

## Basic study to develop low-cost space-transporters (Study of low-cost thrusters)

Tetsu Mieno<sup>1,2</sup>, Takahiro Shimizu<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, new low-cost transportation methods are necessary to realize construction of large facilities in space. 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  $J \times B$  arc thrusters for the future low-cost transportation. [1, 2] In this design, the solar energy (*ca.* 40 kW) is obtained by thin-film-type solar panels on the transporter. Then, DC arc discharge is ignited using this electric energy between two rail-type electrodes. By steady magnetic field made by magnets, the plasma is accelerated to the  $J \times B$  direction and jetted out. There is no charging, and many kinds of propellants can be used like argon gas, nitrogen gas, CO<sub>2</sub>, hexane, camphor, *etc.* For the ignition, an iron wire is moved in to make a short circuit between the electrodes.

We have developed a prototype  $J \times B$  arc thruster in Shizuoka University. [2, 3] In a box-type metal 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 an ignition. Usually, the discharge current  $I_d = 400 \sim 500$  A, the discharge voltage  $V_d = 30 \sim 40$  V, the discharge time  $T_d = 4 \sim 15$  s, and the gap distance  $d_g = 10$  mm. Propellant 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 arc-jet image is recorded by a high-speed camera.

We measured time variation of the thrust force for various gases, discharge currents,  $I_d$ , magnetic fields,  $B$ . As a result, the maximum thrust force is around 0.62 N when  $I_d = 500$  A,  $B = 42$  mT and  $T_d \sim 7$  s. The plasma jet is in quasi-steady state and it continues more than 15 s keeping the good thrust condition. For CO<sub>2</sub> gas, 0.37 N of thrust was obtained, when  $I_d = 400$  A and  $B = 42$  mT. For Camphor, 0.15 N of thrust was obtained at the same condition.

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

### References:

- [1] R. G. Jahn, "Physics of electric propulsion", McGraw-Hill, New York, 1968.
- [2] D. M. Goebel, I. Katz, "Fundamentals of electric propulsion: Ion and Hall thrusters," WILEY, New Jersey, 2008.
- [3] T. Mieno, Y. Hisanaga, Proc. 37th Space Energy Sympo. Sagamihara, Mar. 5, 2018 (JAXA repository).
- [4] T. Mieno, M. Tanaka, Y. Hisanaga, Proc. 40th Space Energy Sympo. Sagamihara, Mar. 5, 2021 (JAXA repository).

---

\* Presentation at the 41st ISAS Space Energy Symposium at ISAS Sagamihara. 29th March, 2022.

# 安価な軌道間輸送機利用の可能性（安価なスラスターの基礎研究）

三重野 哲<sup>1,2)</sup>、清水貴裕<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：宇宙空間での大型施設建設には、低コスト軌道間輸送機の開発が必要である。ここでは、太陽エネルギーを利用した宇宙滞在型・電気推進輸送機を検討している。そして、この輸送機に用いる安価なスラスターとして、 $JxB$ アークスラスターを紹介する。ガス+固体の推進剤を用い、準定常アーク放電により、小型・高性能なスラスターを目指している。

## 1 序論

今、世界規模で、地球軌道の利用、月や火星への人類進出が始まろうとしている。[1, 2] その中で、宇宙発電設備、通信ネットワーク、宇宙基地用の設備、月面基地用設備など、重量物をいかに安く運ぶかが課題となっている。[3, 4] また、打ち上げロケットの再利用や宇宙ゴミを出さない方向性の研究が進んでいる。

仮に、静止軌道で1万kWの発電を発電を行おうとすると、36500 m<sup>2</sup> (190 m×190 m)のソーラーパネルが必要となる。ただし、その場の入射太陽エネルギーを 1.37 kW/m<sup>2</sup>、パネルの発電効率を  $\eta = 20\%$  として計算している。この様な大型パネルを利用する前提として、軽量薄膜型ソーラーパネルの開発が必要である。

静止軌道まで大型設備を輸送した例として、「きく8号」の例が有る。2006年12月に約2.8 ton の通信実験設備が、H-IIAロケットで打ち上げられ、楕円軌道と化学推進の利用で、静止軌道まで運ばれ、技術実験が実施された。[5]

軌道間輸送コストを下げる方法が、種々検討されている。例えば、化学推進剤を減らして、太陽エネルギーを推進エネルギーとする事。また、推進器や制御部は、宇宙滞在型輸送機に取り付け、輸送物資を地表から受け取る形にする（使い捨て機器を減らす）。また、重量物を時間をかけて運ぶ方法とする（推力が小さいが比推力の大きい輸送機を使う）。

ここでは、安価に物資を静止軌道へ運ぶ方法として、宇宙滞在型・電気推進輸送機の可能性を検討している。その概念は、図1に示される。地表から150 km 程度の低軌道までは、再利用型の化学推進ロケットが用いられる。その軌道で、貨物は、宇宙滞在型の輸送機へ受け渡される。輸送機は、太陽エネルギーを利用して静止軌道や月軌道まで貨物を運び、再び、低軌道へ戻ってくる。

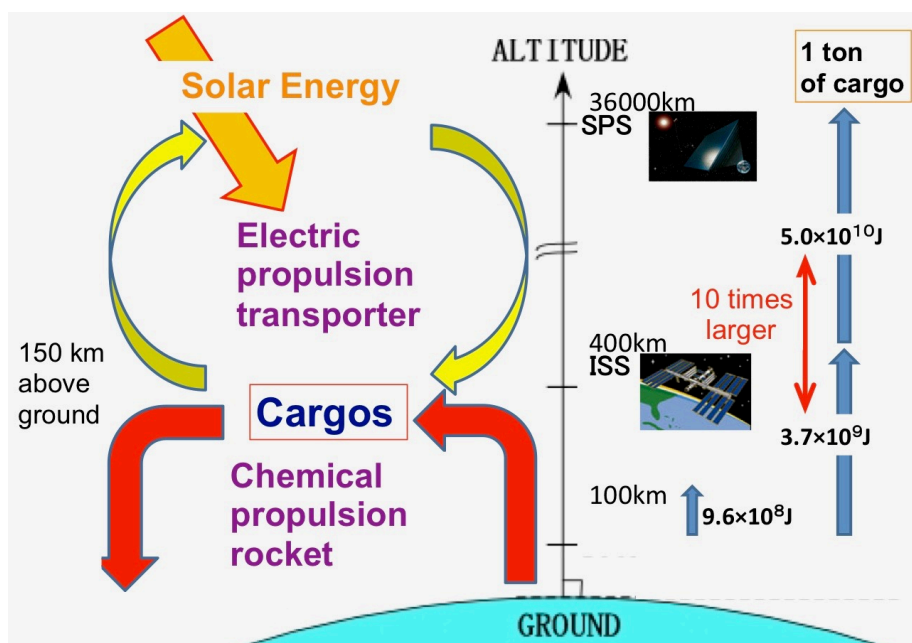


図1 軌道滞在型輸送機輸送の概念図。

図2に宇宙滞在型・軌道間輸送機の想像図が示されている。本体の前面に可動型のソーラーパネルが付いている。12 m×12 m、薄膜型で40 kWの定常発電ができる。本体下部には、10基のスラスタアレイと推進剤保管部、蓄電部がある。蓄電部で安定化された電力が、推進剤ガスの放電に使われ、スラストを行う。推進機端部には、2基のロボットハンドがあり、1 tonの運搬物資を掴んでいる。1 tonの物資を2 Nの推力で加速した場合、約13日間で静止軌道へ到達できる。

電気推進スラスタとして、[6-8] 我々は、 $J \times B$ アークジェット利用のコンパクトスラスタを研究している。[9-11] 図3が、 $J \times B$ アークジェットスラスタの概念図である。電気エネルギーを上下のレール型電極に供給し、接触点弧法により放電が開始される。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、 $J \times B$ 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、より安価なアルゴン、窒素、 $\text{CO}_2$ 、プロパン、ヘキサンなどの使用が期待される。

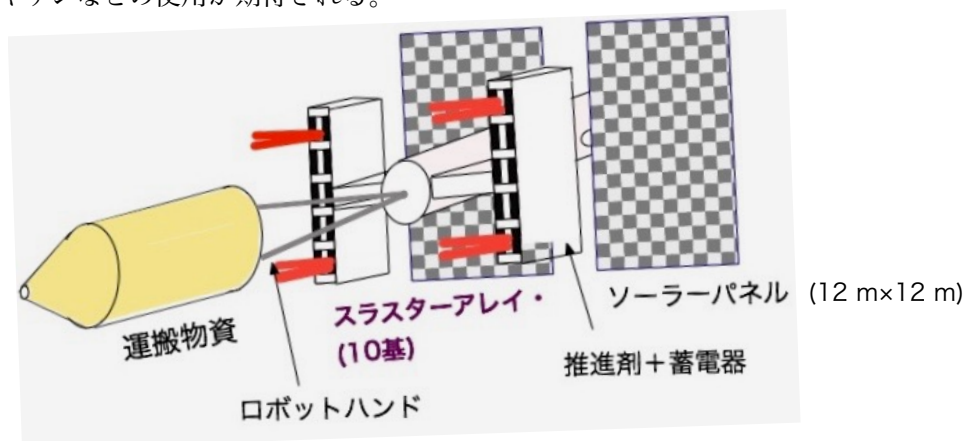


図2 軌道間輸送機の想像図。

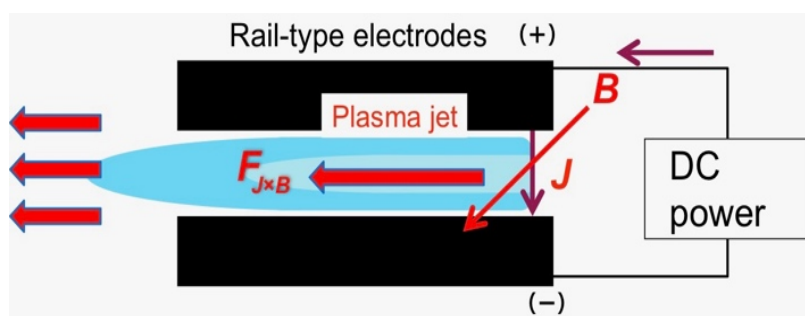


図3  $J \times B$ アークジェット推進器の原理図。

## 2 実験方法

図4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、金属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、ピラニ真空計とマノメーター真空計でモニターされている。電極へは、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、上部から金属線 (ロッド) を導入することができる。この金属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た。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。

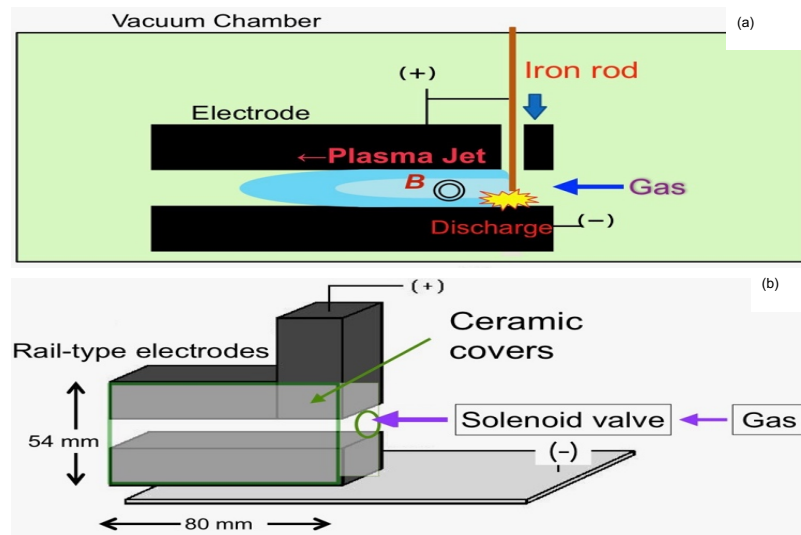


図4 真空容器内に置かれた $J \times B$ スラスターの模式図（左図）とグラファイト電極部分の形状。

### 3 実験結果

#### 3-1) プラズマジェットの様子

図5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、15秒の準定常放電における推力、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。定常的に、 $F = 0.2 \sim 0.25$  Nの推力が得られている。放電電流は、400Aに維持されている。入力電力は、10~12 kWである。

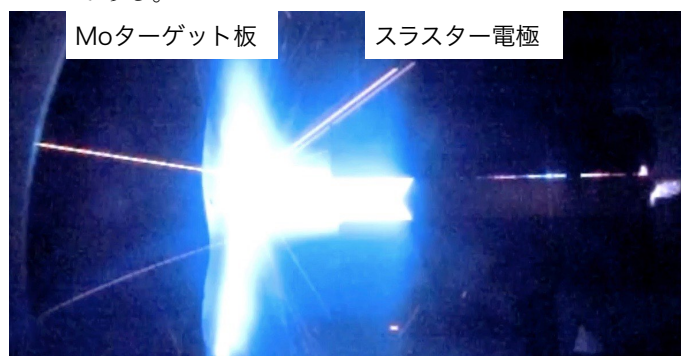


図5 側面から見たジェットの画像。プラズマジェットは、絶え間なく左のターゲット板へ噴き出す。  
放電電流  $I_d = 400$  A, 磁場  $B = 42$  mT。

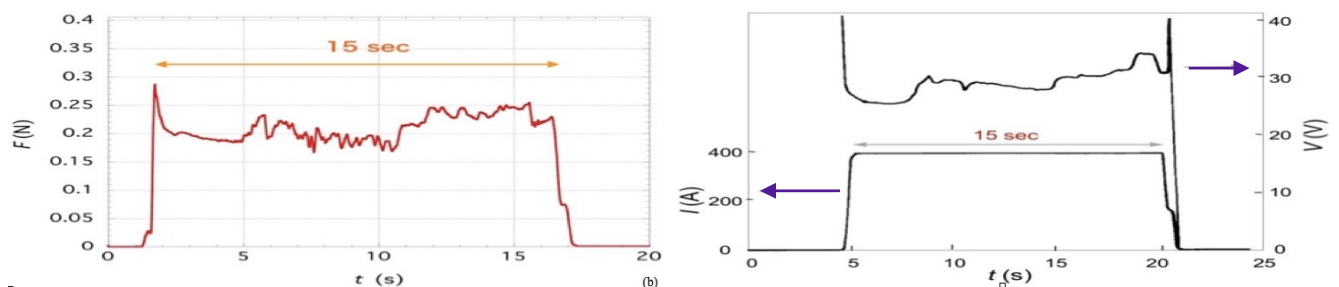


図6 長時間放電での結果。放電時間:  $T_d \sim 15$  s。 (a) 推力  $F$  の時間変化。 (b) 放電電流と印加電圧の時間変化。ここに、 $B = 42$  mT, Arガス、 $\phi 1.6$  mmの鉄線を使用。



### 3-3) 種々の推進用ガスと推力の関係

これまでArガスを推進剤として実験して来たが、今回は、種々のガスを用いて、その推力を比較した。図7は、約7秒の放電時の最大推力の比較グラフである。ここに、 $I_d \sim 400$  A,  $B \sim 42$  mT、鉄ロッドを使用している。CO<sub>2</sub>ガスにおいても、アルゴンと同程度の推力が得られている。CO<sub>2</sub>やヘキサンなどの推進剤は、低圧力容器へ保管が可能のため、推進剤の軽量化の点で有利である。また、Camphor（樟脳）は、安定な粉末であり、加熱昇華により推進剤となる。Camphorの有効利用も興味を持たれる。一方、比推力を計算すると、通常条件では、約100秒程度に留まっている。この値は、化学推進の比推力に近く、電気推進の利点が出ていない。よって、比推力を高める改良（磁場や電極形状の改良）が必要である。

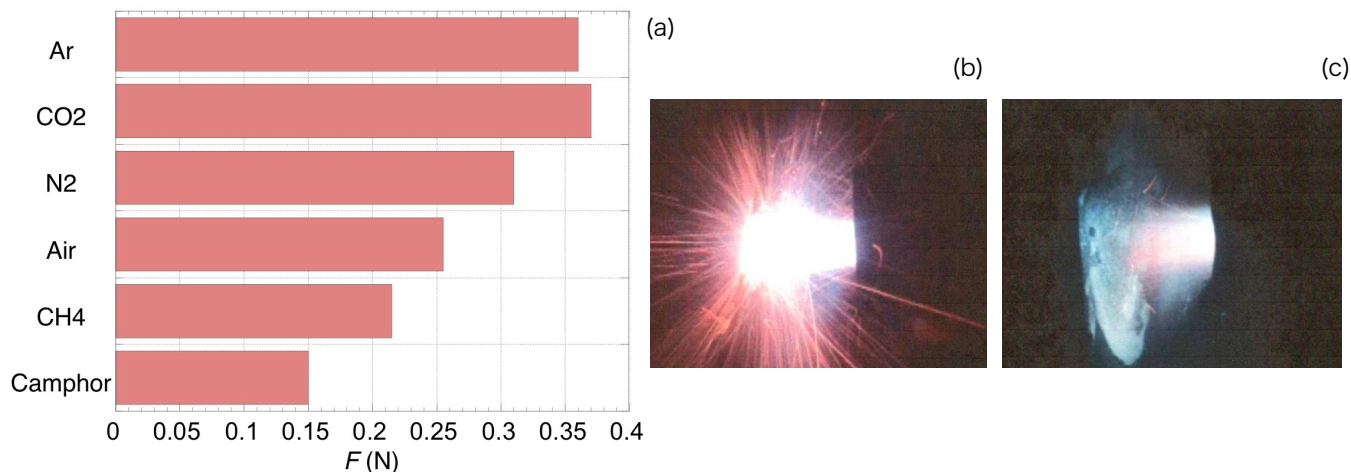


図7 (a) 推進用ガスと最大推力の関係。  $I_d \sim 400$  A,  $B \sim 42$  mT,  $T_d \sim 7$  s。鉄ロッドを使用。(b) Arc jet の様子。  $I_d \sim 500$  A,  $B \sim 42$  mT。Arガスを使用。(c) Arc jet の様子。  $I_d \sim 400$  A,  $B \sim 42$  mT。Camphor（樟脳）を使用。

## 4 まとめ

種々の条件で放電実験を行なった結果、次の事が分かった。

1. 安価に大型資材を静止軌道まで運ぶ方法を検討している。
2. 将来の宇宙利用を考え、宇宙滞在型、太陽エネルギー利用、軌道間輸送機の可能性を検討している。
3. 安価な輸送機としてJxBアークジェット型推進器を提案し、その基礎研究を行っている。
4. 定常 0.3 N程度の推力発生が可能であるが、貨物輸送の観点からは 0.5 N程度まで高める必要がある。  
また、比推力は、1000秒以上に高める改良が必要。
5. 輸送機を軽量にするため、軽量のソーラーセルの利用を探る必要がある。

## 参考文献

- [1] 向井千秋、東京理科大学スペース・コロニー研究センター、「スペース・コロニー 宇宙で暮らす方法」(2021年、講談社)。
- [2] 佐伯和人、「月はすごいー資源・開発・移住」(2019年、中央公論新社)。
- [3] NHK「サイエンスZERO」取材班、佐々木 進、「宇宙太陽光発電に挑む」(2011年、NHK出版)。
- [4] 吉岡完治、松岡秀雄、早見 均、「宇宙太陽発電衛星のある地球と将来」(2009年、慶應義塾大学出版会)。
- [5] NEC「人工衛星」プロジェクトチーム、「人工衛星の”なぜ”を科学する」(2012年、アーク出版)。
- [6] R. G. Jahn, “Physics of electric propulsion”, McGraw-Hill, New York, 1968.
- [7] D. M. Goebel, I. Katz, “Fundamentals of electric propulsion: Ion and Hall thrusters”, WILEY, New Jersey, 2008.
- [8] 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)。
- [9] 久永容嵩、静岡大学・大学院理学研究科・修士学位論文(2015年3月)。
- [10] 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)。
- [11] 三重野 哲、田中幹人、久永容嵩、「軌道間輸送用JxBアークスラスタに向けた基礎研究」、第40回スペースエネルギーシンポジウム講演集、2021 (JAXAリポジトリ)。