

K-38

## 平行平板型パルス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 Parallel-Plate Pulsed Plasma Thrusters and Its Dependence on Propellant Thickness

○松寄大吾<sup>1</sup>, 金森雄大<sup>2</sup>, 山口浩輝<sup>2</sup>, 渡部政行<sup>3</sup>\*Daigo Matsuzaki<sup>1</sup>, Yudai Kanamori<sup>2</sup>, Hiroki Yamaguchi<sup>2</sup>, Masayuki Watanabe<sup>3</sup>

Abstract: In recent years, research and development of nano-satellites has been active, and their operation in missions has been progressing. However, most nano-satellites are not equipped with a propulsion system, which causes problems such as a loss of orbit altitude due to atmospheric drag and a short period of inactivity, or debris formation after the mission is over. Therefore, we are studying a Pulsed Plasma Thruster (PPT) which is a type of electric propulsion system for nano-satellites. The purpose of this study is to evaluate the thrust characteristics and its dependence on the propellant thickness in a parallel-plate PPT. Also, another objective is to evaluate the relationship between the specific impulse obtained from the plasma velocity and the specific impulse obtained from the consumed mass.

### 1. 研究背景と目的

近年、超小型人工衛星の研究や開発が盛んになっている。また、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たり、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った問題が生じている。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)」の研究を行っている。

PPTには電磁加速が支配的な平行平板型PPTと電熱加速が支配的な同軸型PPTの2種類がある。本研究では平行平板型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、プラズマ流速を測定し、比推力を評価することも本研究の目的の一つとする。

### 2. PPTの概要

平行平板型PPTの一般的な構造を図1に示す。平行平板型は2つの平行な陰極(Cathode)、陽極(Anode)、固体推進剤、固体推進剤の供給機構、イグナイタ、主放電用キャパシタ、およびイグナイタ用電源と主放電用電源で構成される電気推進機である。推進剤に固体を用いるため推進剤用のタンクなどが不要である。そのため構造がシンプルかつ軽量となり、超小型人工衛星用の推進機として期待されている。また、パルス作動であるため任意の時間間隔で微小推力を発生させることができ、コンステレーション計画実現のために要求される精密な姿勢制御や位置制御が可能になる。

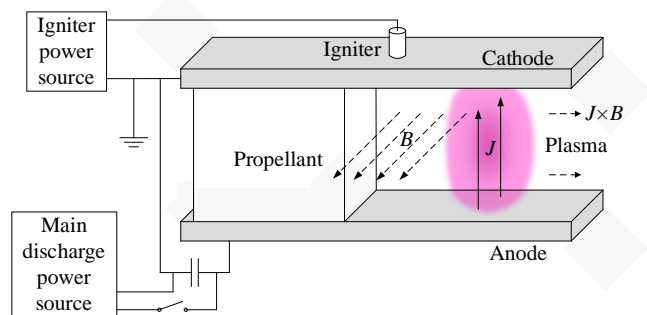


Figure 1. Schematic diagram of Parallel Plate PPT

次に、PPTの推力発生メカニズムを簡単に説明する<sup>[1]</sup>。まず、イグナイタを用い高電圧放電を起こし固体推進剤の一部を昇華、プラズマ化させる。この放電により、両電極間に接続されたキャパシタによって主放電が形成される。この主放電によって固体推進剤がさらに昇華され一部がプラズマ化し、電磁学的加速を受ける。また同様に、気体力学的加速も受ける。加速を受けたプラズマはその放電領域を広げながらスラスタ外へ放出され推力となる。以上のサイクルを1shotとして任意の時間間隔でパルス作動する。

### 3. 実験装置

本研究で用いるPPTを図2に示す。本研究では固体推進剤にTeflon(PTFE)を用いた。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。

本研究で実験を行う装置の概略を図3に示す。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。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

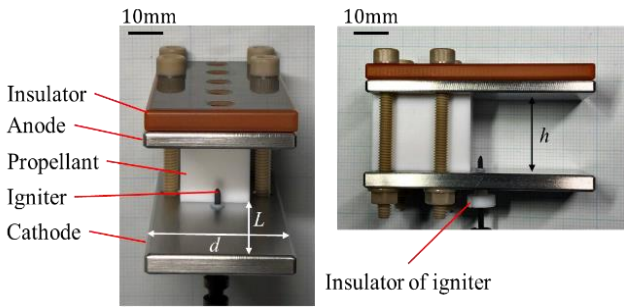


Figure 2. Pictures of the developed PPT

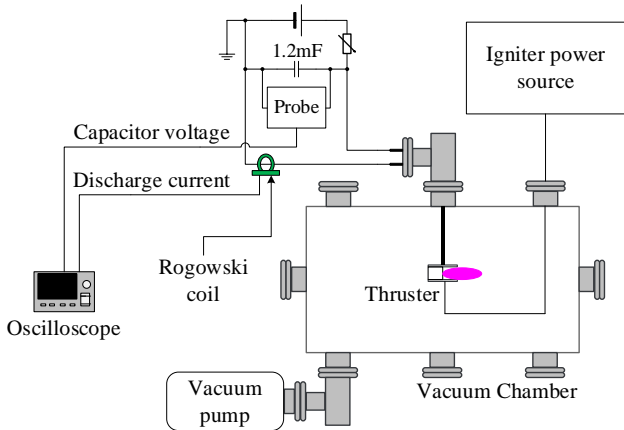


Figure 3. Schematic drawing of experimental apparatus

して計測する。放電電流は、自己積分型ロゴウスキークoil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。

#### 4. 推力特性評価

PPT の性能評価には推力を時間積分したインパルスビット(力積)  $I_{bit}$  を用いる。PPTは全体を RLC 回路で近似できる<sup>[1]</sup>。推進剤厚さ  $h$  と電極幅  $d$  が  $h \ll d$  を満たす条件の場合、 $I_{bit}$  は(1)式のように表すことができる。ここで、 $\mu_0$  は真空の透磁率、 $J$  は放電電流である。

$$I_{bit} = \frac{\mu_0 h}{2d} \int J^2 dt \quad (1)$$

この近似計算において、 $I_{bit}$  は推進剤厚さ  $h$  に比例していることが分かる。しかし、近似の適用には  $h \ll d$  の条件が必要である。 $I_{bit}$  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・評価する必要がある。本実験では、電極幅を一定とし、推進剤厚さを 5, 10, 15, 20mm の 4 種類で変化させ、推進剤厚さ方向の推力特性を評価する。

PPT ではパルス放電時に Teflon 表面が昇華・プラズ

マ化され、電磁力的及び気体力学的加速を受けるが、放電終了後もその Teflon 表面から昇華が続き、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、性能向上を阻害していると報告されている<sup>[2]</sup>。比推力の計算には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含めるため、その分の比推力も測定している。比推力はプラズマ流速からも測定でき、これは質量を考慮しないため、推力に寄与した分のみの比推力が測定できると考えられる。プラズマ流速は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4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。

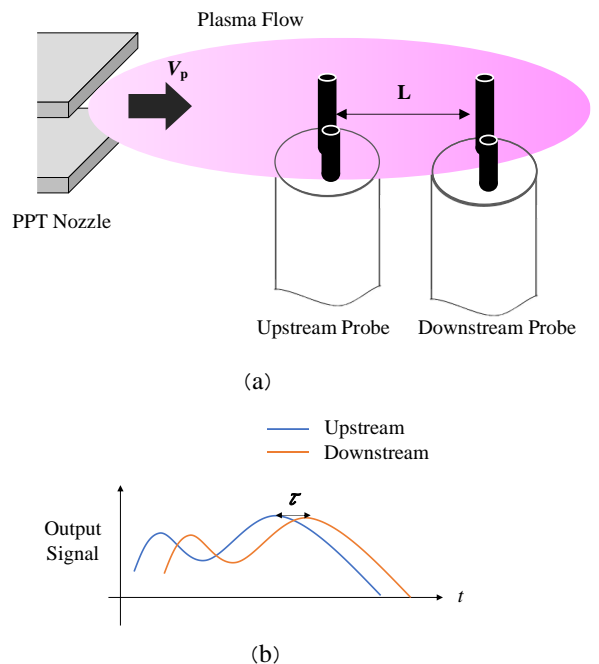


Figure 4. (a) Probe installation diagram of TOF method  
(b) Signal measurement by TOF method

#### 5. 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.