O-44

電熱加速型および電磁加速型電気推進機の設計およびその基礎研究

Design and basic researches on an electro-thermal and electromagnetic thrusters

○深田徹[1]，○前原隼太[2]，渡部政行[3]
Toru Fukata[1], *Hayata Maebara[2], Masayuki Watanabe[3]

Abstract: Recently, missions of space exploration such as long-range navigation of spacecraft, satellite orbit control and disposal have been diversified. Especially an electric propulsion is one of the important technologies in the propulsions. In space, electric propulsion is better than a chemical propulsion because propellant is limited. The purpose of this research is to improve the performance of the two types of electric propulsion, arc jet thruster and magneto plasma dynamic (MPD) thruster. In the poster, the design and construction of the thrusters and the basic experimental results of the plasma discharge and plasma parameters of arc jet and MPD thrusters are presented in detail.

１．研究背景

昨今，宇宙探査機の長距離航行や衛星の軌道制御，デブリの廃棄等，宇宙でのミッションが多様化してきている．小惑星探査機「はやぶさ」が地球に帰還した結果は記憶に新しい．このはやぶさにも推進機として電気推進が用いられたが，その運用過程において様々な問題が生じたことが報告されている．その一つに推進機の故障が挙げられ，一因として電極の損傷が考えられた．宇宙での機器の故障は容易に修理ができないため，ミッションに対して非常に重大な問題となる．また，推進機の高耐久化は衛星自体の寿命にも直結する要素であり，信頼性や高耐久化を含めた性能の向上は，今後の宇宙開発において重要な課題である．

２．電気推進の種類

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．その加速原理は，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，またプラズマをクーロン力によって加速する静電加速型に分類される．電熱加速型のアークジェットスラスタや電磁加速型のホールスラスタは主に人工衛星の軌道制御に用いられる．静電加速型のイオンエンジンは小惑星探査機のメインエンジンとして用いられている．また，電磁加速型の MPD スラスタは惑星間輸送などの大規模宇宙ミッションでの次世代の推進源として開発されている．本講演では上記のアークジェットスラスタと MPD スラスタの基礎研究について発表する．

３．アークジェットスラスタ

３－１．アークジェットスラスタとは

アークジェットスラスタとは電熱加速型の電気推進機である．陽極と陰極の間で放電し，推進剤を加熱する．加熱され，高エンタルピ化された推進剤は，ノズル部で加速され，推力が生じる．電極損耗や熱損失といった課題も存在するが，比推力が高い等の特徴をもつ推進機である．

３－２．実験方法

真空容器にアークジェットスラスタやその計測機器を設置する．ここで真空容器には多くのポートが設置されており，スラスタや計測機器を取り付けることが可能となっている．次に，油回転ポンプと油拡散ポンプを用いて 10^{-4} Pa 程度まで減圧する．スラスタ後部にはガス流量を調整するバルブが取り付けられており，バルブを開閉することによって推進剤の流入が可能である．別のポートに静電プローブ等の機器を取り付けたうえで，必要な計測を行ってゆく．

図 1 に本研究で作成したアークジェットスラスタとホローカソードを応用した電極部の概略図を示す．図 1（a）は一般的なアークジェットスラスタで棒状の陰極を用いた構造になっている．このスラスタで実験を行った結果，推進剤の流路不足による放電環境の悪化や流路を確保するために陰極を細くしたことによる陰極損耗，放電部の熱による絶縁部溶解等の問題が起こった．今後その問題点を改良したうえで，ホローカソードを用いたスラスタと性能比較を

１：日大理工・学部・航宇　: Department of Aerospace Engineering , CST., Nihon-U.
２：日大理工・学部・物理　: Department of Physics, CST., Nihon-U.
３：日大理工・教員・量科研 : Institute of Quantum Science, Nihon-U.

行ってゆく．

図１（b）はホローカソードを用いたスラスタで陰極部に中空型のホローカソードを用いた構造になっている．このスラスタで実験を行った結果，ノズルの絶縁部が割れるという現象が起こった．この原因は，熱衝撃によるものだと考えられる．よって，熱衝撃に強い絶縁体に変更したうえで性能比較を行ってゆく．本講演では，制作したスラスタの概要や，性能特性等を報告する．

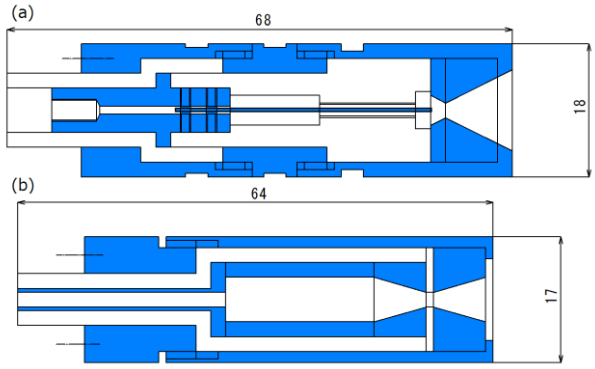

Figure 1. The schematic drawing of
(a) electric heating electrode thruster and
(b) electric heating hollow electrode thruster [2] [3]

４．MPD スラスタ

４－１．MPD スラスタとは

電磁プラズマ加速（Magneto Plasma Dynamic: 以下 MPD）スラスタは電磁力（ローレンツ力）を主加速力とする電磁加速型電気推進機である．図２にＭＰＤスラスタの加速機構を示す．

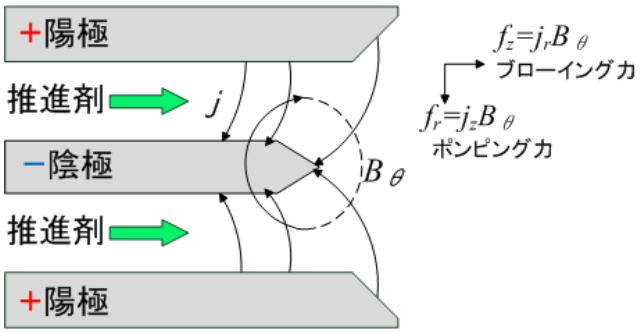

Figure 2. Acceleration force of a MPD thruster

主加速力である電磁力を大きくするため，必然的に大電流放電が必要となる．それにともなうシステム重量の増加，アーク放電による電極損耗，推進効率といった課題が存在する．しかしながら，大規模な軌道間輸送，有人惑星探査などＭＰＤスラスタでしか実現できないミッションもあり，次世代の宇宙開発を担う電気推進機として考えられている．

４－２．実験装置と実験手順

スラスタは真空容器内に挿入され，ガス導入系から推進剤を供給できる仕組みになっている．本実験では推進剤にはアルゴンを用いている．容器内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により，10^{-4}Pa 程度の真空度まで減圧可能である．減圧後，電源装置よりコンデンサに充電する．今回，放電に使用したコンデンサは静電容量 400 μ F，最大充電電圧は 5kV である．バルブを用いて推進剤を流入し，スラスタ内でガスが電離，プラズマ化し，電磁力によりプラズマがノズルから撃ち出される．放電時の電流・電圧値をオシロスコープを用いて測定する．また，プラズマジェットの温度・密度を，静電プローブを用いて測定する．

４－３．基礎的な実験結果と考察

スラスタの特性を理解するため，充電電圧を 0.5kV~1.2kV まで 100V ずつ上げて放電する実験を行ったところ，充電電圧が 0.7kV を超えた時から電圧波形に乱れが生じ始め，1.1kV を超えた時には測定電流が低下し始めた．

電圧波形の乱れと測定電流の低下は，ともにスラスタ内部の陽極部での放電が原因である考えられる．陽極部は電極の交換のためにノズル部と分割できる形状で設計されており，その部分の接触不良のため沿面放電が生じることが確認できる．電流値の低下は，真空容器に流れた噴射したプラズマを介して真空容器に流れた電流の可能性が考えられる．これらの問題を解決した実験の結果に関して，本講演にて報告する．

５．参考文献

[1] 栗田恭一・荒川義博：電気推進ロケット入門，2003
[2] 老沼奈美：卒業論文，2014
[3] 宿輪一仁：修士論文，2014