

MPD スラスタにおける外部磁場の影響

The Effect of Applied Field on MPD Thruster

○井出 舜一郎（東大）・月崎 竜童・西山 和孝・國中 均（宇宙航空研究開発機構）

○Shunichiro Ide (The University of Tokyo)・Ryudo Tsukizaki・Kazutaka Nishiyama・Hitoshi Kuninaka (JAXA)

Abstract（概要）

A quasi-steady state, applied-field, rectangular magneto-plasma-dynamic (MPD) thruster has been developed. The discharge state was tested in the case the length of the discharge chamber from 40 mm to 10 mm was changed. Based on this, we investigated the improvement of the thrust. As a result, when the discharge chamber was shortened, discharge was not started at a low mass flow rate and a low applied voltage between the electrodes. The thrust increases linearly with the discharge current, and its slope increases 3.5 times with the shortened discharge chamber. In addition, we confirmed that the thrust is linearly increased also the applied magnetic field intensity, and the operation condition is in the region that electromagnetic acceleration is dominant.

記号の説明

- D : 放電室長さ
 H : 放電室高さ
 B : 外部磁場強度
 \dot{m} : 推進剤流量
 V_{ch} : 電極間印加電圧（電極用電源の充電電圧）
 J_d : 放電電流
 V_d : 放電電圧

1. はじめに

2022年には国際的なロードマップであるLOP-G計画において、50kW級の電気推進機用PPUの打ち上げが予定されている。¹⁾ 今後さらなるミッション規模の拡大に伴って、100kWを超えるような大電力で充分に作動する電気推進機の開発機運が高まっている。

現段階で候補とされているホールスラスタは大電力化に伴って、大型化かつスラスタ運用が必要である。一方でMPD (Magneto-Plasma-Dynamic) スラスタは 10^3N/m^2 程度の推力密度があり、また静電加速型スラスタのような高電圧電源を必要としないことから、PPUを含めた比重量が小さい。²⁾ 現状は太陽電池が20kg/kWe程度と大きく、スラスタ自体の比重量は問題ではないが、将来的なPPUの高性能化かつ軽量化を考慮すると、スラスタ重量は重要なスペックの一つになる。よってMPDスラスタは今後のさらなる大電力運用に適した電気推進機であるといえる。

MPDスラスタは外部磁場を印加することで、100kW程度で有効な作動が確認されている。^{3),4)} しかし、外部磁場によ

る加速機構は複雑であるため、磁場強度や磁場形状など、十分な最適化できていない。

本研究では矩形型（2次元型）放電室⁵⁾を用いており、ローレンツ方向に直接寄与する方向に外部磁場を印加できるため、高い自由度で加速機構との関連性を調査することができる。本論文では外部磁場に加えて、矩形放電室の長さを変更した場合における推進性能の変化について報告する。

2. 実験装置

2.1 MPD スラスタ 本研究で用いた外部磁場印加型2次元MPDスラスタ⁶⁾を図1に示す。放電室は高さ8mm、幅34mm、長さが40mmの矩形型であり、 $\text{La}_2\text{O}_3\text{-W}$ の電極を上下面にそれぞれ陽極・陰極として用いている。推進剤は放電室後方から高速電磁弁（FAV）により供給される。外部磁場は放電室両側面にボビン径80mmの14巻コイルを2つ用いてヘルムホルツコイルを形成し、放電室内に最大800mTの均一磁場を印加している。放電室壁にはイグナイタを挿入しており、電極とは電氣的に独立した昇圧回路でスパークを発生させることで放電開始時の種火としている。

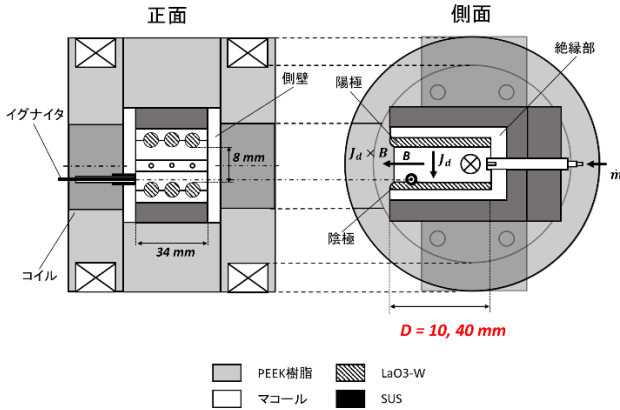


図 1 外部磁場型 2次元 MPD スラスタ

2.2 電源装置 電源装置の回路図を図 2 に示す。電力源には電気二重層コンデンサ (BMOD0165P048C01, Maxwell) を 6 直列で用いており、IGBT (1MBI2400VC-170E, Fuji Electric) とよばれるパワー素子を用いてスイッチングしている。コンデンサへの充電は DC 電源 (PVS300-9, KIKUSUI) を用いて最大 250V まで充電できる。この電源装置を 2 つ用いて、電極とコイルにそれぞれ電力供給を行っている。電極用電源においては放電電流を真空チェンバー外の非接触センサ (LF2005S, LEM) で測定しており、放電電圧は電極直近で電極間電圧を測定している。

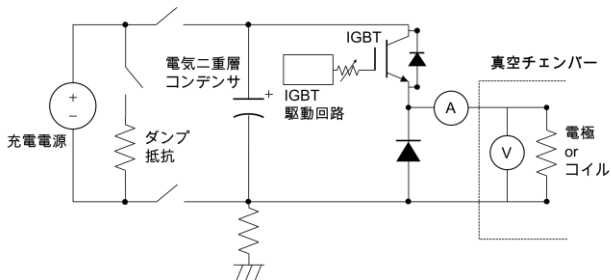


図 2 電源装置の回路図

2.3 推力測定装置 推力測定用の重力振り子式スラストスタンドの概略を図 3 に示す。本研究は宇宙科学研究所 (宇宙航空研究開発機構) の真空チェンバーにて行っており、到達真空度は 2×10^{-3} Pa である。スラストスタンドはチェンバー内に鋼ワイヤーで 4 点懸架されており、推力発生時には 1.5Hz 程度で振動する。この変位を LED センサ (Z4D-F04A, Omron) で計測し、その振動振幅を推力に変換している。変換には予めロードセル (209C01, PCB Piezotronics) を用いたインパクトハンマー⁸⁾で行った校正結果を使用している。スラストスタンドには MPD スラスタと FAV が搭載されており、電極とコイルへの電力供給のため平編銅線を同軸上にした可撓性の高いケーブルが接続されている。

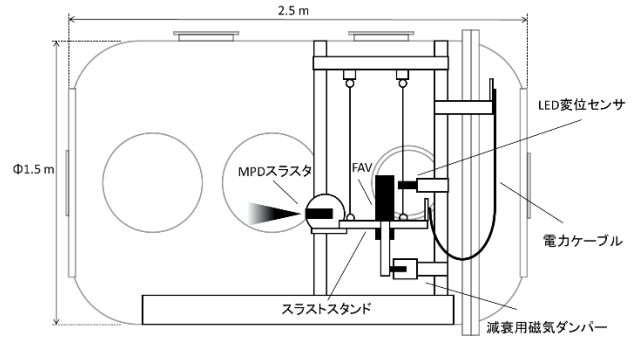


図 3 スラストスタンド

3. 実験条件

3.1 各装置の作動 各実験装置の作動ラインを図 4 に示す。放電とコイルの電源装置はいずれもパルス生成回路 (Sapphire 9212, Opt-Sciences) により、作動時間を決定している。推進剤はポンベから一度貯気槽に充填され、FAV の開閉で放電室に供給される。FAV は専用の電源により約 5ms の間開くことができる。イグナイタを含めこれらの装置は、遅延回路付きトリガーによって各々の作動タイミング作動する。

各実験装置の作動シーケンスを図 5 に示す。半導体トランスデューサ (PMS-5M-2200K, JTEKT) によるガス波形測定の結果から、アルゴンにおいては FAV が開いてから約 7ms 後に放電室内圧力が安定する。加えて電極間電圧の印加と外部磁場印加が完了した時点でイグナイタにより放電が開始する。電極用電源のスイッチオフにより放電が終了するため、電源装置の作動時間を決定することで、MPD スラスタの作動時間を変更することができる。

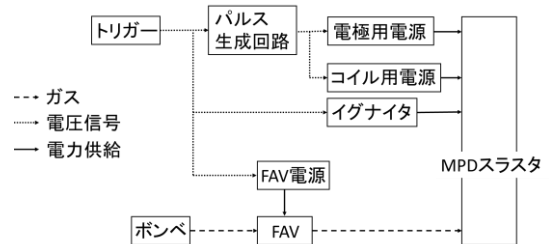


図 4 作動ライン

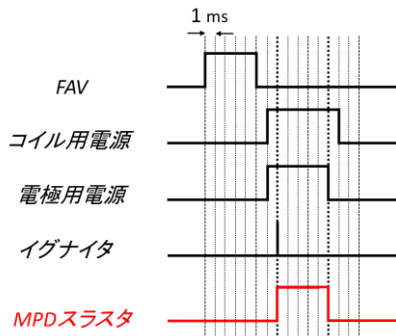


図 5 作動シーケンス

3.2 実験パラメータ 実験条件を表 1 に示す。

表 1 実験条件

電極印加電圧 V_{ch}	V	100/120/150/180/200/230
外部磁場 B	mT	100/200
推進剤種	-	アルゴン
流量 \dot{m}	mg/s	40/50/100
作動時間	ms	3.00

以上の実験条件を放電室が通常の 40mm と短い 10mm の場合でそれぞれ作動を行った。放電室長さは図 6 に示すように、コイルに対して放電室中心の位置を動かさないように変更している。

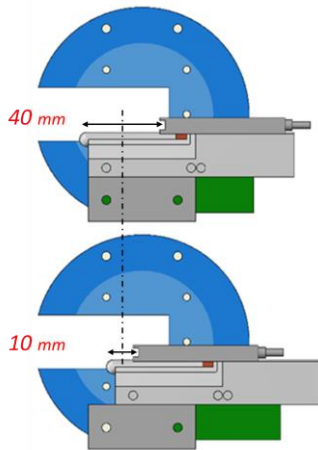


図 6 放電室長さの変更

4. 実験結果

4.1 放電テスト 各実験パラメータで放電の状態を確認した。図 7 に結果をまとめる。「○」は正常な放電、「×」は不安定な放電、「-」は放電の不発を示している。「×」では絶縁部などに沿面放電してしまい、「-」ではイグナイタのスパークを確認したにもかかわらず、放電が開始しなかった。

各表においては低い流量かつ低い充電電圧では放電が起こりにくく（傾向①）、反対に高い流量と高い充電電圧では放電が不安定である（傾向②）ようにみてとれる。外部磁場

を強くすると、傾向①が顕著になり、傾向②はあまりみられなくなった。また放電室長さを短くすると、傾向①は 200mT において顕著になり、傾向②はあまり変わらなかった。傾向①は十分な放電電圧が確保できず、低流量では放電電圧の要求が厳しくなると考えられる。⁹⁾ 傾向②は主に流量過多による放電室出口周辺の一時的な背圧の増大によるものと考えている。

磁場を強くすると、電極間方向の電気伝導度が低下するため傾向①は顕著になり、またローレンツ力の増大により放電室出口にプラズマが滞留しにくくなるため傾向②は軽減されると考える。また放電室長さを短くすると前述した放電室内に推進剤が充満するまでの時間が短くなると予想されるため、電気伝導度が充分でなかった場合があると考えられる。

	B=100 mT					B=200 mT				
	V_{ch} , V	\dot{m} , mg/s	40	50	100	V_{ch} , V	\dot{m} , mg/s	40	50	100
D=40 mm	100		○	○	○	100		-	-	○
	120		○	○	○	120		○	○	○
	150		○	○	○	150		○	○	○
	180		○	○	×	180		○	○	○
	200		×	×	×	200		○	○	○
	230		×	×	×	230		○	○	×
D=10 mm	100		○	○	○	100		-	-	○
	120		○	-	-	120		-	-	○
	150		○	○	○	150		-	○	○
	180		○	○	×	180		-	○	○
	200		×	×	×	200		-	○	○
	230		×	×	×	230				

- 放電せず
× 放電不安定
○ 正常な放電

図 7 放電テスト

4.2 放電特性 図 7 で正常な放電を確認できた実験条件のみで放電特性と推力特性を評価した。表 2 に以下に示すグラフのプロット点の種類についてまとめる。

表 2 プロット点の種類

D, mm	\dot{m} , mg/s	40	50	100
40		○	□	×
10		○	□	×

※100mT は白塗り, 200mT は黒塗り

図 8,9 に外部磁場 100mT と 200mT における放電電流 J_d と放電電圧 V_d のプロットを示す。各グラフに関して J_d と V_d は線形的な関係にあり、流量が増加すると J_d は増大し、 V_d は減少する。また外部磁場が増加すると J_d は減少し、 V_d は増大する。放電室を短くすると J_d は減少するが、 V_d はあまり変化しない。

放電室を短くすると放電室内に露出する電極面積が 1/4 に減少するため、 J_d が 1/3~1/4 程度に減少すると考えられる。 V_d を支配する要因として \dot{m} 以外に電気伝導度が考えられる

が⁹⁾、放電室中心を合わせたことで外部磁場による電気伝導度の変化は受けなかったと考えられる。

⁹⁾ また後者に関しては、放電室高さ H を変更して放電電圧特性を取得することで、逆起電力とジュール加熱の割合を算出することができる。⁹⁾

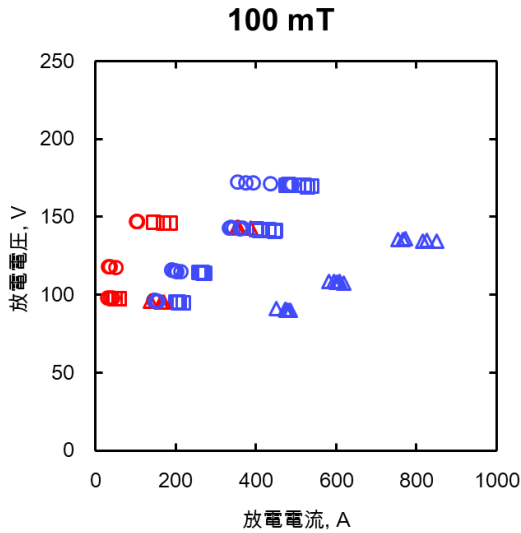


図 8 放電特性 (B = 100mT)

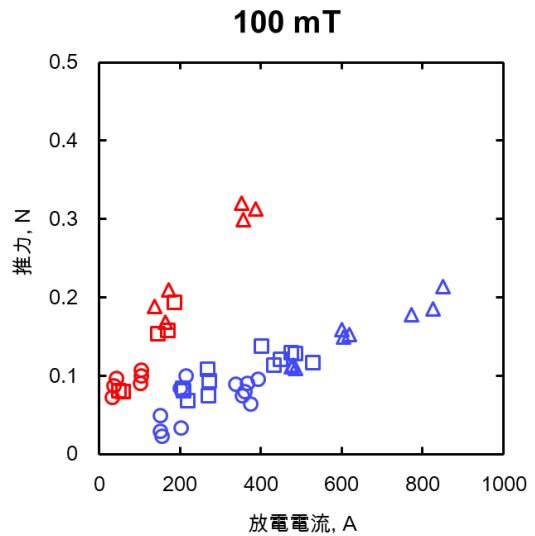


図 10 推力特性 (B = 100mT)

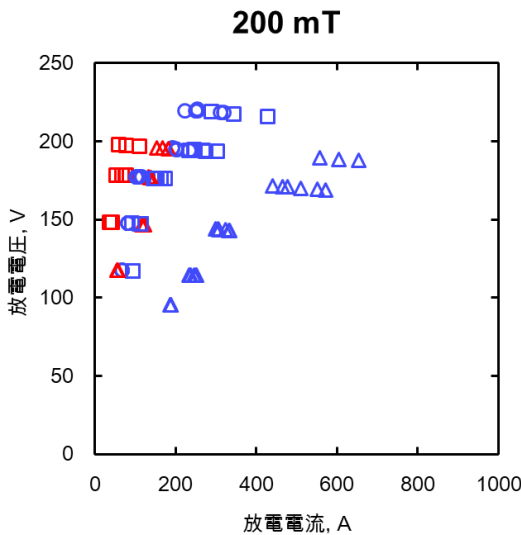


図 9 放電特性 (B = 200mT)

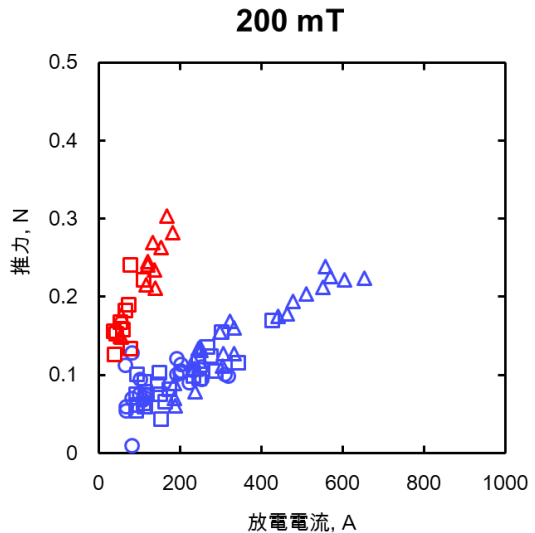


図 11 推力特性 (B = 200mT)

4.3 推力特性 図 10,11 に外部磁場 100mT と 200mT における放電電流 J_d と推力のプロットを示す。推力は流量に依存せず J_d に線形的に増大しており、放電室長さを短くするとその傾きは 3~4 倍程度増大している。外部磁場が増加すると、いずれの放電室長さでも傾きは増大している。

これらを $J_d \cdot B$ に対してプロットすると図 12 のように線形的であることから、外部磁場による電磁加速が支配的であるといえる。¹⁰⁾ また放電室を短くすると理論推力 $J_d B H$ の 38% 程度まで近づくことから、推力の向上が確認できる。この要因については、ホール効果によるイオンの陰極衝突の軽減や放電室壁面へのジュール損失の軽減などが考えられる。前者に関しては正確なホールパラメータの算出のために電子数密度と電子温度をプローブ測定によって求める必要がある。

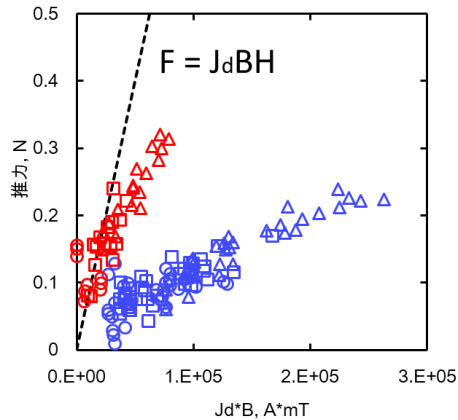


図 12 $J_d \cdot B$ の依存性 ($B = 100, 200 \text{mT}$)

一の作動特性, 日本航空宇宙学会論文集, Vol 63 No.2, pp.37-44, 2015.

- 10) R. Albertoni, F. Paganucci, P. Rossetti, M. Andrenucci : “Performance Characterization of a 100-kW-class Applied-Field MPD thruster”, Space Propulsion 2012, SP2012-2350633, 2012.

5. 結 言

外部磁場型 2 次元 MPD スラスタを準定常状態で作動させて放電特性と推力特性を取得した. その際に各実験パラメータで放電テストを行い, 放電状態に関して考察を行った. 放電室を短くすることで放電電流が減少し, 放電電圧が変化しない結果を得た. 推力は電磁加速領域にあることを確認し, 短い放電室において推力の向上を確認した.

今後, 要因の切り分けのために追加実験を行う予定である.

参考文献

- 1) Herman, D., Tofil, T., Santiago, W., Kamhawi, H., Mcguire, M., Polk, J. E., Snyder, J. S., Hofer, R., Picha, F., Jackson, J., and Allen, M. : Overview of the Development and Mission Application of the Advanced Electric Propulsion System (Aeps): Presented at the 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-284, Atlanta, 2017.
- 2) 中田大將, 岩川輝, 國中均: 直交外部磁場型 2 次元 MPD アークジェット, 宇宙航空研究開発機構特別資料大電力化/モジュール化電気推進に関する研究会, JAXA-SP-08-013, pp.51-62, 2009.
- 3) MANTENIEKS, MARISA, et al. Performance of a 100 kW class applied field MPD thruster. In: *25th Joint Propulsion Conference*. p. 2710.1989.
- 4) A. Boxberger, G. Herdrich : Integral Measurements of 100 kW Class Steady State Applied-Field Magnetoplasmadynamic Thruster SX3 and Perspectives of AF-MPD Technology, Presented at the 35th International Electric Propulsion Conference
- 5) FunakiIkko, et. al.: Electrode Configuration Effect on the Performance of a Two-Dimensional Magnetoplasmadynamic Arcjet, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.14, No.6, pp. 1043-1048, 1998.
- 6) 井出舜一郎, 月崎竜童, 西山和孝, 國中均: MPD スラスタの準定常作動における実験的研究, 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2017-047, 2017.
- 7) 井出舜一郎, 月崎竜童, 國中均: 外部磁場印加型 2 次元 MPD スラスタのための電源開発, 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2015-062, 2016.
- 8) 須藤孝宏, 月崎竜童, 杉本諒, 山極芳樹, 松井信, 國中均: MPD スラスタの推力測定における真空下での推力測定装置の開発, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-007, 2014.
- 9) 市原大輔, 原田翔太, 片岡久志, 横田茂, 佐宗章弘: 矩形断面形状を有する定常・外部磁場印加 MPD スラスタ