

太陽系宇宙航行用ホールスラスタの性能測定
-惑星・衛星に存在する物資：二酸化炭素，メタン，アンモニア，水素，
ヘリウム，空気，氷・水などの推進剤への利用-

Performance Measurement of Hall Thrusters for Transportation in the Solar System
-Use of Carbon Dioxide, Methane, Ammonia, Hydrogen, Helium, Air and Ice/Water etc.
in the Planets and Satellites to Propellants-

○伊月 貴大・永吉 琢磨・田原 弘一（大阪産業大学）・
池田 知行（東海大学），鷹尾 良行（西日本工業大学）

○Takahiro Itsuki・Takuma Nagayoshi・Hirokazu Tahara (Osaka Sangyo University)・
Tomoyuki Ikeda (Tokai University)・Yoshiyuki Takao (Nishinippon Institute of Technology)

Abstract

In Hall thruster R&D, high thrust, high thrust efficiency and long operating lifetime are required for future space missions of In-Space & large-scale missions such as manned Mars exploration and 1 GW-class solar power satellite construction. The SPT-type Hall thruster THT-VI developed in Osaka Sangyo University achieved thrust efficiencies above 60% and specific impulses of 1,500-4,000 sec with a propellant of xenon at discharge voltages of 300-1,000 V. Furthermore, performance characteristics were measured using special gases of carbon dioxide, methane, ammonia, hydrogen, nitrogen, oxygen, helium, air and water/ice as original materials in planets and satellites in the Solar System; that is, propellant can be supplied just on the planets and satellites of Moon, Mars and Jupiter Moons, although only heavy gases of xenon and/or krypton are used with higher performance; argon is also used in basic experiments. Because the performances with carbon dioxide, methane and ammonia etc were lower than those with the heavy gases, the structure and operational condition are examined to design a thruster suitable for transportation in the Solar System. As for water propellant, a special vapor-supplying system with a porous-carbon cylinder and an electric-wire heater was developed for stable operation of Hall thruster.

1. まえがき

ホールスラスタは高い推力と推進効率に加えて長寿命という利点を持った電気推進機であり、深宇宙探査，有人火星探査，惑星間航行などのミッションへの利用が提案されているが，そのためには更なる性能向上が求められ，各国で積極的な研究開発が行われている。近年では全電化衛星の推進機として大電力ホールスラスタの適用が増加しており，JAXA（宇宙航空研究開発機構）も全電化衛星である技術試験衛星9号機にて国産の大電力（6kW）高比推力ホールスラスタの実証実験を行う予定である。

ホールスラスタの推進剤にはグリッド型イオンスラスタと同様に，電離電圧が低く電離しやすく，静電加速理論から有利な質量数の大きいキセノンが用いられるが，近未来の太陽系宇宙の開拓，太陽系宇宙が人類の生活圏になる時代の到来を鑑みると，太陽系惑星とその衛星に存在する原物質を推進剤に利用することが大いに望まれる。すなわち，地球から推進剤キセノンを持ち出さず，寄港地惑星・

衛星，現地で推進剤を補給できることが期待される。もちろん地球のキセノン供給量も限られており，枯渇の危惧も不要になる。

大阪産業大学では，これまで大電力（2.5-5kW），中電力（200-500W），低電力（100W以下）の各種ホールスラスタの開発研究を行ってきた¹⁻⁷⁾。本稿では，太陽系惑星間航行用電気推進機として，推進剤に太陽系惑星・衛星に存在している，二酸化炭素，メタン，アンモニア，水素，ヘリウム，空気（窒素，酸素），氷・水を使用したホールスラスタの性能特性の取得とその高性能化に関する研究を報告する⁸⁻¹²⁾。本研究を進めることにより，有人火星探査，惑星探査，惑星軌道間航行などにおいて惑星・衛星の現地その場での推進剤確保が可能になり，人類の太陽系宇宙への進出を大いに支援できると期待される。

2. 実験設備

性能測定実験は図1に示す，大阪産業大学既存の実験設

備を用いて行われた。実験設備は真空排気系装置、スラスタ作動システム、推力測定装置の3種に分類される。

本大学が所有する真空チェンバは水冷ジャケット式真空チェンバとなっており、スラスタの長時間作動実験など、スラスタの耐久試験にも使用可能となっている。真空チェンバの直径は1,200 mm、長さは2,250 mmの円筒形状である。真空排気系は低真空排気及び補助排気にロータリーポンプと、15 Pa以下の高真空排気にターボ分子ポンプを2台使用し最高排気速度は10,000 l/sであり、到達真空圧力は 3.3×10^{-3} Paである。

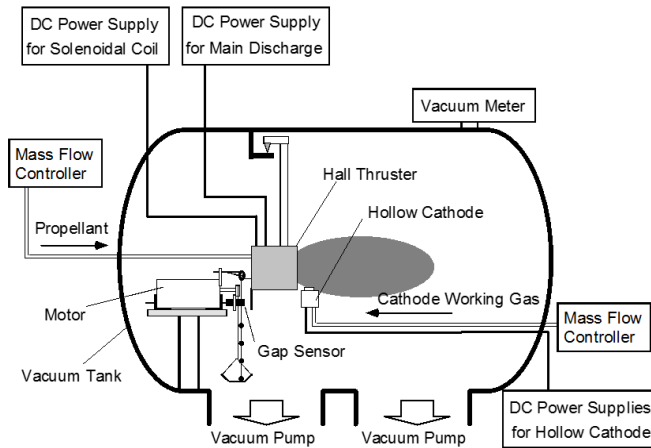


図1 大阪産業大学におけるホールスラスタ実験設備。

3. Magnetic-layer 型ホールスラスタ「THT-VI」

本研究で使用した Magnetic-layer 型ホールスラスタ「THT-VI」を図2、放電室の仕様を表1、磁場形成に用いたコイルの仕様を表2にそれぞれ示す。

放電室長は40 mm、外径100 mm、内径56 mm、材質にはセラミックの一種であるBN（ボロンナイトライド）を使用した。本放電室形状は世界的にベンチマークスラスタとして有名、汎用的なロシアのホールスラスタ SPT-100 と同じであり、データ・実績も十分である。磁場形成に用いたコイルは外側に6個、中心部に1個配置されている。アノードの後部にも1個あり、磁場形状の微細な調整を行うために使用される。

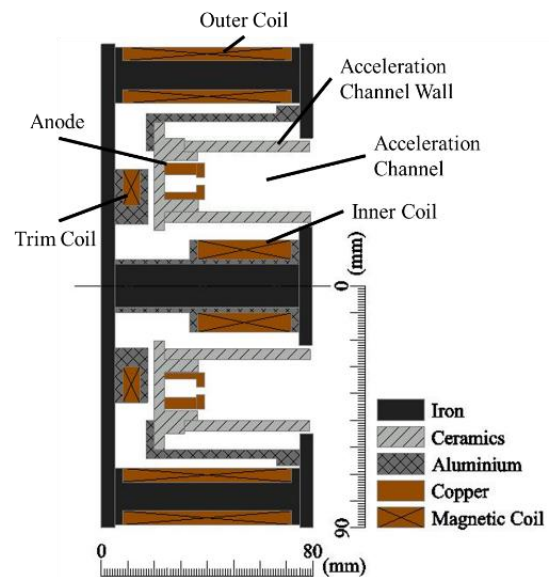
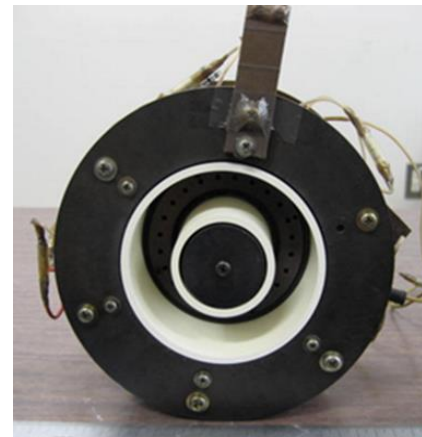


図2 大阪産業大学ホールスラスタ THT-VI.

表1 ホールスラスタ THT-VI の放電室仕様.

Discharge Channel	
Length [mm]	40
Inner Diameter [mm]	56
Outer Diameter [mm]	100
Material	BN (Boron nitride)

表2 ホールスラスタ THT-VI の各コイル仕様.

Coils	
Material	Copper $\phi 0.5$ mm
Inner Coil	
Number of Turns	1,200
Quantity	1
Outer Coils	
Number of Turns	1,400
Quantity	6
Trim Coil	
Number of Turns	350
Quantity	1

4. 推進剤：キセノンの性能

先行研究として推進剤にキセノンを用いた場合の放電電流と放電電圧の関係を図3, 推力と放電電圧の関係を図4, 比推力と放電電圧の関係を図5, 推進効率と放電電圧の関係を図6に示す。放電電流は3-4.5A, 推力40-130mN, 比推力1500-3800s, 推進効率40-60%が得られ, 非常に高い性能を示している。

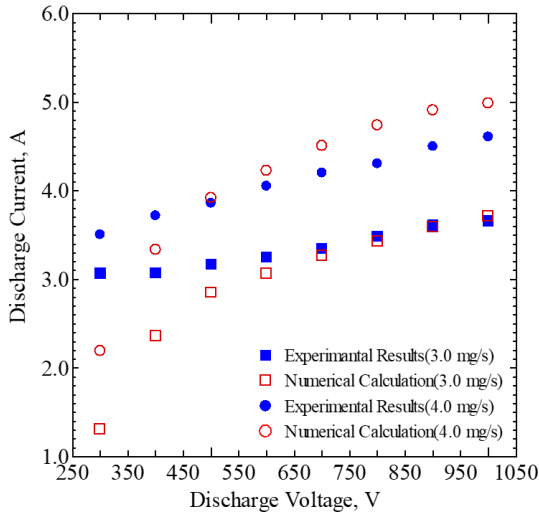


図3 放電電流と放電電圧の関係

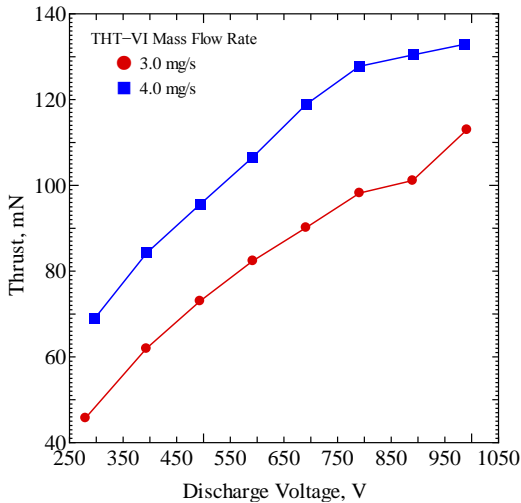


図4 推力と放電電圧の関係

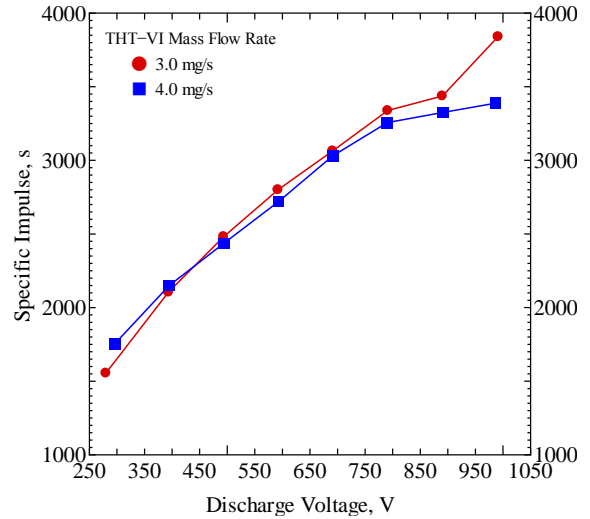


図5 比推力と放電電圧の関係

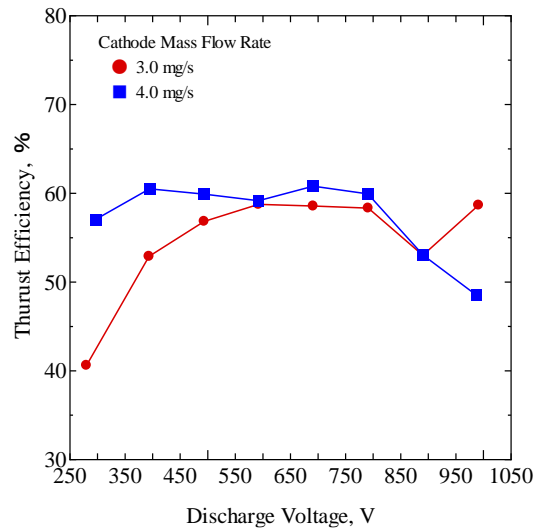


図6 推進効率と放電電圧の関係

5. 推進剤：二酸化炭素,アンモニア,メタンの性能

5.1 実験条件 実験条件を表3に示す。放電電圧150-250Vの範囲でホールスラスタ THT-VI を作動させ, 性能を取得した。これまででない推進剤によるホールスラスタの作動においてスラスタ本体の極度の加熱の実験結果への影響が見られたため, 過渡的な温度上昇を避けるために放電電圧の刻み値を10Vで作動させた。推進剤にはまず二酸化炭素とアンモニアを使用した。

二酸化炭素・アンモニア単体では放電電流値が安定せず, 定常稼働がほとんどできず, 剛体振り子法による推力計測をすることが不可能であった。そこでアルゴンを添加し, さらに磁場強度・形状を広範に調整することによって定常作動を

実現することができた。スラスタの内外コイルとトリムコイルの電流値を放電着火から定常作動時まで最適調整していくことが非常に重要である。流量はアルゴンを 1.5 mg/s で固定し、二酸化炭素を 1.0-3.0 mg/s まで 0.5 mg/s ずつ変化させた。ホローカソード流量は Ar, 0.5 mg/s, 一定である。

表 3 実験条件

Discharge Voltage [V]	150-250		
Propellant	CO2, Ar, NH3		
Mass Flow Rate [mg/s]	THT-VI	Ar	1.5
		CO2	1.0-3.0
		NH3	2.0
	Hollow Cathode	Ar	0.5
Coil Current [A]	0.45, 0.45, 0.6 (Normal) (Inner, Outer, Trim)		
Maximum Field Strength [mT]	19 (Normal)		
Back Pressure [Pa]	6.0×10^{-2}		
Vacuum Facility	OSU Chamber		

5.2 二酸化炭素での性能特性 放電電流と放電電圧の関係を図 7, 推力と放電電圧の関係を図 8, 比推力と放電電圧の関係を図 9, 推進効率と放電電圧の関係を図 10 にそれぞれ示す。また作動時の画像を図 11 に示す。

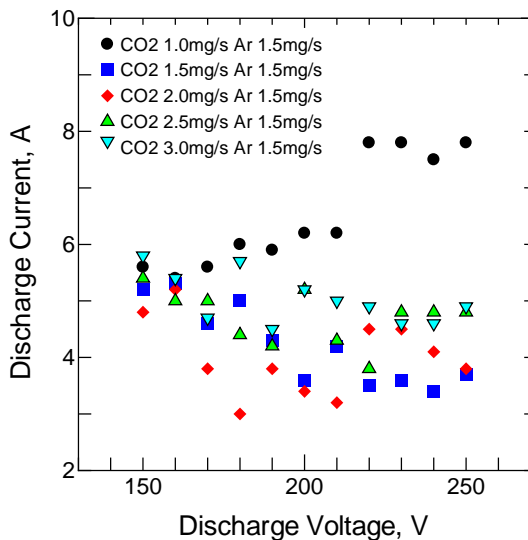


図 7 放電電流と放電電圧の関係 (二酸化炭素)

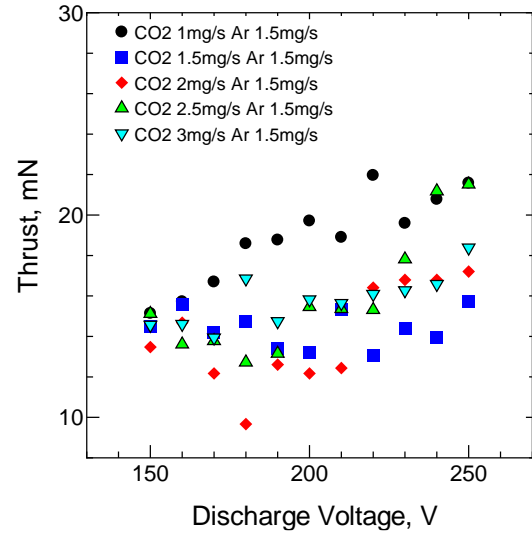


図 8 推力と放電電圧の関係 (二酸化炭素)

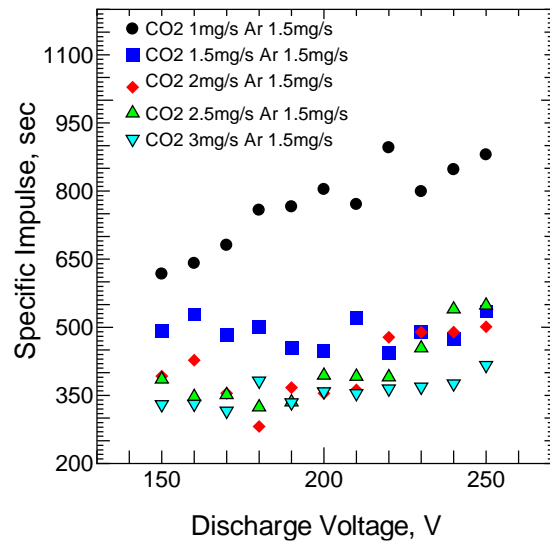


図 9 比推力と放電電圧の関係 (二酸化炭素)

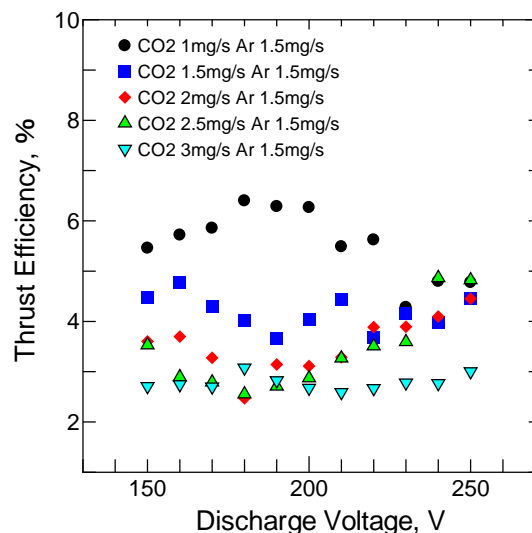


図 10 推進効率と放電電圧の関係 (二酸化炭素)



図 11 二酸化炭素での作動状況

放電電圧 150-250V の低電圧作動では、放電電流は 3-8A、推力は 10-21mN、比推力は 300-950sec、推進効率率は 2-7%程度となった。これらの値はキセノンの場合の性能と比較して、放電電圧 250Vにて、推力は 25-30%、比推力は 23-60%、推進効率率は 7-12%程度あまりよくない。

5.3 アンモニアでの性能特性 アンモニアを推進剤として性能測定を行った。実験データがまだ少ないが、流量は 2.0 mg/s の場合の放電電流と放電電圧の関係を図 12、推力と放電電圧の関係を図 13、比推力と放電電圧の関係を図 14、推進効率と放電電圧の関係を図 15 に示す。作動時の画像を図 16 に示す。

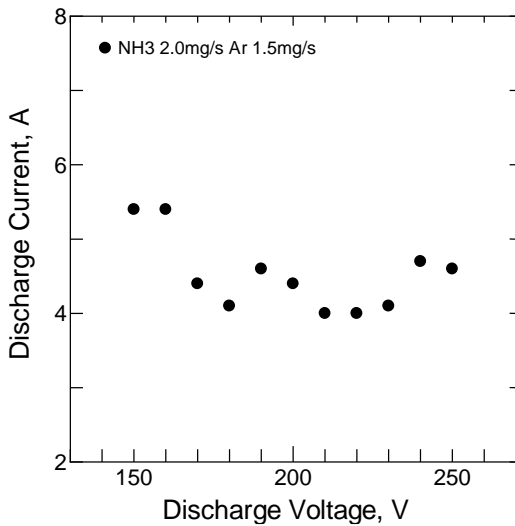


図 12 放電電流と放電電圧の関係 (アンモニア)

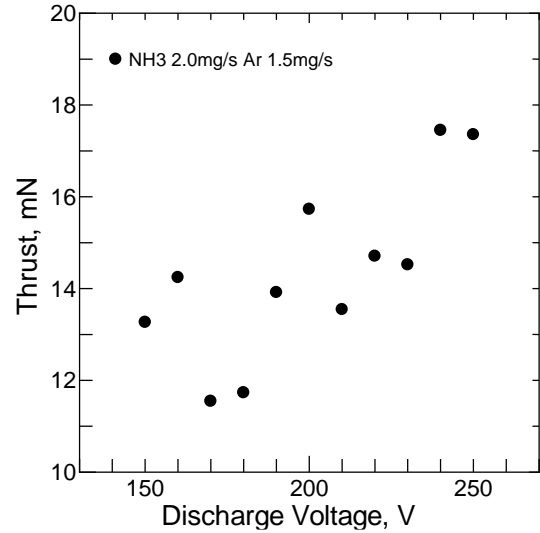


図 13 推力と放電電圧の関係 (アンモニア)

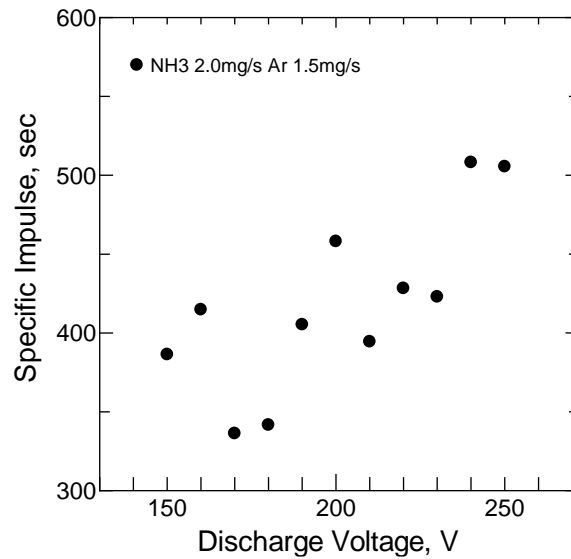


図 14 比推力と放電電圧の関係 (アンモニア)

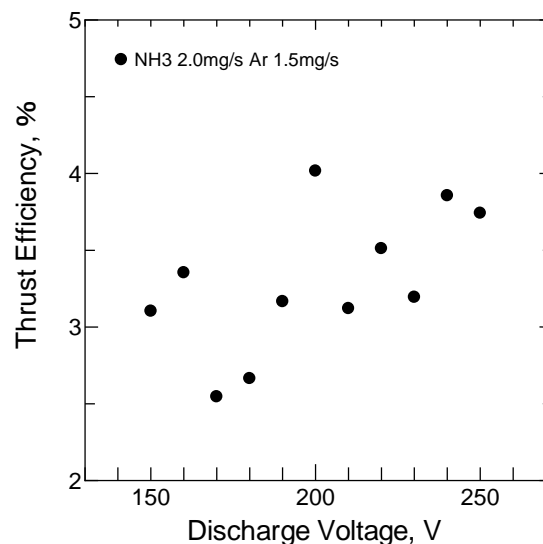


図 15 推進効率と放電電圧の関係 (アンモニア)

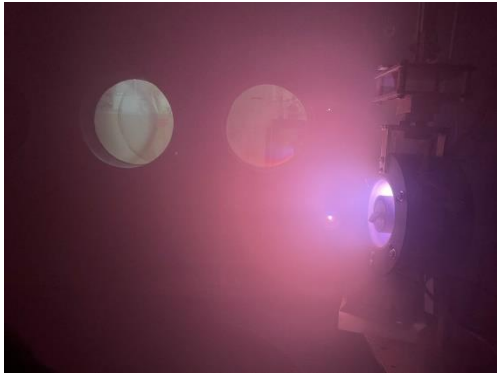


図 16 アンモニアでの作動状況

結果として、二酸化炭素の場合と同様に、性能はキセノンの場合に比べてかなり低い。しかしながら、二酸化炭素の場合より強い磁場の印加においても点火しやすく安定化しやすいことがわかった。

5.4 メタンでの作動試験 メタン 2.0 mg/s を推進剤とし Ar を 1.5 mg/s 添加し作動試験を行った。推力測定などはまだ行っていないが安定作動時の画像を図 17 に示す。

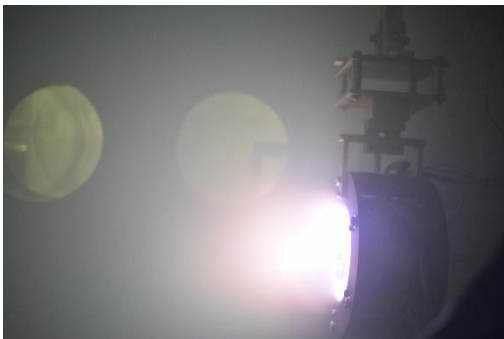


図 17 メタンでの作動状況

6. 分子ガス: CO₂, NH₃, CH₄, H₂, N₂, O₂, H₂O (軽いガス: He) などの推進剤使用におけるホールスラスタの高性能化

6.1 低性能の原因 静電加速型スラスタでは、電離電圧が低く、質量数の大きいキセノンを用いた場合性能が高くなることが明らかであるが、それ以外の原因として二酸化炭素、アンモニア、メタンなどの場合加速チャンネル内でまだ十分に電離が行えておらず、続く加速過程も不十分である（高電圧が印加できず低電圧モードでの作動）と考えられる。この問題は本スラスタがキセノンで最適化されており、加速チャンネル出口付近で最も磁束密度が高いため、キセノンであれば壁面ロスが抑えられ、高性能が実現できるが、二酸化炭素などの推進剤では十分な電離を行う前に加速チャンネルから放出されていることが考えられる。また単原子ではないために投入エネルギーが電離だけでなく分子の解離にも使用されているのではないかと考えられる。このことから現在のスラスタの形状では高性能作動を実現させることは全く困難であると推測される。

6.2 電離補助電極の設置 本問題を解決するために、すなわち分子ガス: CO₂, NH₃, CH₄, H₂, N₂, O₂, H₂O (軽いガス: He) などの推進剤使用におけるホールスラスタの高性能化のために、図 18 に示すような加速チャンネル内上流部に補助電極を設置し、アノードと補助電極との間で予備放電を発生させ電離を促進する（すなわち、一種の 2 段階放電式ホールスラスタ）。予備実験の結果、二酸化炭素単独でチャンネル上流部での安定放電に成功し、加速電圧の印加を開始した。

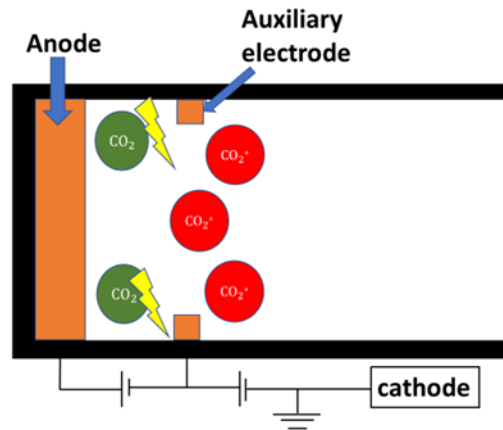


図 18 電離促進用補助電極の概略図

6.3 磁場構造 (形状・強度分布) の最適化 さらに径方向磁場を強くするとともに、その形状を最適化し、加速チャンネル内での電子補足を活発にして、分子との衝突を促し十分な電離を起こさせることができると考える。現在の加速チャンネル内の放電状態・イオン加速過程を図 19 に、分子ガス・軽量ガス推進剤用に最適化した状態を図 20 に示す。図 19, 20 の緑色の実線が径方向磁場強度の軸方向分布であるが、現状のキセノン推進剤用形状ではチャンネル出口付近だけでしか電子を補足することができなかったが、チャンネル全体に均一な径方向磁場を印加することができればチャンネル上流部から電離が促進され、十分な分子が電離され、効率良い電離・イオン加速ができると期待される（この磁場形状はホールスラスタ開発初期の磁場形状に近い）。

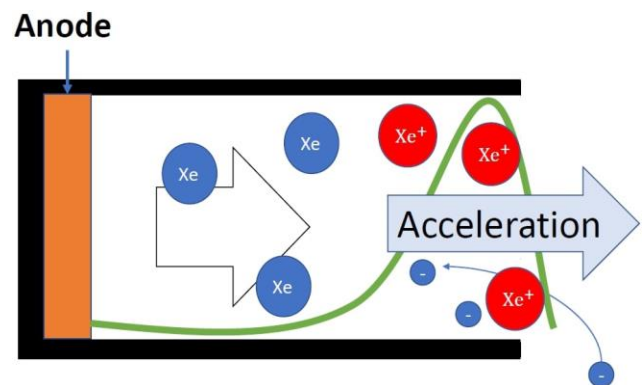


図 19 加速チャンネル内の放電状態・イオン加速過程 (キセノンにおいて高性能化実現)

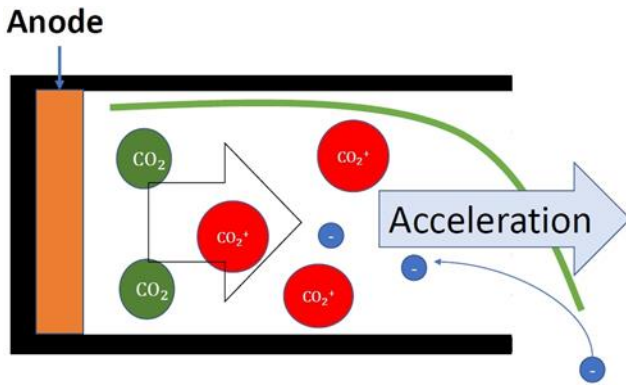


図 20 加速チャンネル内の放電状態・イオン加速過程
(分子ガス・軽量ガスにおいて高性能化期待)

スラスタ THT-VI 加速チャンネル内の上流部の磁場を強くし、予備実験を行った結果、図 21 に示すように、二酸化炭素単独で安定作動に成功した。現在性能取得中である。



図 21 二酸化炭素単独の作動状況

7. まとめ

本研究では、太陽系惑星間航行用電気推進機として、推進剤に太陽系惑星・衛星に存在している、二酸化炭素、メタン、アンモニア、水素、ヘリウム、空気（窒素、酸素）、氷・水を使用したホールスラスタの性能特性の取得とその高性能化を目指し、まずは CO_2 、 NH_3 、 CH_4 の用いて作動試験を行った。すでに先行研究としてキセノン、クリプトン、アルゴンの安定作動には成功し、性能特性の取得もなされている。

CO_2 、 NH_3 、 CH_4 の単独では安定作動は実現できず、Ar の少量添加により作動させることができた。しかしながらその性能は Xe のそれに比べて非常に低く全く実用的ではなかった。

本体構造や磁場特性が Xe によって最適化されたホールスラスタであったことが大きな原因ではあるが、改良方法として、1) 加速チャンネル上流に補助電極を配置して予備電離をさせ電離促進を促すこと、2) 加速チャンネル上流から一様でかつ強い磁場を印加し電子補足を上流域から行わせ、効率良い放電状態・イオン加速を実現すること、という二つの方針が示された。それらの予備実験では共に、二酸化炭素単独の安定作動を実現することができた。現在、本格的な性能取得と他の分子ガス、軽量ガスを用いた作動実験を行っている。

参考文献

- 1) Yusuke Furukubo, Yuya Takahata, Tetsuo Kakuma, Mitsuyoshi Kobayashi, Kyohei Fujiwara, Tensei Kawakami, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada and Tomoyuki Ikeda: Performance Characteristics and Interior Plasma Phenomena of High-Power and High-Specific-Impulse Hall Thrusters for Manned Mars Exploration, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-85, 2017.
- 2) 藤原恭兵, 川上天誠, 古久保裕介, 小林充宜, 多川真登, 田原弘一, 高田恭子: 有人火星探査用大電力・高比推力 SPT/TAL 型ホールスラスタの研究開発, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 3E07, 2017.
- 3) Makoto Tagawa, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada and Tomoyuki Ikeda: Research and Development of High Power and High Specific-Impulse Hall Thrusters for In-Space Propulsion, 32nd ISTS, b-083p, 2019.
- 4) Seiji Ito, Hirokazu Tahara, Yasunori Nejo and Tomoyuki Ikeda: Influences on Thrust Performance of Hall Thrusters by Channel Sputtering Erosion, 32nd ISTS, b-080p, 2019.
- 5) 藤田 剛, 戸川和也, 西田隆弘, 杉本 成, 野瀬 真, 田原弘一, 渡辺陽介: マグネティックレイヤー型ホールスラスタのプラズマ粒子シミュレーションとその実験的検証, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 3C08, 2010.
- 6) 古久保裕介, 藤原恭兵, 川上天誠, 多川真登, 小林充宜, 田原弘一, 高田恭子, 池田知行: 将来大型ミッション用大電力ホールスラスタの性能特性及び数値計算, 平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2017-065, 2018.
- 7) 山本拓海, 島田貴久, 水出蒼真, 三村篤史, 田原弘一, 池田知行, 外山雅也: 太陽系航行用大電力・高比推力ホールスラスタの推進性能測定とプラズマ数値計算, プラズマ応用科学, Vol.28, No.1, 2020, pp.3-8.
- 8) 島田貴久, 山本拓海, 水出蒼真, 三村篤史, 田原弘一, 池田知行, 鷹尾良行: 太陽系惑星軌道間航行用大電力・高比推力ホールスラスタの性能測定とプラズマ数値計算—惑星・衛星に存在する氷・水の推進剤利用—, 第 64 回宇宙科学技術連合講演会, 3J05, 2020.
- 9) 山本拓海, 島田貴久, 伊月貴大, 永吉拓篤, 田原弘一, 鷹尾良行, 池田知行: 水推進剤ホールスラスタの開発研究—太陽系惑星・衛星に存在する氷・水の推進剤利用—, 令和 2 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2020-023, 2021.
- 10) 伊月貴大, 永吉拓磨, 田原弘一, 池田知行, 鷹尾良行: 太陽系宇宙航行用ホールスラスタの性能特性—惑星・衛星に存在する二酸化炭素, メタン, アンモニア, 水素, ヘリウム, 空気, 氷・水などの推進剤への利用—, 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, 3L06, 2021.
- 11) 永吉拓磨, 伊月貴大, 田原弘一, 池田知行, 鷹尾良行: 太陽系宇宙航行用ホールスラスタの推進性能—惑星・衛星に存在する物資: 二酸化炭素, メタン, アンモニア, 水素, ヘリウム, 空気, 氷・水などの推進剤への利用—, 第 58 回 日本航空宇宙学会 関西・中部支部 合同秋期大会, SBM000002, 2021.
- 12) 伊月貴大, 永吉拓篤, 中島卓哉, 松井海稀, 田原弘一, 池

田知行, 鷹尾良行: 太陽系宇宙航行用ホールスラストの性能測定—惑星・衛星に存在する物資: 二酸化炭素, メタン, アンモニア, 水素, ヘリウム, 空気, 氷・水などの推進剤への利用—, 2021 年度 JAXA 宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市), STEP-2021-011, 2022.