

# 軌道間輸送機用JxBアークスラスタに向けた基礎研究

三重野 哲<sup>1,2)</sup>、田中幹人<sup>1)</sup>、久永 容嵩<sup>1)</sup>

静岡大学理学部、422-8529 静岡市駿河区大谷

静岡大学創造科学技術大学院、422-8529 静岡市駿河区大谷

アブストラクト：将来の低コスト軌道間輸送機として、太陽エネルギーを利用した宇宙滞在型・電気推進輸送機が有望である。ここでは、この輸送機に用いる JxBアークスラスタの基礎研究を紹介する。ガス+固体の推進剤を用い、準定常アーク放電により、小型・高性能なスラスタを目指している。

## 1 序論

いよいよ地球重力の壁が崩され、地球周囲空間の利用、月や火星への人類進出が始まろうとしている。その中で、高性能な通信ネットワーク、宇宙基地用の設備、月面基地用設備、宇宙発電用設備など、重量物をいかに安く運ぶかがボトルネックとなっている。一方、地上400kmの地球軌道では、大量のデブリが周回しており、人工衛星を用いたデブリ除去活動が急務となっている。ここでは、これらの課題を解決して行くため、重量物資を安価に運ぶ、宇宙滞在型・軌道間輸送機の基礎研究を行っている。図1に、その輸送法の概念図が示されている。地表から150 km ほどの地球低軌道へは、化学推進のロケットを用いて貨物を運び、そこで、宇宙滞在型輸送機に貨物を受け渡し、その後、この輸送機が、静止軌道や月周回軌道へ貨物を運ぶ形である。この輸送機のエネルギー源として、太陽エネルギーを使い、推進剤として、安価な材料（アルゴン、窒素、樟脳、鉄、アルミ、炭素、ポリマーなど）を用いる高性能スラスタが、ここでの目標である。将来的には、宇宙デブリから推進剤を得ることも可能になるであろう。

電気推進スラスタとして、ホールスラスタやMPDアークスラスタが有名であるが、[1] 我々は、JxBアークジェット利用のコンパクトスラスタを検討している。[2 - 4] 図2が、JxBアークジェットスラスタの概念図である。太陽パネルで得られた電気エネルギーをキャパシタに充電し、上下のレール型電極に供給し、接触点弧法により放電を起こす。電流と垂直方向に定常磁場を与え、推進剤を含むプラズマが、JxB方向に加速され、ノズルより噴出する。この方法は、基本的に低電圧・大電流の準定常放電であり、帯電が無い。また、推進剤として種々の気体・固体を利用可能であり、安価な、再利用の鉄、アルミ、炭素、ポリ

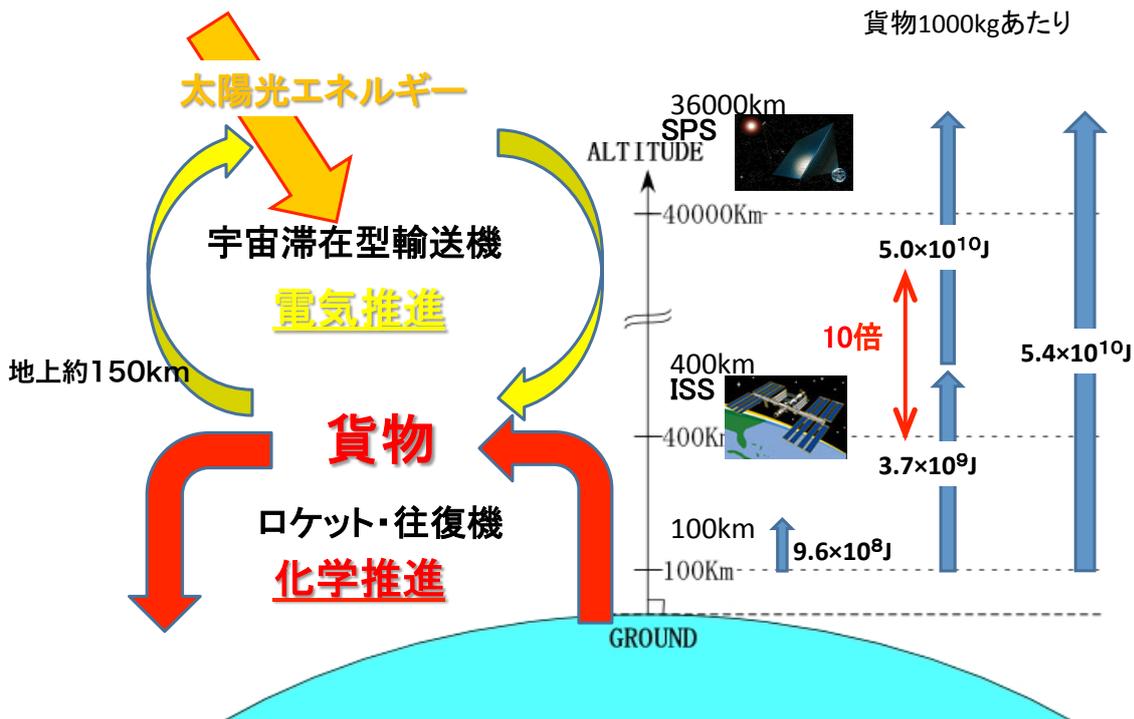


図1 宇宙滞在型・軌道間輸送機を用いて、貨物を高高度に運ぶ方法の概念図。

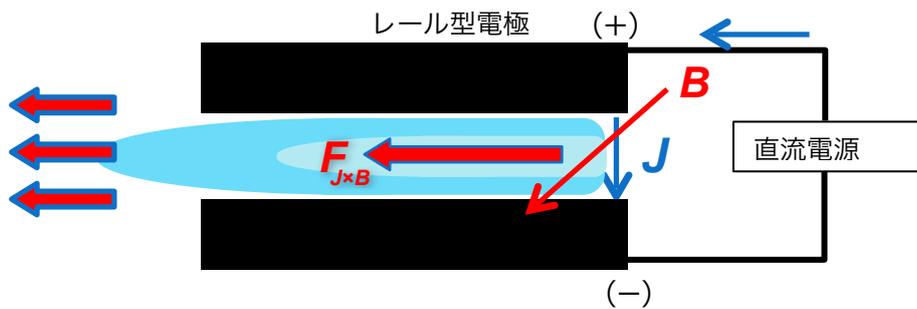


図2 JxBアークスラスターの概略図。

マーが可能である。[3] ここでは、小型プロト装置を用いた基礎実験であるが、ホールスラスターなど、他のスラスターと性能比較を行って行く考えである。コストや性能での優位性が大事と思う。

## 2 実験方法

図3は、実験に用いた装置の概略図である。1900×470×365 mmの直方体型ステンレス製真空容器内に、スラスター電極、定常磁場用ヘルムホルツコイル ( $B=0\sim 50$  mT)、電子型ロードセル (IMADA社、ZTA-DPU)、ガス導入装置、原料ロッド導入装置が設置されている。装置は、ロータリーポンプ (ULVAC社、D-650D) で100 Pa以下に排気され、ピラニ真空計とマンロー真空計でモニターされている。容器内は、電磁バルブによりアルゴンガスをパルス的に供給できる。スラスター電極は、厚さ22 mmのグラファイト直方体電極で、約10 mmの間隔をあけて、上下に固定してある。上部電極の右側には、約8 mmの穴があり、上部から金属ワイヤ (ロッド) を導入することができる。このワイヤの接触が放電のトリガーとなる。ここでは、直径1.6 mm のスチール線を用いている。ガスは、電極右側のセラミック板に開けられた穴から供給される。放電電流は、 $I_d=100\sim 500$  A、放電電圧は $V_d=30\sim 40$  V、放電時間は、 $T_d=0\sim 20$  sである。推力測定には、直径約100 mmのMo円板とロードセルを用いた。また、プラズマ状態は、側面に置かれた高速カメラにより記録された。

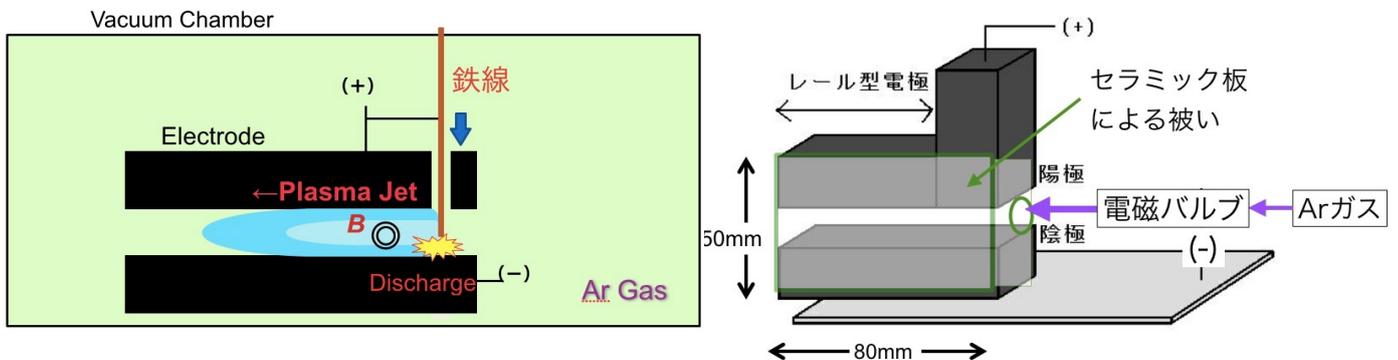


図3 真空容器内に置かれたJxBスラスターの模式図 (左図) と放電電極部分の概略図。

## 3 実験結果

### 3-1) プラズマジェットの様子

図4は、典型的なプラズマジェットを側面より記録した画像である。ここで、放電電流  $I_d=400$  A、定常磁場  $B=42$  mT、Arガスのパルス入射となっている。鉄ワイヤの接触点弧により、確実に放電を開始できる。また、放電時間は、 $T_d=4$  s 以上で、長い放電を持続できる。最初は、鉄微粒子の噴き出しが見られ、その後、ガスプラズマジェットが支配的になる。

### 3-2) 推力と放電状態測定

図5は、典型的な推力、放電電流、放電電圧の時間変化である。ここで、放電時にArガスをパルス入射している。最初、鉄線の影響があり高い推力となるが、その後定常になって行く。ここでは、定電流電源を用いているので、電流は400Aに維持されている。入力電力は、約 10 kWである。

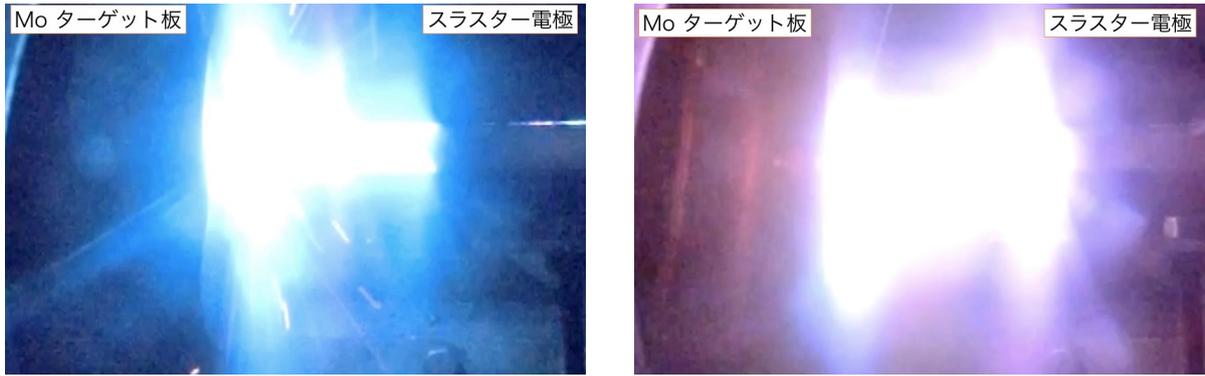


図4 側面から見た放電画像。左：約1秒後。右：約4秒後。プラズマジェットは絶え間なく左のターゲット板へ噴き出している。放電電流  $I_d=400\text{A}$ , 放電電圧  $V_d\sim 28\text{V}$ , 磁場  $B=42\text{mT}$ , 放電時間  $T_d\sim 6\text{s}$ 。

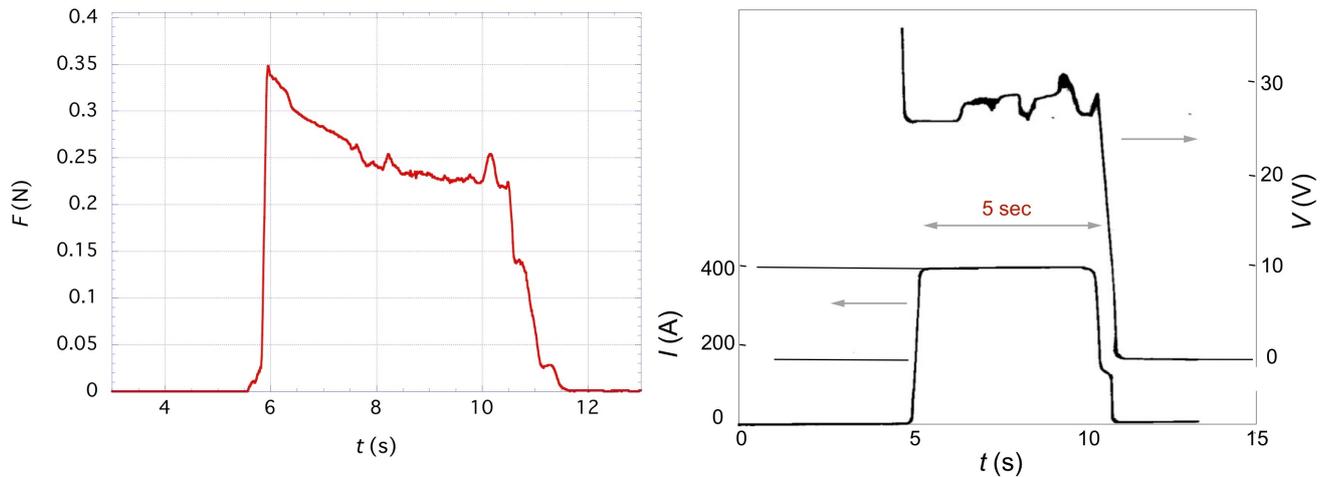


図5 左図：観測された推力の時間変化。右図：この放電での放電電流と印加電圧の時間変化。約5sの間、電流一定の放電が得られている。ここに、 $B=42\text{mT}$ 、Arガス、 $\phi 1.6\text{mm}$ の鉄線を使用。

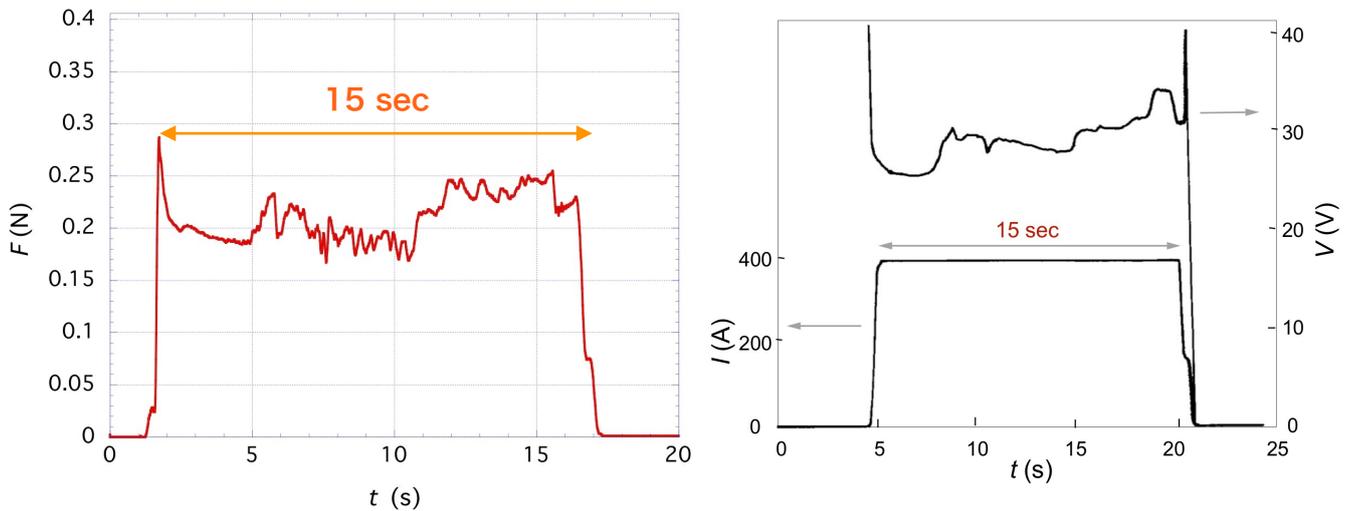


図6 左図：長時間放電での推力の時間変化。右図：放電電流、放電電圧の時間変化。放電電流  $400\text{A}$ で15秒間放電。推力が  $0.25\text{N}$ 程度に維持される。

### 3-3) 長時間放電

図6は、15秒の長時間放電時の、推力、放電電流、放電電圧の時間変化を測定した結果である。多少のふらつきはあるが、10秒以上の放電においても、推力は維持されている。

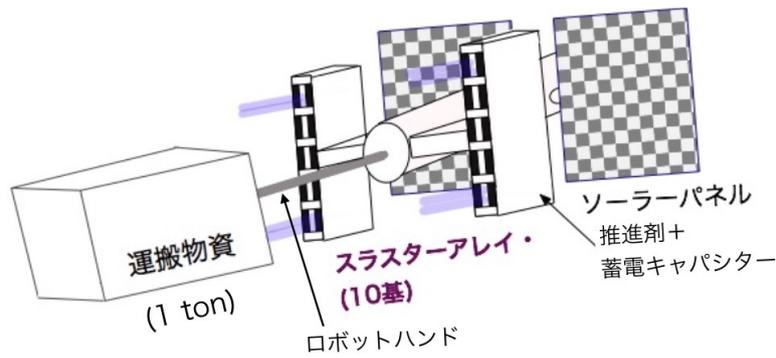


図7 宇宙滞在型・軌道間輸送機の想像図。大型軽量太陽電池パネルを置いて、40 kW定常発電を行う。その電力を40 kW（4基のスラスタ）の放電に使う。電力の一部は、蓄電キャパシターに蓄電しておき、利用電力の時間変動を抑える。

#### 4 まとめ

種々の条件で放電を行なった結果、次の事が分かった。

- 1) 放電電流  $I_d \sim 400$  A,  $B \sim 43$  mT, 鉄線の接触点弧により確実に安定したアークジェットが得られる。
- 2) 10秒以上放電すると、上下の炭素電極は800 °C程度まで加熱されるが、目立った損耗は起こらない。
- 3) パルス状ガス入力に呼応して推力が発生する。
- 4) 入力電力 10 kWにて、0.2 ~ 0.35 Nの連続推力が得られる。
- 5) 推力は安定して得られるが、電力の有効利用、推進剤の有効利用は良くないと見られる。[5] 高い比推力を得るために、正確なガス供給や電極形状の改良が必要と考え、現在、改良中である。
- 6) 目標とする宇宙滞在型・軌道間輸送機のイラストが図7に示されている。種々のシステム技術を加えながら、有効な装置ができる事を望んでいる。

#### 参考文献

- [1] 杵淵 紀世志ほか、JAXA資料, STEP-2016-011 (2016) 1。
- [2] R. G. Jahn, "Physics of Electric Propulsion", McGraw-Hill, New York, 1968.
- [3] 久永容嵩、静岡大学・大学院理学研究科・修士学位論文 (2015.03)。
- [4] 三重野 哲、久永容嵩、第37回スペースエネルギーシンポジウム講演集、2018 (JAXA リポジトリ)。
- [5] 栗木恭一、荒川義博、「電気推進ロケット入門」(2003年、東京大学出版会)。

# Basic study of the $JxB$ arc thruster to develop low-cost space-transporters

Tetsu Mieno<sup>1,2</sup>, Mikihiro Tanaka<sup>1</sup>, Yoshitaka Hisanaga<sup>1</sup>

1) Faculty of Science, Shizuoka University, Shizuoka 422-8529, Japan

2) Graduate School of Science & Technology, Shizuoka University, Shizuoka 422-8529, Japan

## Abstract :

Now, for new exploration and utilization of space, new transportation methods should be studied and developed. We are interested in new transportation methods from Earth's low orbits to Earth's stationary orbit or to Moon's orbits, in which the solar energy and cheaper propellants will be used. As a first step, we are studying about  $JxB$  arc thrusters for this future transportation. [1] In this design, the solar energy is obtained by flat panels on the transporter and stored in large capacitors. Then, arc discharge is ignited using this energy between two rail-type electrodes. By steady magnetic field made by magnets, the plasma is accelerated to the  $JxB$  direction and jetted out. The discharge voltage is low, and the quasi-steady state discharge current is high. There is no charging, and many kinds of propellants can be used like argon gas, nitrogen gas, camphor, iron, aluminum, carbon, polymers. For the ignition, an iron wire is moved in to make a short circuit between the electrodes, by which a high-voltage power supply is not necessary.

We have developed a prototype  $JxB$  arc thruster in Shizuoka University. [2] In a box-type vacuum chamber (1900 x 470 x 365 mm), the thruster was set. The thruster is made of 2 graphite electrodes (22 mm thick) and 2 solenoid-type coils to make magnetic field. A steel wire (1.6 mm in diameter) is fed vertically to the lower electrode, and makes a trigger of the discharge. Usually, the discharge current  $I_d = 400 - 500$  A, the discharge voltage  $V_d = 30 - 40$  V, the discharge time  $T_d = 1 - 15$  s, the gap distance  $d_g = 10$  mm. Argon gas is injected during the discharge using a pulse-valve. The thrust force is measured by a load cell (IMADA Co.) with a 100 mm diameter of Mo target, and the plasma image is recorded by a high-speed camera.

We measured time variation of the thrust force for various discharge currents,  $I_d$ , magnetic fields,  $B$ , and iron wires. As a result, the maximum thrust force is around 0.35 N when  $I_d = 400$  A,  $B = 43$  mT and  $T_d \sim 4$  s. The plasma jet is in quasi-steady state and it continues more than 15 s keeping good thrust condition. Even after many repetition of the discharge, the graphite electrodes were not damaged.

Now we are considering better specific impulse condition. By improving the gas injection method and the electrode design, we are trying to obtain higher-efficiency plasma jet condition.

## Reference:

[1] R. G. Jahn, "Physics of Electric Propulsion", McGraw-Hill, New York, 1968.

[2] T. Mieno, Y. Hisanaga, Proc. 37th Space Energy Sympo. Sagamihara, Mar. 5, 2018 (JAXA repository).