

## ホローカソード放電を用いた電熱型電気推進機の基礎特性

## Characteristics of electric heating electrode thruster by applying a hollow cathode discharge

○宿輪 一仁<sup>1</sup>, 渡部 政行<sup>2</sup>\*Kazuhiro Shukuwa<sup>1</sup>, Masayuki Watanabe<sup>2</sup>

Abstract: Electric propulsion is useful technology for a space development project. Since the specific impulse of the electric propulsion is high as compared with the high power solid rocket, it has been loaded in many spacecraft in recent years. Although the electric propulsion has many advantages for the space navigation, many unsolved problem are remain. The most serious problem in such an unsolved problem is the durability of the thruster electrode. This electrode damage is caused by the high power discharge between the anode and cathode. In this research, an electric heating hollow electrode thruster has been developed for a new type of longer lifetime electric propulsion. In the poster, the design and construction of the thruster and the initial experimental results of the plasma discharge and plasma jet parameters are presented in detail.

## 1. 背景

日本の宇宙探査機「はやぶさ」の成果が話題になったことはいまだ記憶に新しい。はやぶさ打ち上げミッションの主な目的は「小惑星のサンプル採取」, 「電気推進の一種であるイオンエンジンの稼働実験」であった。小惑星のサンプルを採取し, 地球へ無事帰還できたことからミッションとして無事成功したと言えるが, その過程において様々な技術的な問題が生じたことも今後, 検討する必要がある。その問題のひとつにイオンエンジンの故障が挙げられる。具体的には放電に伴う電極の損傷がイオンエンジンの故障の原因であると考えられる。電気推進機の技術が急速に発展し, その信頼性も向上しているが, 推力能力の更なる向上や耐久性の向上など, 解決・改善すべき課題もまだ多く残されている。特に電極損傷は宇宙機の性能, 寿命に直結する技術であるため重要な課題のひとつである。

## 2. 電気推進

図 1 に化学推進, 原子力推進, 電気推進における推力密度と比推力の関係を示す。宇宙機の推力源に電気推進機を応用する利点として以下のことが挙げられる。

1. 宇宙機に搭載されたほとんどあらゆる機器が電気駆動されること
2. 電気エネルギーは太陽電池によって太陽から容易に供給できること
3. 電気は熱などに比べ, エネルギー伝達時の散逸が少なくすむこと
4. 推進剤重量が小さいこと
5. 推力の制御が簡単であること

## 6. 他の推進と比較して比推力が大きいこと

以上の観点から宇宙航行において, 電気推進は非常に有用であると思われる。電気推進には様々な加速原理がある。推進剤を電気によって加熱及びプラズマ化して熱的に噴出させ, その反力を推力とする電熱加速型, 同様にプラズマ化させた推進剤をローレンツ力によって撃ち出す電磁加速型, プラズマをクーロン力によって加速する静電加速型の三種類に分類できる。

## 3. 研究目的

本研究では電気推進の長寿命, 高推力, 小型化をコンセプトにした新しい方式のプラズマジェットスラスターの開発を行っている。主な特徴として, 加速原理には電熱加速型を採用した。その理由は他の電気推進と比較して低電圧で放電が可能であること, 大容量のコ

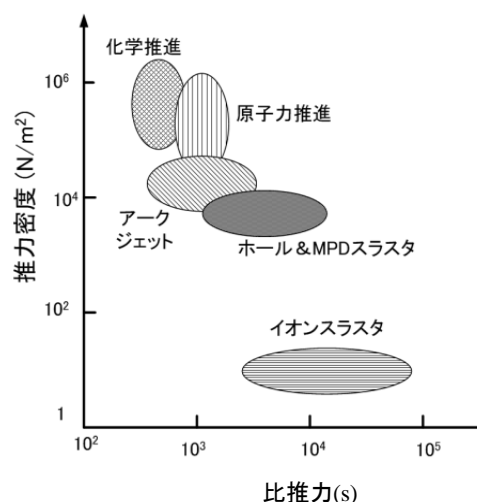


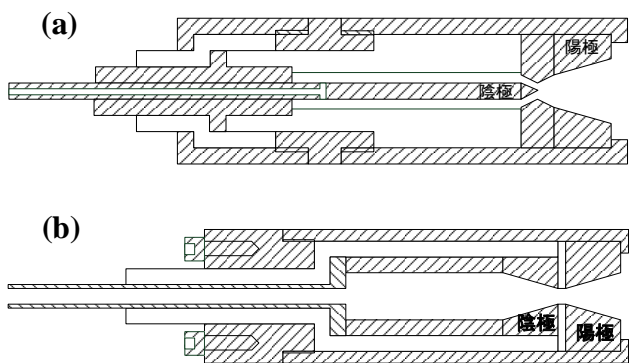
Fig 1. Relationship between thrust density and specific impulse [1]

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

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

ンデンサを必要としないこと、小型の電源装置で駆動できることなどが挙げられる。

図 2(a) に一般的な電熱加速型スラスタの概略図を示す。一般的な電熱型スラスタでは棒状の陰極を用いたアーク放電によって推進剤を加熱するため電極が局部的に高熱となり、陰極棒が熱損耗しやすいといった問題がある。<sup>[2]</sup> そこで本研究では陰極部に中空型のホローカソードを用いた電極構造を電気推進機の電極部に応用した。<sup>[3]</sup> 図 2(b) に本研究室で開発しているホロー陰極放電を応用した電熱加速型スラスタの概略図を示す。ホロー陰極効果により大電流放電においても大量の電子がプラズマ主放電部に供給され、グロー状の放電を維持できるからである。放電モードがグロー状であるため、アーク放電のような熱的な電極の損傷が少なく、外部コイルや冷却系が不要となるので装置自体の小型化、低コスト化が見込める。推進剤の流出口は推力の向上を目的とし、内部の流体を超音速に加速させる高速ノズルの一種であるラバルノズルを採用した。推進剤の流入口からノズルの中心付近にかけて段々と流路断面積が小さくしており、最小となるスロートを持ち、そこから出口にかけて流路断面積が大きくなる形状のノズルをラバルノズルと呼び、ノズル内部の流体の速度が亜音速の時は流路断面積が小さくなるほど加速され、超音速の時は逆に流路断面積が大きくなるほど流体が加速される特性を利用したものである。



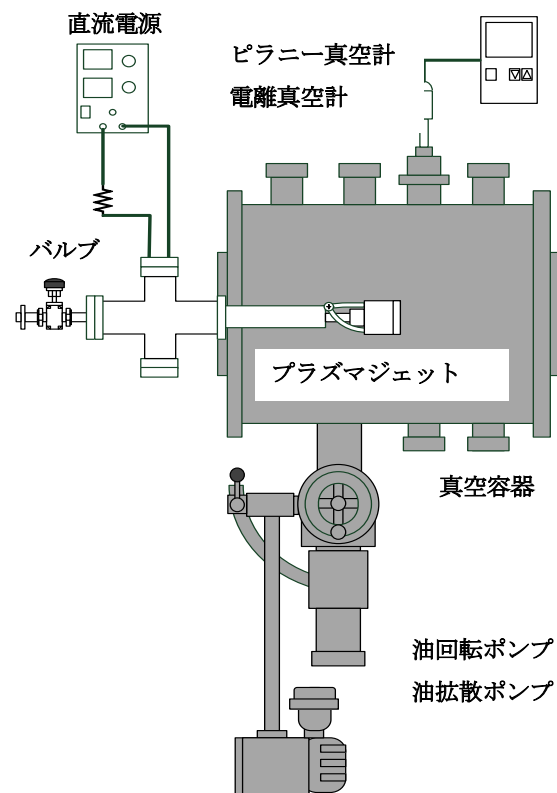
**Fig 2.** The schematic drawing of  
(a) electric heating electrode thruster and  
(b) electric heating hollow electrode thruster

#### 4. 実験装置・方法

図 3 に本実験で用いた実験装置の概略図を示す。真空容器には複数のポートが設けており、スラスタ本体や、計測装置を取り付けることができる。プラズマジ

ェットスラスタは図のように先端のノズル部を真空容器に挿入され、後方のバルブから推進剤を供給することができる。真空容器にはロータリーポンプと油拡散ポンプの二つの真空ポンプが取り付けられており、真空度として  $10^{-4}$  Pa まで容器内を減圧することができる。真空度の計測にはピラニー真空計および電離真空計を用いている。高電圧直流電源によって電極部に高電圧を印加し、手動もしくは電磁バルブを用いてガスを電極部に挿入する。本実験では推進剤として空気もしくはアルゴンを用いる。推進剤が高電圧により電離してプラズマが発生し、加熱されたプラズマ流がノズルから撃ち出される。プラズマジェットの温度および密度は静電プローブを用いて計測する。静電プローブはダブルプローブを用い、プローブに印加する電圧と、プローブに流入するプラズマに起因した電流から温度と密度を見積もる。

本講演では製作したホローカ陰極放電を用いた電熱型電気スラスタの概要や、撃ち出されるプラズマジェットの温度・密度などを報告する。



**Fig 3.** The arrangement of the experiment device

#### 5. 参考文献

- [1] 栗木恭一・荒川義博：電気推進ロケット入門，2003
- [2] ジョージP.サットン：ロケット推進学，1995
- [3] 鈴木康哲：修士論文，2008