

ホロ一陰極放電を応用した電熱加速型電気推進機の放電特性
 Discharge characteristics of an electro-thermal accelerated thruster
 by applying a hollow cathode discharge

○高木 優次¹, 渡部 政行²

*Yuji Takagi¹, Masayuki Watanabe²

Space development has been progressing rapidly in various countries around the world, such as exploration missions in outer space and the operation of Earth orbiting satellites. In particular, the development of an electric propulsion engine with high thrust power, specific thrust and durability of electrodes is most important subject for long-distance and long-term missions such as deep space exploration and planetary exploration. An electro-thermal accelerated thruster is one of the propulsion engines that satisfies the above thruster conditions. In this research, we are developing a small and highly durable electro-thermal accelerated thruster that can be mounted on a small satellite. To reduce electrode damage, the discharge in the non-thermal arc region applies to the electro-thermal accelerated thruster. The discharge characteristics and electrode damage of the electro-thermal accelerated thruster are reported in this presentation.

1. 研究背景

地球近傍における探査ミッションや地球軌道周回衛星の運用など、世界各国において宇宙開発が急速に進展している。加えて、太陽系内の惑星間輸送や太陽系外深宇宙への探査ミッションなど、今後更に宇宙開発が発展することが予想される。今後の宇宙開発の発展において、電気推進機の信頼性の向上や高耐久化、冗長性の向上が非常に重要な課題となる。

2. 理論

2-1 電気推進機

電気エネルギーで推進剤をプラズマ化し、それぞれの方法で加速・噴出させる。その反作用で推力を得る推進源が電気推進機である。電気推進機は推進剤を放出する方法により、大きく「電熱加速型」「電磁加速型」「静電加速型」に分類することができる。本実験では電熱加速型電気推進機を対象とした実験的な研究開発を行っている。

電気推進機の特徴は、化学推進機と比べて推力密度は小さいが、燃費の指標である比推力が大きいことである。比推力とは推進機の性能を評価する上で重要な指標である。以下に比推力に関して詳しく説明する。比推力は推進剤重量に対する推力の大きさを表す量である。比推力の単位は秒であり、単位質量の推進剤で単位推力を生じ続けられる秒数と言い換えることができる。比推力が大きいほど燃費が良い推進機であると言える。宇宙機は一般的に、運用開始以降燃料の補充ができない場合が多い。そのため、同じ距離の運用を前提とした宇宙機の場合、比推力の値が大きいほど燃

料消費が少なくてよい為、結果としてミッションに必要な積載物を搭載することが可能となる。

化学推進機などを含む様々な推進源における推力密度と比推力の関係を図1に示す。本研究の研究対象である電熱加速型電気推進機(Arc Jet)は電気推進機の中では高推力密度な推力源であることがわかる。

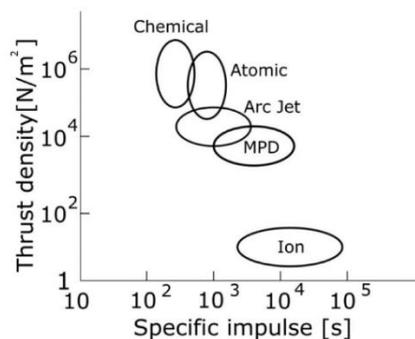


Figure 1 Relationship between thrust density and specific impulse of electric propulsions

2-2 電熱加速型電気推進機

本研究の研究課題である電熱加速型電気推進機に関して詳しく説明する。電熱加速型電気推進機では、ノズル部を用いてプラズマ化した推進剤を流体力学的に加速し、外部に噴射させる。その反力として推力を得る。図2に一般的な電熱加速型電気推進機の電極部概

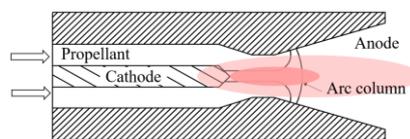


Figure 2 Schematic drawing of a typical electro-thermal accelerated thruster

略図を示す。陰極部が棒状であるため、放電時に陰極棒の先端に電流が集中する。そのため放電に伴う熱的な影響で、電極部が破損しやすいという欠点がある。

2-3 ホロー陰極放電を応用した電熱加速型電気推進機

平板電極の中心軸上に孔を持ち、陰極後方に中空空間を有する電極を用いた低気圧放電を「ホロー陰極放電」と呼ぶ。ホロー陰極放電を応用した電熱加速型電気推進機の電極部概略図を図3に示す。中空陰極の内面にシースが形成され、負グローが発生する。中空円筒内の陰極面に形成されたシースの片側で、電子が加速される。加速された電子は推進剤を電離し、その結果、高密度のグロー放電プラズマを形成する。高密度のグロー放電プラズマから大量のプラズマを電気推進機放電部に供給することができる。通常陰極棒を用いた電熱加速型電気推進機とは異なり、陰極内部に中空空間が存在する電極構造になっている。ホロー陰極放電を用いることで電極耐久性の向上が期待できる。

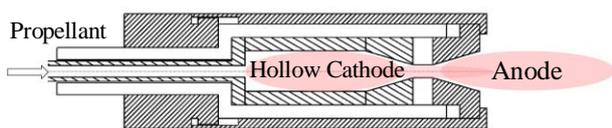


Figure 3 Schematic drawing of an electro-thermal accelerated thruster by hollow cathode discharge

2-5 放電特性

図4に一般的な放電電流と電極間電圧の関係を示す。本実験ではグロー放電からアーク放電の幅広い領域における電熱加速型電気推進機の放電特性を調べることを目的としている。特に非熱アーク放電領域は冷陰極アーク放電とも呼ばれ、熱アーク放電に比べ電極温度が低く、温度を比較的低温に保つことができれば電極の損傷が小さいと考えられる。また、非熱アーク放電ではグロー放電より高電流の放電を形成することができ、推力密度の向上も期待できる。

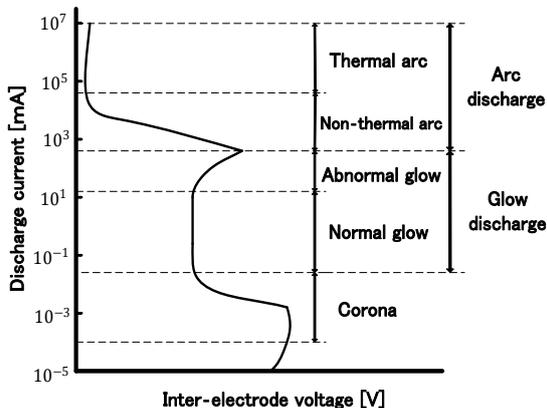


Figure.4 Discharge characteristics

3. 実験装置

図5に本実験で使用した実験装置の概略図を示す。真空容器内に電熱加速型電気推進機を挿入・設置し、放電を形成する。プラズマの噴出は観測ポートを確認することができる。実験では回路の抵抗値を変えることで、グローモードから非アークモードまで放電形式を変化させる。推力密度はひずみセンサーで計測する。使用する推進剤の流量は流量計を用いて計測する。推進剤にはアルゴンガスを使用した。

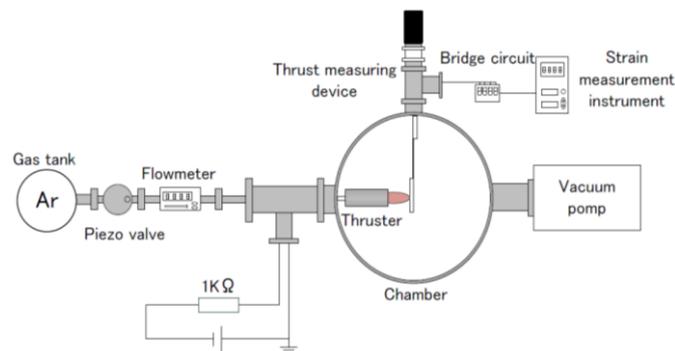


Figure 5 Experimental devices and setup

4. 実験結果

入力電圧を300V, 400V, 500Vと変化させた場合の電極間電圧と放電電流の関係を図6に示す。実験における回路の抵抗値は1kΩである。この実験では推進剤の流量も変化させている。実験結果より推進剤の流量を変化させても放電特性が変わらないことが確認できる。また入力電圧の増加に伴い、放電電流の増加および電極間電圧の減少が確認できた。この変化は、グローから非アークにモードの移行過程と思われるが、今後、抵抗値を変えて実験を行い、非アークモードへの移行等を確認する予定である。

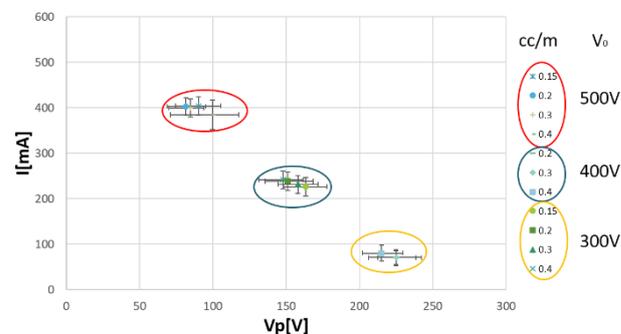


Figure 6 Discharge characteristics

参考文献

[1] 栗木 恭一(編), 荒川 義博(編), 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 2003.
 [2] Physics of Electric Propulsion, Jahn Robert (1968)