

K-45

ホローカソード放電を利用した電熱加速型電気推進機の推進性能評価

Evaluation of Propulsive Performance of Electrothermal Acceleration Type Electric Propulsor Using Hollow Cathode Discharge

○金森雄大¹, 松嵩大吾², 渡部政行³, 田辺光昭⁴

*Yudai Knamori¹, Daigo Matuzaki², Masayuki Watanabe³, Mituaki Tanabe⁴

In recent years, the Earth orbit commercial business using small satellites has been gaining momentum. To operate a satellite in Earth orbit, facilities such as orbital transfer are required. However, most small satellites are not equipped with a propulsion system. The development of a propulsion system suitable for small satellites is important to solve the debris problem. High thrust, specific impulse, and high durability are important issues in the development of propulsion engines. Electro-thermal electric propulsion is one of the propulsion systems that satisfy the miniaturization and the above-mentioned performance requirements. In this research, the development of a durable electrothermal electric propulsion system using hollow cathode discharge is in progress. In this presentation, the propulsive characteristics of an electrothermally accelerated propulsor using a glow discharge region to reduce electrode depletion will be clarified.

1. 背景

近年、民間事業サービスの提供等を目的とした小型人工衛星等を用いた宇宙ミッションが増加している。特に地球周回軌道上のミッションにおいて静止軌道上で小型人工衛星を運用する場合、打ち上げロケットから衛星を宇宙空間に放出した際に人工衛星を目的軌道上に遷移させる必要がある。しかしながら小型の人工衛星は打ち上げロケットの搭載時に課された条件である、衛星自体の大きさ、重量の制限的にも搭載する推進源の小型化が必須であり、ほとんどの小型人工衛星は推進機を搭載できていない。小型推進機を搭載していない人工衛星は宇宙空間におけるゴミを意味する宇宙デブリとの衝突回避も困難である。したがって人工衛星の軌道遷移のためにも、また人工衛星のデブリとの衝突、また人工衛星自体のデブリ化を回避のためにも、小型人工衛星に搭載可能な小型の電気推進の開発が必要となる。ここで小型の推進機に要求される性能は、小型化に加え、高耐久性および比較的高出力である。以上の理由から、本研究では小型電気推進機の開発およびその推進性能の解明を目的とした研究を行った。以下に詳細を報告する。

2. 研究目的

本件研究では、電気推進機の中で小型化が可能な推進源の一つである「電熱加速型推進機」の小型化および高耐久化等を目的とした研究を行っている。装置電極部の小型化を図りつつ、高耐久化を実現するために、電極部をホロー陰極の形状に改良する。また通常の電熱加速型電気推進機では推力を発生するためにアーク放電を利用している。アーク領域では電極の熱損傷が大きいため、耐久性の低い推進機となっている。そこで本研究ではアーク領域ではなく、グロー領域および非熱アーク領域における放電特性および推進特性の解明を行うことを目的とする。また、計測した推力と算出した推進剤流量から、比推力を見積もり、グロー領域および非熱アーク領域における推進効率等を明らかにすることも本研究の目的の一つとする。

3 理論

3-1 電気推進とは

化学推進と各種電気推進機の推力密度と比推力の関係を図1に示す[1]。電気推進は化学推進と比べて、推力密度は小さいが、その反面、比推力が大きいことが分かる。電機推進は化学推進に比べ、推進剤噴出速度が格段に大きいため推進剤使用量を節約でき、荷重量(ペイロード質量)を増やすことができる。したがって、強力な推力を必要としない小型衛星を燃費よく運用する推進源として電気推進が適していると言える。

電機推進機には推進剤の噴射方法によって大きく「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[1,2]。図1において、アークジェットが電熱加速型、MPDスラスタが電磁加速型、ホールスラスタとイオンスラスタが静電加速型に相当する。本研究では、電熱加速型推進機を研究の対象としている。次に電熱加速型電気推進機に関して説明する。

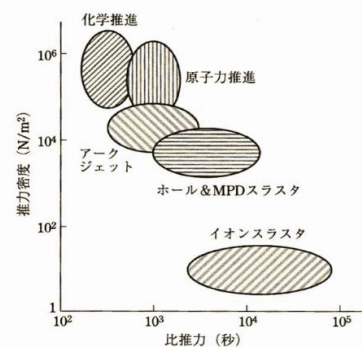


Figure 1 Relation between the thrust density and specific impulse of each propellant

3-2 電熱加速型推進機

本研究の研究対象である電熱加速型推進機では、ノズル部にて推進剤をプラズマ化し、熱流体力学的にプラズマを加速し、外部に噴出させている。一般的には同軸上のシンプルな構造の電気推進機である。他の電気推進機に比べて、推力密度が高いことが特徴である。その反面、比推力が低い点も特徴の一つである。加えて、定常放電で運用するため大型コンデンサー等の設備が不要である。シンプルな構造であ

ることから、推進機自体の小型化が容易な電気推進機であると考えている。また本研究では、陰極部をホロー構造に変更することで電熱加速型推進機の問題であった陰極部の損傷を軽減することができると考えている[3]。Figure2 に本研究で用いるホロー陰極部の概略図を示す。ホローカソード効果によって、従来の電熱加速型推進機より高密度放電を容易に形成することができる。

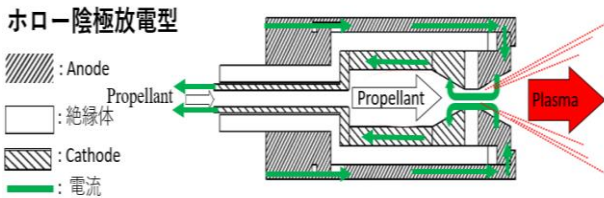


Figure 2 Cathode Electrothermal Acceleration Thruster

3-3 放電領域

本研究では、推力を発生する放電領域をグロー領域および非熱アーク領域に設定している。Figure3 に一般的な放電電流と電極間電圧の関係である放電特性を示す。本研究で用いるグロー放電および非熱アーク放電は、アーク放電に比べて、電極間のプラズマの熱の発生を抑え、推進機電極部への熱応力による負担を軽減できると考えている[4]。

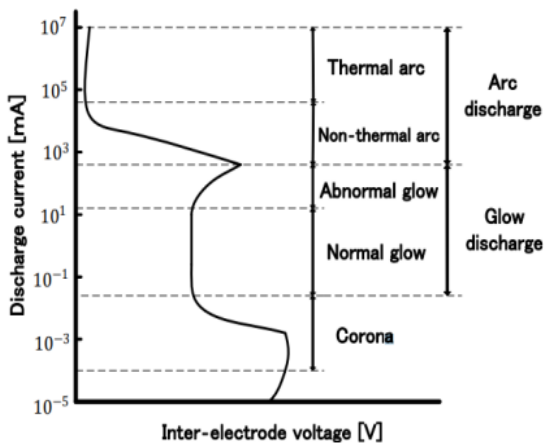


Figure 3 Relationship between the discharge current and the voltage

4 実験装置・方法

本実験で用いる実験装置の配置図を Figure4 に示す。真空容器上部からスラストスタンドを挿入し、先端に推進機を垂直に取り付ける構造になっている。推進機本体のサイズに関しては全長 15 cm、総質量 335g の推進機である。推進機のカソードとアノード間の絶縁体には、低温が予想される箇所は加工が容易なホトベールを用い、また高温となる恐れがある箇所にはボロンナイトライドを用いた。真空排気には油回転ポンプと油拡散ポンプで構成され実験中の真空度は 1.0×10^{-2} Pa 台で設定する。

電気推進機から発生する推力はスラストスタンドに設置した歪センサーで計測する。スラストスタンドと推進機はアルミの部材で接続されている。推進機の推力によって生

じるアルミ部材のたわみを歪センサーで測定し、推力を見積もる。また、推進剤の流量は流量計を用いて測定する。推力値と流量値を基に比推力を算出する。推進剤は、放電開始電圧が低く、放電が容易であるアルゴンを用いる。ガスタンクと電極部導入口の間にピエゾバルブを設置し、推進剤の流量はこのピエゾバルブを用いて調整する。

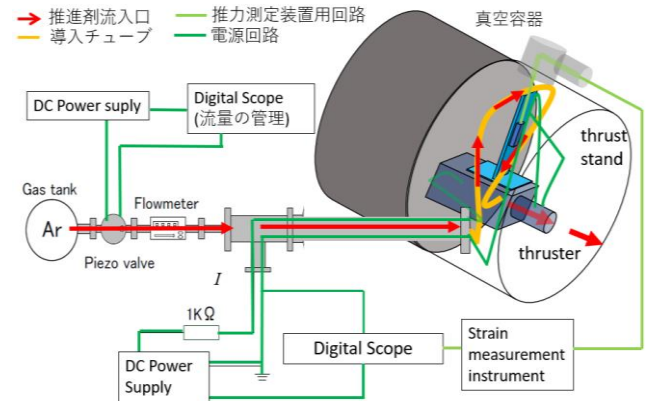


Figure 4 Schematic diagram of the experimental apparatus

5 実験結果

数値計算ソフト CST-Studio を用いて推進機電極部付近の電場分布等の計算を行っている。入力電流を印加電圧 500V と設定した場合の電極部周辺部における電場分布を Figure5 に示す。数値計算では電場分布のほかにも電流密度分布、電子密度分布などを計算することが可能である。以下の電極形状で実際に放電実験を行い、推進特性などを評価し、講演で報告する予定である。

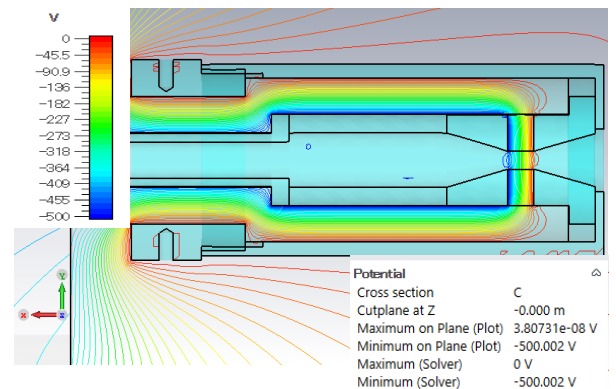


Figure 5 Electric lines of force inside the thruster

6 参考文献

[1] 栗木恭一, 荒川義博, 「電気推進ロケット入門」, pp. 21, 2003 年
 [2] Robert G. Jahn, Physics of Electric Propulsion, Dover Publications
 [3] 高木優次, 日本大学大学院量子理工学専攻修士論文, 2021 年
 [4] 大塚晃, 日本大学理工学部航空宇宙工学科卒業論文, 2020 年