリウムコバルト永久磁石を用いた発散磁場印加型定常作動MPDスラスタにおいて、推進剤にAr、N₂、CO₂、NH₃、CH₄を用い、基本性能特性が調べられた。

- 1) CO₂ではArを添加し安定作動を実現した。
- 2) すべて推進剤、ほとんどの作動条件にて、放電電圧特性はアーク放電特有の垂下特性を示した。電流（電力）の増加に伴う、電離反応の促進、プラズマ温度の上昇が予想され、電磁加速による仕事（エネルギー投入）は支配的ではないと推測される。
- 3) 推力と比推力は宇宙用のガスジェットスラスタや直流アークジェットスラスタのそれらより大きい値が得られたが、推進効率はNH₃の場合を除いて小さくなった。
- 4) NH₃においては、投入電力1 kWにて、質量流量5-20 mg/s、最大比推力 650-1,500 s、推力 60-120 mN、推進効率 24-30 %という高い性能が得られ、電磁加速の有効性が認められた。

5. 今後の計画

今後の展望について以下に述べる。

- 1) CO₂の作動においてはArを添加しないと作動しなかったが、単独で作動できるようにスラスタ構造と磁場特性も含めた作動条件を工夫する。
- 2) CH₄では単独での作動に成功したが、プラズマ放出口に炭素と推測される物質が詰まっていた。このことから炭素がアノードに付着せず前方に噴射するようなアノード形状を検討する。
- 3) すべての推進剤において高い性能が得られる作動条件を探索する。

参考文献

- 1) R. Fujita, H. Tahara, and K. Takada: Electric Propulsion R&D at Osaka Institute of Technology, 35th Int. Electric Propulsion Conf., Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, IEPC-2017-83, 2017.
- 2) H. Tahara, Y. Kagaya, and T. Yoshikawa: Effects of Applied Magnetic Fields on Performance of a Quasisteady Magnetoplasmadynamic Arcjet, Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, No. 2, pp. 337-342, 1995.
- 3) H. Tahara, Y. Kagaya, and T. Yoshikawa: Performance and Acceleration Process of Quasisteady Magnetoplasmadynamic Arcjets with Applied Magnetic Fields, Journal of Propulsion and Power, Vol. 13, No. 5, pp. 651-658, 1997.
- 4) 吉川孝雄, 尾上憲一, 椿下庸二, 田原弘一「外部磁場をもつMPD(電磁プラズマ加速)推進機の放電・加速機構の研究」平成5年度科学研究費補助金(一般研究(B))研究成果報告書, 1994年3月.
- 5) T. Yamamoto, T. Shimada, S. Mizuide, A. Mimura, H. Tahara, Y. Takao, A. Momozawa, D. Nakata, T. Ikeda, T. Wakizono, and M. Toyama: Research and Development of High-Power Steady-State Radiation-Cooled DC/MPD Arcjet Thrusters for Transportation in the Solar System, Frontier of Applied Plasma Technology, Vol.13, No.2, pp.59-64, 2020.
- 6) T. Suzuki, and H. Tahara et al.: Performance Characteristics of Steady-State MPD Thrusters with Permanent Magnets and Multi Hollow Cathodes for Manned Mars Exploration, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, IEPC-2015-197/ISTS-2015-b-197, 2015.
- 7) S. Saito, K. Chino, Y. Sugiyama, H. Tahara, and K. Takada: Performance Characteristics of High-Power Steady-State MPD Thrusters with Cusp Field Using Permanent Magnets for Manned Mars Exploration, 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, Japan, 2017-b-25, 2017.
- 8) K. Chino, Y. Sugiyama, S. Saito, H. Tahara, and K. Takada: Research and Development of High-Power Steady-State MPD Thrusters with Divergent and Cusp Magnetic Fields Using Permanent Magnets for In-Space Propulsion, 35th Int. Electric Propulsion Conf., Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, IEPC-2017-81, 2017.
- 9) Y. Sugiyama, N. Koyama, T. Suzuki, H. Sakoda, and H. Tahara: Thermal Characteristics of Radiation-Cooled Steady-State MPD Thrusters with Permanent Magnets and Multi Hollow Cathodes for In-Space Propulsion, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, IEPC-2015-198/ISTS-2015-b-198, 2015.
- 10) K. Chino, S. Saito, Y. Sugiyama, H. Tahara, and K. Takada: Thermal Analysis of Steady-State Fully Radiation-Cooled MPD Thrusters Using Permanent Magnets for Manned Mars Exploration, 31st International Symposium on Space Technology and Science, Matsuyama, Japan, 2017-b-65p, 2017.
- 11) K. Chino, Y. Sugiyama, S. Saito, H. Tahara, and K. Takada: Thermal Analysis of High-Power Steady-State Fully Radiation-Cooled MPD Thrusters with Permanent Magnets for In-Space Propulsion, 35th Int. Electric Propulsion Conf., Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, IEPC-2017-80, 2017.
- 12) K. Mizutani, S. Saito, K. Tani, 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 International Symposium on Space Technology and Science, Fukui, Japan, ISTS 2019-b-81p, 2019.
- 13) 楫健太郎, 渋谷和輝, 吉田彩乃, 池本凌, 田原弘一, 桃沢愛, 中田大将, 鷹尾良行, 池田知行, 野川雄一郎, 脇園堯, 外山雅也: HAN/水及び水素系推進剤DC/MPDアークジェットスラスタの研究開発—姿勢制御から太陽系惑星軌道間航行まで—, JAXA 宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所(神奈川県相模原市), STEP-2020-012, 2021年1月.
- 14) 水出蒼真, 山本拓海, 島田貴久, 三村篤史, 田原弘一, 池田知行, 鷹尾良行, 脇園堯, 外山雅也: 太陽系惑星軌道間航行用大推力・高比推力定常作動型MPDスラスタの性能特性と熱設計, 第64回宇宙科学技術連合講演会, 4J05, 2020年10月.
- 15) 吉田彩乃, 池本凌, 楫健太郎, 渋谷和輝, 田原弘一, 池田知行, 鷹尾良行, 脇園堯, 外山雅也: 太陽系宇宙航行用大推力・高比推力定常作動MPDスラスタ

の性能特性－惑星・衛星に存在する二酸化炭素，メタン，アンモニア，水素，ヘリウム，空気，氷・水などの推進剤への利用－，第 65 回宇宙科学技術連合講演会，4L04，2021 年 11 月．

- 16) R.J. Cassady, W.A. Hoskins, and C.E. Vaughan: Development and Flight Qualification of a 26-kilowatt Arcjet Propulsion Subsystem, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.18, No.4, pp.740-748, 2002.