

ホローカソード放電を用いた電熱型電気推進機の基礎研究

Basic research of electric heating hollow electrode thruster

○宿輪一仁¹, 渡部政行²*Kazuhito Shukuwa¹, Masayuki Watanabe²

1. 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. The electric propulsion has many advances for the space navigation. However the most serious 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 a 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

昨今、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記憶に新しい。はやぶさ打ち上げの主な目的は「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、地球へ無事帰還したことからミッションは無事成功したと言えるが、その過程において様々な問題が生じた。その問題のひとつとしてイオンエンジンの故障が挙げられ、電極の損傷がその一因であった。しかしながらこのミッションの成功により宇宙工学において深宇宙の探査が世界中で注目され、研究が盛んに行われている。これらのミッションの中で電気推進機の信頼性も向上しているが、更なる推力向上や電極部の損傷など、解決するべき課題も多く残されている。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. プラズマジェット

本研究では電気推進機の長寿命化を目指して中空電

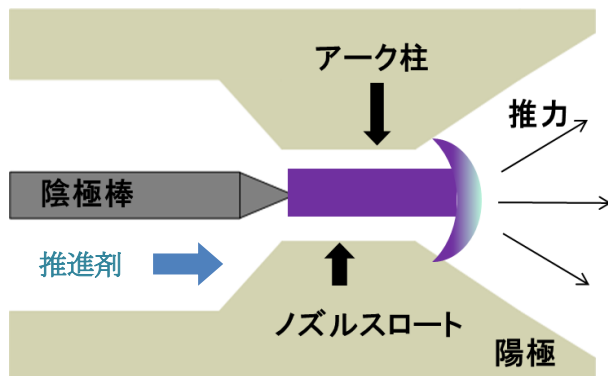


Fig 1. Basic theory of electric heating electrode thruster

極放電を用いた電熱型プラズマジェットスラスタの開発を行っている。スラスタとは推進装置のことであり、主に宇宙機の推進装置のことを指す。宇宙機に搭載されたほとんどあらゆる機器が電気で駆動されること、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、電気は熱などに比べてエネルギー伝達時の散逸が少なくすむこと、推進剤重量が小さいこと、推力の制御が簡単であること、比推力が大きい（燃焼効率が良い）等の観点から宇宙航行においては電気を用いたスラスタが多用されている。電気スラスタは推進剤の加速原理の違いから大別できる。アーク放電や電気ヒーターなどを用いて推進剤を電気によって加熱、及びプラズマ化して打ち出し、その反力を推力とするタイプを電熱型プラズマスラスタと呼ぶ。他の電気推進と比較して低電圧の放電であるため、コンデンサを必要とせず小型の電源装置で駆動できる。しかし、図1に示すような一般的な電熱型スラスタでは棒状の陰極におけるアーク放電によって推進剤を加熱するため電極が局所的に高熱となり、陰極棒が熱損耗しやすいといった問題があった。そこで、本研究では陰極に中空型のホローカソードを用いた電極構造を考案し実験を行っている。これは、ホロー陰極効果により大電流放電でも大量の電子がプラズマに供給され、グロー状の放電を維持できる。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、プラズマ中に混入する不純物が少なくなり、外部コイルや冷却系が不要となるので装置の小型化、低コスト化が見込める。

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

図 2, 3 に一般的なアークジェットスラスタと, 本研究で用いるホローカソードを応用したスラスタの電極部の概略図をそれぞれ示す. 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である. 推進剤の流入口からノズルの中心付近にかけて徐々に流路断面積を小さくしており, 面積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ぶ. 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.

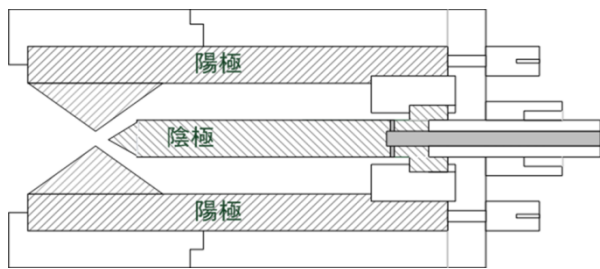


Fig 2. Basic electric heating electrode thruster

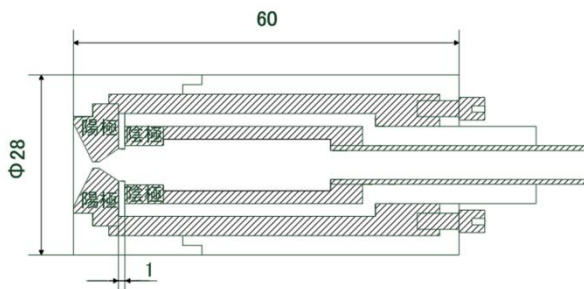


Fig 3. Electric heating hollow electrode thruster

3. 実験装置・方法

図 3 に実験装置の概略図を示す. プラズマジェットスラスタは図のようにノズル部を真空容器に挿入し, 後方のバルブから推進剤を供給する. 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, 10^{-4} Pa まで容器内気圧を下げる事ができる. また, 真空度を測るための真空計も二つ取り付けられており, 気圧が $\sim 5 \times 10^{-2}$ Pa の領域をピラニー真空計がそれ以下の気圧の測定を電離真空計が行う. 直流電源によって電圧が掛けられノズルで電極間放電し, 推進剤が電離してプラズマが発生する.

スラスタの推力計測にはマッハプローブを使用する予定である. (図 5) このプローブ (電極棒) は捕集面を二個備え, これらをプラズマの流れに対して異なった方向に向け, イオン飽和電流値の違いから速度 (イオンマッハ数) を測定する計測システムである. 図の

ようにノズルの前に接続され, スラスタから出てくるプラズマのイオン飽和電流を検出し, オシロスコープで測定する.

本講演では電熱型プラズマジェットの概要や, 実験で得られたデータを考察し, 報告する.

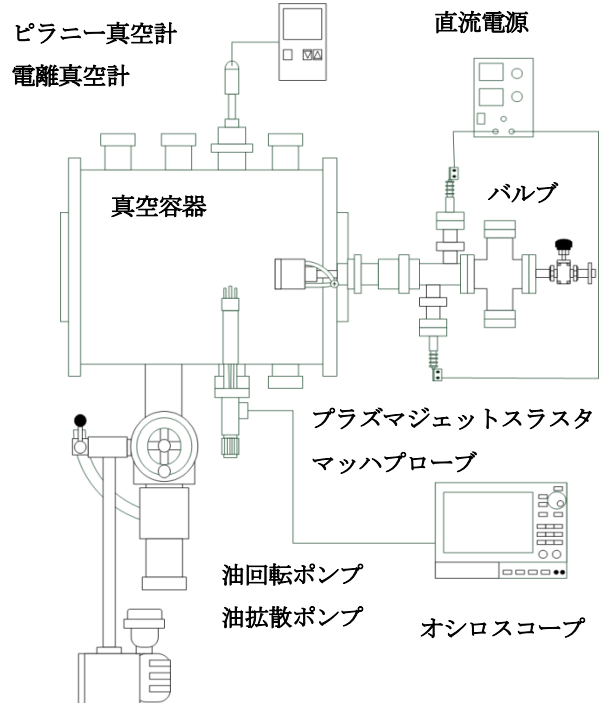


Fig 4. Experiment device for thruster



Fig 5. Mach probe

4. 参考文献

- [1] 栗木恭一・荒川義博: 電気推進ロケット入門, pp.69, 2003
- [2] タスマリアムンタシル: マッハプローブ及びピトー管を用いたプラズマジェットの特性計測, pp.7-9, 2013
- [3] 野舘直人: 擬火花放電プラズマジェットの空間電位分布計測, pp.8-12, 2009