

## 擬火花放電を応用した電磁加速型プラズマジェットの性能計測および再設計

## Performance measurement and redesign of electromagnetically accelerated plasma jet applying pseudo-spark discharge

○井野陽介<sup>1</sup>, 中嶋杏奈<sup>1</sup>, 渡部政行<sup>2</sup>\*Yosuke Ino<sup>1</sup>, Anna Nakajima<sup>1</sup>, Masayuki Watanabe<sup>2</sup>

Abstract: Since plasma is an ionized gas, electromagnetic forces such as Coulomb force and Lorentz force act on it. Plasma jet is a general term for technology that shoots plasma at high speed from the electrode nozzle and has been applied to various fields such as material processing, nuclear fusion research, and electric propulsion. Plasma jet is known as an MPD (Magneto-Plasma-Dynamic) thruster in the field of electric propulsions. The MPD thruster is one of the propulsion methods with high thrust density and high specific thrust in electric propulsion. However, it has not yet been put to practical use because of the difficulty in the low durability of the electrodes. Base on the above, an electromagnetically accelerated plasma jet that performs pseudo-spark discharge has been developing for the purpose of reducing electrode damage. In particular, the purpose of this research is to optimize and redesign the plasma jet device for improved properties of thrust power and low durability.

## 1. 研究背景と目的

プラズマジェットとは、電極ノズル部から高速にプラズマを打ち出す技術の総称である。これまで物質の加工や核融合プラズマへの燃料補給、宇宙空間における電気推進機など様々な分野にプラズマジェットが応用されてきた。

プラズマは電離気体であることから、クーロン力やローレンツ力などの電磁力が作用する。電磁加速型プラズマジェットはローレンツ力を用いてプラズマを高速に打ち出す装置である。電気推進機分野では電磁プラズマ加速(Magneto-Plasma-Dynamic:MPD) スラスタと呼ばれる。MPD スラスタは、電気推進機の中でも比較的、燃費の指標である比推力が高く、推力密度も高い推進機であり、火星等への有人探査や大規模ミッションへの実用が期待されている。しかしながら、大電流放電を原因とした電極の損傷などが原因で未だ実用化には至っていない。

本研究においては電気推進機の電極損傷の低減を目的として、擬火花放電を応用した電磁加速型プラズマジェットの開発を進めている。また、電極部の最適化・大型化を念頭に現行機の性能計測や大型化に向けた再設計を行っている。

## 2. MPD スラスタ

MPD スラスタにおける推力発生機構の概要図を図1に示す。MPD スラスタの主な加速機構として電磁気学的加速と推進剤が放電によって加熱・電離され、ノズルを通して熱膨張加速を得る気体力学的加速がある。電磁気学的加速では主に放電電流と、その自己誘

起磁場によるローレンツ力によって電離された推進剤を加速する。詳しく述べると、まず放電電流によって推進機中心軸周りに周方向磁場  $B_\theta$  が誘起され、この誘起された磁場  $B_\theta$  とそれを横切る半径方向電流  $j_r$  によって軸方向の電磁力  $j_r B_\theta$  が発生する。また周方向磁場  $B_\theta$  と軸方向放電電流  $j_z$  によって半径方向の圧縮力  $j_z B_\theta$  が発生し、中心軸上の圧力が高まり、陰極端面にかかる圧力の反力として推力が生まれる。この2つの力が主たる電磁気学的加速をもたらしている。

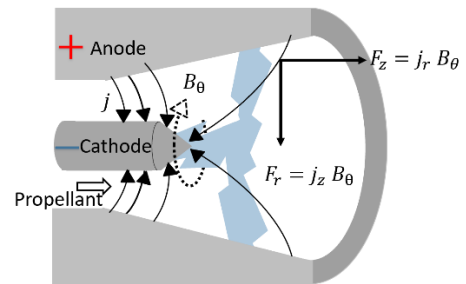


Figure 1. Thrust generation mechanism of MPD thruster.

## 3. 擬火花放電を用いた電磁加速型プラズマジェット

擬火花放電とはホローカソードを用いた大電流多点アーク放電と考えられる放電形式である。本研究で開発している擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機の電極部概略図を図2に示す。全体形状は円筒形であり、左側から順に推進剤流入口があり、中空型の陰極(Hollow cathode)、絶縁体(Insulator)を挟んで、ノズルまで形成する陽極(Anode)で構成されている。中空陰極が推進ガスを流入させるガス管に接続された設計となっている。実験では陽極を接地し、コンデンサを介して中空陰極部に高電圧を印加する。この状態で陰極中

1: 日大理工・院(前)・量子: Graduate School of Quantum Science and Technology, CST, Nihon University

2: 日大・教員・量科研: Institute of Quantum Science, Nihon University

空内部にガス管を用いて推進剤である水素を流入する。流入された水素は電極間で電離され、プラズマ状態となり、その放電で生じた放電電流と自己誘起磁場によるローレンツ力によりプラズマが加速、噴射される。

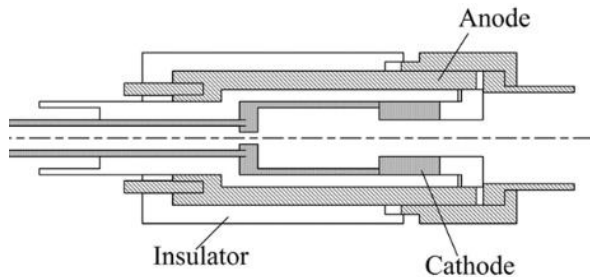


Figure 2. Schematic drawing of electrode parts.

#### 4. 放電特性

擬火花放電を応用した電磁加速型プラズマジェットの放電特性を図3, 図4に示す。それぞれ、コンデンサ初期充電電圧 0.5kV~2.0kV におけるコンデンサ間電圧、放電電流の時間変化である。放電電流は減衰振動であることがわかる。

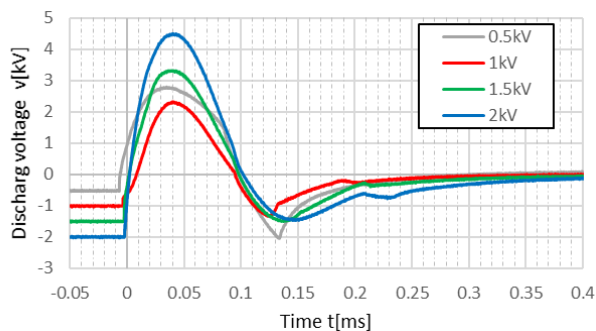


Figure 3. Temporal change of discharge voltages between condenser bank.

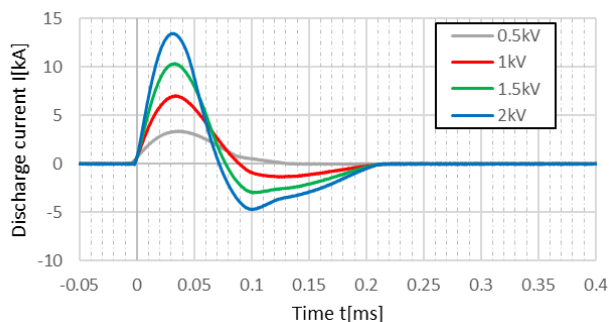


Figure 4. Temporal change of discharge currents.

#### 5. 性能計測

電気推進機の推進性能の評価として、推進効率  $\eta_t$  と比推力  $I_{sp}$  が主に用いられる。推進効率  $\eta_t$  は電気推進機に投入された電力がどれだけ推力発生の運動エネルギーに変換されたかを示す指標である。また比推力  $I_{sp}$  とは単位時間当たり消費する推進剤重量当たりの発生推

力を示す値で燃費を示す指標である。この2つの評価値を得るためには、電気推進機で発生する推力  $F$  とプラズマジェットの排気速度  $u_e$  を計測する必要がある。

本研究においてはプラズマジェットのノズル正面に垂直に設置された推力測定装置にプラズマジェットを噴射し、推力測定装置にかかる歪を基に推力  $F$  の測定を行っている。またプラズマジェットの排気速度  $u_e$  の測定には以下の2つの方法を用いている。1つはプラズマジェットのノズルから打ち出されるプラズマの発光を分光し、スペクトルランプからの発光と波長を比較することで、そのドップラーシフトの計測から排気速度  $u_e$  を算出する方法である。もう1つの方法は2本の静電プローブを用いた飛行時間(TOF)法である。図5にTOF法の概念図を示す。充電されたコンデンサに繋がれた2つの端子を持つ静電プローブ2本をプラズマ流に沿って設置する。プラズマがプローブ端子間に流れ込むと、コンデンサを介して静電プローブ間に電流が流れる。この電流波形はプローブ位置におけるプラズマ密度の時間変化に依存している。上流側と下流側に静電プローブを設置し、上流側と下流側の電流波形の時間遅れから排気速度  $u_e$  を測定する。

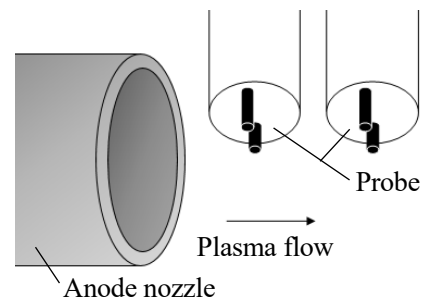


Figure 5. Conceptual diagram of TOF method.

本講演においては現行の電磁加速型プラズマジェットの放電特性および推力、排気速度等の推進性能を報告する。また、推力測定方法の改善、電極部の最適化、大型化を念頭にした再設計についても報告する予定である。

#### 6. 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] 杵淵紀世志・船木一幸・都木恭一郎・清水幸夫:「2次元 MPD アークジェットの速度場と電力収支計測」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.53, No.616, pp.215-223, 2005
- [3] 前原隼太: 修士論文, 2018