

## 準定常自己誘起磁場型 MPD スラスタの推進性能および陰極特性に関する実験的研究

### Experimental Investigation of Thruster Performance and Cathode Characteristics on Quasi-Steady Self-Field MPD Thrusters

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

$A$ :	校正係数
$b$ :	電磁推力係数
$C_b$ :	定数 = 0.0143888
$F$ :	推力
$F_{th}$ :	理論電磁推力
$g$ :	重力加速度
$I_1, I_2$ :	放射輝度
$I_{sp}$ :	比推力
$J$ :	放電電流
$J_{th}$ :	理論臨界電流
$\dot{m}$ :	推進剤流量
$r$ :	半径
$T$ :	温度
$u_c$ :	臨界速度
$V$ :	放電電圧
$\alpha$ :	電極形状係数
$\epsilon_1, \epsilon_2$ :	分光放射率
$\lambda_1, \lambda_2$ :	波長
$\mu$ :	真空の透磁率

添え字

- a: 陽極
- c: 陰極

#### 1. はじめに

2018 年に国際宇宙探査協働グループにより宇宙探査ロードマップが改訂された。そのロードマップでは 2040 年代までに有人火星探査を実現するとしている<sup>1)</sup>。このような火星探査や火星以遠への深宇宙探査を達成するために、宇宙機の推進機には、十分に高いペイロード比を達成可能な高い比推力、そしてミッション期間を十分に短縮可能な大推力が要求される。

Magnetoplasmadynamic (MPD) スラスタは、電気推進機

の特徴である高い比推力を持つと同時に、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。

MPD スラスタは電極形状や磁場の印加方法によりいくつかの種類に分類できるが、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同軸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<sup>2)</sup>。

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<sup>3)</sup>、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

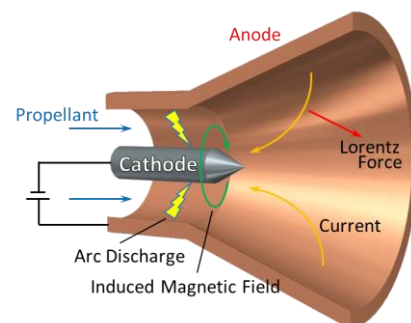


図 1 MPD スラスタの作動原理

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<sup>4)</sup>。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)<sup>5)</sup>。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きた。

本研究は、数値シミュレーションにより熱的耐久性を考慮して設計されたスラスタに対して実験的に推進性能を取得すると同時に、スラスタ作動時に最も高温となる陰極を中心とした温度測定を行うことで、熱的耐久性を考慮したスラスタの臨界性能および作動点を明らかにすることを目的とした。

## 2. 計測手法

**2.1 2色温度計測<sup>7,8)</sup>** 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。二色輻射温度計測は、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 ( $\lambda_1, \lambda_2$ ) 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。

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

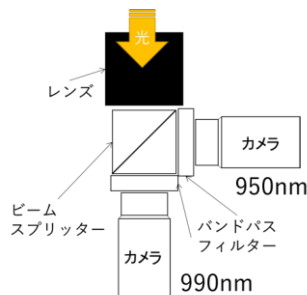


図2 二色温度計

(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。

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

**2.2 計測システムとデータ解析方法<sup>7,8)</sup>** 二色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<sup>9)</sup>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。標準電球は選択する波長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

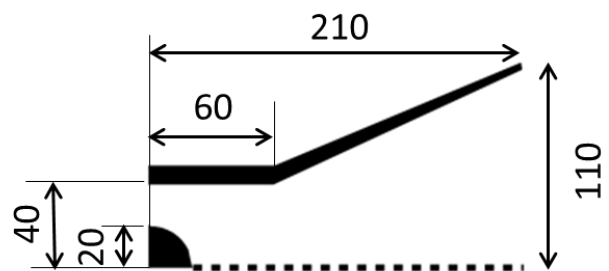


図3 MPD スラスタの寸法 [mm]

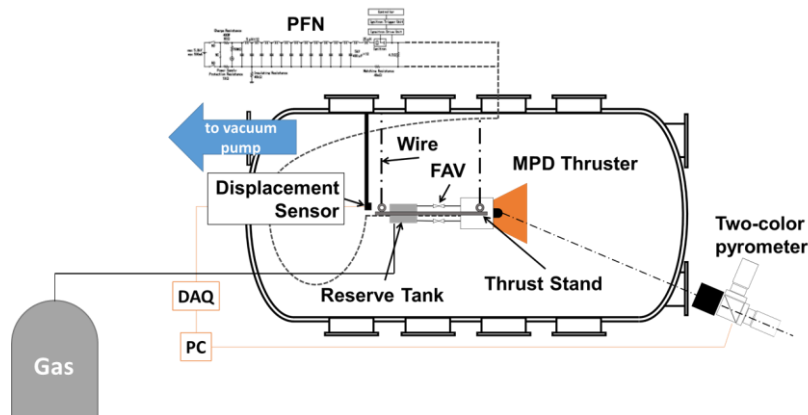


図4 実験装置概略図

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。画像の位置調整は短波長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。

**2.3 推力測定** スラスタの推力は振り子式スラストスタンドにより計測した。マイクロ変位センサによりスラストスタンドのインパルスを計測し、その値を放電時間の半値幅で割ることで推力を算出している(5)式。

$$F = \frac{F\Delta t}{\Delta t} \quad (5)$$

### 3. 実験装置

**3.1 MPDスラスト**<sup>10)</sup> MPDスラストは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トを使用した(図3)。このスラストはリン青銅製の陽極と1% La<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-W製の陰極により構成されている。陽極陰極間派をボロンナイトライド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**<sup>10)</sup> 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スラスト、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2m、長さ3m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スラスト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スラスト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經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スラストへはパルス成形回路(PFN; Pulse Forming Network)により100kWからMW級の電力を1ms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、放電電流測定用ログスキーコイル、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. 実験結果および考察

本研究では、アルゴンと水素、ヘリウム、窒素の4種を推進剤として使用した。その他の実験条件は表1に示す通

表1 実験条件<sup>10)</sup>

推進剤種	アルゴン, 水素, 窒素, ヘリウム
真空チャンバ背圧	$8 \times 10^{-4}$ Pa
放電電流	3.5 kA ~ 14.5 kA
推進剤流量	アルゴン : 1.89 g/s, 0.7 g/s 水素 : 0.41 g/s, 0.3 g/s 窒素 : 0.90 g/s, 0.32 g/s ヘリウム : 0.47 g/s

りである。

**4.1 推進性能**<sup>10)</sup> 推進性能の評価式を(6)式と(7)式に示す。またMPDスラストにおける理論電磁推力を定義する理論式(Maeckerの式)を(8)式に示す。

・ 推進効率:

$$\eta = \frac{F^2}{2\dot{m}JV} \quad (6)$$

・ 比推力:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (7)$$

・ Maeckerの式

$$F_{th} = \frac{\mu J_{th}^2}{4\pi} \left( \ln \frac{r_a}{r_c} + \alpha \right) = b J_{th}^2 = \dot{m} u_c \quad (\alpha = 0.3/4) \quad (8)$$

実験で取得した推力特性と、推進効率と比推力の関係はそれぞれ文献10中のFig.9とFig.11に示した通りである。文献10のFig.9中における実線は(8)式をプロットしたものである。文献10のFig.9からはアルゴンとヘリウムを推進剤とした場合、低流量では(8)式に従う一方で、水素を推進剤とした場合は推力が流量によらず理論式から外れることがわかった。またこれらの結果から本研究で使用したスラストでは、水素を推進剤とした場合に推力28N、推進効率30%、また比推力4000秒が達成可能であることがわかった。

**4.2 陰極表面温度分布の推進剤依存性**<sup>10,11)</sup> アルゴン、水素、ヘリウムを推進剤として使用した場合の陰極温度表面分布を図5に示す。この図からアルゴンとヘリウムを推

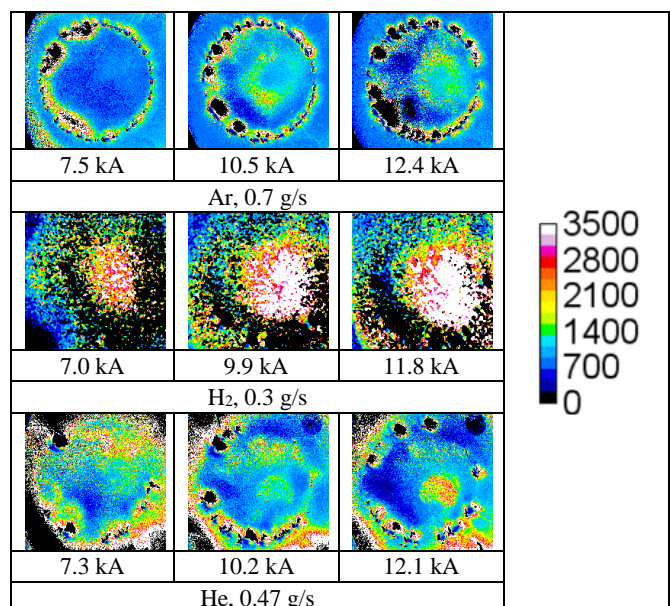


図5 陰極表面温度分布 [K]<sup>10)</sup>

進剤とした場合は陰極全体が加熱されており、その表面には局所的気加熱された陰極スポットが生じた。一方で水素を推進剤とした場合は、陰極先端部のみが極端に加熱されて、放電電流 11.8 kA では陰極材の融点である 3090 K を大きく超えて 4358 K に達した。従って、水素の大電力作動において陰極が熔融する可能性があることが明らかになった。

**4.3 推進性能に対する陰極表面温度分布の影響**<sup>10)</sup> 陰極表面温度と推進性能の関係を明らかにするために、4.1 節で示した推進性能を(9)式に基づきスケーリングした(文献 10 中の Fig. 10)。

$$\frac{F_{th}}{J^2} = \frac{\mu}{4\pi} \left( \ln \frac{r_a}{r_c} + \alpha \right) \quad (9)$$

(9) 式は、スラスタの幾何形状(陽極陰極半径比)のみに依存する。

文献 10 の Fig. 10 から水素を推進剤とした場合、 $F/J^2$  が理論値よりも大きくなることがわかった。この理由について図 5 に示した陰極表面温度分布も考慮して考察すると、以下に示す理由から気体力学的推力の寄与に加えて陰極表面温度分布も影響すると考えることができる。図 5 に示したように、アルゴンやヘリウムを推進剤とした場合は、陰極全体が加熱される。すなわちスラスタの放電を維持する熱電子は陰極全体から放出される。従って実効的な陽極陰極半径比はスラスタ形状と等しく  $r_a/r_c = 2$  であるといえる。一方で水素を推進剤とした場合は陰極先端のみが加熱されるため、熱電子もその領域のみから放出されると考えられる。この場合、実効的な陽極陰極半径比がスラスタ寸法よりも大きくなる ( $r_a/r_c > 2$ ) と考えられる。従って水素を推進剤とした場合、電磁推力が増加したと考えられる。

## 5. まとめ

本研究では、将来の大型宇宙探査機の主推進を担う 100N クラス MPD スラスタシステムについて、その基本的な設計指針を得ることを目的に、熱的耐久性が考慮して設計したスラスタの推進性能と陰極表面温度分布を計測した。その結果、下記の 3 点の結論を得た。

- (1) 水素を推進剤とした場合、推力 28 N, 推進効率 30 %, 比推力 4000 秒以上の推進性能を達成した。
- (2) 二色温度計により陰極表面温度分布を計測し、陰極表面温度分布に推進剤依存性があることを明らかにした。また水素を推進剤として使用する場合、大電力作動においては陰極の温度が融点を超える可能性があることを示した。
- (3) 推進性能(推力)と陰極表面温度分布には相関関係があることを明らかにした。

## 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) Funaki, I., Kubota, K., Kawasaki, A., *et al.*, "Analysis of Self-field MPD Thrusters for Designing a Megawatt-class In-space Propulsion System", AIAA 2014-3418, 2014.
- 7) 大塩裕哉, 船木一幸: MW 級準定常 MPD アークジェット陰極表面温度計測, 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., Schrade, H. O., Tubanos, N., Wegmann, T., Willer, D.: Cathode Phenomena in Plasma Thrusters, *J. Propul. Power*, **9** (1993), pp. 882-888.
- 10) Tsuchi, S., Oshio, Y., Kawasaki, A., Kubota, K., Funaki, I.: Analysis of Thrust Performance and Cathode Phenomena on a Megawatt-Class MPD Thruster, AIAA 2019-1241, 2019.
- 11) 田内思担, 大塩裕哉, 船木一幸: 自己誘起磁場型 MPD スラスタの陰極表面温度分布に対する推進剤種の影響, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2018-4435, 2018.