

# 大電力 MPD スラスタの実験的研究

宮崎 兼治(東海大), 武中 駿(東海大), 堀澤 秀之(東海大), 船木 一幸(JAXA)

## 1. はじめに

近年, 太陽光発電システム (SSPS) 建造に伴う軌道間輸送ミッションや有人火星探査に付随する深宇宙探査ミッションに代表されるような大規模な輸送ミッションが数多く検討されている. 輸送系としては, ペイロード比増大のための高比推力および, ミッション期間短縮のための大推力を両立する性能を有する推進機が必要とされる. そこで, 期待されている推進機の有力候補が電気推進の 1 種である Magnetoplasmadynamic(MPD)スラスタである. MPD スラスタは, 100 kW 級の大電力作動によって, 各種推進システムに比べて 10 N 級の大推力および, 1,000 s 級の高比推力が達成可能であると知られている[1].

## 2. 研究目的

本研究の最終目標は, MPD スラスタの実用的な設計則を確立することである. これまでの研究では, 推進性能評価に向けて, 推力測定といった各種測定装置を構築し, MPD スラスタの予備実験を実施した[2]. また, 数値計算から宇宙空間での大電力作動を考慮した MPD スラスタの熱設計 (推進機が溶融しない設計) を予測した[3,4]. しかし, その設計は実験による妥当性確認は, 未だされていない.

そこで, 本研究の目的は, 数値計算より予測された設計指針に基づき製作した MPD スラスタの推進性能を評価する.

## 3. MPD スラスタ

MPD スラスタの作動原理を図1に示す. MPD スラスタは, アーク放電により推進剤を電離するとともに, 加速・噴射することで推力が得られる. 推力は, 放電による Joule 加熱に起因する気体力学的加速および, アーク放電により誘起される磁場と放電電流の相互作用であるによる Lorentz 力に起因する電磁推力からなる[1]. MPD スラスタは, アーク放電により磁場を誘起する自己誘起磁場型および, 外部から磁場を重畳する外部磁場印加型に分けられるが, 本研究では, 自己誘起磁場型の MPD スラスタを研究対象とする.

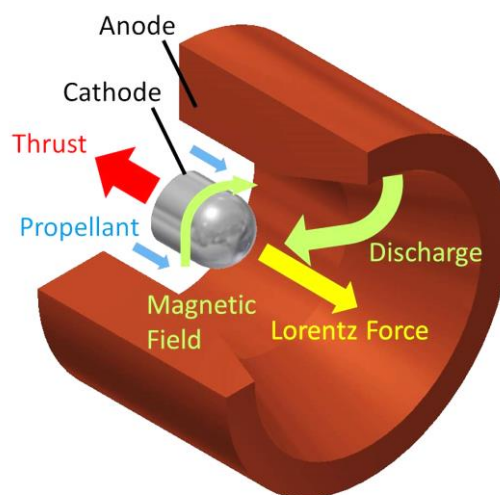


図1 MPD スラスタの作動原理

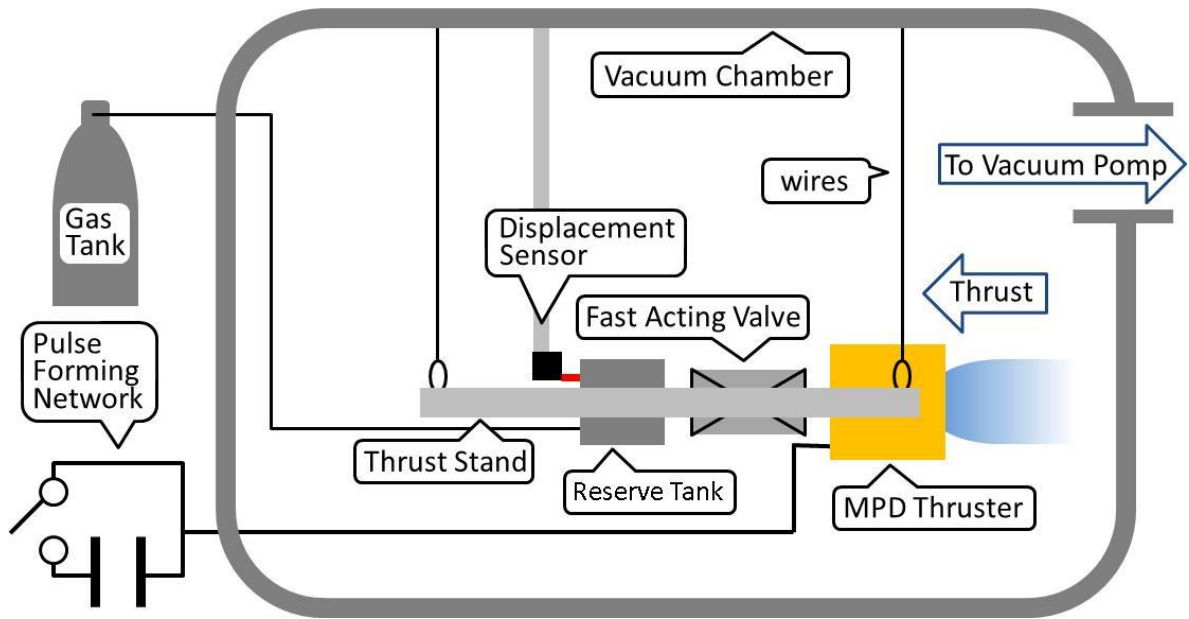


図 2 実験装置の概略図

#### 4. 実験装置・条件・パラメーター

図 2 に実験装置の概略図を示す。本実験装置は、真空チャンバ、MPD スラスタおよび、計測装置から構成される。真空チャンバは、直径 2 m、全長 3 m であり、真空度  $1.0 \times 10^{-3}$  Pa で実験を行った。次に、図 3 に MPD スラスタの概略を示す。MPD スラスタは、りん青銅製の Anode、1% La<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-W 製の Cathode からなる。推進剤種は、H<sub>2</sub> ガス (0.4, 0.7 g/s)、Ar ガス (0.8, 1.8 g/s) を使用した。また、MPD スラスタの作動は、高電圧かつ大電流が必要であるため、Pulse Forming Network (PFN) を用いて、1.3 ms の準定常作動を行った。計測装置には、推力測定用スラストスタンド、放電写真撮影用 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を用いた。スラストスタンドでは、OMRON 製マイクロ変位センサ Z4D-F04A を用いて、大気中での鉄球によるキャリブレーション後、MPD スラスタの作動によるスラストスタンドの変位を測定する。

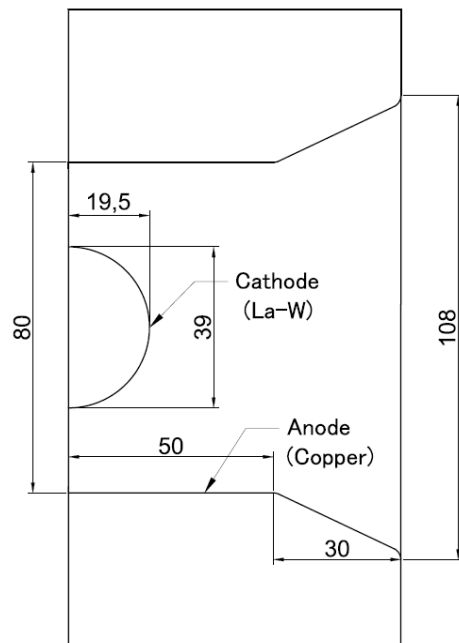
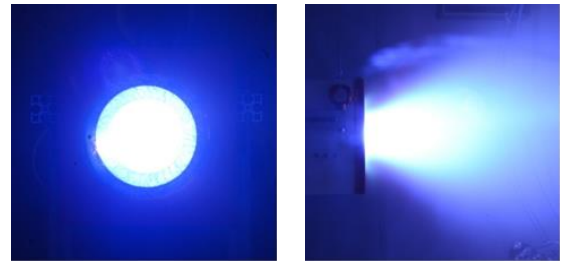


図 3 MPD スラスタの概略図

本研究の実験条件を整理し、表 1 に示す。

表 1 実験条件

推進剤種	Ar	H <sub>2</sub>
推進剤流量, g/s	0.8, 1.8	0.4, 0.7
放電電流, kA	5 ~ 15	
放電時間, ms	1.3	
チャンバ背圧, Pa	1.0 × 10 <sup>-3</sup>	



正面図

側面図

図 4 Ar 推進剤を用いた際の作動の様子

本実験では、推力  $F_t$ 、比推力  $I_{sp}$ 、推進効率  $\eta_t$  を取得した。パラメーターは、それぞれ

$$F_t = \frac{I_{dis}}{\Delta t} \quad (1)$$

$$I_{sp} = \frac{F_t}{\dot{m}g} \quad (2)$$

$$\eta_t = \frac{F_t^2}{2\dot{m}JV} \quad (3)$$

と求めることができる。この時、 $I_{dis}$  はスラストスタンドから取得した力積、 $\dot{m}$  は推進剤の質量流量、 $g$  は重力定数、 $J$  は放電電流、 $V$  は放電電圧である。

## 5. 実験結果

Ar 推進剤を用いた際の作動の様子を CCD カメラで捉えたものを図 4 に示す。

次に、図 5 に式(1)を用いて得た推力-放電電流特性を示す。またこの図には数値計算[3,4]によって予測された値についても合わせてプロットしている。これより、測定した推力は、理論推力および、数値計算結果と同程度の推力であることを確認できる。

次に、図 6 に式(2)、(3)を用いて得た推進効率-比推力特性を示す。代表的な推進性能としては、投入電力 1 MW、H<sub>2</sub> 推進剤を用いた際に、推進効率 ~30%、比推力 ~4,000 s であった。

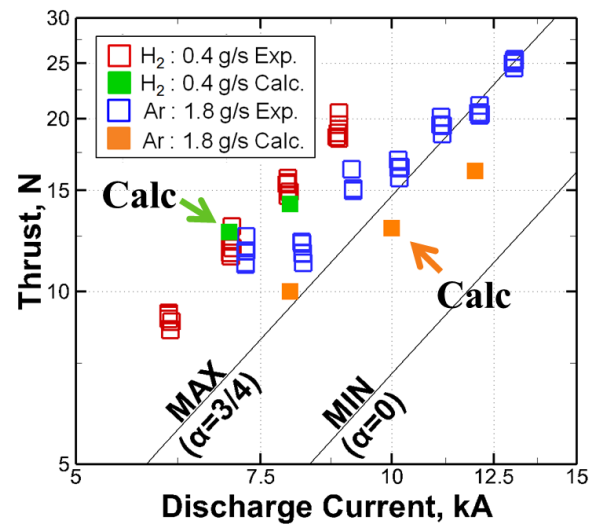


図 5 推力-放電電流特性

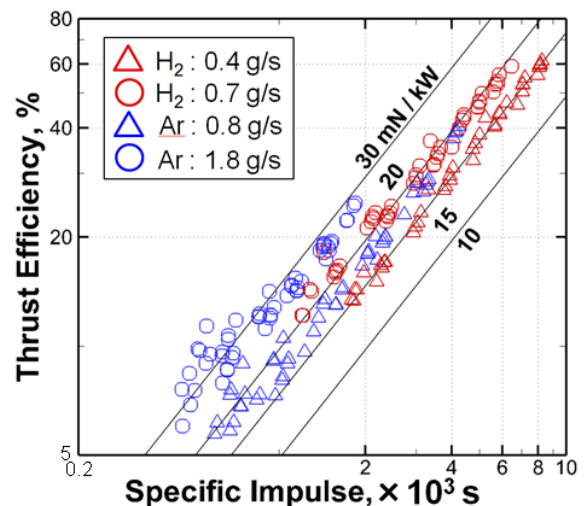


図 6 推進効率-比推力特性

## 6. まとめと今後の展望

数値計算より予測された設計指針に基づき製作した MPD スラスタの推進性能の評価を行った。推力測定には、スラストスタンドを用いた。

取得した推進性能は、理論推力および、数値計算結果と同程度の推力であることを確認した。また、代表的な推進性能としては、投入電力 1 MW, H<sub>2</sub> 推進剤を用いた際に、推進効率 ~30%, 比推力 ~4,000 s であった。

今後は、スラスタ形状を変更した際の推進性能の評価および熱設計の確立に向けた電極温度測定を実施する。

## 謝辞

本研究にご協力いただいた, ISAS/JAXA の上野一磨研究員, 大塩裕也研究員, ならびに東京工業大学の川崎央氏に深く感謝する。

## 参考文献

- [1] 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.
- [2] Kenji Miyazaki, “Experimental Study of a 1-MW Class Quasi Steady State Self-Field MPD thruster,” 29<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, 2013-s-10-b.
- [3] 川崎央, 窪田健一, 船木一幸, 奥野善裕, “数値計算による自己誘起磁場型アルゴン MPD スラスタの熱設計,” 日本航空宇宙学会論文集 Vol.61, No.6, pp. 167-173, 2013.
- [4] Akira KAWASAKI, Kenichi KUBOTA, Ikkoh FUNAKI, Yoshihiro OKUNO, “MHD Simulation and Thermal Design of an MPD Thruster, ” Trans. JSASS, Aerospace technology Japan, Vol.12, No. ists29, 2014, p.pd\_19-pb\_25.