

擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機の推進特性評価

Propulsion characteristics evaluation of an electromagnetic thruster by applying the pseudo-spark discharge

前原隼太¹, 渡部政行²
Hayata Maebara¹, Masayuki Watanabe²

日大院量子¹, 日大量科研²
QST.Nihon-Univ.¹, IQS.Nihon-Univ.²

1. 電気推進ロケット

宇宙開発技術の進展に伴い、宇宙空間におけるミッションは地球近傍での衛星の運用から、深宇宙への探査など、その性質が多様化している。これらのミッションには電気推進機が利用されているが、それぞれのミッションによって電気推進機に求められる性能が大きく異なる。特に深宇宙探査や有人火星探査のような長距離ミッションでは、推力、比推力、電極耐久性に優れた電気推進機の開発が重要となる。

2. 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 (Magnetoplasma Dynamic: 以下MPD) スラスタはローレンツ力を主加速力とする電磁加速型電気推進機である。様々なタイプの電気推進機の中でも比較的高推力かつ高比推力であり、大規模な軌道間輸送や有人惑星探査などでの運用を想定して開発が進められている電気推進機である。しかしながら、主加速力であるローレンツ力の増進のためには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、アーク放電による電極損耗、推進効率の低さなど課題も多く、未だ実運用はされていない。本研究では、MPDスラスタの電極部に大電流グロー放電の擬火花放電を応用し、耐久性に優れた電気推進機の開発を目的とした研究を行っている。本研究で開発した推進機電極部の概要を図1に示す。

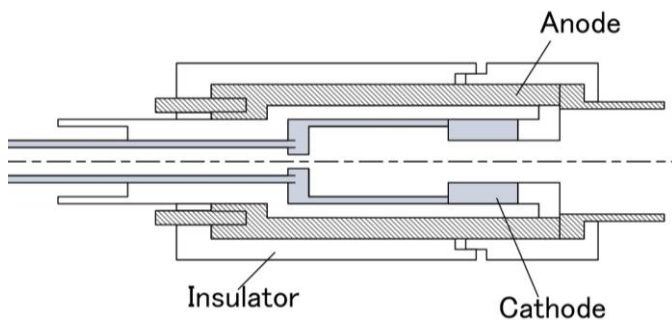


Fig. 1 Schematic drawing of the thruster

3. 研究目的及び実験結果

本研究の目的は、開発を進めている電気推進機の性能特性を調べ、その実効性を評価することである。電気推進の性能評価には主に推力、比推力、推進効率の3つが用いられる。今回は、特に推力と比推力を評価する。また、生成されるプラズマの特性も同時に評価する。以下に実験手順を示す。真空容器内にスラスタを挿入し、真空ポンプを用いて真空状態にする。コンデンサを介して電極間に電圧を印加する。電位差のある電極間に推進剤ガス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プラズマが噴出する。推進剤には水素を用いている。放電時の様子を図2に示す。充電-1kV、放電電流7.0kAの放電におけるパラメータは、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/m²、比推力3148sであった。

講演では充電電圧の違いやノズル長の違いによる特性の変化や電極の耐久性などについて詳しく議論する予定である。

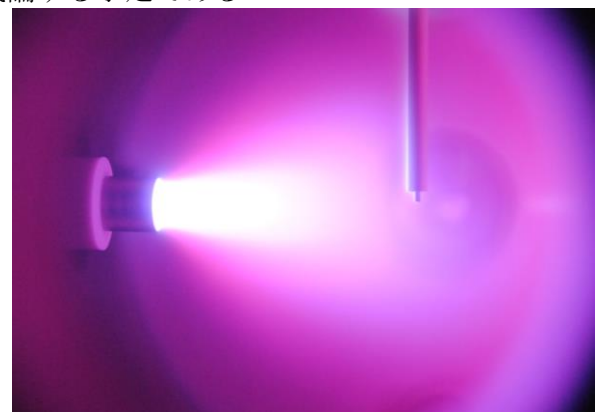


Fig. 2 Plasma flow during the discharge

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