

# Development of $\mathbf{J} \times \mathbf{B}$ Discharge Thruster Using Metal and Gas Propellants for the Space Transporter<sup>\*</sup>

Yoshitaka Hisanaga  
Graduate School of Science, Shizuoka University  
Tetsu Mieno  
Shizuoka University  
Postal address: 836, 422-8017 Japan

## Abstract

In order to transport a large amount of construction materials from the low orbit to the geostationary orbit in a low cost, development of a new proto-type electric thruster using solar energy has been done. Here, we have developed a parallel electrode  $\mathbf{J} \times \mathbf{B}$  arc discharge thruster using metal and gas propellants. We use metal wire as the metal propellant and argon gas as the gas propellant. The discharge between the metal wire and the cathode made the trigger of this thruster. We obtain a thrust of around 0.25 N and the specific impulse of around 1,000 s at 500 A of discharge current and 10-50 mT of magnetic field with iron wire and argon gas. By automatic feed of the iron wire, the automatic repetitive pulse discharge has been done successfully. We examine a performance enhancement of the thruster by increasing the input power and by changing the electrode shape.

---

<sup>\*</sup>Presented at the 17<sup>th</sup> SPS Symposium, 21-22 October, 2014

# 軌道間輸送機用金属+気体推進剤利用

## $J \times B$ 放電推進器の開発<sup>注 i</sup>

久永容嵩（ひさながよしたか）

静岡大学 理学研究科 物理学専攻

三重野哲（みえのてつ）

静岡大学

422-8017 静岡県静岡市駿河区大谷 836

### ・研究背景

宇宙太陽発電は安定したベース電源となりうる、優れた発電方法であり、エネルギー問題に対する切り札といえる。しかし、実用化までには技術的、経済的な課題が存在し、その中の一つが軌道上への輸送コストである。既存の化学推進ロケットを静止軌道までの輸送手段として使用した場合、1kg あたり 100 万円以上のコストがかかるため、SPS 建設に必要な数万 t 規模の大量輸送には膨大な費用が必要となる。この輸送コストを削減するために考えられたのが、化学推進と電気推進を併用する輸送モデルであり、その概要が Fig 1 に示されている。

この輸送モデルでは、大きな推力が必要な地上から低軌道までの輸送に化学推進、小さな推力でも十分な低軌道から静止軌道までの輸送に電気推進を使用するというものである。軌道上での輸送に燃費のよい電機推進を使用することで、打ち上げ重量に対する貨物の割合を増やすことが可能であり、これによって輸送コスト低下が見込める。本研究では、このような輸送モデルに適した、電気推進器の開発を行なっている。

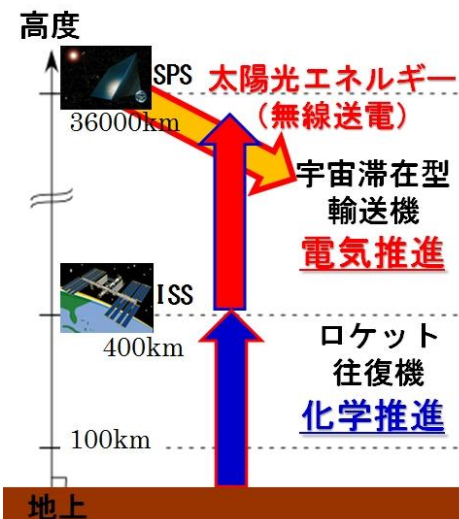


Fig 1 化学推進と電気推進を併用する輸送モデル。

### ・電気推進器の特性と輸送機用として求められる性能

電気推進器は、電離させた推進剤を電磁氣的に加速し、高速排気することで推力を得る。化学推進と比較すると、排気速度が数倍から数百倍に達するため、燃費が良く、少量の推進剤で済むことが長所である。一方で、推力は小さいために、同じ速度まで加速するのに長い時間がかかるという短所がある。電気推進器の一例が Fig 2 に示されている。

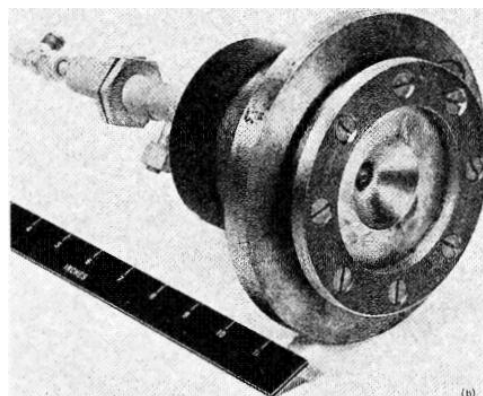


Fig 2 電気推進器の一種である MPDT。「Physics of Electric Propulsion」より引用。

輸送機用の推進器は、入手が容易で安価、可能であれば危険性がなく扱いやすい推進剤を使用できることが望ましい。また、輸送にかかる時間は短縮するため、大きな推力が得られることが望ましい。大きな推力を得るためには電力が必要になるが、これは太陽発電パネルや無線送電、レーザー送電によって解決可能である。したがって、問題となるのは、推進剤の種類と推進器本体の重量、耐久性である。

そこで、本研究では、安価かつ扱いの容易な固体推進剤を使用可能な電気推進器の開発を目的として、金属+気体推進剤利用  $J \times B$  放電推進器を開発した。

注 i 第 17 回 SPS シンポジウム、東洋大学にて 2014 年 10 月 21、22 日開催

・金属+気体推進剤利用  $J \times B$  放電推進器の原理とモデル

直流電源を用いて、平行に設置されたレール型電極の間でアーク放電をおこし、推進剤をプラズマ化させる。そこに、放電電流と直交する方向に外部磁場を加えることで、 $J \times B$  方向にプラズマジェットを噴出させて、高速排気されるプラズマジェットの反作用として推力を得る。これが  $J \times B$  放電推進器の原理であり、モデル図が Fig 3 に示されている。

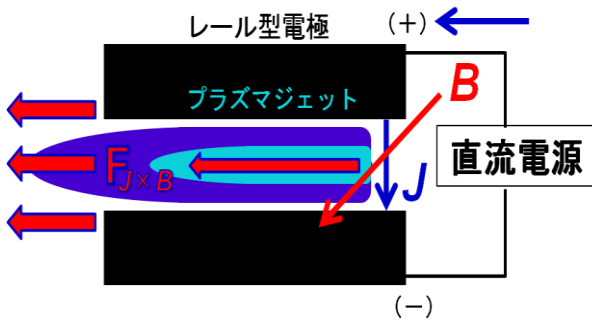


Fig 3 金属+気体推進剤利用  $J \times B$  放電推進器のモデル図

アーク放電によって推進剤をプラズマ化させるため、一般的な電気推進器に使用される気体だけでなく、固体も推進剤として使用することが可能である。先行研究では固体推進剤のみを使用する場合の推力を測定したが、良い性能が得られなかった。これを受け、本研究では固体推進剤と気体推進剤を併用する場合について研究している。

プラズマ化した推進剤をジェット噴射させるローレンツ力は、放電電流と外部磁場の積に比例するので、この二つのパラメータを増加させることで、推力増加と比推力向上が見込める。また、放電電流を増加させれば、推進剤のプラズマ化は促進されるが、プラズマ化効率には、気体推進剤圧力や、固体推進剤の形状、材質も関係しているので、これらの要素についても注意が必要である。

・製作した金属+気体推進剤利用  $J \times B$  放電推進器

Fig 4 が製作した推進器の電極部分の断面図である。奥行は 22mm である。

Fig 5 のように、陽極と同電位とした固体推進剤を、陰極表面まで接近させることでアーク放電を発生させる。そして、Fig 6 のように外部磁場を作用させることで、アーク放電によってプラズマ化した固体推進剤と気体推進剤が、プラズマジェットとして噴出する。し

たがって、本推進器では固体推進剤と陰極の間で発生するアーク放電をプラズマジェット発生トリガとしている。

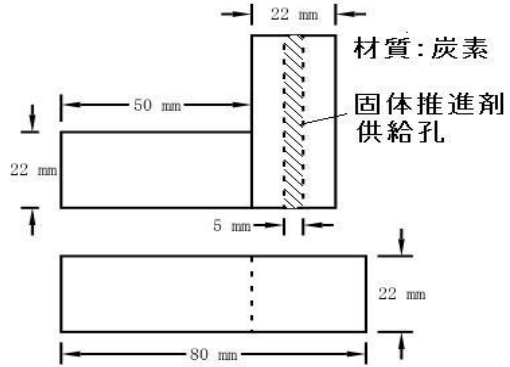


Fig 4 放電電極の断面図。奥行は 22mm。

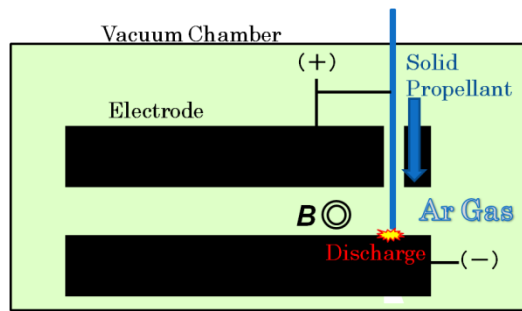


Fig 5 プラズマジェットのトリガ(側面図)。

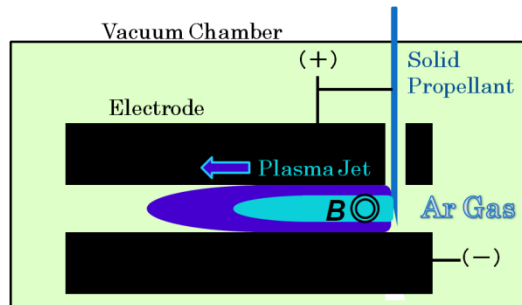


Fig 6 プラズマジェットの発生(側面図)。

外部磁場の発生にはヘルムホルツコイルを使用しており、最大 50mT である。今後、磁場増強が必要になった場合には、サマリウムコバルト磁石を利用する予定である。

・実験装置、実験条件

先述した推進器と補機類を含む実験装置の概略図が Fig 7、8 に示されている。真空容器内に推進器を構成する放電電極、ヘルムホルツコイルが設置されており、固体推進剤の挿入は、上方からロッドを用いて行う。

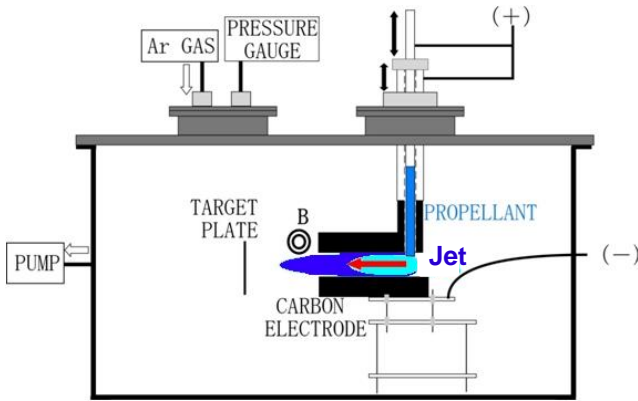


Fig 7 実験装置概略図(側面図)。

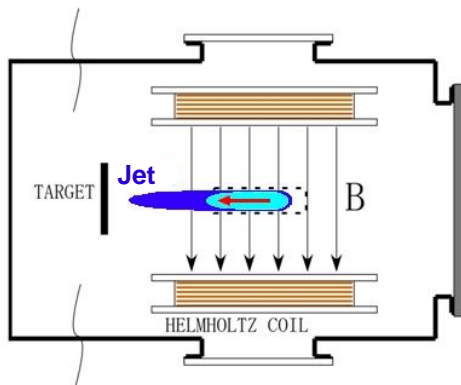


Fig 8 実験装置概略図(上面図)。

以下が実験条件である  
 実験容器：ステンレス鋼製 寸法は 1896 × 470 × 365 mm。  
 放電電極：炭素製 幅 22 mm、長さ 70 mm、間隔 6-15mm、基本的に間隔は 10 mm。  
 ガス：アルゴン P=0.2-20 kPa  
 ヘルムホルツコイル：一様磁場 B=0-50 mT  
 放電電流：直流電流 Id=100-500 A  
 固体推進剤：鉄棒 φ 1-3 mm

また、発生したプラズマジェットは高速カメラ (CASIO EX-ZR700) で撮影し、推力測定はプラズマジェット下流約 50 mm の位置に設置した、Mo 製ターゲット板付フォースメーターを用いて行った。

・実験結果

実験結果を以下に示す。発生したプラズマジェットを側面から撮影した写真画像が Fig 9 に示されており、放電電流および、外部磁場と推力の関係が Fig 10、11 に示されている。推進剤加速に大きく関わるローレンツ力に直結するこれらのパラメータに対しては、どちらの増加に対しても推力増加が見られる。

電極間距離、気体推進剤圧力と推力の関係が Fig 12、13、14 に示されている。圧力を推進剤流量と読み替えれば、どちらについても推力、推進剤消費量の両面で最適値が存在することがわかる。

モータードライブを用いて固体推進剤棒の挿入を自動的に行うことで、連続して繰り返しプラズマジェットを発生させることができる。その推力波形が Fig 15 に示されている。

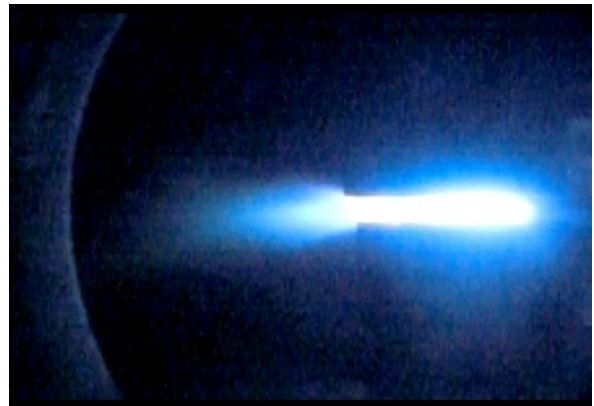


Fig 9 発生したプラズマジェットを側面から撮影した写真。右から左方向にジェットが噴出している。

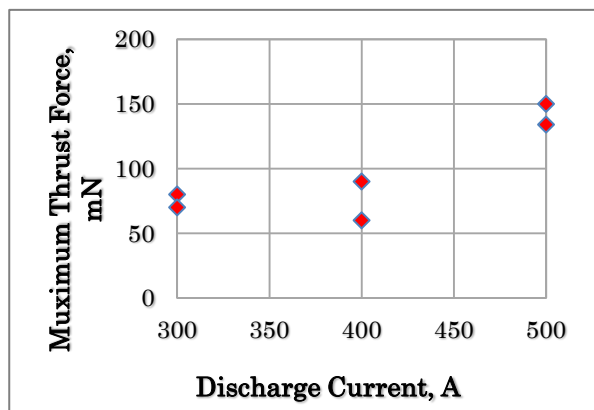


Fig 10 放電電流と推力の関係。外部磁場 27.5 mT、Ar 圧力 10 kPa、固体推進剤 φ 1 mm、Fe。

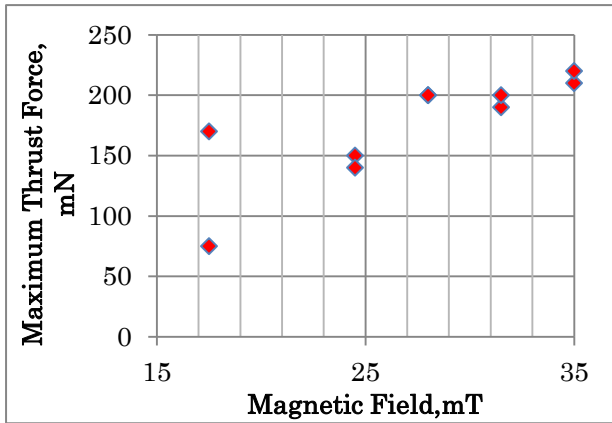


Fig 11 推力の外部磁場の関係。放電電流 500 A、Ar 圧力 10 kPa、固体推進剤  $\phi$  3 mm、Fe。

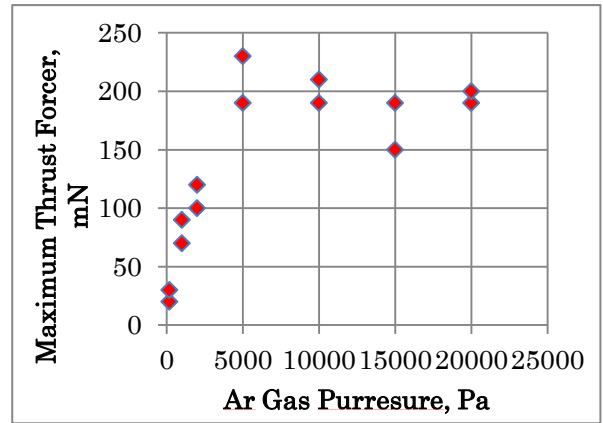


Fig 14 Ar 圧力と推力の関係。放電電流 500 A、外部磁場 27.5 mT、固体推進剤  $\phi$  3 mm、Fe。

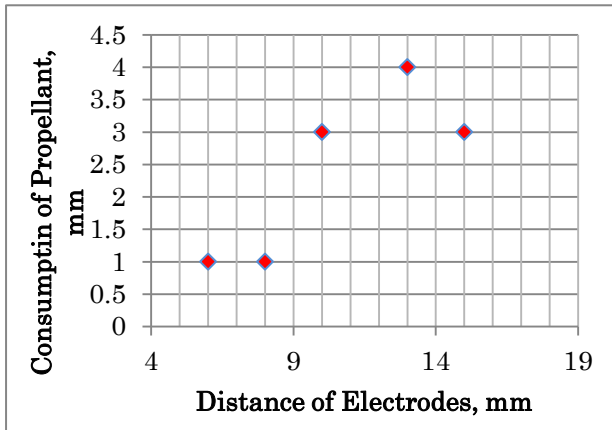


Fig 12 電極間距離と推進剤消費長の関係。放電電流 500 A、外部磁場 27.5 mT、Ar 圧力 10 kPa、固体推進剤  $\phi$  3 mm、Fe。

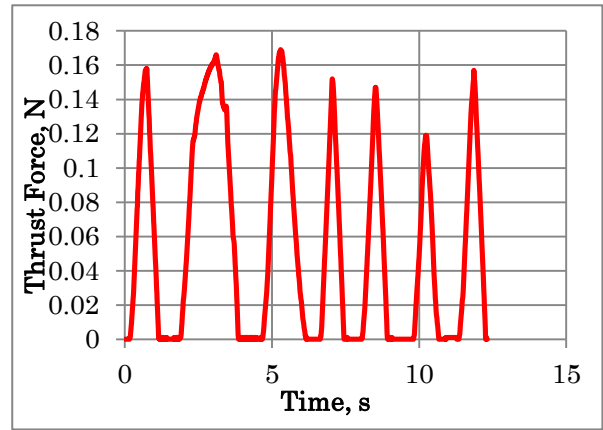


Fig 15 連続繰り返し放電時の推力波形。放電電流 500 A、外部磁場 25 mT、Ar 圧力 10 kPa、固体推進剤  $\phi$  1 mm、Fe。

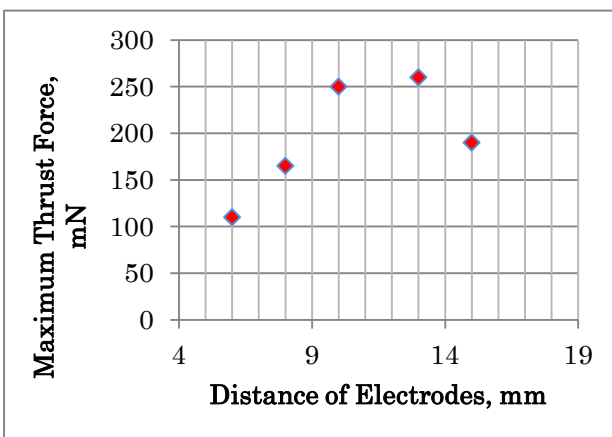


Fig 13 電極間距離と推力の関係。放電電流 500 A、外部磁場 27.5 mT、Ar 圧力 10 kPa、固体推進剤  $\phi$  3 mm、Fe。

#### ・二つの放電モード

放電実験の中で、複数の放電モードが存在することが確認された。これらをその挙動から二種に大別した。発生したプラズマジェットが放電電極上を移動せず、ジェットが自然消滅しないものを、定常モードと定義した。発生したプラズマジェットが放電電極上を末端まで移動し、ジェットが自然消滅するものを、パルスモードと定義した。

定常モードは Ar 圧力が 1kPa 程度の低圧力側でみられ、パルスモードは大電流、大磁場の領域で特によく見られている。このことから、それぞれの放電モードは、気体推進剤流量が少ない運転モード、大電力が投入される運転モードに対応していると考えられる。現在、プラズマジェットのモードを制御するため、分岐条件を検証中である。

また、定常モードでは放電電極表面のエロ



ージョン、パルスモードでは放電電極終端におけるプラズマジェット的不安定さが問題である。

・推進性能

現時点での推進性能が表 1 に示されている。この時、放電電流 500 A、外部磁場 27.5 mT、Ar 圧力 10 kPa、固体推進剤棒直径 1 mm である。この推進性能を、さまざまな形式の推進システムの特性を示した図に当てはめた結果が Fig 16 である。本推進器の性能領域が赤丸で示されている。

また、各実験条件に対する特性は、類似の推進器である MPD スラスタの特性に近いものであり、このことから、今後改良を行う上で MPD スラスタに関する研究成果を活用可能であると考えられる。現在、外部磁場の強化、電源電圧の増大、電極形状改良などによる性能向上を検討している。

表 1 適切条件下での推進性能。

推力	0.25 N
比推力	1000 s
消費電力	10 kW
推進剤	Fe 及び Ar ガス

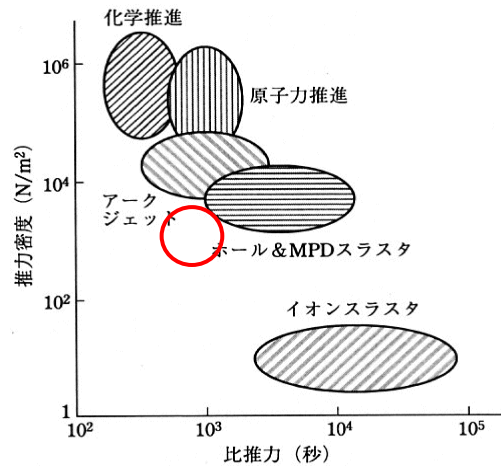


図 2.4 各種推進機の推力密度と比推力の関係

Fig 16 他の推進システムとの比較。赤丸が本推進器。「電気推進ロケット入門」より引用。

・まとめ

1. 宇宙太陽光発電の課題である輸送コストは、低コスト宇宙滞在型輸送機によって削減の可能性がある。
2. 低コスト宇宙滞在型輸送機には、太陽光エネルギーを使用し、安価な推進剤を使用する推進システムが理想的。
3. 上の条件を満たす推進器として、固体+気体推進剤を使用する電気推進器を開発中。
4. 鉄、アルゴンガスを推進剤に使用した場合、0.25 N 程度の推力、1000 s 程度の比推力、1-10 km/s 程度の噴射速度を確認。

・参考文献

- 1) Akira Iwakawa, "Experimental Study of a 2D-Applied Field MagnetoPlasmaDynamics Thruster", The University of Tokyo, 2009.
- 2) DOE/NASA., "Satellite Power System, Concept Development and Evaluation Program", DOE/NASA, 1978.
- 3) G.JAHN ROBERT, "Physics of Electric Propulsion", McGRAW-HILL BOOK COMPANY, 1968.
- 4) 栗木恭一 荒川義博, "電気推進ロケット入門", 東大出版会, 2003.
- 5) 佐々木進, "宇宙太陽光発電に挑む", NHK 出版, 2011.
- 6) 長山博幸, "平成 17 年度宇宙環境利用の展望 第 8 章 宇宙太陽光利用システムの研究開発動向", 一般財団法人宇宙利用システム開発推進機構, 2005.
- 7) 内閣府宇宙戦略室, "我が国宇宙輸送システムを検討する視点", 2013.