

# パルス型プラズマスラスタの推力特性評価とその推進剤厚さ依存性 Thrust Characterization of a Pulsed Plasma Thruster and Its Dependence on Propellant Thickness

松寄大吾, 高原優, 藤田朗人, 山縣宥介, 渡邊響, 渡部政行  
Daigo Matsuzaki, Yutaka Takahara, Akito Fujita, Yusuke Yamagata, Hibiki Watanabe, Masayuki Watanabe

日大院量子  
QST-Nihon Univ

## 1. 研究背景と目的

近年, 超小型人工衛星の研究開発が盛んになっている。また, 様々なミッションにおける小型人工衛星の運用も世界中で進んでいる。しかしながら, ほとんどの超小型人工衛星は推進機を搭載していないため, 大気抵抗により軌道高度が低下し, 短期間で運用が終了してしまう可能性が高い。またその結果, ミッション終了後に軌道高度を低下できずデブリ化するという問題が生じている。そこで, 本研究室では超小型人工衛星に適した電気推進機の一つである「パルスプラズマスラスタ(Pulsed Plasma Thruster :PPT)」の研究開発を行っている。

本研究では平行平板型のPPTを研究の対象とし, その推力特性と推進剤厚さに対する依存性を評価することを目的とした研究を行っている。また, プラズマ流速の計測を基に見積もった比推力を評価することも本研究の目的の一つとする。

## 2. 推進剤厚さ依存性

一般的にPPTでは固体推進剤にTeflon (PTFE)を用いている。本研究で作製したPPTは電極間距離 $h$ を5, 10, 15, 20mmと変化させることができる。電極幅 $d$ は30mmである。実験時の真空容器内の到達真空度は $10^{-2}$ ~ $10^{-3}$ Pa程度である。実験ではオシロスコープを用いて放電時の充電電圧と放電電流を計測する。充電電圧は高電圧プローブを用い, 分圧して計測する。放電電流は, 自己積分型ログウスキーコイルを用いて計測する。推力測定系では歪みゲージを用いたスタンド式の測定装置により推力を測定する。

PPTの推力特性の評価にはインパルスビット $I_{bit}$ を用いる。 $I_{bit}$ はパルスの発生する推力の力積を表す量である。この $I_{bit}$ を最大化するためにも電極形状の $h$ と $d$ の変化により推力特性に与える影響を把握・評価することが重要である。本実験では, 電極幅を一定の条件で $h$ を4種類で変化させ, プラズマを撃ち出し, 推進剤厚さ方向の推力特性

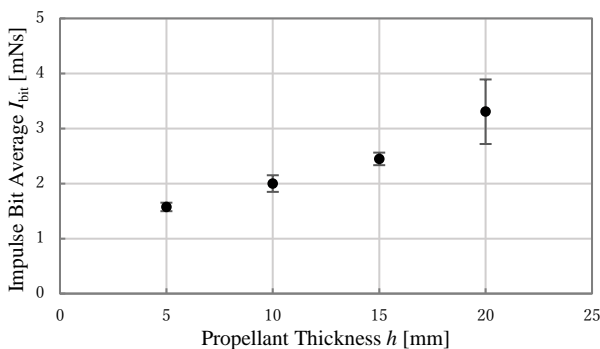


Figure 1. Relationship between propellant thickness and impulse bit.

を評価した。ここで, 投入エネルギーを600 Jで一定とし, 図1に計測した各 $h$ における $I_{bit}$ を示す。各 $I_{bit}$ は撃ち出した回数で平均した値である。計測においては推力発生時間を放電電流の半周期150  $\mu$ sとした。

## 3. プラズマ流速測定

PPTではパルス放電の終了後も推進剤であるTeflon表面からの昇華が続き, 発生した粒子の大半が加速を受けない現象が起こる。この粒子の質量の割合についてはよく解明されていないが, 加速された質量の3~4倍程度が放電終了後の昇華により発生し, 電気推進機としての性能向上を阻害していると報告されている<sup>[2]</sup>。ここで比推力の計算には一般的に推進剤消費質量が用いられる。したがって, 加速を受けない粒子の質量も消費質量に含まれるため, その分の比推力も測定してしまう。また, 比推力はプラズマ流速からも求めることができ, この値は質量を考慮していないため, 推力に寄与した推進剤のみの比推力が測定できると考えられる。そこで本研究では, プラズマ流速を2本の非対称ダブルプローブを用いた飛行時間(TOF)法で測定する<sup>[3]</sup>。図2のように, プラズマがプローブに流れ込むとプラズマ密度の時間変化に依存した電流が流れ, 上流側と下流側の電流波形の時間遅れからプラズマ流速を測定する。また, 両手法から得られた比推力を比較し損失の割合についても評価する。

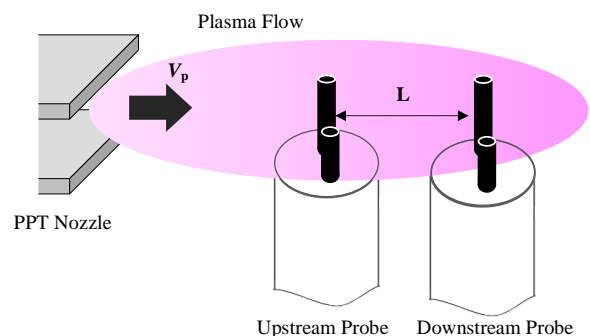


Figure 2. Probe installation diagram of TOF method.

## 4. 参考文献

- [1] J. G. Robert, 「Physics of Electric Propulsion」, DOVER
- [2] Spanjers, G. G. et al : Propellant Losses Because of Particulate Emission in a Pulsed Plasma Thruster, Journal of Propulsion and Power, Vol.14, No.4, pp.554-559, 1998.
- [3] K. Kinefuchi et al : Measurement of Velocity and Power Balance in a Two-Dimensional MPD Arcjet, Journal of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.53, No.616, pp.215-223, 2005.