

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 —

Research and Development of Hall Thrusters Using Water Propellant — Use of Ice and Water on Planets and Satellites in the Solar System —

○山本 拓海・島田 貴久・伊月 貴大・永吉 拓篤・田原 弘一(大阪産大)・
鷹尾 良行(西日本工大)・池田 知行(東海大)

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

Abstract (概要)

In Hall thruster R&D, high thrust, high thrust efficiency and long operating lifetime are required for future space missions of In-Space Missions such as manned Mars exploration and 1 GW-class solar power satellite construction. However, current Hall thrusters do not satisfy all requirements. Therefore, Hall thrusters are required to improve their performances. In this study, the performances of Magnetic Layer Type (Stationary Plasma Thruster: SPT-type) and Anode Layer Type (Thruster with Anode Layer: TAL-type) Hall thrusters were investigated in high power and high specific-impulse operational ranges. Performance measurements were performed in Osaka Sangyo University (OSU) and Japanese Aerospace eXploration Agency (JAXA). The SPT-type and TAL-type Hall thrusters developed in OSU achieved thrust efficiencies above 60% and specific impulses of 1,500-4,000 sec with discharge voltages of 300-1,000 V. In addition, in order to improve performance, it is necessary to understand plasma features inside the discharge channel and to predict the performance. Therefore, numerical calculation using two-dimensional Hybrid-PIC model was carried out. The calculated performances roughly agreed with measured ones. Furthermore, a new Hall thruster using water/ice, carbon dioxide (dry ice), methane, nitrogen, helium, hydrogen; specially water and ice as the propellant, which are supplied from planets and satellites in the Solar System, is being developed for orbital transportation.

1. 研究の背景と目的

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。

大阪産業大学では、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いる。本稿では、太陽系惑星間航行用電気推進機として、1)大電力高比推力、2)推進剤に太陽系惑星・衛星に存在する水・氷、二酸化炭素(ドライアイス)、メタン、窒素、ヘリウム、水素などを用いたホー

ルスラスタの開発研究、特にまずは比較的難しいと予想される、水・氷を推進剤に用いたホールスラスタの開発について紹介する¹⁾⁷⁾。また、高性能ホールスラスタの開発のために放電室内のプラズマ状態・プラズマ加速過程の理解と性能予測が必要であり、2次元Hybrid-PIC法によるプラズマ数値計算を行い、内部物理現象の解明と性能予測に務めた⁸⁾⁹⁾。ここでは、放電室直径100mmクラスのMagnetic-layer型ホールスラスタTHT-VIの性能測定実験と数値計算の結果を報告する。それぞれの結果を比較・検討し数値計算の妥当性を検証した。

2. 実験設備

性能測定実験は大阪産業大学とJAXA宇宙科学研究所の双方で行われた。図1に示す宇宙科学研究所の実験設備は、小惑星探査機「はやぶさ」「はやぶさ2」のイオンエンジンの耐久試験に用いられた我が国有数の性能を誇る装置であり、より精度の高いホールスラスタ実験が

可能であった。大阪産業大学で得られた結果と比較検討されたが、本稿ではその詳細は省略する。

大阪産業大学の実験設備を図2に示す。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。



図1 JAXA 宇宙科学研究所「はやぶさ」「はやぶさ2」イオンエンジン試験設備

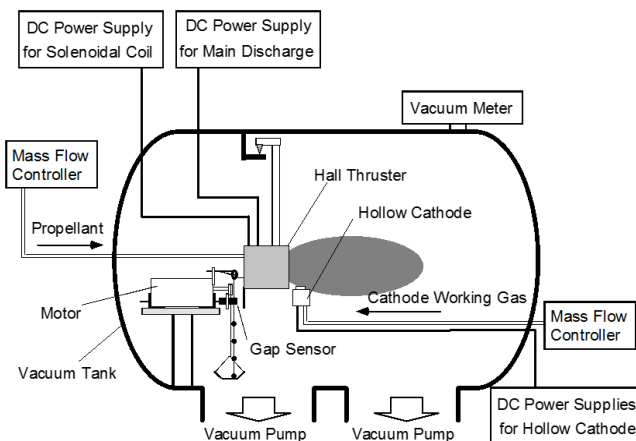


図2 大阪産業大学におけるホールスラスタ実験設備

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。

3. ホールスラスタの性能測定実験

3.1 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3、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。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。

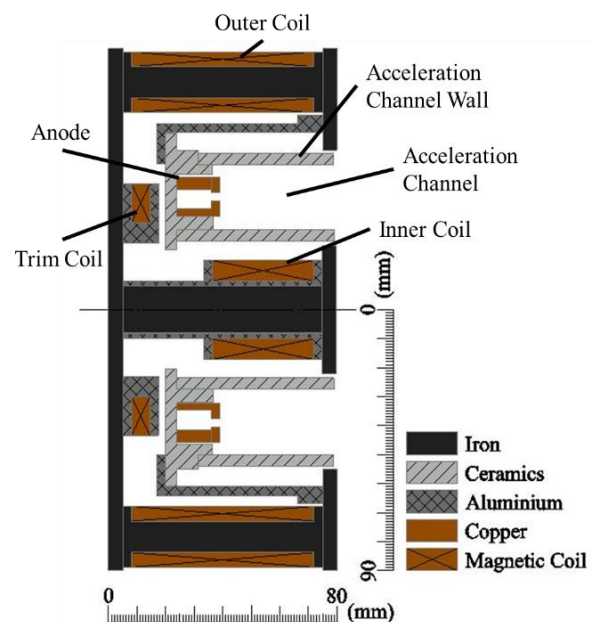
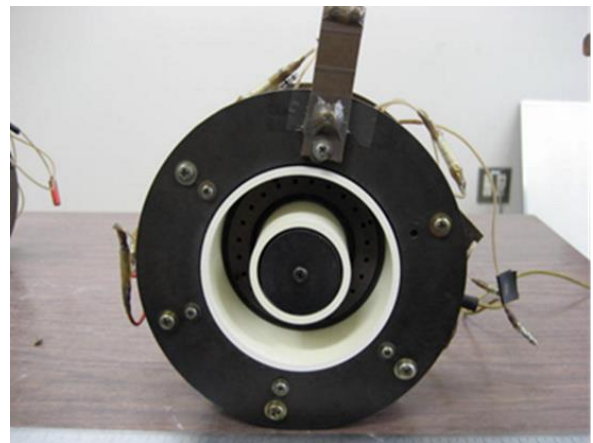


図3 大阪産業大学ホールスラスタ THT-VI

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 φ0.5 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

3.2 実験条件

実験条件を表3に示す。放電電圧 300-1,000 V 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。先行研究における実験でスラスタ本体の過熱による実験結果への影響がみられたため、温度上昇を避けるために放電電圧の刻み値を 100 V で作動させた。推進剤には Xe (キセノン) を使用し、その本体への質量流量は 3.0 mg/s と 4.0 mg/s で、ホローカソード流量は 0.1 mg/s である。磁場形成用コイルには外コイルに 0.45 A, 内コイルに 0.45 A, トリムコイルに 0.6 A 流している。

表3 実験条件

Discharge Voltage [V]	300-1,000	
Propellant	Xenon	
Mass Flow Rate [mg/s]	THT-VI	3.0-4.0
	Hollow Cathode	0.1
Coil Current [A]	0.45, 0.45, 0.6 (Inner, Outer, Trim)	
Maximum Magnetic Field Strength [mT]	19	
Back Pressure [Pa]	6.0×10^{-2}	
Vacuum Device	OIT Chamber	

3.3 実験結果

放電電流と放電電圧の関係を図4、推力と放電電圧の関係を図5、比推力と放電電圧の関係を図6、推進効率と放電電圧の関係を図7にそれぞれ示す。

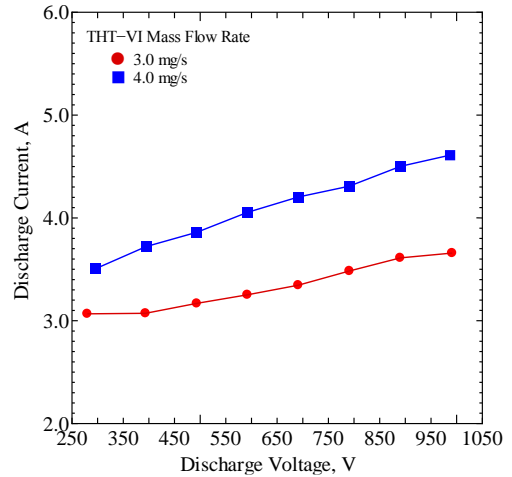


図4 放電電流と放電電圧の関係

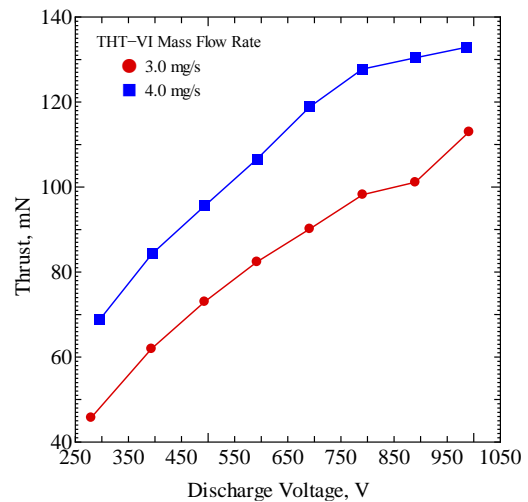


図5 推力と放電電圧の関係

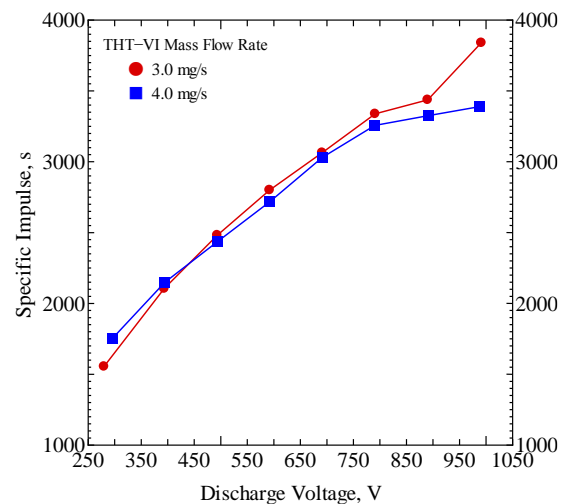


図6 比推力と放電電圧の関係

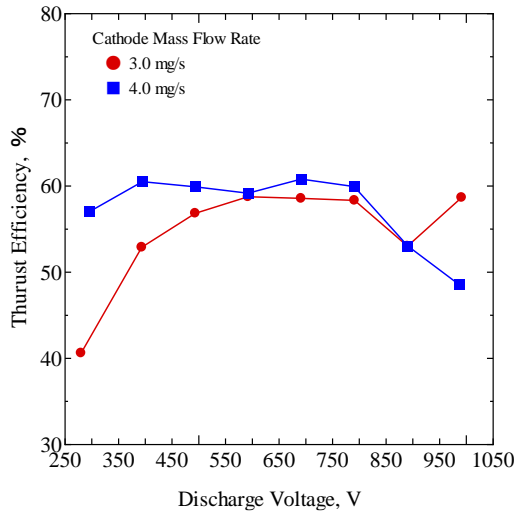


図7 推進効率と放電電圧の関係

投入電力 1-5kW にて、推力 50-130 mN、比推力 2,000-3,500 sec、推進効率 60%以上が達成された。まだまだ耐久性に問題があるものの、高性能ホールスラスト開発の指針が得られた。今後、スラスト本体の大型化、Magnetic-layer 型と共に Anode-layer 型スラストの最適設計を目指す。

4. ホールスラストのプラズマ数値計算

Magnetic-layer 型ホールスラスト THT-VI のプラズマ数値計算を行い、その数値計算結果と性能測定結果を比較し数値計算の妥当性を検証した。さらに加速チャンネル内部のプラズマの状態とその加速過程を調べた。

4.1 計算方法

計算方法として、粒子法を用いて重粒子（イオン、中性粒子）を計算し、流体モデルとして電子を計算する Hybrid-PIC 法を採用した。本計算のフローチャートを図 8 に示す。

ホールスラスト THT-VI の加速チャンネルの計算領域を図 9 に示す。計算領域は放電室内部と出口下流の 10 mm とした。先に述べた性能測定実験結果との比較を可能とするため、表 3 の実験条件と同様の設定で計算を行った。

4.2 計算結果

実験結果を実験結果と共に図 10 - 13 に示す。また、推進剤本体流量 3.0 mg/s、放電電圧 700 V における最大磁場強度 12 mT の場合と 19 mT の場合のチャンネル内部プラズマ現象の比較も行った。その空間電位分布を図 14、電子温度分布を図 15 に示す。

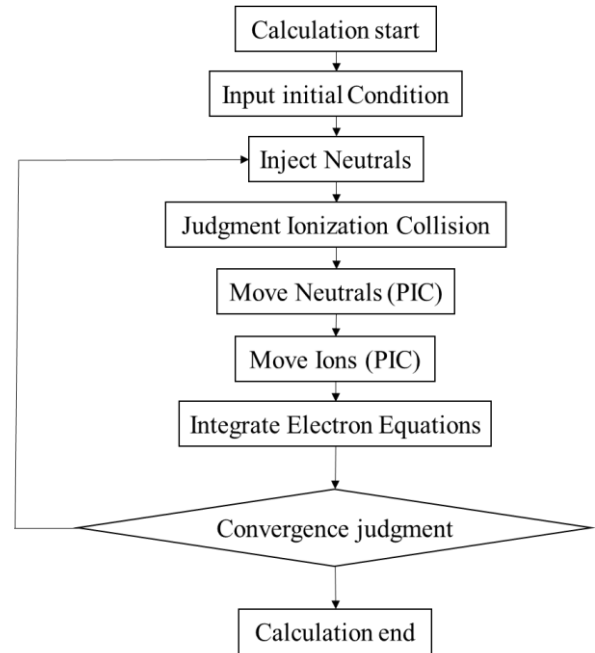


図8 計算フローチャート

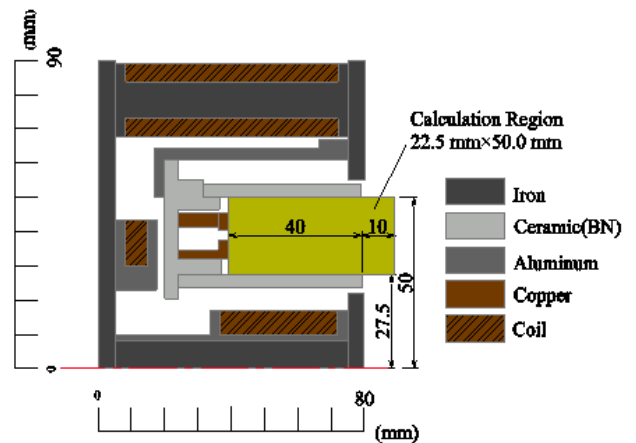


図9 ホールスラスト THT-VI の計算モデル

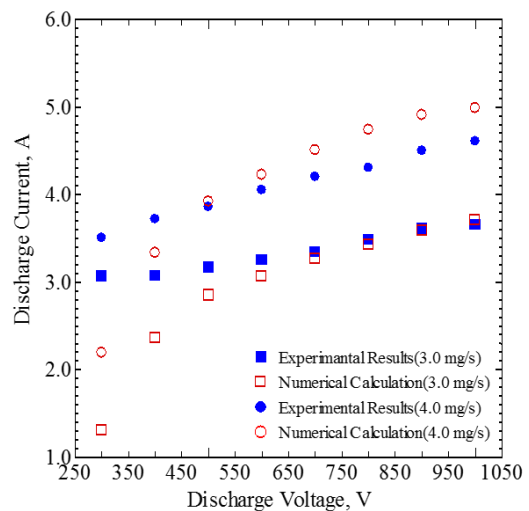


図10 放電電流と放電電圧の関係 (計算と実験)

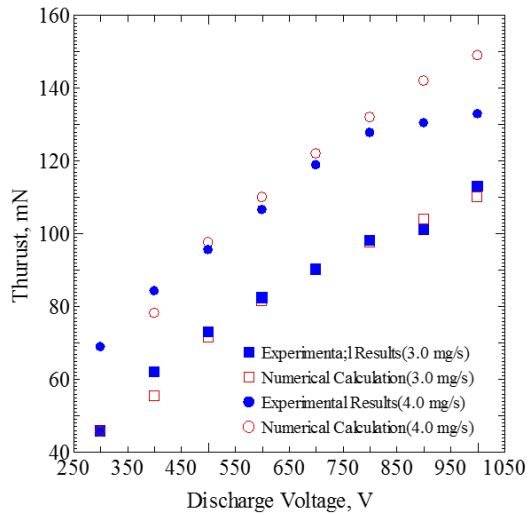


図 1.1 推力と放電電圧の関係 (計算と実験)

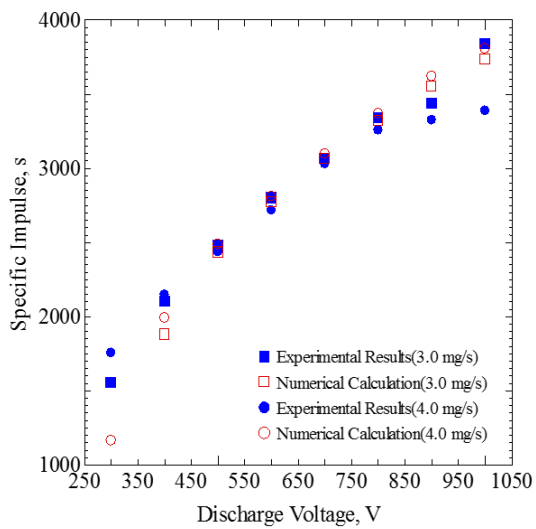


図 1.2 比推力と放電電圧の関係 (計算と実験)

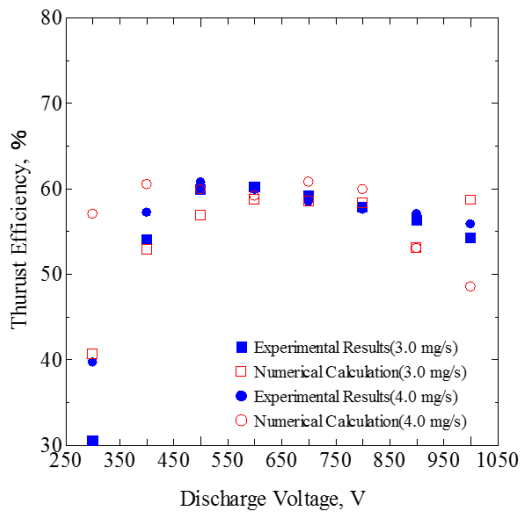
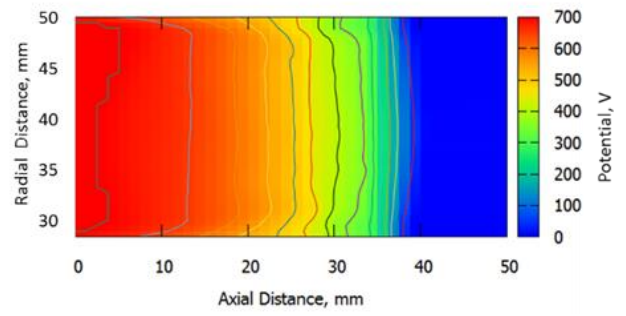
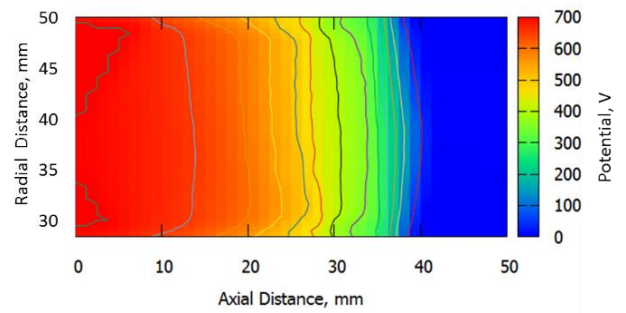


図 1.3 推進効率と放電電圧の関係 (計算と実験)

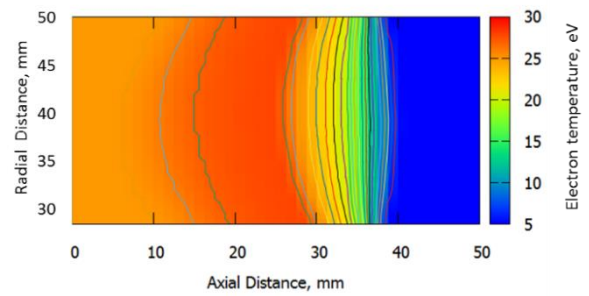


(a) 最大磁場強度 12 mT

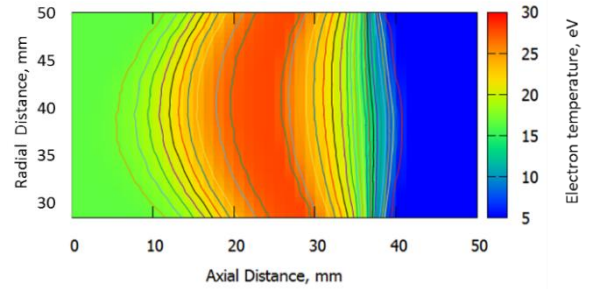


(b) 最大磁場強度 19 mT

図 1.4 空間電位分布



(a) 最大磁場強度 12 mT



(b) 最大磁場強度 19 mT

図 1.5 電子温度分布

図 1.0 - 1.3 において、相対誤差は推進剤流量 3.0 mg/s の場合、放電電流 23.4%、推力 11.4%、比推力 11.6%、推

力 7.3%であった。また推進剤流量 4.0 mg/s の場合、放電電流 13.6%、推力 11.0%、比推力 11.1%、推力 10.0%であった。これらの結果より、計算結果は比較的实验結果と一致することが確認できた。

また、最大磁場強度の違いによるチャンネル内部プラズマ現象の比較を行った。図 1 4 より 12mT, 19mT 共にアノードから 25 mm まで緩やかな電位降下が見られ、そこから放電室出口まで急激に減少する。このことから、イオンの加速は主にアノードから 25-40 mm 付近で行われていることが予想される。

図 1 5 に示す、電子温度は 12mT, 19mT 共にアノードから 20-30 mm の間でピークを有し、その後放電室出口まで集中的に減少する。また、アノード付近を比較すると 12mT の方が高いが、これは電子の捕捉がうまくいっておらずエネルギーを持ったままアノードに到達していることが予想される。このことから 19mT の強磁場形状の方が適していることが推測される。

5. 水・氷、二酸化炭素（ドライアイス）、メタン、窒素、ヘリウム、水素を推進剤に用いたホールスラスト

大阪産業大学では、太陽系惑星、それら衛星の軌道間の航行用ホールスラストの開発において、それらに存在する水・氷、二酸化炭素（ドライアイス）、メタン、窒素、ヘリウム、水素などを推進剤に利用することを検討している。特に、まずは比較難しいと予想される、水・氷を直接採取し推進剤に利用するシステム開発を目指す。具体的には、水蒸気としてホールスラストに供給することを試みる。

本学では、ホールスラストにおける、所定の微小質量流量の水蒸気を供給するために、ポーラス材を用いた、水の加熱・蒸気化・供給装置を試作し、基礎試験を行った。さらに、その結果をもとに、水蒸気推進剤供給装置を取り付けた、既存のホールスラストの作動実験や性能測定、水蒸気供給システム一体化ホールスラストヘッドの開発を行う。

5.1 実験装置概略

実験装置の概略を図 1 6、1 7 に示す。ポーラスカーボン材を充填した銅製ホルダーを加熱し、その内部に、水を通わせ水蒸気に変換させた。加熱方法に関しては、ガスバーナー加熱方式と電熱線加熱方式の 2 種類で行った（ガスバーナー加熱方式はあくまで予備実験）。

5.2 ポーラスカーボン材

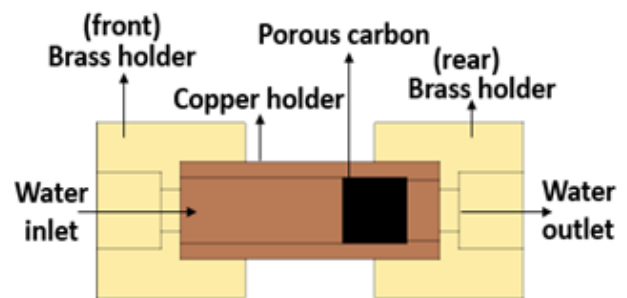
高透過タイプ（厚さ 10mm）において、標準空気 0.3MPa（ゲージ圧）の時、透過量 2.0ml/min/mm² のポーラス材を使用し、直径 10mm、長さ 10mm と 20mm の 2 種類を作成した。水蒸気においてもこの値を使い見積ると、直径 10mm の場合、毎分 157ml 透過することになる。

5.3 ガスバーナー加熱用・電熱線加熱用ホルダー

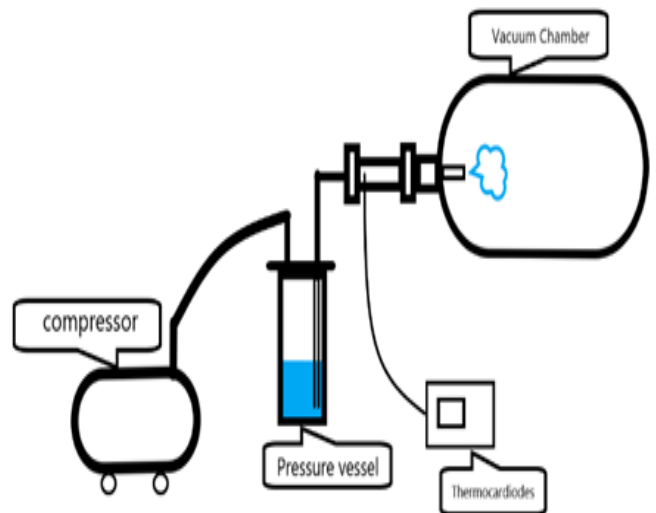
外径 15mm、内径 9.5-10mm、全長 40mm のガスバーナー加熱部は熱伝導率が高い銅である。配管を接続するために、その両端部を真鍮で製作し、外径 25mm とした。

電熱線加熱では、銅ホルダーの長さを 40mm から 45mm と長くし、加熱部の面積を大きくした。また、下流の真鍮製ホルダーの水蒸気出口部を既存のホールスラスト THT-VI に接続できるように加工した。直径 0.26mm、抵抗 20.34Ω/m のニクロム線 3m を銅製ホルダーに巻き付けた。また、電熱線を巻く際に、電気絶縁性に優れたアロンセラミック C を使用し、電氣的に短絡しないよう注意した。印加電圧を可変できる交流電源を電熱線に接続して銅製ホルダーを加熱した。

また、K 型熱電対を銅ホルダーにはんだ付けし、温度調節器に接続して銅ホルダーの表面温度を測定した。



(a) ポーラスカーボン材充填用銅製ホルダー



(b) 水蒸気発生実験装置

図 1 6 水推進剤ホールスラスト搭載用水蒸気発生装置システム実験装置。



図 1 7 水蒸気発生装置システム実験の写真

5.4 水蒸気の発生

ガスバーナー加熱では、高透過ポーラスカーボン材、直径 10mm、長さ 20mm のポーラスカーボンを使用し、コンプレッサーで 1、1.5 気圧加圧した。銅製ホルダーの温度を水蒸気が安定して発生する 100-125°C に調節し、圧力容器の質量減少量を 120sec 間計測した。大気中と真空下の両方で図 1 8 に示すように安定な水蒸気の発生が観測できた。

電熱線加熱では、高透過カーボン長さ 10mm を使用し、1 気圧加圧し、大気中で水蒸気が観測できた。

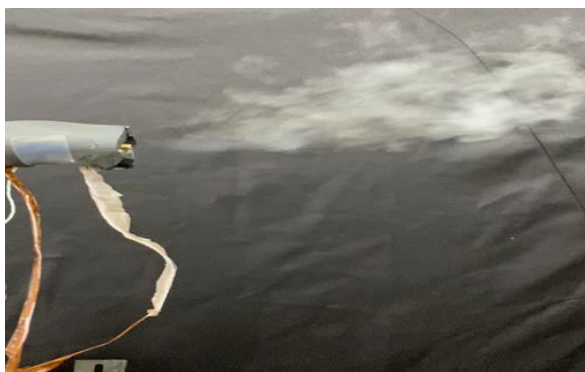


図 1 8 電熱線加熱方式による大気中水蒸気発生の様子

水が入っている圧力容器の質量減少量と時間の関係を図 1 9 に示す。この図より、これらの関係はほぼ直線となり、その傾きより、水（水蒸気）質量流量は、ガスバーナー加熱、1 気圧のとき 0.039g/s、1.5 気圧の時 0.084g/s、電熱線加熱、1 気圧のとき 0.063g/s と見積もることができる。これらの値は代表的なホールスラスタのキセノンガス質量流量値から換算した作動に必要な水蒸気質量流量値 0.02-0.12 g/s を満たし、ホールスラスタへの水蒸気推進剤の供給利用が期待できる。

本実験では電熱線投入電力は 110W であった。しかし、この質量流量の水を蒸発させるには、理論上では 10W 程

度で十分であることから、投入電力を減らせるよう装置の断熱化など改良していく。

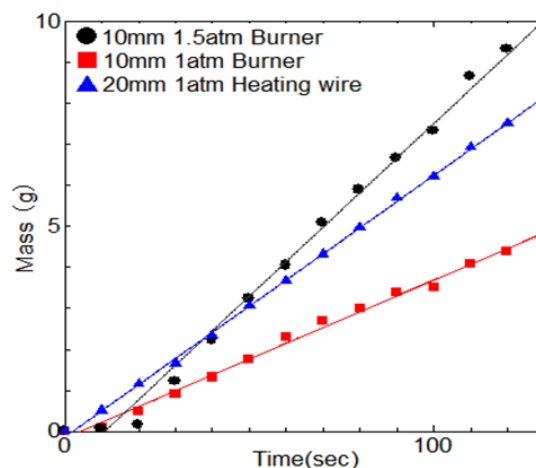


図 1 9 圧力容器(水)質量減少量と時間の関係

5.5 水推進剤を用いたホールスラスタ

水蒸気発生装置をホールスラスタ THT-VI に組み込んだ、水蒸気発生装置一体型ホールスラスタの断面図を図 2 0 に示す。このスラスタでは、トリムコイルの一部分にポーラス材を充填したホルダーを取り付け、水を流入させ加熱蒸気化する構造になっている。加熱の際、ホールスラスタの排熱を利用することで、使用電力を抑えることができる。

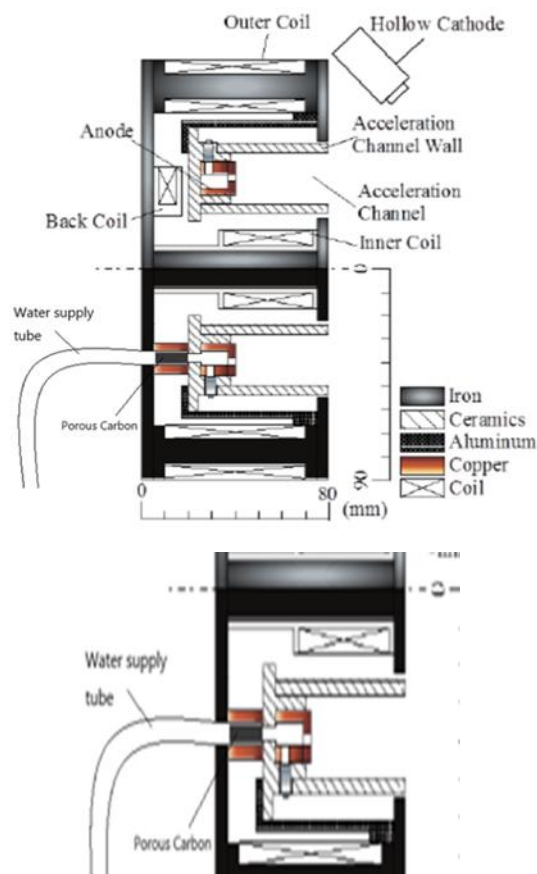


図 2 0 水蒸気発生装置一体型ホールスラスタの断面図

水蒸気推進剤ホールスラスタにおいては、これまでのキセノン推進剤にて最適化された、加速チャンネルや磁場の設計指針を変更する必要がある。水蒸気の衝突電離有効距離、電離エネルギーの大きさとキセノン原子のそれらとの相違、解離反応の有無などを考慮すると、長い加速チャンネル（有効長さ 50-100mm）、強い磁場（150-300 Gauss）、強磁場領域の拡大化（出口 30mm 程度の強磁場域）などが有効であると考えられ、マグネティックシールドリングの大幅な変更（不要か？）なども検討が必要である。

6. 今後の展望

大電力・高比推力ホールスラスタ（キセノン推進剤）の開発を目指し、性能測定実験と数値計算を行った結果、3,000 sec を越える比推力、60%以上の高推進効率を達成できる可能性が示された。2次元 Hybrid-PIC モデルによる数値計算結果と実験結果が比較的良好に一致し、数値計算の妥当性も示された。したがって、数値計算によるホールスラスタの性能予測が実行可能であると判断し、今後は大型の大電力高比推力ホールスラスタの性能と耐久性の予測へ取り組む。また、マグネティックシールドリング（MS）技術が使われたホールスラスタの開発は、スラスタの長寿命化、高効率化のために必要不可欠である。この技術は磁力線を放電室壁面と平行にすることで壁面におけるイオン衝突の低減を図るものである。一般的に、ホールスラスタはイオンの衝突によって引き起こされる放電室壁面の損耗で寿命が制限されており、将来の大型ミッションのためには大いに改善される必要がある。加えて、ホールスラスタはイオンの噴射によって推力を得る原理であるため、イオンが壁面で衝突すれば運動エネルギーの損失となり推進性能の低下に繋がる。以上のことから、MS はこれからの、次世代のホールスラスタに必要な技術である。大阪産業大学にて、MS 技術が使われた大型の大電力高比推力ホールスラスタの数値計算による性能予測、寿命評価が進行中である。

さらに、太陽系惑星・衛星起源の水・氷、二酸化炭素（ドライアイス）、メタン、窒素、ヘリウム、水素などを推進剤に利用すること、特に水・氷を利用した、水蒸気推進剤ホールスラスタの開発においては、これまでのキ

セノン推進剤の場合の知見が使えず、全く新しいホールスラスタの設計指針を検討しなければならない。今後の展開を期待して頂きたい。

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) 山本拓海, 島田貴久, 田原弘一: 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, June 2020, pp.3-8.
- 6) 山本拓海, 島田貴久, 伊月貴大, 永吉拓篤, 田原弘一: 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—, 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), オンライン開催, STEP-2020-023, 2021 年 1 月.
- 7) 島田貴久, 山本拓海, 田原弘一: 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, オンライン開催, 3J05, 2020 年 10 月.
- 8) 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: マグネティックシールド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.
- 9) 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.