

## パルス型プラズマスラスタの放電特性の計測と推力特性の評価

## Measurement and Evaluation of Discharge Characteristics and Specific Impulse of Pulsed Plasma Thruster

○松寄大吾<sup>1</sup>, 井野陽介<sup>2</sup>, 渡部政行<sup>3</sup>, 田辺光昭<sup>4</sup>\*Daigo Matsuzaki<sup>1</sup>, Yosuke Ino<sup>2</sup>, Masayuki Watanabe<sup>3</sup>, Mitsuaki Tanabe<sup>4</sup>

Abstract: In recent years, research and development of nano-satellites weighing less than 100 kg, which can be developed in a short period of time and at low cost, has become popular mainly among universities and venture companies, and their operation in missions has been progressing. Most nano-satellites are not equipped with propulsion systems due to severe restrictions on their weight and power consumption. In this case, mission limitation, short lifespan, and debris will occur. Therefore, a small, lightweight, and low-power-consumption propulsion system is required. In recent years, the Pulsed Plasma Thruster (PPT), a type of electric propulsion system, has been attracting attention as a propulsion system that satisfies these requirements. The purpose of this study is to clarify the effects of changing the distance between electrodes on thrust characteristics and the relationship between discharge characteristics, force product, and specific impulse.

## 1. 研究背景と目的

近年、大学やベンチャー企業を中心に短期間かつ低コストで開発可能な 100kg 以下の超小型人工衛星の研究や開発が盛んになっている。またそれを利用したミッションにおける運用も世界中で進んでいる。国内においても超小型人工衛星のピギーバック衛星としての活用やコンステレーション計画への適用が検討されている。しかしながら、超小型人工衛星は搭載重量や消費電力などの制限が厳しいため、推進機を搭載しない場合がほとんどである。そのためミッションの制限や短寿命化、デブリ化などの問題が生じている。以上の理由から、超小型人工衛星にも搭載可能な小型・軽量・低消費電力の推進機が要求されている。近年、この要求を満たす推進機として、電気推進機の一つである「パルス型プラズマスラスタ(Pulsed Plasma Thruster :PPT)」が注目されている。本研究においては、PPT の基礎的研究として、作成した PPT の電極間距離を変更した場合の推力特性への影響や放電特性と発生力積・比推力の関係性を明らかにすることを目的とする。

## 2. PPT

PPT の一般的な概略図を図 1 に示す。PPT 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。一般的な電気推進機では推進剤として気体推進剤を用いるため、構造が複雑になり、また重量も増す。一方、PPT は推進剤に固体を用いる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

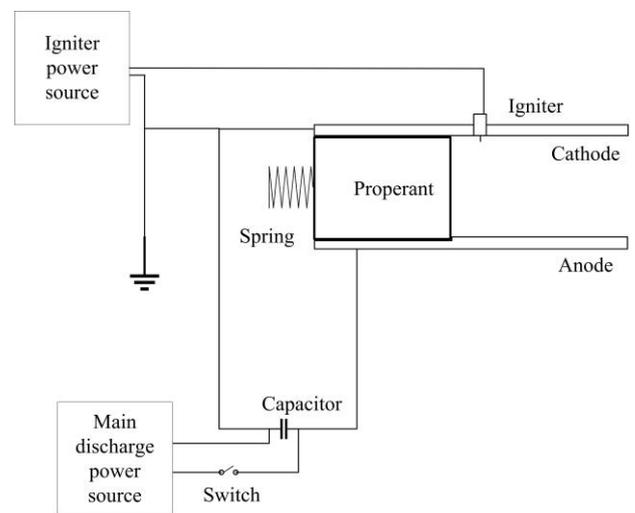


Figure 1. Schematic diagram of general PPT

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。

ここで PPT の推力発生プロセスを図 2 を用いて説明する。まず、イグナイタを用いイグナイタ電極と陽極間で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。プラズマは陰極、陽極間で高導電性の領域を形成し、陰極、陽極間が短絡される。そして、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、主放電電流  $j$  とその自己誘起磁場  $B$  が作るローレンツ力  $J \times B$  により電磁学的加速を受ける。また、高エンタルピー気体の膨張による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。

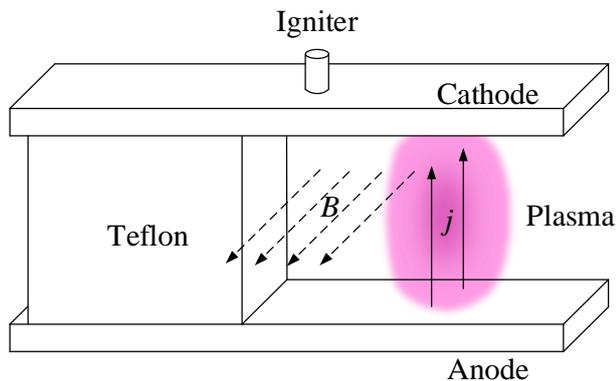


Figure 2. Thrust generation mechanism of PPT.

### 3. 実験装置

本研究で用いる PPT を図 3 に示す。本研究では固体推進剤にテフロン (PTFE) を用いた。電極に使用した材料は SUS304 である。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。

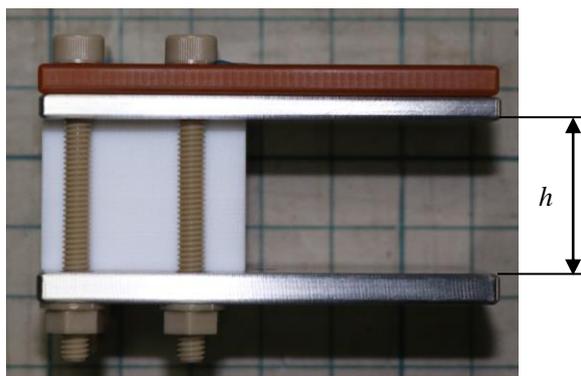


Figure 3. Pictures of the developed PPT

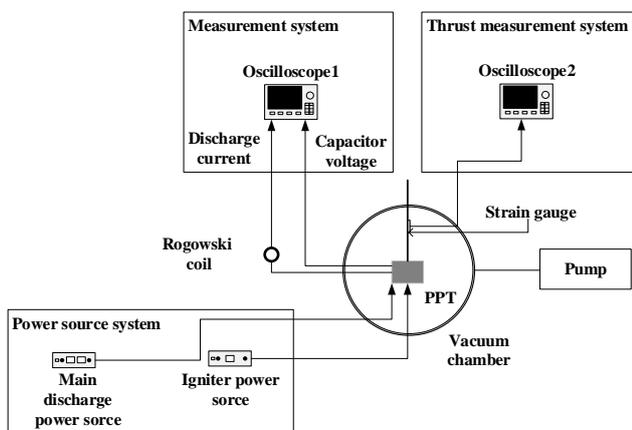


Figure 4. Schematic drawing of experimental device

本研究で実験を行う装置の概略を図 4 に示す。真空容器内に PPT を挿入し、イグナイタ用電源と主放電用

電源を接続する。実験時の真空容器内の到達真空度は  $10^{-2} \sim 10^{-3} \text{Pa}$  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、分圧して計測する。放電電流は、自己積分型ロゴウスキーコイルを用いて計測する。ロゴウスキーコイルは測定電流周りに生じる磁界により誘起される電圧を積分して電流を測定するため非接触で大電流が計測可能である。推力測定系では歪みゲージを用いた推力測定装置により推力を測定する。

### 4. 性能計測

本研究では、PPT の性能計測として推力または力積、比推力、放電特性の計測を行う予定である。PPT は放電がパルス作動であるため、その推力には時間的変化を伴う。そのため、PPT の性能評価には推力ではなく、それを時間積分したインパルスビット(力積)を用いる。

推力測定法には大きく 2 種類あり、スラストターゲットなどを用いたターゲット式、振り子などを用いたスタンド式である。ターゲット式は、推進機から発生したプラズマをターゲットに衝突させ、その変位量から推力を測定する方式である。スタンド式は、推進機を振り子の先端に直接固定して推力を発生させたときに、変位を計測し推力を測定する方式である。しかし、どの測定方法も規模が大きくなり、ある程度の容積を持つ真空容器が必要になる。そのため、本研究では歪みゲージを用いる推力測定を行う。この方法は外部振動によるノイズが発生しやすい問題があるが、歪みゲージを用いるため原理や構造が簡便で導入がしやすい。

比推力は、推進機の燃費を表す指標で、単位推進剤重量で単位推力を発生させ続けられる時間を意味する。PPT における比推力はインパルスビットと 1 回の放電で消費された推進剤質量から算出することができる。推力測定装置で得られたインパルスビットを用いて比推力を算出し、電極間距離  $h$  と比推力の関係を明らかにする。

放電特性では、コンデンサ間の充電電圧と放電電流の時間変化を測定し、放電電流とインパルスビット・比推力の関係を明らかにする。また、充電電圧と放電電流のピーク値の積である投入電力から推進効率を算出し、比推力と推進効率の関係を明らかにする。

### 5. 参考文献

- [1] J. G. Robert, 「Physics of Electric Propulsion」, DOVER
- [2] 栗田恭一・荒川義博:「電気推進ロケット入門」, 2003
- [3] 各務聡, プラズマ核融合学会誌, Vol.97, No.1, p.20, 2021