

擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機の性能評価に関する研究

Research on the performance evaluation of an electromagnetic thruster applying a pseudo-spark discharge

○前原 隼太¹, 渡部 政行²○Hayata Maebara¹, Masayuki Watanabe²

Abstract: Electric propulsion is one of the important technology of the mission of space. The demand of electric propulsion in space is higher than chemical propulsion because of its excellent fuel consumption. Recently, performance requirement for electric propulsion has been diversified, with the progress of space exploration. In the long distance mission especially, it is necessary to have high performance of thrust, specific impulse, and electrode durability. In this research, the electromagnetic thruster applying a pseudo-spark discharge focused electrode durability has been developed. The purpose of this research is to evaluate performances of propulsion and plasma jet. In the poster, the detail of performance evaluation by experiments of electrostatic probe and spectroscopic measurement will be presented.

1. はじめに

1-1 電気推進ロケットについて

一般的にロケットというと、燃料と酸化剤を燃焼し、発生した高圧ガスをノズルを利用して噴射し推力を得る化学推進ロケットがまず挙げられる。電気推進ロケットはこれとは異なり、電気エネルギーを推進剤に与えることで推進剤をプラズマ化し、生成したプラズマを噴射することで推力を得る推進機である。電気推進は化学推進とは特性が大きく異なり、推力は小さいが、高い比推力を実現でき、そのため宇宙空間での利用が主な用途となる。昨今、宇宙開発の進展に伴い、宇宙空間におけるミッションが多様化し、電気推進に求められる性能も多様化してきている。その中でも近い将来に計画されている火星への探査機や物資の輸送といった大規模なミッションには、推力、比推力、耐久性に優れた電気推進ロケットの開発が重要と考えられる。

1-2 擬火花放電とは

本研究で開発している電気推進機はそのプラズマの生成部に擬火花放電を利用しているのが大きな特徴である。擬火花放電とは、対向する平行平板電極の中心軸上に孔があり、陰極の後方に中空の空間をもつ

特殊な形状の電極を用いることで発生する放電現象である。擬火花放電はパッシェンの法則で表される最下点より左側の低気圧領域での放電であり、グロー状の放電であっても、大電流を容易に流すことが可能である。

2. 研究目的

本研究では、擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機の開発を行っている。これまでの研究では推進機の性能を評価するための研究を行ってきたが、その他、ノズル形状や充電電圧値を変えることで、より性能を高められる可能性がある。そこで今回は、放電条件やスラスト形状の変化によって、推進機の推進特性の最適化を目的として、性能評価実験を行った。

3. 擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機

電磁プラズマ加速 (Magnetron Plasma Dynamic: 以下 MPD) スラストはローレンツ力を主加速力とした電磁加速型電気推進機である。電気推進機の種類の中でも高い推力と広い比推力幅を有する等の特徴があり、深宇宙探査や大規模な軌道間輸送などでの利用を想定して開発が行われている電気推進機である。しかしながら MPD スラストの推力はローレンツ力に依存する

1: 日大理工・院(前)・量子 : Graduate School of Quantum Science and Technology, CST, Nihon-U.

2: 日大理工・教員・量科研 : Institute of Quantum Science, CST, Nihon-U.

ため、推力を大きくするために必然的に大電流放電が必要となり、それに伴うシステム重量の増加や、アーク放電による電極損耗、推進効率の低さ等、まだまだ課題が多く実利用はされていない電気推進機の一つである。本研究では MPD スラスタに擬火花放電を応用することで、大電流を引き出しつつ、グロー状の放電により電極損耗を低減させることのできる電磁加速型電気推進機の開発を行った。スラスタの概要を図 1 に示す。円筒状の陽極内に絶縁体を挟んで中空陰極が存在し、推進剤はスラスタ後方から中空陰極内部に直線的に流入できる構造となっている。

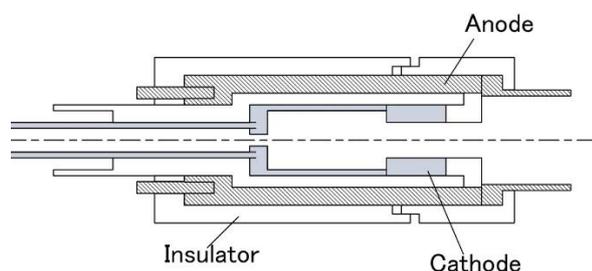


Fig. 1 Schematic drawing of the thruster

4. 性能評価実験

電気推進機の推進特性は主に推力、比推力、推進効率の 3 つで評価される。今回は特に推力と比推力を評価対象としている。また擬火花放電という特殊な放電方式を用いているため、生成されるプラズマの特性を理解することも重要となる。基本的な実験方法は、真空容器内に挿入されたスラスタをコンデンサに接続し、コンデンサを充電する。電位差のある電極間に推進剤を流入することで、推進剤が電離、プラズマ化し、自己誘起磁場によるローレンツ力によってノズル部からプラズマが噴出する。推進剤には水素を用いている。図 2 に放電時の様子を示す。

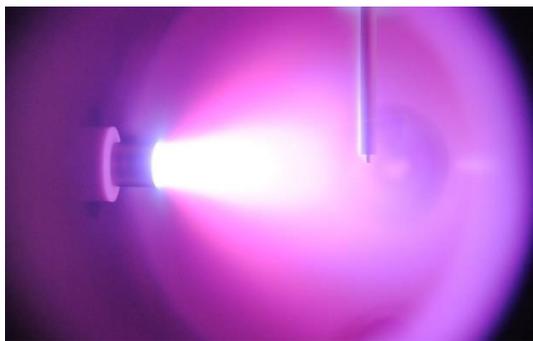


Fig. 2 Plasma flow during the discharge

性能評価としては、噴出するプラズマ中に静電プローブを挿入することで、電子温度と電子密度の計測を行う。また、プラズマの光から分光器を用いてスペクトルを解析し、プラズマ流の速度計測を行い、速度と推進剤流量値から、推力、比推力を導出する。

5. 基本的な実験結果と考察

これまでに行った実験による結果をまとめると、充電電圧-1.0kV での特性は、放電電流 7.0kA、電子温度 4.9eV、電子密度 10^{20}m^{-3} 、プラズマ流速 30.8km/s、推力密度 84.1N/m^2 、比推力 3148s であった。電子温度や電子密度は電気推進の中では高値であり、質の高いプラズマを生成できているといえる。推進特性を見ると、比推力は一般的な MPD スラスタの範囲内であるが、推力密度は 1/100 程度となっている。電磁加速型において、発生する推力はローレンツ力に依存するため、充電電圧を上げて電流値を上昇させることで推力の向上が見込めるが、MPD スラスタにはある電流値（臨界作動電流）以上になると、放電電圧が激しく振動し陽極の著しい損耗を招く現象が存在するため、推進機における放電電流の最適値を知ることが重要となる。また、ノズルの長さを変化させたときのプラズマ噴出を観察すると、ノズル長が長くなるにつれて噴出プラズマが収束していく様子が確認された。これからノズル形状によって推力密度やプラズマ特性が変化することが考えられる。これらの考察に基づく比較実験の結果について、本講演にて報告する。

参考文献

- [1] 栗田恭一・荒川義博：「電気推進ロケット入門」，2003
- [2] 國中均・中山宜典・西山和孝，「イオンエンジンによる動力航行」，2006
- [3] 鎌田貴晴，「電磁加速型擬火花放電に関する研究」，岩手大学大学院工学研究科博士論文，2005
- [4] 高橋毅，「擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機の放電波形整形」，日本大学理工学部航空宇宙工学科 2014 年度卒業論文，2015