

ホロー陰極放電を応用した電熱加速型電気推進機の高耐久化 High durability of electro-thermal thruster by applying a hollow cathode discharge

○深田徹¹, 高野拓海², 渡部政行³Toru Fukata¹, Takumi Takano², Masayuki Watanabe³

Abstract: Missions of a space exploration such as long-range navigation of spacecraft, satellite orbit control and disposal and so on have been diversified in recent years. In these missions, an electric propulsion is one of the important technologies for a space development projects. An electric thruster is the most efficient engines for the artificial satellites and spacecraft because an electric propulsion is less usage of propellant than chemical propulsion and propellant is limited in space. The purpose of this research is to increase durability of electro-thermal thruster by applying a hollow cathode discharge. In the poster, the design, construction and improved electrode structure are presented in detail.

1. 諸言

地球周回軌道における人工衛星運用や深宇宙への探査飛行など、宇宙空間におけるミッションは多様化している。それらのミッションの成功には、効率の良い電気推進機の開発が重要である。また、人工衛星に搭載される推進機は容易に修理ができないため、信頼性の向上や高耐久化を含めた性能の向上も重要な課題となる。そこで本研究では高耐久の電熱加速型電気推進機に関する研究を行っている。その特徴として、ホロー陰極を用いることで効率よく高密度のプラズマが得られることが挙げられる。発表では、電流電圧特性の測定結果および推力と推進剤流量の測定から求められる比推力に関して報告する予定である。また、実験において割れや折損が起きた電極内部品に関して、高耐久化を目的とした改良を逐次行なっている。構造改良を行なった結果および現在判明している問題点に関しても報告する予定である。

2. 電熱加速型電気推進

電熱加速型電気推進機とは、加熱、電離した推進剤の熱エネルギーを、ノズルなどを用いて運動エネルギーに変換することで推力を得る推進機である[1, 2]。電極損耗や熱損失といった未解決の課題も存在するが、電気推進の中では比推力が高い等の特徴をもつ推進機である。そのため、人工衛星の軌道制御等に用いることが可能とされる。また、システムの小型化が可能な唯一の電気推進機でもある。

3. 実験装置及び方法と放電回路

図 1 に本研究で用いる実験装置及び計測系の概要図を示す。真空容器には多くのポートが設置されており、

推進機や計測機器を取り付けることが可能である。まず、真空容器に推進機や計測機器を設置する。次に、油回転ポンプと油拡散ポンプを用いて真空容器内を 10^{-4} Pa 程度まで減圧する。推進機電極後部には推進剤流量を調整するバルブが取り付けられており、このバルブを開閉することによって推進剤流量の制御が可能となる。また、真空容器上部のポートにひずみセンサー等の計測機器を取り付けたうえで、それぞれの計測を行ってゆく。

次に、放電を形成するための電気系を説明する。電気推進機の放電回路は直列回路になっており、電源→抵抗→推進機→(アース)→電源、の順番に接続されている。実験では、最大 600mA, 1kV の電源を用いており、電流を制御する抵抗は 1kΩ である。

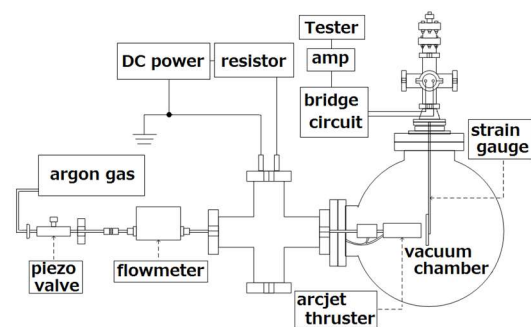


Figure 1. Experimental equipment

4. 推進機の構造及び改善点

図 2 に本研究で用いる電熱加速型電気推進機電極部の概略図を示す。水色の部分が金属であり、その間にある灰色の部分が絶縁部である。また、絶縁部内部にある電極がホロー陰極であり、外側の陽極との間に電流を印加し、推進剤であるガスを流入することによって放電を形成する構造になっている。

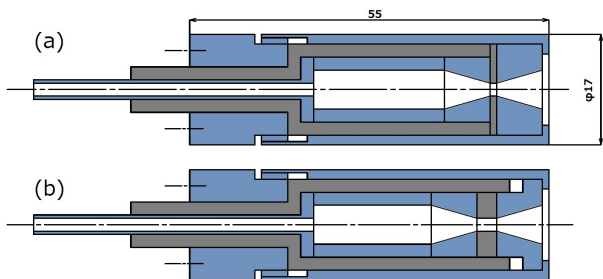


Figure 2. The schematic drawing of thruster
(a) Before and (b) after improvement

図 2(a)は改良前の推進機電極部であり、図 2(b)は改良後の概略図である。改良前、図 2(a)の推進機で放電実験を行った結果、放電の不具合が生じた。その原因として、陰極の接触不良及び放電距離が短いことによる推進剤の電離不足が考えられた。そこで、上記の問題を解決する為、改良を施した電極部が図 2(b)である。

5. 実験結果及び考察

ホロー陰極を用いて放電を形成し、その電流電圧特性を求めたところ、図 3 に示す結果になった。

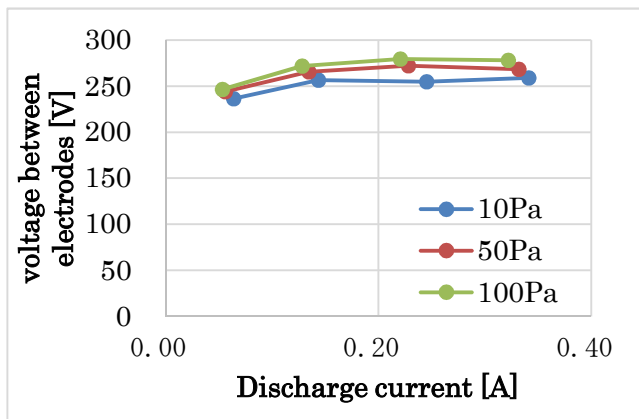


Figure 3. Current-voltage characteristic

電流の上昇に対して電圧がほぼ一定に推移していることから、グロー状の放電が形成されたと推測できる。

次に、推進剤流量と推力を測定した上で、比推力と推力密度の関係を算出した。比推力とは、推力を単位時間当たり消費する推進剤の重量で除したものであり、推力密度は推力を単位面積当りの推力に変換したものである。図 4 は一般的な推進機の比推力と推力密度の関係を表した図に今回の実験結果（改良前）を当てはめたものである。青いエリアがグロー状の放電時における結果であり、赤いエリアが試験的に行なったアーク放電時の結果である。

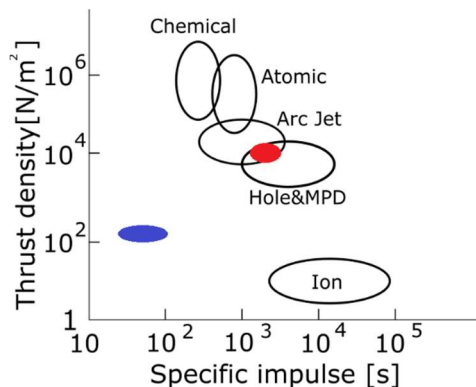


Figure 4. Specific impulse vs Thrust Density

グロー放電時の比推力は 50~100s、推力密度は 100~200N/m² であり、アーク放電時は比推力 3000~5000s、推力密度 7000~11000N/m² となっている。アーク放電時は一般的なアークジェットの入っているが、実験中に陰極損耗による金属噴出が見られたため、実際はもう少し低い値になると推測される。

また、電極部の改良を施したのち、最初の実験と同様に電流電圧特性の測定を行った。その結果、アーク放電時に放電不良が発生することを確認した。その原因として、電流不足によりグロー放電からアーク放電へ遷移しきれていない為だと考えられる。そのため、放電回路内の抵抗値の変更を行い、再度実験を行っている。図 5 は変更前後の電流電圧特性である。グロー放電時においては電流が不足していることから、前回の実験と同様の結果が得られた。発表では、アーク放電時の変化や抵抗値を任意に変更して放電を行った結果に関しても報告する予定である。

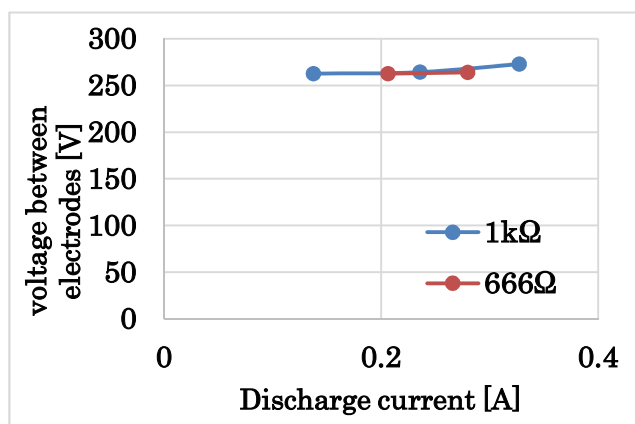


Figure 5. Current-voltage characteristic

参考文献

[1]Robert G. Jahn :
Physics of Electric Propulsion, chapter6, 1968
[2]栗田恭一・荒川義博 :
電気推進ロケット入門, 2章4章, 2003