

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

日大理工院量子¹, 日大量科研²

QST. Nihon University¹, IQS. Nihon University²

本研究では電気推進機の長寿命化を目的とした中空電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を指す。宇宙機に搭載される機器のほとんど全てが電気動くこと、電気エネルギーは太陽から容易に得られること、電気は熱などと比較してエネルギー伝達時の散逸が小さいこと、使用する推進剤の重量が軽いこと、推力の微調整が可能なこと、比推力(燃焼効率)が大きいことなど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。ここで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・定常放電であるため、コンデンサを必要とせず小型の電源装置で駆動できるなどの利点がある。しかしながら、一般的な電熱型スラスタでは棒状の中心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、陰極棒が熱損耗するなど、低寿命化の問題がある。そこで、本研究では陰極に中空型ホローカソードを用いた電極構造を考案し電熱型プラズマジェットスラスタの研究を進めている。この電極では、ホロー陰極効果により大電流放電でも大量の電子が放電領域に供給でき、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いなどの利点が期待できる。外部コイルや冷却系などが不要となるため装置の小型化、低コスト化が見込めるなどの利点がある。図1に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を用いる。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場合は流路断面積が小さくなるほど加速され、超音速の場合は、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ノズルである。

今回の実験ではマッハプローブを用いてスラスタの推力測定を行う予定している。マッハプローブは仕切られた2本の電極で構成され、これらをプラズマ流に対して異なった方向に向けることによるイオン飽和電流値の違いからイオンマッハ数を測定する計測システムである。マッハプローブはノズルの前に設置され、スラスタから放出されるプラズマ流のイオン飽和電流を検出する。

本講演では電熱型プラズマジェットの概要、基礎的な放電特性、マッハプローブの計測結果を考察し、報告する。

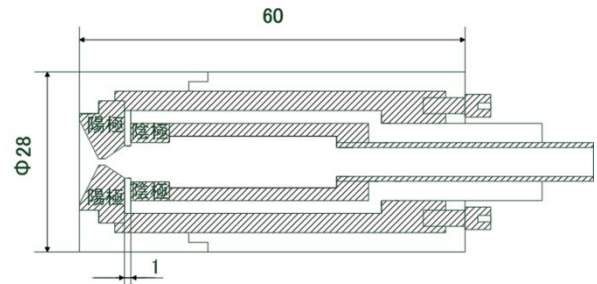


Fig 1. The electrode of the electric heating hollow electrode thruster

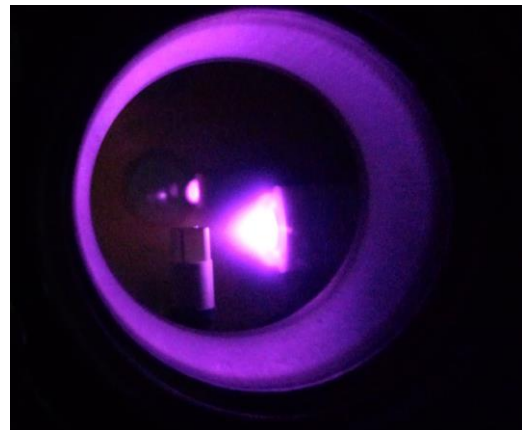


Fig 2. Photograph of the plasma jet and the mach probe