

## 擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機の開発と性能評価

### The development and parameter evaluation of an electromagnetic thruster by applying a pseud-spark discharge

○前原隼太<sup>1</sup>, 小杉智香<sup>2</sup>, 高木優次<sup>2</sup>, 渡部政行<sup>3</sup>

Hayata Maebara<sup>1</sup>, Chika Kosugi<sup>2</sup>, Yuji Takagi<sup>2</sup>, Masayuki Watanabe<sup>3</sup>

Abstract: Electric propulsion is one of the most important technologies of a space development. It has a higher performance of a specific impulse than chemical propulsion. Recently, missions in space are diversified from around the earth to deep space. Therefore, the demand of the electric propulsion is rapidly diversified. In this research, the electromagnetic thruster by applying a pseud-spark discharge (PSD) has been developed as a high thrust, a high specific impulse and a long electrode durability electric thruster. Here the PSD is a kind of glow discharge plasma under a low pressure. The purpose of this research is to evaluate its performances of the thruster. In the presentation, the detail of development concept and performance evaluation will be presented.

#### 1. 研究背景

電気推進とは電気エネルギーを用いて推進剤を加速・打ち出し、その反作用として推進力を得る推進システムの総称である<sup>1,2</sup>。地上から打ち上げるロケットに搭載される化学推進と比較して、低推力ではあるが比推力が高いという特徴を有する。昨今の宇宙開発は、地球近傍における衛星利用から深宇宙探査まで、その範囲は多様化している。それに伴い、電気推進機に求められる性能も多様化してきている。その中でも軌道間輸送や月や火星への物資輸送といったミッションには、推力、比推力、耐久性に優れた電気推進機の開発が重要であると考えられる。高推力および高比推力等の条件を満たす電気推進機の一つとして電磁加速型電気推進機が挙げられる。本研究では擬火花放電<sup>3</sup>を応用した耐久性の高い電磁加速型電気推進機を開発を行っている<sup>4</sup>。

る。しかしながら、宇宙空間での電力制限やアーク放電に起因する電極耐久性の低さ等、未だ課題も多く、現在までに実用化はされていない。そこで本研究では、MPD スラスタの電極耐久性の低さに焦点を当て、プラズマ生成に擬火花放電を利用することで、大電流による強いローレンツ力を引き出しつつ、グロー状の放電により電極の耐久性に優れた MPD スラスタの開発を行っている。ここで擬火花放電とは、通常の放電に用いる平板電極の中心軸上に孔を持ち、後方に中空構造を有する特殊な電極を用いることで発生する低気圧放電の一種である<sup>3</sup>。パッシェンの法則で表される特性の最下点を超えない低気圧領域において放電特性を持ち、高い放電開始電圧での放電により大電流を容易に生成することが可能である。また大電流放電にも関わらず、放電がグロー状に形成されるため、アーク放電と比較して電極の損耗の低減が期待できる<sup>4</sup>。

#### 2. 擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機

電気推進機の中でも電磁加速型に属する MPD スラスタはローレンツ力を主加速力とし、高い推力かつ広い比推力幅を有する。そのため、軌道間輸送や深宇宙探査といった、高出力または長期間の運用を要求されるミッションでの利用を想定して研究されている電気推進機であ

#### 3. 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から打ち出されるプラズマ流の温度・密度および流速等の計測し、その結果を基に推力や比推力等の電気推進機としての性能を評価することを目的とする。

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

2 : 日大理工・学部・航宇 : Department of Aerospace Engineering, CST, Nihon-U.

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

#### 4. 実験装置

本研究で開発した擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機の概略図を図 1 に示す。円筒状の陽極内部に絶縁体を挟んで中空陰極が配置してあり、ノズルを兼ねた陽極と内部の中空陰極間で擬火花放電を発生させる。また、陰極後方部から推進剤を直線的に流入することができる単純な構造となっている。

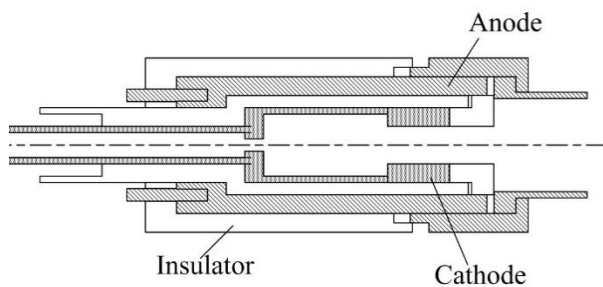


Fig. 1 Schematic drawing of the thruster

#### 5. 実験内容

MPD スラスタはローレンツ力を主加速力とするため、推力を増加するために kA オーダーの大電流が必要となる。そのため、推進は定常ではなく、コンデンサを用いたパルス放電によるパルスの推進となる。基本的な実験方法は、真空容器内に設置したスラスタの電極にコンデンサを介して電源から電圧を充電する。電位差が生じている電極間に推進剤ガスを流入させる。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生成されたプラズマはノズル部から打ち出される。本研究では推進剤に高い推進効率を期待される水素を用いた。図 2 に放電時のプラズマ流の様子を示す。認できる。右側上部から挿入されている管は静電プローブであり、プラズマ流の温度及び密度の測定に用いられる。

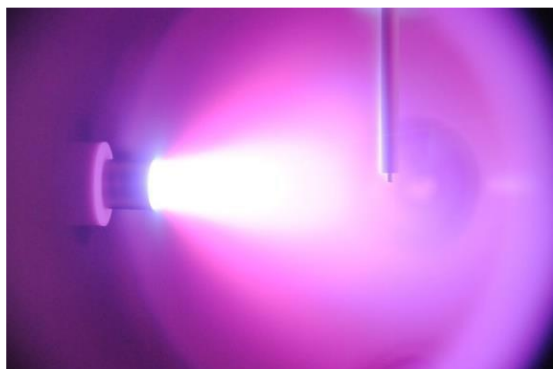


Fig. 2 Plasma flow during the discharge

性能評価実験として、まず打ち出されるプラズマ流の電子温度、電子密度、流速等の計測を行った。またそれらの実験結果を基に、推進性能の評価として推力や比推力等の値を見積もった。

#### 6. 性能評価

本研究では、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評価することで、まず一般的な MPD スラスタとの比較を行った。プラズマの特性評価の指標には、放電電流、電子温度、電子密度を利用した。静電容量  $400\mu\text{s}$  のコンデンサを用い、充電電圧-1kV で実験を行った結果は、放電電流 7.8kA、電子温度 4.9eV、電子密度  $10^{20}\text{m}^{-3}$  であった。生成されたプラズマは通常の MPD スラスタと比較して高い電子密度を示しており、擬火花放電を用いることにより質の高いプラズマを生成・加速できていると考えられる。

また、電気推進機の推進特性は、一般的に推力、燃費指標となる比推力、エネルギー変換割合を示す推進効率の 3 つで評価される。これまでに行った実験結果から、プラズマ流速 30.8km/s、比推力 3148s という結果を得ている。今回は特に推力の評価をするため、物体のひずみを電気信号として検出することができるセンサであるひずみゲージを用いて推力計測を行った。推力は理論的には電流値の 2 乗に比例して増加するため、コンデンサの充電電圧を高くすれば放電電流を大きくすることができるが、これまでの実験で放電電流 22kA の時に電極が溶損してしまう現象を確認している。また、宇宙空間での運用を考慮した場合、使用できる電力量には制限があるため、今回は使用電力上限を 500W と定め、その範囲内での推力測定を行った。また、推力と投入電力から本研究における推進効率の導出を行った。発表ではこれらの推進特性の詳細について、評価し議論する予定である。

#### 参考文献

- [1] R. G. Jahn, Physics of Electric Propulsion, Chap.8, 1962.
- [2] 栗田恭一, 他:「電気推進ロケット入門」, 2003.
- [3] J. Christiansen *et. al.*, Z. Physik A, 290, 35, 1979.
- [4] 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.