

リサーチ加速を用いた無電極プラズマ推進機の推力計測 Thrust Measurements of Electroless Plasma Thruster by Using Lissajous Acceleration

松岡健之¹、岩渕頌太²、船木一幸¹、篠原俊二郎²、谷川 隆夫³、藤野貴康⁴、中村隆宏²、
羽田亨⁵、Konstantin P. Shamrai⁶、西田浩之²

Takeshi Matsuoka¹, Shota Iwabuchi², Ikkoh Funaki¹, Shunjiro Shinohara², Takao Tanikawa³,
Takayasu Fujino⁴, Takahiro Nakamura², Tohru Hada⁵, Konstantin. P Shamrai⁶, Hiroyuki Nishida²

¹宇宙航空研究開発機構, ²東京農工大学, ³東海大学, ⁴筑波大学, ⁵九州大学, ⁶Institute of
Nuclear Research (ウクライナ)

¹JAXA, ²TUAT, ³Tokai Univ., ⁴Univ. of Tsukuba, ⁵Kyushu Univ., ⁶INR (Ukraine)

将来の深宇宙探査や軌道間の大量物資輸送のためには従来にない長寿命動作可能な電気推進機が必要である。我々の研究グループでは、長寿命の推進機の開発を目指したHEAT (Helicon Electroless Advanced Thruster) プロジェクトを遂行している[1]。HEATでは高周波電力を用いてプラズマの生成と加速を独立に行うことを想定している。プラズマ生成部には発散磁場配置を用いたヘリコンプラズマを採用している。プラズマ加速には複数の方式が提案されており、JAXAではリサーチ加速方式[2]を採用している。推進機の開発に必要な性能(比推力と効率)評価のためには推力計測が必須となる。これまでにマッハプローブを用いたプラズマ流速を用いて推力の推定値を得る試みや、電磁推力のみの計測が行われているが、推進機が発生する全推力を計測した例はない。そこでJAXAでは実験室モデル[図. 1(a)]の開発と性能評価を行っている。

本報告では、開発した実験室モデルと推力計測装置を用いた予備的実験を報告する。得られた性能は、推力 2.1 ± 0.5 mN、効率(推力パワー/投入パワー) 0.16 ± 0.1 % である。この時の投入パワーはプラズマ生成用が1.4 kW、加速用が0.13 kWであった。一方、加速パワーなしの場合は推力 1.9 ± 0.5 mN、効率 0.17 ± 0.1 % であり、投入パワーはプラズマ生成用1.2 kWであった。ここで、推力の誤差は較正に起因するので絶対値に対するものであり、加速パワー投入による推力増大は有意である。ただし効率が低下していることから加速が効果的ではなかったことが推測される。

本報告では、計測した推進機性能と理論推力モデルとの比較を示す。特に本実験はリサーチ加速の最適条件ではなかったため、理論推力モデルを用いて今後の性能向上の方針について報告する。

本研究は科学費補助金 基盤研究 (S) 21226019 の援助によりなされました。

- [1] Shinohara, S., et al., Proc. of 32nd Int. Electric Propulsion Conf., IEPC-2011-056, Wiesbaden, Germany, 11-15, Sept. 2011.
[2] K. Toki, et al., Proc. of 28th Int. Conf. on Electric Propulsion, IEPC-2003-0168, Toulouse, France, 17-21, Mar. 2003.

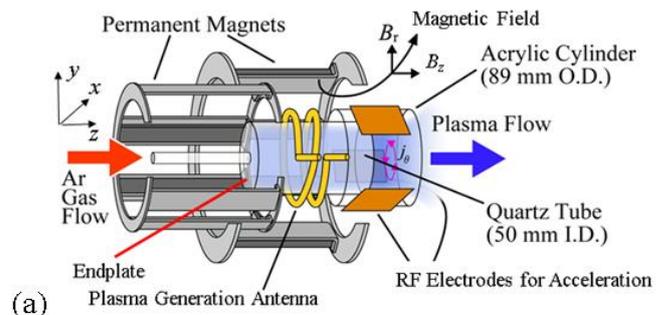


図. 1. (a) リサーチ加速実験室モデル概念図、(b) プラズマ放電 (z 軸上流から撮影)。投入 RF 電力 (周波数) はプラズマ生成用 1.4 kW (9.5 MHz)、加速用 0.13 kW (13.56 MHz)。推進剤はアルゴンガスを 0.89 mg/s で定常に流した。