

小型 MPD スラスタの開発および初期推進実験

Development of a small-sized MPD thruster and initial experimental results

○佐藤雄太¹, 西村将一², 野舘直人², 渡部政行³

*SATO Yuta¹, NISHIMURA Masataka², NOGERA Naoto², WATANABE Masayuki³

Abstract. In this research, a small-sized MPD thruster has been developed for a space mission in the near future. The MPD thruster is one of electric propellers for the aerospace engineering. The characteristics of the MPD thruster are the high specific impulse, a high thrust density and simplicity of the electrode as compared with the other electric thrusters. In the poster, the design and construction of our small-sized MPD thruster system and the initial experimental results of the plasma discharge, plasma jet parameters and electrode elusion are presented in detail.

1. はじめに

1-1. ロケットエンジン

宇宙ロケットおよび人工衛星で使用されているエンジンは「化学推進ロケット」と「電気推進ロケット」に分類できる。H-IIA ロケット等に搭載されている液体燃料を燃焼させる推進機が化学推進ロケットであり、小惑星探査機はやぶさ等に搭載されているイオンエンジンなどの推進機を電気推進ロケットと呼ぶ。本研究室では特に電気推進ロケットに関する研究を行っている [1]。

以下に化学推進ロケットと電気推進ロケット電気推進ロケットの大まかな比較を行う。電気推進ロケットでは先ず、太陽光エネルギーや原子力エネルギー等を電気エネルギーに変換して、その電気エネルギーを用いて中性ガスをプラズマ化する。生成したプラズマを熱的もしくは電磁力的な力で一方向に噴出し、その反作用によって推力を発生させる推進源である。ロケットエンジンの燃費を表す指標に比推力がある。比推力とは、単位時間当たり消費する推進剤の重量で推力を発生させ続けられる秒数である。電気推進ロケットの比推力は、化学推進ロケット比推力に比べ 2-10 倍以上大きい。探査衛星の推進源や、地球上を周回する人工衛星の位置制御源などの長期的な宇宙ミッションに用いられることが多い。その他、使用する中性ガスを任意に選択できることや、電気回路の制御より推進の ON・OFF などが容易に出来ることなどの利点も多い。

しかしながら、電力を推力に変換する機構より得られる推力はもちろん電力に依存するため、電気推進ロケットでは化学推進ロケットのような何百トンという強力な力を発生することはできない。そのため月・惑星とのランデブーから周回軌道へのキャプチャー時のように瞬発力を要請されるミッションには不向きである。また、電

気推進ロケットは、放電を介した推進発生機構であるため、大気中で使用することは現実的ではなく、電気推進ロケット単体で地上から大気圏外へ移動することはできない。

1-2. MPD スラスタ

電気推進機の 1 種である電磁プラズマ加速 (Magneto Plasma Dynamic: 以下 MPD) スラスタの概略図を図 1 に示す。MPD スラスタの幾何学的な構造は同軸電極構造であり、電磁力を主加速力として高い比推力と推力密度を併せ持つ。電磁力を主加速力とするため、他のイオンエンジンなどの電気推進と比べて大電流放電を必要とし、電離・生成した推進剤 (プラズマ) を電磁力によって高速に加速させ、反力を推力としている。現在、推進効率、電極消耗や作動限界などの諸問題や高い電力を必要とすることなどから残念ながら MPD スラスタの実用化はされていない。しかし、大規模な軌道間輸送・有人惑星探査など MPD スラスタでなくては実現できないミッションもあるため、今後の発展が期待されている。

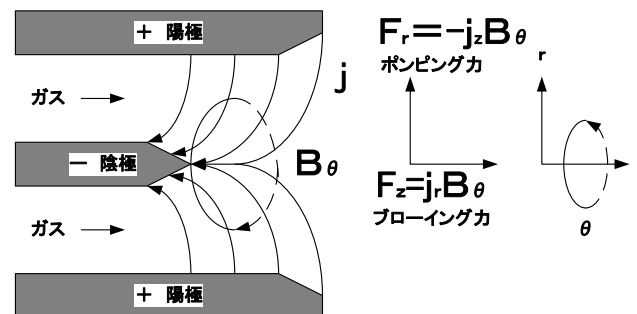


Figure 1. Acceleration force of a MPD thruster.

1 : 日大理工・学部・航宇 Department of Aerospace Engineering, Nihon University

2 : 日大理工・院・量子 Graduate School (M) of Science and Technology, Nihon University

3 : 日大・教員・量科研 Institute of Quantum Science, Nihon University

2. 研究目的

本研究の目的は電気推進源の一つである MPD スラスタの設計製作を行い、プラズマ加速の初期実験までの一連の開発を行うことである。また噴出するプラズマジェットの特性を詳細に計測することも本研究の目的の一つである。MPD スラスタの電極構造は同軸構造で比較的単純である。開発した電気推進源としての電極構造依存性、また放電電流値依存性、電極部の耐久性等を調べて行く。

3. 実験装置, 測定系および実験方法

図 2 に実験装置の概略図を示す。実験装置は主に MPD スラスタ、真空系、ガス導入系、充電系、測定系で構成される。大電流放電にはコンデンサを用いる。MPD スラスタへの電力供給はスラスタにつながるステンレス管を用い、放電に用いる推進剤である中世ガスもまたこのステンレス管を用いて直接電極間に挿入される。今実験で使用ガスは水素である。

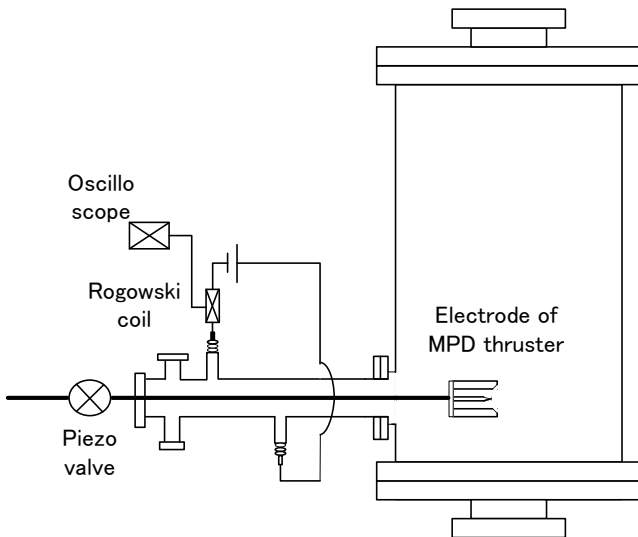


Figure 2. Experiment device for a MPD thruster.

図 3 に本実験で設計製作した MPD スラスタの断面図を示す。電極部はアノード(陽極)とカソード(陰極)の同軸構造となる。絶縁部はセラミックスおよびテフロン、

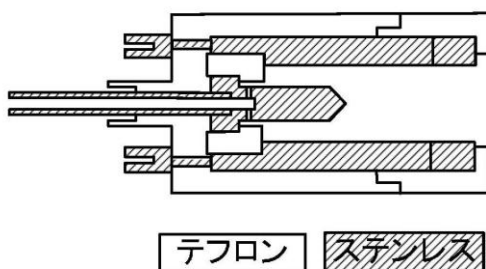


Figure 3. Cross section of the electrode of a MPD thruster

電部にはステンレス(SUS304)を使用している。プラズマジェット部の直径はφ28mm、陽極直径はφ14mm、陰極直径はφ6mm、最短電極距離は4mmである。中心部の陰極長、陰極先端の形状など様々な電極形状でプラズマジェットの試験ができるような工夫がされている。実験方法として先ず、(1)真空ポンプを用いて真空容器内を高真空に保つ。(2)充電器を用いてコンデンサ間を高電圧に充電する。今回、放電に使用したコンデンサの静電容量は100μF、最大充電電圧は2kVである。(3)ファンクションジェネレーターを用いてピエゾバルブに信号を送り、MPD スラスタの電極内部にガス量を制限して水素ガスを注入する。(4)放電電流およびコンデンサ間電圧をロゴスキーコイル、高圧プローブを用いて計測する。MPD スラスタの発光を肉眼で確認する。プラズマジェットの温度・密度を静電プローブで計測する。

4. 実験結果および結論

コンデンサに1kV充電した状態で放電を形成し、電極から打ち出されるプラズマジェットの発光を肉眼で確認した。放電時の真空管内の気圧は $3.60 \times 10^{-2} \text{Pa}$ である。図4に放電電流とコンデンサ間電圧の時間変化を示す。放電電流は4.6kAであった。放電電流は静電容量および充電電圧を増加することでさらに高電流化することが可能である。放電電流がマイナスの区間でもローレンツ力の向きは常に一定で、プラズマジェットはMPDスラスタから打ち出されている。放電の半周期は約50μsである。今後、静電プローブなどを用いて電子温度、電子密度などのプラズマジェットの特性を計測しMPDスラスタの性能評価を行っていく予定である。

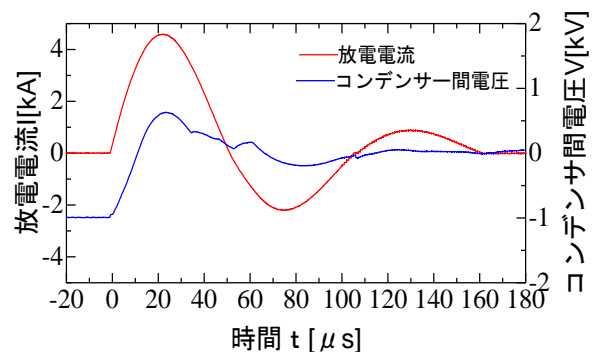


Figure 4. Typical waveform of the discharge current and the voltage of the condenser bank .

5. 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(2003)