

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構造等最適化 Optimization of the electrode structure for an electro-thermal thruster by applying a hollow cathode discharge

○深田徹¹, 渡部政行²Toru Fukata¹, Masayuki Watanabe²

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 optimize the electrode structure for an 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

近年, 人工衛星を用いた深宇宙への長距離ミッションや近距離における軌道制御・廃棄等のミッション等, 宇宙開発が多様化しつつある. 一般的に人工衛星に搭載される推進機は容易に修理・交換等ができないため, 信頼性の向上および高耐久化を含めた性能の向上が重要な課題となる. 本研究ではホロー陰極を応用した電熱加速型電気推進機の研究を行っている. 陰極部にホロー陰極を用いることで効率よく高密度のプラズマを形成することができる. 本研究では先ず, 放電の電流電圧特性の測定及び推力測定を行った. その結果から考えられる放電の状態について報告する. また, 電極構造の問題点に関して改良を行った為, 改良による変化につい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]. 電極損耗や熱損失といった課題も存在するが, 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.

3. 実験装置及び方法

図 1 に実験装置及び計測系の概要を示す. 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となっている. 先ず, 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, 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, 別のポートにひずみセンサー等の計測機器を取り付けたいうえで, 必要な計測を行ってゆく.

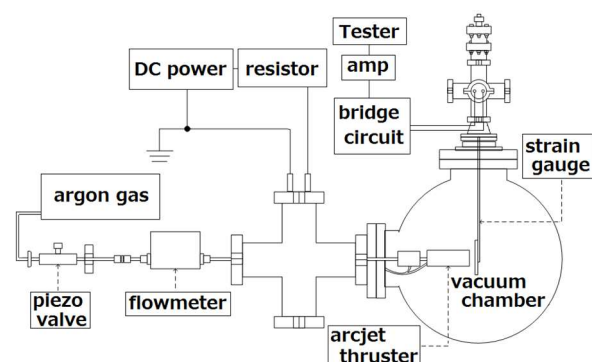


Figure 1. Experimental equipment

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, 間にある灰色の部分絶縁部である. 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流すことによって放電を形成する構造になっている. 図 1(a)は改良前の推進機であり, 図 1(b)は改良後の推進機である.

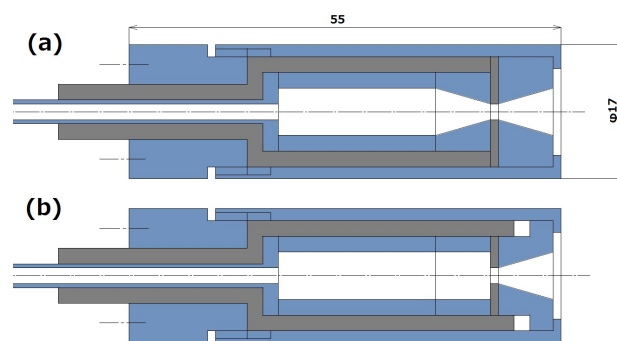


Figure 2. The schematic drawing of thruster
(a) Before and (b) after improvement

1: 日大理工・院 (前)・量子 : QST, Nihon-U.

2: 日大理工・教員・量科研 : IQS, Nihon-U.

改良前, 図 1(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. 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る. したがって, 上記の問題を解決する為, 改良を施した電極部が図 1(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 のような結果になった. 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, グロー状の放電であると推測できる.

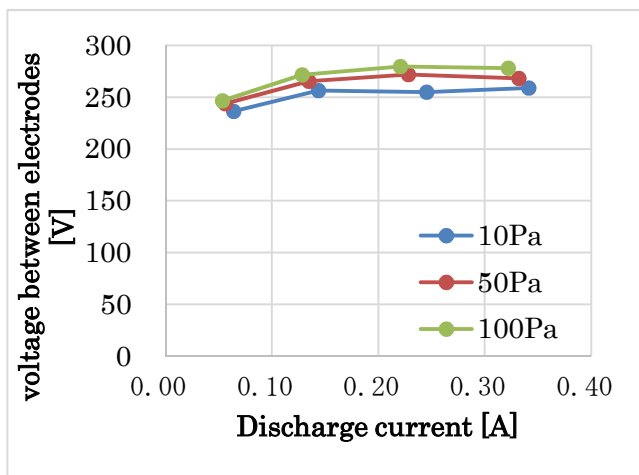


Figure 3. Figure of current-voltage characteristic

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直したものである. 結果を図 4, 5 に示す.

図 4 はグロー状の放電の領域と, 試験的にアーク状の放電の領域を示したものである. 青いプロットがグロー状の放電であり, 赤いプロットがアーク状の放電である. アーク放電時は比推力 3000~5000s, 推力密度 7000~11000N/m²であることが見て取れる. 図 5 は図 4 に示したグロー状の領域を拡大表示したものである. 結果に若干の開きがあるものの, 比推力は 50~100s, 推力密度は 100~200N/m²であることが見て取れる.

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結果を当てはめてみると図 6 のような結果になった. 青いエリアがグロー状の放電時であり, 赤いエリアがアーク放電時である. アーク放電時は一般的なアークジェットの範囲に入っているが, 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. 改良後の結果及び推

測に関しては, 本講演にて報告する予定である.

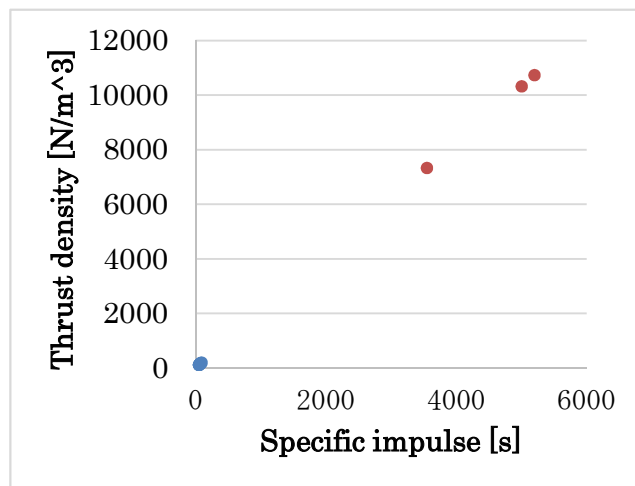


Figure 4. Figure of Specific impulse–Thrust density

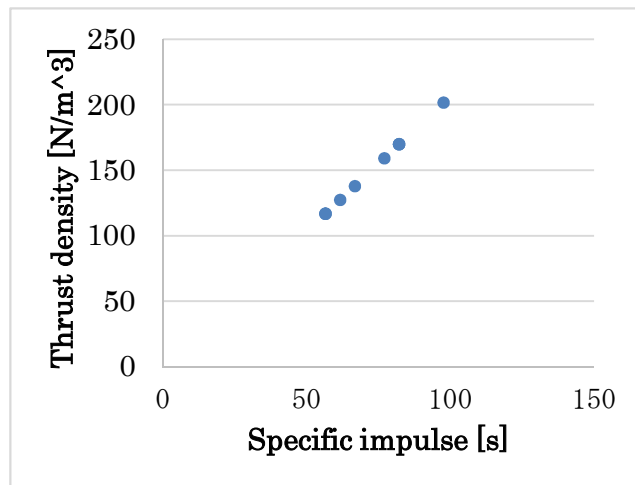


Figure 5. Figure of Specific impulse–Thrust density of glow area

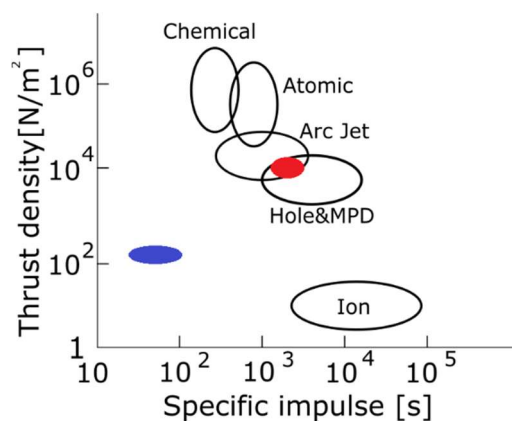


Figure 6. Genetic figure of Specific impulse–Thrust density

参考文献

[1]栗田恭一・荒川義博：電気推進ロケット入門，2003