

MW 級自己誘起磁場型 MPD スラスタの電極特性に関する実験的研究

Experimental Study of Electrode Characteristics on
a Megawatt-Class Self-Field MPD Thruster

田内 思担(総合研究大学院大学)・大塩 裕哉(東京農工大学)・船木 一幸(宇宙航空研究開発機構)

Shitan Tauchi (SOKENDAI)・Yuya Oshio (Tokyo University of Agriculture and Technology)・Ikkoh Funaki (JAXA)

記号の説明

- I: 放射輝度
- λ : 波長
- Cb: 定数 = 0.0143888
- ϵ : 分光放射率
- T: 温度
- A: 校正係数

1. はじめに

近年、将来の火星有人探査を見通した深宇宙ミッションが多数検討されている¹⁾。このようなミッションには、良好なペイロード比、高い比推力およびミッション期間の短縮が要求される。

Magnetoplasdynamic (MPD) スラスタは、高い比推力や構造の簡単さに起因する良好な推力重量比、そして他の電気推進機と比較して高い推力密度を確保できることから、将来の深宇宙ミッションや大規模物資輸送への主推進機として期待されている。

本研究では、自己誘起磁場型 MPD スラスタ(以下、単に MPD スラスタ)を対象とする。MPD スラスタは図 1 に示すように、中心軸上の陰極とそれを囲むように設置される陽極から構成される。電極間のアーク放電により推進剤はプラズマ化され、陰極周りに誘起される自己誘起磁場と電流に起因するローレンツ力によりプラズマが加速されることにより推力を得る。これに加え、ジュール加熱に起因する気体力学的推力も得ることができる。このような作動原理のため、理論的にはどのような推進剤種でも作動可能であり、これにより比推力を選択することができる²⁾。

MPD スラスタを深宇宙ミッションで使用する場合、投入電力 1 MW 以上、推進効率 60% 以上、比推力 4000 秒程度、耐久年数 1~3 年程度の推進性能が要求されるが³⁾、これまでこれを実現した報告はない。高い推進性能を得るためにはより高い電力を投入すればよいが、高い電力を投入すると電極へ多大な熱負荷がかかり、電極溶融の原因となる。そのため実用化には、高い推進性能と電極への熱負荷低減を両立する設計が必要となる。

著者らの研究グループでは、将来の大型有人惑星探査機の主推進機を担うことが可能な、世界最高出力の 100 N クラス MPD スラスタシステムについて、その基本的な設計を得ることを目的に研究を行っている⁴⁾。数値シミュレーションと実験とを協働することで、高い推進性能と熱負荷低減を両立する MPD スラスタの設計指針を求めようとしている。数値シミュレーションコードは、推進性能等を算出する電磁流体解析コードと電極への熱流束を推定するシース熱伝達モデル、熱構造解析コードから構成されている(MAPS コード)⁵⁾。そして数値解析から MPD スラスタのスケールモデルを設計製作し、準定常作動によりスラスタシステムの検証を行っている。

これまで実験では、アルゴンと水素を推進剤として推進性能取得実験を行い、アルゴンでは投入電力 1.1 MW で推進効率 18%、比推力 1500 秒、また水素では投入電力 1.3 MW で推進効率 37%、比推力 4900 秒の結果が得られた⁶⁾。

数値解析では、電磁流体・陰極シース連成シミュレーションにおいて陰極温度分布を与えるため、その 2 次元温度分布を把握することが必要である。また、陰極の設計改善のためには、陰極表面における放電現象を把握する必要があるが、それを直接計測することは困難である。しかし間接的にそれを計測することは可能であり、例えばジュール熱により加熱される陰極表面温度分布がわかれば、員協表面における電流密度分布を把握することが可能である。そこで著者らの研究グループでは、陰極表面の 2 次元温度分布を画像として取得可能な二色温度計を開発した^{7,8)}。

本研究では、大電力作動における陰極特性を明らかにす

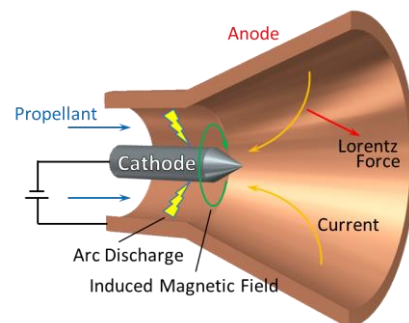


図 1 MPD スラスタの作動原理

ることと、推進剤種による放電特性の違いを明らかにするために、2色輻射温度計測により陰極表面の2次元温度分布を取得することを目的とした。

2. 計測手法

2.1 2色輻射温度計測 物体からの熱放射においては、温度に依存した連続スペクトルの放射が行われている。2色輻射温度計測は、異なる2波長を選択し、これらが十分に狭い範囲であるとして、分光放射率が一定であると仮定したとき、それぞれの放射輝度比から温度を取得する手法である。2つの波長 (λ_1, λ_2) についてプランクの放射則の輝度比を取ると (1) 式のようになる。

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{\varepsilon_2 \left(\frac{\lambda_2}{\lambda_1} \right)^5 \frac{1 - \exp(-C_b/\lambda_2 T)}{1 - \exp(-C_b/\lambda_1 T)}}{\varepsilon_1} \quad (1)$$

(1) 式にウィーン近似式を適用すると、以下の (2) 式のようになる。

$$\frac{I_1}{I_2} = \left(\frac{\lambda_2}{\lambda_1} \right)^5 \frac{\exp(-C_b/\lambda_2 T)}{\exp(-C_b/\lambda_1 T)} \quad (2)$$

(2) 式を T について整理すると以下のようになる。

$$T = \frac{C_b(\lambda_1 - \lambda_2)}{\lambda_1 \lambda_2 \ln(I_1 \lambda_1^5 / I_2 \lambda_2^5)} \quad (3)$$

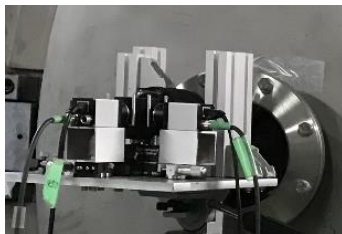
(3) 式右辺に校正係数をかけることで、温度を算出する

ことができる。

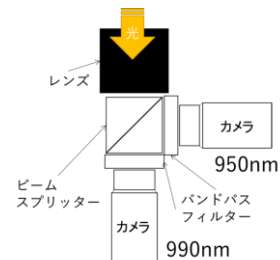
$$T = \frac{C_b(\lambda_1 - \lambda_2)}{\lambda_1 \lambda_2 \ln\left(A \left(I_1 \lambda_1^5 / I_2 \lambda_2^5 \right)\right)} \quad (4)$$

2.2 計測システムとデータ解析方法^{7,8)} 二色輻射温度計の光学系の概略を図2に示す。陰極からの発光はカメラレンズにより拡大・集光される。カメラレンズは計測範囲と計測距離を考慮して smc PENTAX-FA645 45 mm F2.8 を使用した。カメラレンズから出た光はビームスプリッターにより2分割される。2分割された光は波長幅 10 nm のバンドパスフィルター (中心波長 950 nm, 990 nm) を通過して、それぞれに対応するカメラにより撮像される。この2波長は、プラズマからの放射光が紫外域に集中していることからこの影響を低減し、MPD スラスタの定常作動時の陰極温度として想定されている 3000 K 付近⁹⁾の黒体放射のピークで高い S/N 比が確保できるように決定した。また、推進剤ガス由来の線スペクトルを避ける。二色輻射温度計の校正は、JCSS 認定機関により校正されたハロゲンランプの分光放射照度標準電球を用いて行った。標準電球は 950 nm と 990 nm における輝度が示されているため、陰極表面を撮像して得た輝度比と標準電球による輝度比が一致するように、(3) 式の輝度比へ校正係数を掛け算した。

カメラで撮像された2波長の画像データは、光学系のず

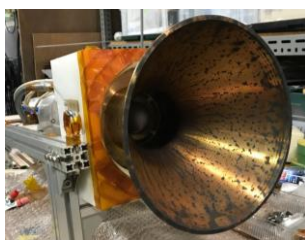


(a) 外観

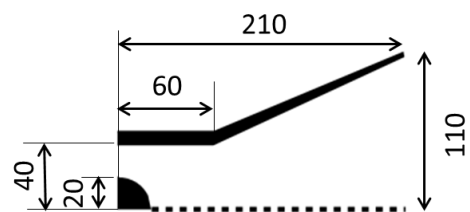


(b) 光学系

図2 二色輻射温度計



(a) 外観



(b) 断面形状 [mm]

図3 MPD スラスタ

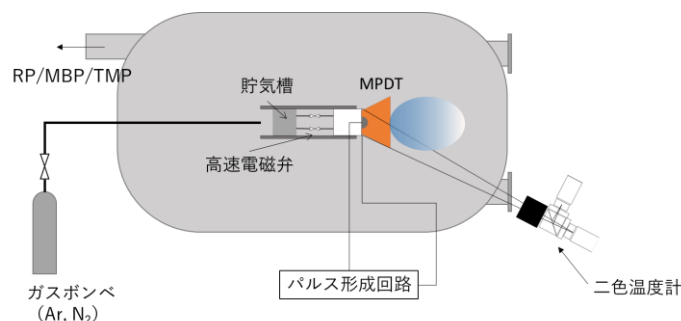


図4 実験装置概略図

れから、撮像素子上の位置がずれるため位置調整をする必要がある。画像の位置調整は 950 nm の画像を基本として、両波長の各輝度値の差が最小となるよう行った。位置調整されたそれぞれの画像を輝度値分布へ変換し、Microsoft Excel で輝度比算出し、各セルごとに (3) 式より温度を導出して、陰極表面の 2 次元温度分布を取得した。

3. 実験装置

3.1 MPD スラスタ MPD スラスタは MAPS コードにより熱構造的に妥当であるように設計されたスラスタを使用した (図 3)。このスラスタはリン青銅製の陽極と 1 % La₂O₃-W 製の陰極により構成されている。陽極陰極間は絶縁材 (窒化ホウ素) を用いて絶縁している。推進剤供給ポートは 4 つあり、それぞれのポートから高速電磁弁により、放電室へ推進剤を供給している。

3.2 実験装置 実験装置の概略を図 4 に示す。実験装置は真空チャンバ、MPD スラスタ、ガス系、電源系、二色輻射温度計により構成される。真空チャンバは、宇宙航空研究開発機構/宇宙科学研究所の先端プラズマ推進実験用チャンバを使用した。

先端プラズマ推進チャンバは直径 2 m、長さ 3 m で、ロータリーポンプ、メカニカルブースターポンプ、ターボ分子ポンプ、クライオポンプより構成されているが、本実験ではクライオポンプは使用しなかった。

MPD スラスタは真空チャンバ内の中央に 2 本のアルミフレームにより固定され、このアルミフレームは 4 本のワイヤにより吊り下げられている。MPD スラスタには推進剤を供給するための高速電磁弁と貯気槽が取り付けられており、真空チャンバ外部のガス系からフィードスルーを経由してチャンバ内の貯気槽へ推進剤が供給されるように設置されている。貯気槽へ供給された推進剤は、高速電磁弁により放電室内へ導入される。

MPD スラスタへはパルス成形回路 (PFN; Pulse Forming Network) により 100 kW から MW 級の電力を 1 ms 程度供給して、準定常作動を行った。

計測装置には、放電写真撮像用 CCD カメラ、放電電流測定用ロゴスキーコイル、放電電圧測定用電流プローブ、二色輻射温度計を用いた。図 4 に示すように二色輻射温度計は、チャンバ外のビューポートから陰極を斜めに見るように設置した。これは斜めから陰極を撮像することでプラズマブルームの影響を抑制するためである。

4. 実験条件

本研究では、推進剤種の違いによる陰極表面温度の違いを明らかにするため、アルゴンと窒素を推進剤とした。また、その他の実験条件は表 1 に示すとおりである。

5. 実験結果および考察

5.1 推進剤種による加熱の特徴 図 5 にアルゴンを推進剤として、放電電流 14.5 kA の場合の撮像結果、図 6 に

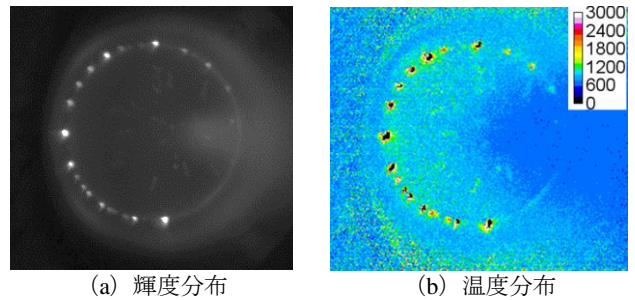


図 5 撮像結果 (Ar, 1.10 g/s, 14.5 kA)

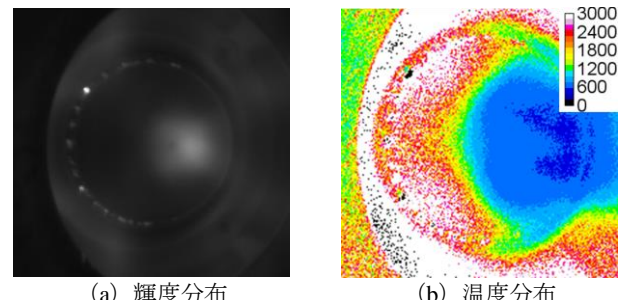


図 6 撮像結果 (N₂, 0.90 g/s, 14.5 kA)

表 1 実験条件

推進剤種	アルゴン, 窒素
真空チャンバ背圧	8×10^{-4} Pa
放電電流	3.5 kA ~ 14.5 kA
推進剤流量	アルゴン : 1.10 g/s 窒素 : 0.90 g/s
理論臨界電流	アルゴン : 8.1 kA 窒素 : 10.2 kA

窒素を推進剤として、放電電流 14.5 kA の場合の撮像結果を示す。それぞれ左図は 950 nm の場合の輝度分布、右図は二色輻射温度計測による陰極表面の 2 次元温度分布を示す。ただし、窒素の場合の二色温度計測による撮像は、陰極先端に陰極ジェットが顕著に生じたことにより、プラズマが陰極由来の加熱を妨げる結果となり、正確な陰極表面温度分布を取得することができなかった。図 5、図 6 の輝度分布から推進剤種により陰極の加熱特性が異なることがわかる。すなわちアルゴンの場合では、陰極表面においてスポット状に加熱が生じている一方で、窒素の場合では、陰極先端に加熱が集中していることがわかる。これは二色温度計測による撮像結果からも同様のことがわかり、図 5 (b) からは、陰極表面においてスポット状に高温部が生じていることがわかる。スポットにおける温度は約 2100 K に達しており、この箇所では熱電子放出されていると考えられる。

この加熱の差は、アルゴンが単原子ガスである一方で、窒素が分子性ガスであるためであると考えられる。単原子ガスの場合、放電室の比較的の上流で電離される。一方で、分子性ガスは解離が生じるため電離が遅れ、放電室下流で電離される。そのため、アルゴンは陰極表面においてスポット状に加熱が生じたが、窒素は陰極先端に加熱が集中したと考えられる。

6. ま と め

本研究では、大電力作動における MPD スラスタの陰極特性と推進剤種の影響を明らかにするために、二色温度計測により陰極温度計測を行った。その結果、アルゴンと窒素では、陰極の加熱特性が異なることが明らかになった。すなわち、アルゴンでは陰極表面でスポット状に加熱する一方で、窒素では陰極先端に加熱が集中した。また、アルゴンの場合、スポット状の加熱部で温度が約 2100 K に達していることから、スポット部において熱電子放出されていると考えられる。

今後は、窒素のように陰極ジェットが顕著に生じる推進剤で二色温度計測をする際、プラズマの影響を除去できるように、適切なバンドパスフィルターの選択等を行い、陰極表面の 2 次元温度分布を取得する。また二色温度計測と並行して分光計測を行うことで、二色温度計測と分光計測で同様な温度を計測できているか評価する。

参 考 文 献

- 1) 国際宇宙探査協働グループ: 国際宇宙探査ロードマップ, アメリカ航空宇宙局, 2013.
- 2) 栗木恭一, 荒川義博: 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 2003, pp. 119-139.
- 3) Frisbee, R. H.: Evaluation of High-Power Solar Electric Propulsion Using Advanced Ion, Hall, MPD, and PIT Thrusters for Lunar and Mars Cargo Missions, AIAA 2006-4465, 2006.
- 4) 船木一幸: 有人将来深宇宙ミッションへ向けた高出力 MPD スラスタシステムの研究, 科学研究費助成事業研究成果報告書, 2017.
- 5) Kawasaki, A., Kubota, K., Funaki, I., Okuno, Y.: MHD and Thermal Coupled Simulation of an MPD Thruster, AIAA 2015-3727, 2015.
- 6) 船木一幸, 窪田健一, 上野一磨, 大塩雄哉, 池山卓, 奥野喜裕, 川崎央, 堀澤秀之, 宮崎兼治, 安藤晃, 高橋和貴: 大電力 MPD スラスタの数値設計—大電力 MPD スラスタの設計ツール開発と実験的検証—, 大型 In-space propulsion ワークショップ, 2015.
- 7) 大塩裕哉, 船木一幸: MW 級準定常 MPD アークジェットの陰極表面温度計測, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2015-4270, 2015.
- 8) Oshio, Y., Tonooka, S., Funaki, I.: Thrust Performance and Cathode Temperature Evaluation of MW Class Quasi-Steady MPD Thruster, AIAA 2016-5039, 2016.
- 9) Auweter-Kurtz, M., Glocker, B., Kurtz, H. L., Loesener, O., Schrader, H. O., Tubanos, N., Wegmann, T., Willer, D.: Cathode Phenomena in Plasma Thrusters, *J. Propul. Power*, **9** (1993), pp. 882-888.