

水素 MPD スラスタにおける推進性能の陽極形状依存性に関する数値的検討

Numerical Study on Anode Configuration Effect on Hydrogen MPD Thruster Performance

○田内 思担(総研大・院)・中根 昌克(日大)・川崎 央(名大)・窪田 健一・
船木 一幸(宇宙航空研究開発機構)

○Shitan Tauchi (SOKENDAI)・Masakatsu Nakane (Nihon University)・Akira Kawasaki (Nagoya University)・
Kenichi Kubota・Ikkoh Funaki (JAXA)

Abstract

A Magnetoplasmadynamic (MPD) thruster can be a main thruster for orbital transfer vehicle and manned deep-space mission because of its high thrust density, specific impulse and it is possible to input high electric power. In this study, a self-field MPD thruster using hydrogen propellant was simulated numerically, and focused on the anode configuration dependence of thrust performance, in particularly nozzle diverging angle. Trend of nozzle diverging angle was indicated difference from anode inlet radius (r_{in}), 20mm or 30mm and 40mm. In case of $r_{in} = 20$ mm, larger nozzle diverging angle indicate high thrust efficiency. For $r_{in} = 30$ mm or 40mm, non-nozzle or over 35° shows high thrust efficiency.

記号の説明

B: 磁束密度ベクトル
E: 電場ベクトル
E: 単位体積当たりのエネルギー
I: 単位テンソル
j: 電流密度ベクトル
k: Boltzmann 定数
n_s: 化学種 *s* の数密度
p: 圧力
Q_{i-j}: エネルギー *i-j* 間の緩和項
Q^{h(e)}_{diss}: 解離による損失エネルギー
Q^e_{ion}: 電離による損失エネルギー
S_{ion}: イオンスリップパラメータ
T: 温度
t: 時間
u: 平均流速ベクトル
β_e: ホールパラメータ
λ: 熱伝導係数
μ₀: 真空の透磁率
ρ: 質量密度
ρ̇: 化学種 *s* の生成率
σ: 導電率
τ: 粘性テンソル
r: 径方向の座標
z: 軸方向の座標

F: 推力
F_{total}: 全推力
F_{mag}: 電磁推力
F_{aero}: 気体力学的推力
F_{th}: 理論的な電磁推力
η: 推進効率
r_{in}: 陽極入口半径
θ: ノズル開き角
P: MPD スラスタに投入される電力
P_{joule}: 電力のジュール熱項
P_{lorentz}: 電力のローレンツ力による仕事項
P_{ionslip}: 電力のイオンスリップ項
V: 放電電圧
V_{sh}: シース電圧

添え字

a: アノード
c: カソード
e: 電子
h: 重粒子
i: イオン
n: 中性粒子

1. はじめに

近年、重力による影響の弱い宇宙空間での長期ミッションにおいて、宇宙飛翔体の軌道保持、姿勢制御への利用、

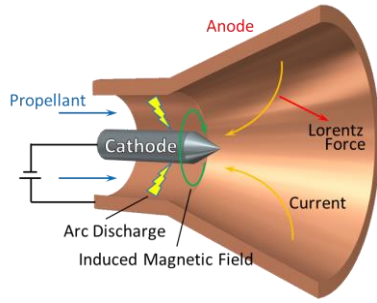


図1 MPD スラスタの作動原理

深宇宙探査のメインエンジンとして電気推進機が利用されている。これらのミッションにおいては、大きな速度増分やペイロード比と同時に高い比推力が要求される。¹⁾

MPD (Magnetoplasdynamic) スラスタは、高推力密度及び単体に大電力の投入が可能であることから、将来の軌道間輸送機や深宇宙輸送機の主推進機として有望視されている。MPD スラスタは、電極形状や磁場の印加方法、推進剤種等によりいくつかの方式に分類されるが、本研究では特に、筒状の陽極と棒状の陰極を同軸に配置し、推進剤に水素を用いた、定常作動同軸自己誘起磁場型水素 MPD スラスタを取り扱う。この方式の MPD スラスタは、電極間のアーク放電により推進剤を加熱及び電離し、その陰極周りに誘起する自己誘起磁場と放電電流により発生するローレンツ力による電磁推力、並びに放電電流によるジュール加熱に起因する気体力学的推力を発生する。MPD スラスタの効率的な作動には、定常で MW クラスの電力を供給する必要があるが、このような大電力を供給することの可能な宇宙用電源は実用化されていない。また、電極に対する熱的な問題や、推進効率の低さなどの課題もあり、これらの問題を解決する MPD スラスタの設計指針が必要となる。

本研究では、推進効率の改善に焦点を当てる。それには、推進剤種の選定と陽極形状の最適化の2つのアプローチが考えられる。推進性能に対する推進剤種の影響はこれまで、さまざまな研究が行われてきた^{3,4)}。推進剤種により放電室内部におけるプラズマの流れ場は変化する。これは、推進剤が分子ガスの場合、解離反応を伴わないガスと異なり、解離反応によりプラズマ化が遅れ、放電室下流において電離が始まるためである。過去の研究で、水素推進剤の推進効率における優位性が示されているが、イオンスリップ等の実在気体効果を考慮して、水素推進剤を用いた数値解析の報告は数少ない。また、ノズルが陽極である MPD スラスタは放電室形状により推進性能が変化する。MPD スラスタの放電室形状と推進性能の関係については、いくつかの報告がある⁵⁻⁸⁾が、放電室形状の個々の形状パラメータが推進性能に対してどのような影響を与えているかについては十分に解明されていない。

そこで本研究では、水素推進剤を用いた MPD スラスタを対象に、イオンスリップ等の実在気体効果を考慮した計

算モデルを用いて、陽極形状の内、ノズル開き角に対してパラメトリックに数値解析を行い、推進効率の向上のための陽極の設計指針を獲得することを目的とした。

2. 計算モデル

2.1 数値計算における仮定 数値計算における仮定を以下に示す。

- MPD スラスタ内部のプラズマ流を電磁流体として扱う。
- 流れ場と電磁場は2次元軸対称流とする。
- 化学種は水素分子 (H_2)・水素原子 (H)・水素イオン (H^+)・電子 (e^-) の4種を考慮する。
- 流れ場は層流とする。
- 熱伝導性と流体粘性を考慮する。
- 3温度非平衡モデル (並進温度・振動温度・電子温度) とする。
- ホール効果・イオンスリップ効果を考慮する。
- シース電圧は考慮しない。
- 壁面は並進温度と振動温度のみを等温条件とする制限等温条件とする。

2.2 支配方程式 MPD スラスタ内部におけるプラズマ流の支配方程式は、以下のようになる。

質量保存式：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (1)$$

各化学種方程式：

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_s \mathbf{u}) = \dot{\rho} \quad (2)$$

ローレンツ力を加味した Navier-Stokes 方程式

$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u} + p \mathbf{I}) = \mathbf{j} \times \mathbf{B} + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \quad (3)$$

重粒子エネルギー保存式：

$$\begin{aligned} & \frac{\partial E_h}{\partial t} + \nabla \cdot [(E_h + p) \mathbf{u}] \\ &= p_e \nabla \cdot \mathbf{u} + \mathbf{u} \cdot (\mathbf{j} \times \mathbf{B}) + \frac{S_{ion}}{\sigma |\mathbf{B}|^2} (\mathbf{j} \times \mathbf{B})^2 + \nabla \cdot (\lambda_{vib} \nabla T_{vib}) \\ &+ \nabla \cdot \{(\lambda_{tr} + \lambda_{rot}) \nabla T_{tr}\} + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \mathbf{u}) - Q_{tr-e} + Q_{e-vib} - Q_{diss}^h \end{aligned} \quad (4)$$

電子エネルギー保存則：

$$\begin{aligned} & \frac{\partial E_e}{\partial t} + \nabla \cdot (E_e \mathbf{u}) = -p_e \nabla \cdot \mathbf{u} \\ &+ \nabla \cdot (\lambda_e \nabla T_e) + \frac{\mathbf{j}^2}{\sigma} + Q_{tr-e} - Q_{e-vib} - Q_{diss}^e - Q_{ion}^e \end{aligned} \quad (5)$$

振動エネルギー保存則：

$$\begin{aligned} & \frac{\partial E_{vib}}{\partial t} + \nabla \cdot (E_{vib} \mathbf{u}) = \nabla \cdot (\lambda_{vib} \nabla T_{vib}) \\ &+ Q_{tr-vib} + Q_{e-vib} - Q_{diss}^e - Q_{ion}^h \end{aligned} \quad (6)$$

表 1 計算条件及び境界条件

推進剤	H ₂
放電電流値 J [kA]	6
推進剤流量 \dot{m} [g/s]	0.4
入口電子温度 [K]	600
入口重粒子温度 [K]	600
入口解離度 [-]	1.0×10^{-2}
入口電離度 [-]	1.0×10^{-3}
流れ場の壁面条件	制限等温条件

表 2 形状パラメータ

陽極入口半径 r_{in} [mm]	20, 30, 40
ノズル開き角 θ [deg.]	0, 10, 15, 25, 35

一般化されたオームの方程式：

$$\mathbf{j} = \sigma(\mathbf{E} + \mathbf{u} \times \mathbf{B}) - \frac{\beta_e}{|\mathbf{B}|} \mathbf{j} \times \mathbf{B} + \frac{S_{ion}}{|\mathbf{B}|^2} (\mathbf{j} \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B} \quad (7)$$

誘導方程式：

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t} - \nabla \times (\mathbf{u} \times \mathbf{B}) \\ &= -\nabla \times \left\{ \frac{1}{\mu_0 \sigma} \nabla \times \mathbf{B} + \frac{1}{\mu_0 e n_e} (\nabla \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B} \right\} \\ &+ \nabla \times \left[\frac{S_{ion}}{\mu_0 \sigma |\mathbf{B}|^2} \{ (\nabla \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B} \} \times \mathbf{B} \right] \end{aligned} \quad (8)$$

状態方程式：

$$p = \sum_s n_s k T_{tr} + n_e k T_e \quad (s = \text{H}_2, \text{H}, \text{H}^+) \quad (9)$$

3. 数値計算

3.1 数値計算手法 本研究における数値計算手法、及び計算スキームは文献⁹⁾を参考にした。支配方程式に一般座標変換を施したうえで、有限体積的に離散化し、時間発展法により収束解を得る。また対流項の評価にはロバストな TVD-空間 2 次精度 HLL スキームを用い、高次精度化は MUSCL 内挿を行い、minmod 関数により、TVD (Total Variation Diminishing) 条件を維持する。拡散項は、2 次精度中心差分によって差分化する。時間積分には、1 次精度のオイラー陰解法を用いる。なお、収束を加速するために、磁場の拡散項は点陰解法によって解き進めた。また、数値計算の実行に当たっては、宇宙航空研究開発機構スーパーコンピュータ「JSS2」を用いた。

3.2 計算条件および境界条件 解析条件及び境界条件は、表 1 のように設定した。また入口温度は、数値計算の安定性と収束性の観点から、実験で流入する推進剤温度 (300 K) より高く設定している。本数値計算では放電電流値が入力パラメータとなり、電極間の放電電圧は出力パラメータとして数値計算結果から求められる。

3.3 形状パラメータ 本研究では、陽極入口半径 r_{in} [mm] とノズル開き角 θ [deg.] に対してパラメトリックに数値解析を行った。表 2 に形状パラメータを示す。また

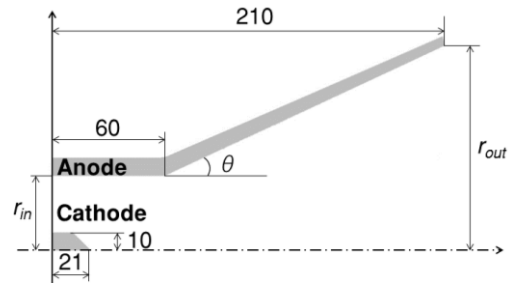


図 2 形状パラメータ

図 2 に形状パラメータの概略図を示す。

参考文献

- 1) 田原弘一: 電気推進ロケットエンジンの推進性能と内部プラズマ物理現象に関する調査専門委員会, 日本電気学会基礎・材料・共通部門 (A 部門) ニュースレター, 2014.
- 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) 田原弘一, 榊原孝久, 加賀谷洋一, 吉川孝雄: 宇宙推進用準定常電磁プラズマジェットの作動特性と放電機構, 核融合研究, 64 (1990), pp. 195-211.
- 4) Uematsu, K., Morimoto, S. and Kuriki, K.: MPD Thruster Performance with Various Propellants, Journal of Spacecraft and Rockets, 22 (1985), pp.412-416.
- 5) D. J. Heimerdinger and M. Martinez-Sanchez: Design and Performance of an Annular Magnetoplasmadynamic Thruster, Journal of Propulsion and Power, 7 (1991), pp.975-980.
- 6) Paccani, G. and Petrucci, L.: Experimental Analysis of a Solid Propellant MPD Thruster with Different Anode Radii, IEPC-99-235, 1991, pp.1370-1377.
- 7) Nakata, D., Toki, K., Funaki, I., Shimizu, Y., Kuninaka, H. and Arakawa, K.: Geometric Parameter Effect of Magneto-Plasma-Dynamic Thruster, IAC-05-IAF-E.2.11, 2005.
- 8) 中根昌克, 永尾将郎, 石川芳男, 窪田健一, 船木一幸: 応答曲面法を用いた 2 次元同軸形状自己誘起磁場型 MPD スラスタの最適形状探索, 日本航空宇宙学会論文集, 59 (2011), pp. 90-96.
- 9) 佐藤博紀: 水素 MPD スラスタ内部における電磁流体のモデリングと数値シミュレーション, 総合研究大学院大学博士論文, 2013.