

K-81

擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機の放電特性

Discharge characteristics of electromagnetic acceleration type electric propulsion machine applying pseudo spark discharge

中嶋杏奈<sup>1</sup>, 渡部政行<sup>2</sup>

Anna Nakazima<sup>1</sup>, Masayuki Watanabe<sup>2</sup>

In order to achieve difficult missions, such as manned exploration to Mars by using chemical propulsion rockets, it is important to develop electric propulsion machine with excellent thrust and high specific thrust. The MPD thruster is one of the electric propulsion sources with excellent thrust and high specific thrust. However, it has not been put into practical use yet, because of low durability of the device itself. In this research, in order to solve this low durability of the MPD thruster, we are developing an electromagnetic acceleration type electric propulsion machine by using a pseudo-spark discharge (PSD). Here the PSD is the one of the high current glow or diffusion arc discharges. In this presentation, the discharge characteristics such as measured thrust and specific thrust are reported.

1. 研究背景

宇宙開発の発展に伴い、宇宙空間におけるミッションも多様化する傾向にある。その中でも、火星への有人探査など大規模なミッションを行うためには、推力・比推力共に優れた推進機の開発が重要であると考えられている。電気推進機は、宇宙空間で用いられる推進機の一つである。電気推進機は、現在主流としてロケットに搭載されている化学推進機と比較して、低推力ではあるが、高比推力であるという特徴を有する。

図1に様々な推進源における比推力と推力密度を比較した関係図を示す。ここで比推力とは推進源の効率を表す指標である。また、推力密度は力の大きさを表す指標である。電気推進機の中で、高推力かつ高比推力という条件を満たす推進機の一つとして電磁加速型電気推進機が挙げられる。

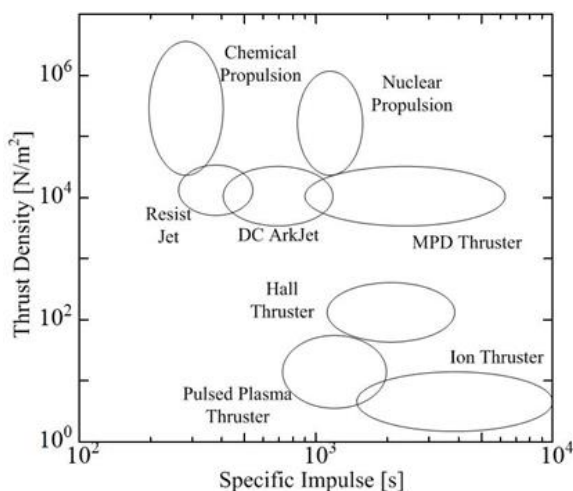


Figure1. Relationship between thrust density and specific thrust

本研究では、電極の耐久性等を考慮した電磁加速型電気推進機の開発を目的として、擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進機の研究を行っている。

2. 電気推進機

電気推進とは電気エネルギーを用いて推進剤を加熱・電離させ、様々な形で加速し、その反作用によって推力を得る推進機である。電気推進機はその加速機構の違いにより、プラズマをクーロン力によって加速する「静電加速型」、プラズマを熱的に噴出させる「電熱加速型」、プラズマ化させた推進剤をローレンツ力によって加速する「電磁加速型」に分類される。本研究では電磁加速型電気推進機である電磁プラズマ加速(Magneto Plasma Dynamic : 以下 MPD)スラスタを研究対象としている。MPD スラスタは放電に伴う放電電流と、その放電電流が自己誘起した磁場によるローレンツ力を用いて、推進剤であるプラズマを加速・噴射する。図2に一般的なMPDスラスタのプラズマ加速機構の概略図を示す。プラズマが加速される原理を説明する。放電電流により周方向の磁場 $B_{\theta}$ が誘起される。この自己誘起磁場 $B_{\theta}$ これを横切る半径方向電流 $j_r$ により軸方向の電磁力 $j_r B_{\theta}$ が発生する。この電磁力でプラズマが加速・噴出され宇宙機等の推力となる。

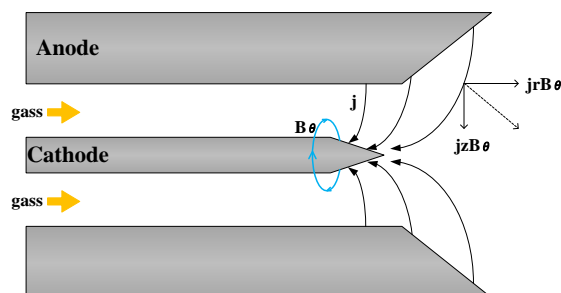


Figure2. Acceleration force of a MPD thruster

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

2 : 日大理工・教員・量科研 : Institute of Quantum Science, Nihon-U.

### 3. 実験装置

本研究で実験を行う装置の概略を図3に示す。電磁加速型電気推進機を真空容器ポート部から真空容器内に挿入し、所定の位置に設置する。真空排気系を用いて、真空容器内を  $10^{-3}$  Pa 程度まで減圧する。コンデンサを介して電極間に高電圧を印加し、電極間にガスを注入することで放電を形成する。放電に用いた気体は水素である。本実験で用いたコンデンサの静電容量は  $400\mu\text{F}$ 、充電可能である最大値は  $4\text{kV}$  である。

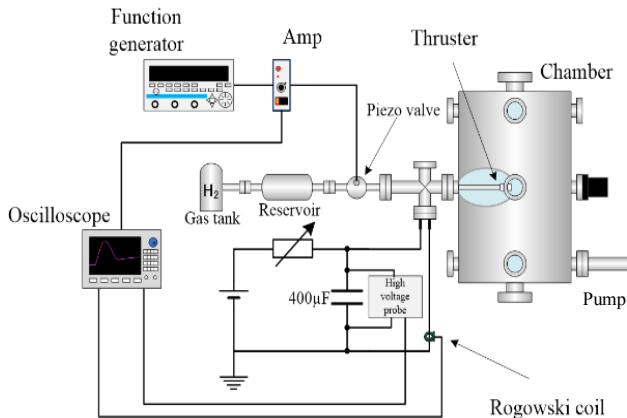


Figure3. Schematic drawing of experimental device

### 4. 電磁加速型電気推進機

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を図4に示す。図左側から推進剤である水素ガスを中空陰極内部に流入させ、右側の陽極ノズル部からプラズマを噴出する仕組みとなっている。円筒型の陽極内に絶縁体を挟んで、中空型の陰極(cathode)が配置されている。その中空陰極が推進ガスを流入するガス管に接続されている設計となっている。プラズマを噴出する陽極部の先端には、ノズル長を変更することができるノズル部が取り付けられている。実験では陽極を接地した状態で、中空陰極部に高電圧を印加する。この状態で陰極中空内部にガス管を介して推進剤を挿入する。挿入されたガス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で

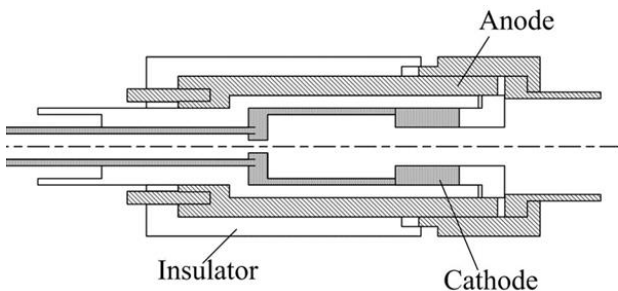


Figure4. Schematic drawing of electrode parts

プラズマが加速・噴射される。プラズマの噴出の様子はポートから観測でき、カメラなどに記録できる。

### 5. 放電特性

図5に放電電流の時間変化を示す。それぞれコンデンサの充電電圧が  $0.5, 1.0, 1.5, 2.0\text{kV}$  における放電波形である。放電電流はコンデンサに充電する電圧に比例して増加することがわかる。放電波形は弱い減衰振動をしめしており、周期は約  $80\mu\text{s}$  であった。また、コンデンサの  $-2.0\text{kV}$  充電時の放電電流のピーク値は約  $16\text{kA}$  であった。また、図6にコンデンサ間電圧の時間変化を示す。それぞれコンデンサの充電電圧は  $0.5, 1.0, 1.5, 2.0\text{kV}$  である。

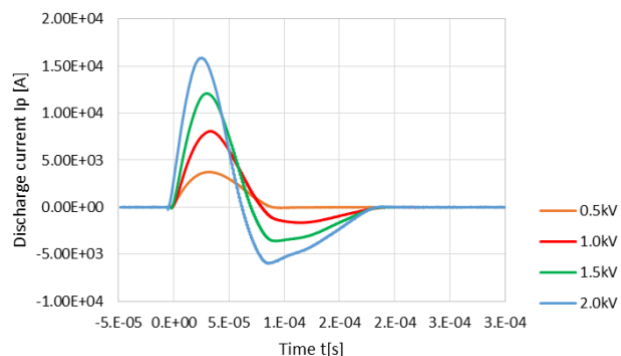


Figure5. Change with time of discharge current

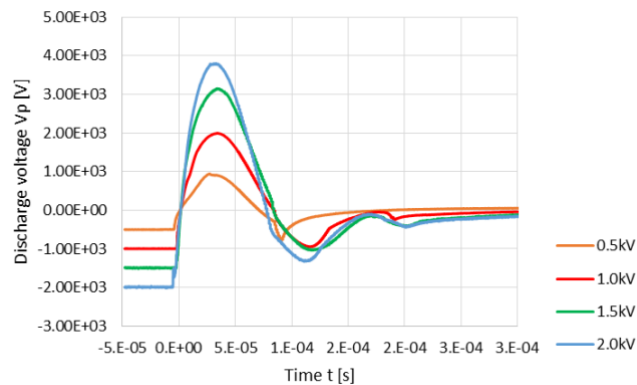


Figure6. Temporal change of inter-capacitor voltage

本講演では各充電電圧における推力・比推力の変化等、推進特性について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] 前原隼太「擬火花放電を応用した電磁加速型電気推進の性能評価」日本大学大学院理工学研究科修士論文，2017