

大阪工業大学 PROITERES 衛星 3 号機搭載用 低電力シリンドリカルホールスラスタの性能特性

Performance Characteristics of Low-Power Cylindrical Hall Thrusters onboard the Osaka Institute of Technology 3rd PROITERES-Satellite

○角間 徹生・籠田 泰輔・高畑 侑弥・小林 充宜・古久保 裕介・田原 弘一・高田 恭子(大阪工大)
池田 知行(東海大)

○Tetsuo Kakuma・Taisuke Kagota・Yuya Takahata・Mitsuyoshi Kobayashi・Yusuke Furukubo・Hirokazu Tahara・
Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology)
Tomoyuki Ikeda (Tokai University)

Abstract

The Osaka Institute of Technology (OIT) has been developing nano-satellites “PROITERES (in the Project of Osaka Institute of Technology Electric Rocket Engine onboard Small Space Ship)” since 2007. Now a day, OIT is developing the 3rd PROITERES-satellite for the moon exploration by powered-flight with electric thrusters. A low-power Cylindrical Hall Thruster (CHT) will be mounted in the satellite. In this study, the TCHT-5 was developed as a low-power CHT, and the performance was measured. As a result, the TCHT-5 achieved the performance of a thrust of 1.1-5.5 mN, a specific impulse of 366-1853 s, and a thrust efficiency of 8.6-34.0% with an input power of 23-163 W.

1. はじめに

人工衛星の打ち上げ件数は今世紀に入り急増している。その原因として、JAXA（宇宙航空研究開発機構）により開発された衛星と相乗りする小型衛星（ピギーバック衛星）が起因している。このピギーバック衛星による打ち上げの低コスト化が大学や民間企業による宇宙開発の参入を促進させている。

本大学においても電気推進機搭載小型人工衛星プロジェクト「PROITERES(Project of OIT Electric Rocket Engines on-board Small Space Ship)」が2007年より開始した。なおPROITERES衛星1号機に関しては2012年に打ち上げが成功した。PROITERES衛星2号機は2017年度打ち上げを目標に現在開発中である¹⁾。これらは主推進機として個体推進剤を用いるPPT(Pulsed Plasma Thruster)を採用した²⁾。そして現在は地球低軌道から月軌道まで遷移して、月探査を目的とする超小型人工衛星PROITERES衛星3号機が提案されている。PROITERES衛星3号機のイメージ図を図1に示す。この衛星の主推進機にはPPTよりも高推力・高比推力であるCHT(Cylindrical Hall Thruster)を採用した。CHTはホールスラスタの一種であり、中心に電磁石をもたない構造となっている。そのため、スラスタ自体の小型化が容易となっている。



図1 PROITERES衛星3号機イメージ図

2. 目的

本研究の目的は地球低軌道から月軌道までの遷移をおこなうことができるCHTを開発することである。PROITERES衛星3号機の質量は50kgと想定した場合、CHTに求められる性能は電力50Wにて比推力1300s以上である。そこで、本稿では開発したCHTの性能特性について記述する。

3. 実験装置

3.1 TCHT-5 先行研究ではPROITERES衛星3号機に搭載する低電力CHTの前段階として、TCHT-4が開発された。しかしこのスラスタは、磁気回路を形成する永久磁石が放電室に直接触れていたことから、熱減磁を起し、急激に推進性能が低下した³⁾。そこで新たに、熱減磁を考慮したうえで新たなCHT“TCHT-5”を開発した。TCHT-5の写真および断面図をそれぞれ図2、図3に示す。TCHT-5は熱減磁の対策だけではなく、最適な推進性能を得るために、磁極位置 X_m [mm]および放電室長 X_d [mm]を変えることができる機構をそれぞれに設けた。この可変機構の概略図を図4に示す。

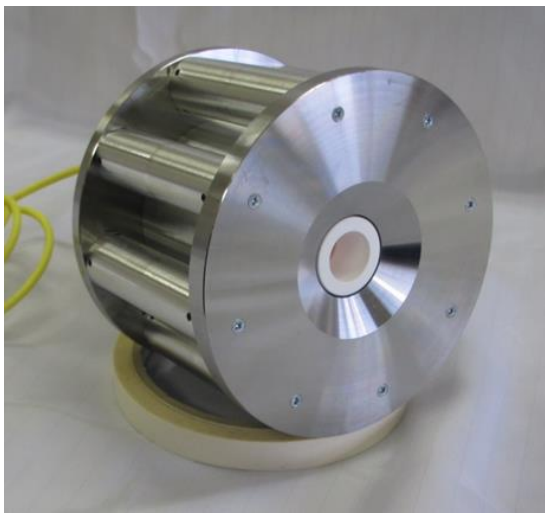


図2 TCHT-5の写真

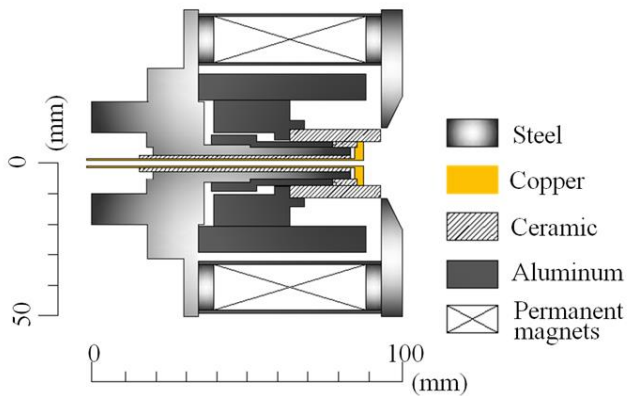


図3 TCHT-5の断面図

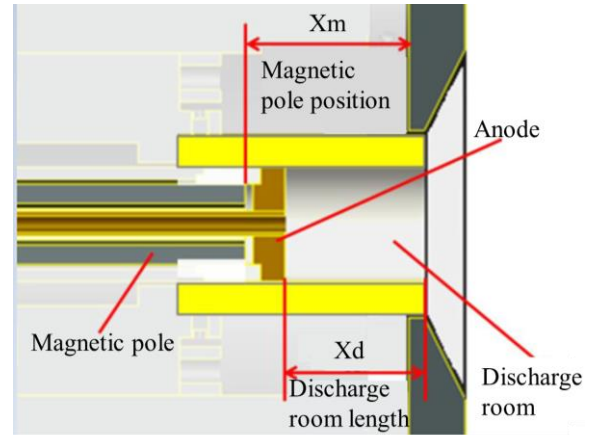


図4 可変機構の概略図

磁極位置を12mmとした場合に、磁場解析ソフト Quick field5.0を用いて磁場解析を行った。この時の解析から得ることができた磁力線形状を図5に、縦軸にスラスタにおける中心軸上での径方向磁束密度、横軸に放電室出口を0としたときの距離をとったグラフを図6に示す。図6より、磁極位置12mmにおいて、放電室出口から内側2mmの位置が最大径方向磁束密度180mTとなった。

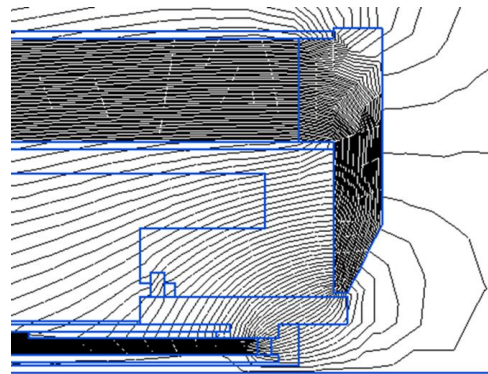


図5 TCHT5の磁力形状線図

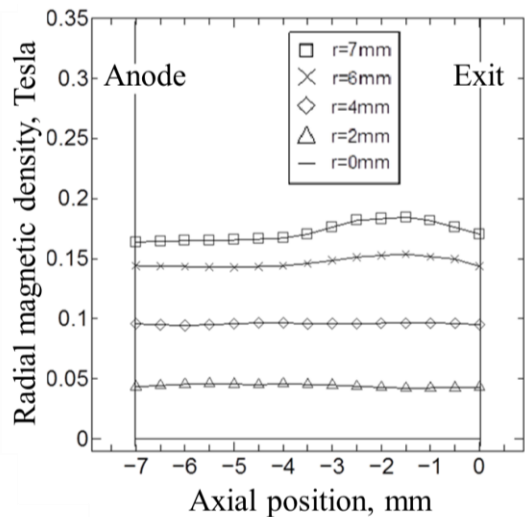


図6 方向磁束密度

3.2 ホローカソード 本研究ではホローカソードとして Veeco-ion-tech 社製の HCN-252 を使用した。図 7 にホローカソードの概略図を示す。ホローカソード内部のシリンダにはダブルカーボネイトが塗られたタンタル箔のインサータが挿入されている。図 7 に示すようにヒーターでインサータを加熱することにより、熱電子が放出される。放出された熱電子と作動ガスが電離衝突することによりプラズマが発生する。このときキーパーに電圧を印加することで、電子はプラズマを経由してキーパーに開けられたオリフィスから放出され、ホールスラスタに供給される。

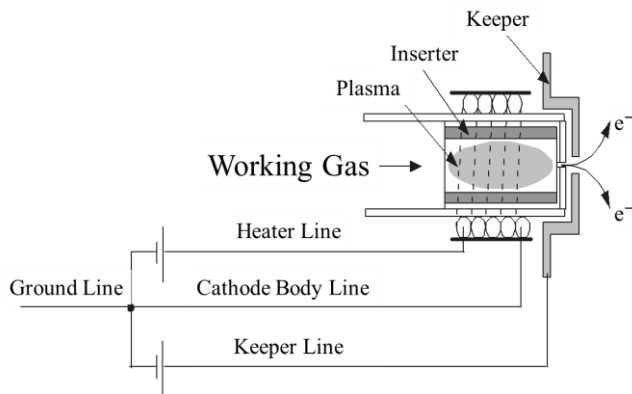


図 7 ホローカソード作動概略図

3.3 推力測定装置 開発した CHT の推力は数 mN オーダーと非常に小さく、接触式ロードセル等による測定は困難である。そこで本実験では変位の測定方法として、渦電流による非接触式微小変位計を用いて推力を取得した。また、スラスタスタンドには、多くの推進機の推力測定に用いられてきた振り子式スラスタスタンドを採用した^{4,5)}。本大学で開発したスラスタスタンドと推力測定システムをそれぞれ図 8、図 9 に示す

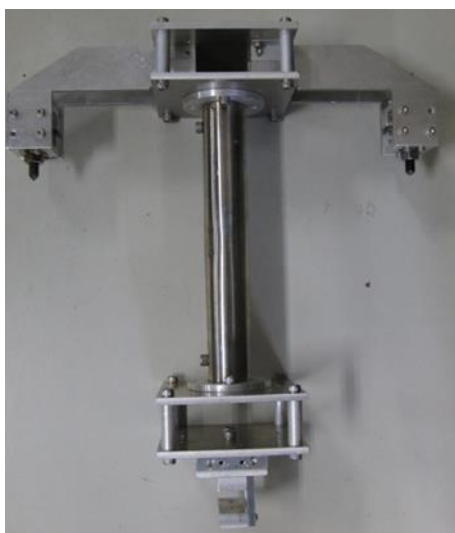


図 8 スラスタスタンド

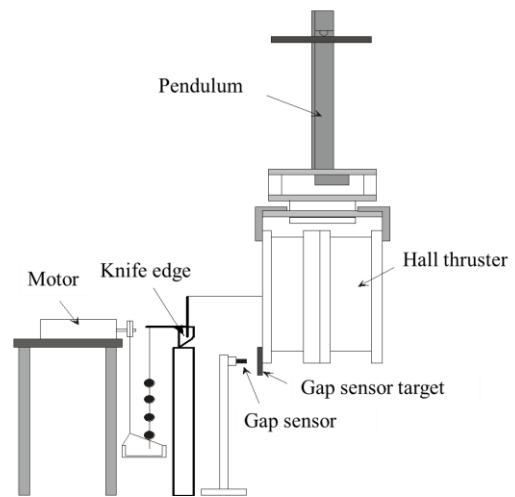


図 9 推力測定システム

3.4 真空容器 実験で使った真空容器の外観写真と実験装置の概略図をそれぞれ図 10、図 11 に示す。この真空装置は(株)大阪真空製の直径 1.2m、長さが 2.25m である。真空装置にはロータリーポンプとターボ分子ポンプが 2 組接続されている。排気速度は 10000L/s であり、内部圧力を最大 5.3×10^{-4} Pa まで下げることができ、スラスタの作動中は約 3.0×10^{-2} Pa に保つことができる^{6,7)}。

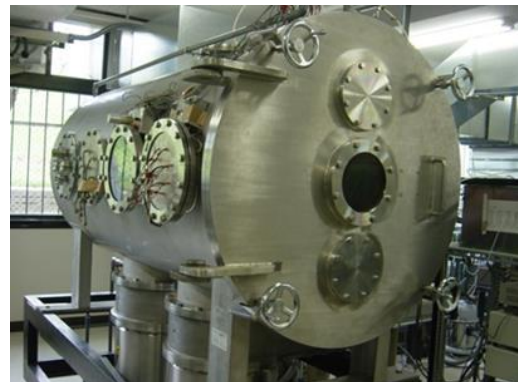


図 10 真空容器外観図

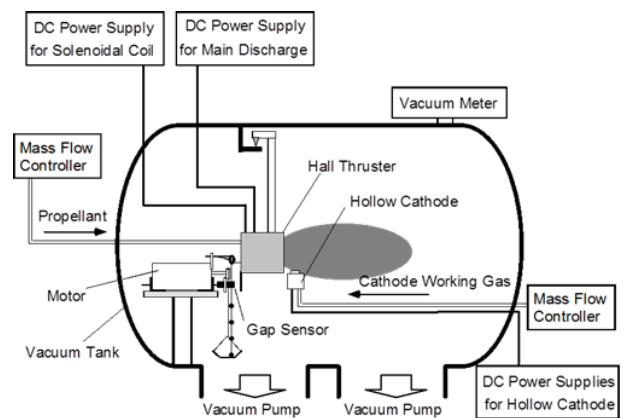


図 11 実験装置の概略図

4. 実験条件

4.1 磁極位置比較試験の実験条件 先行研究より磁極位置を奥にすることで性能が向上することは明らかとなった。そのため、磁極位置を変更した場合の実験条件は、TCHT-5の構造上の限界である磁極位置 $X_m=19, 22\text{mm}$ (放電室長 $X_d=12\text{mm}$)として実験を行った。実験条件を表1に示す。

表1 磁極位置比較試験の実験条件

磁極位置 X_m	19mm, 22mm
放電室長 X_d	12mm
放電電圧	150-1000V
推進剤	Xe
推進剤流量	0.3-0.4mg/s
カソード作動ガス流量	0.1mg/s

4.2 放電室長比較試験の実験条件 磁極位置の比較実験と同様に、磁極位置は最も奥である $X_m=22\text{mm}$ と固定して、放電室長を変更して実験をおこなった⁸⁾。このときの放電室長は $X_d=12\text{mm}$ と $X_d=15\text{mm}$ で比較をおこなった。実験条件を表2に示す。またこのときの条件である $X_m=22 \cdot X_d=12\text{mm}$ は磁極位置比較試験の条件と同様である。

表2 放電室長比較試験の実験条件

磁極位置	22mm
放電室長	12mm, 15mm
放電電圧	150-1000V
推進剤	Xe
推進剤流量	0.3-0.4mg/s
カソード作動ガス流量	0.1mg/s

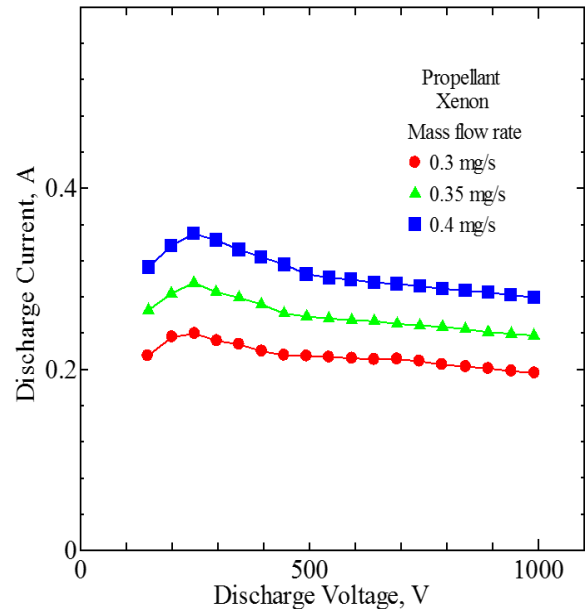
5. 実験結果

4章で記した条件で実験を行った。そのときの TCHT-5の作動中の写真を図12に示す。

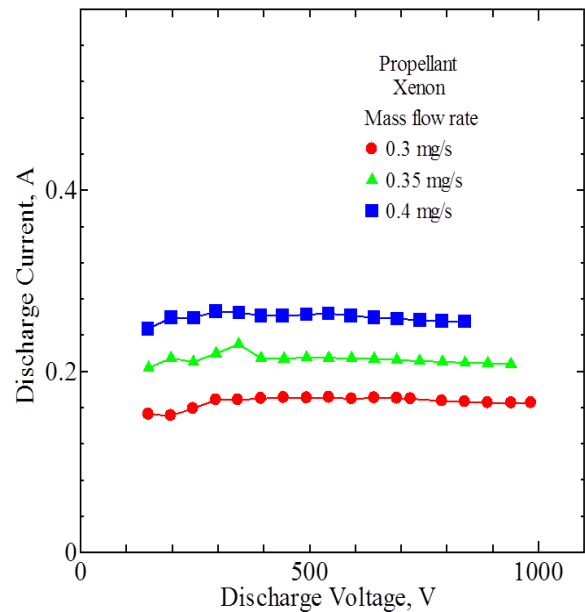


図12 TCHT-5の作動写真

5.1 磁極位置比較試験の実験結果 磁極位置を変更して実験を行った。このとき $X_m=22\text{mm}$ において、 0.35 mg/s に関しては 950V 、 0.4 mg/s においては 850 V 以降の電圧で作動を確認することが出来なかった。図13にそれぞれの放電電圧と放電電流の関係を示す。このとき全推進剤流量ともに、 $X_m=22\text{mm}$ において、放電電流が $X_m=19\text{mm}$ の時よりも下回るという結果になった。また、放電電流が $250\text{-}300\text{ V}$ を境に $X_m=19\text{mm}$ では減少、 $X_m=22\text{mm}$ では一定となり、低電圧モードから高電圧モードに移行したことがわかる。



(a) $X_m=19\text{mm}$

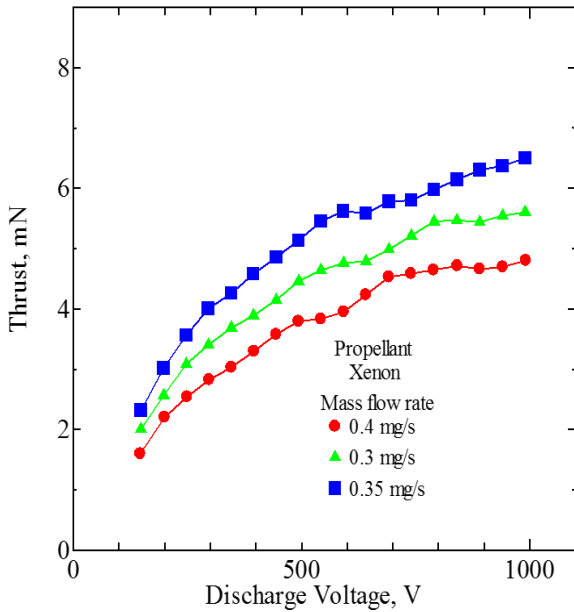


(b) $X_m=22\text{mm}$

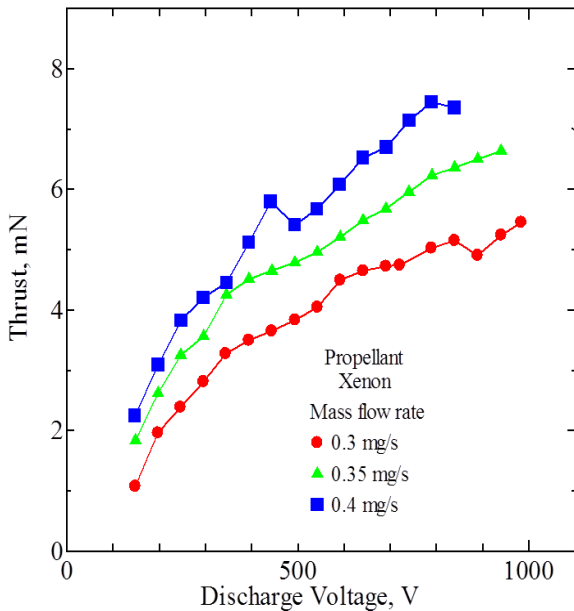
図13 放電電圧-放電電流の関係

図14にそれぞれの放電電圧と推力の関係を示す。 $X_m=19\text{mm}$ においては、推進剤流量 0.4mg/s のとき最大推

力は 6.4mN となった。Xm=22mm では推進剤流量 0.4mg/s のときに最大推力が 7.4mN となり、Xm=19mm よりも 1.0mN 高い結果を得ることができた。



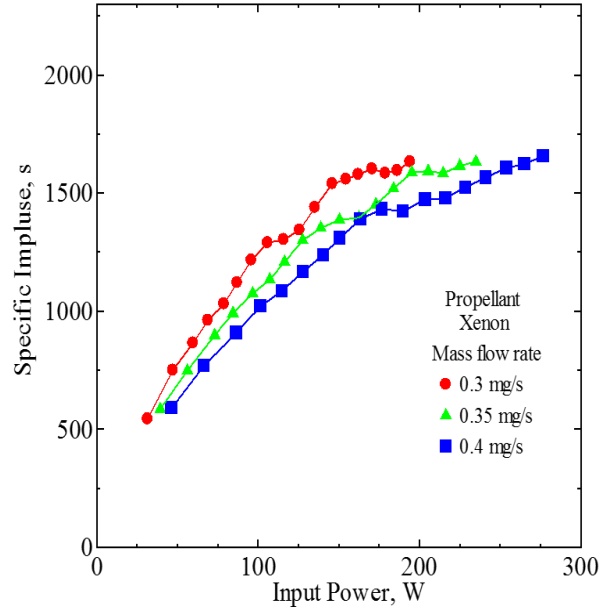
(a) Xm=19mm



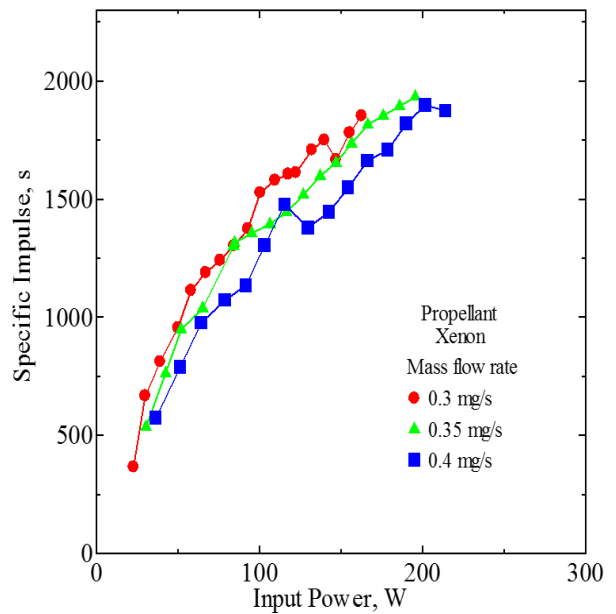
(b) Xm=22mm

図 14 放電電圧-推力の関係

投入電力と比推力の関係をそれぞれ図 15 に示す。PROITERES 衛星 3 号機の開発目標である 1300s 以上を低電力域で達成しているのは、Xm=19mm において推進剤流量 0.3 mg/s、投入電力 115 W にて比推力 1303s となった。Xm=22mm においては推進剤流量 84W にて比推力 1302s を達成した。Xm=22mm の方が電力を 30W 程度減少させることができた。



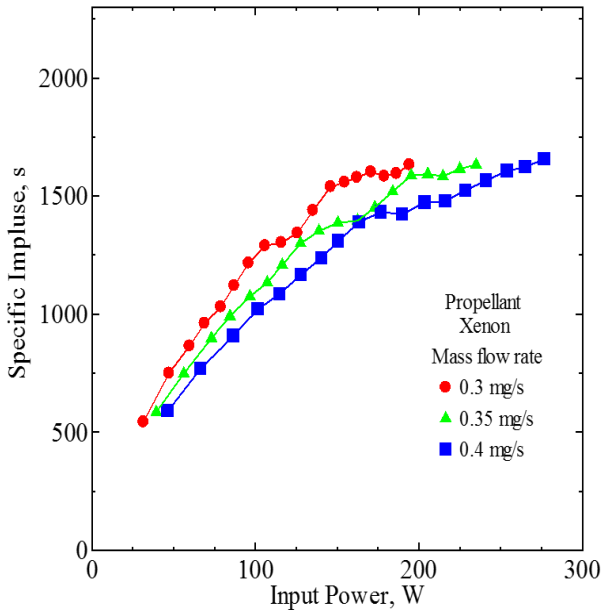
(a) Xm=19mm



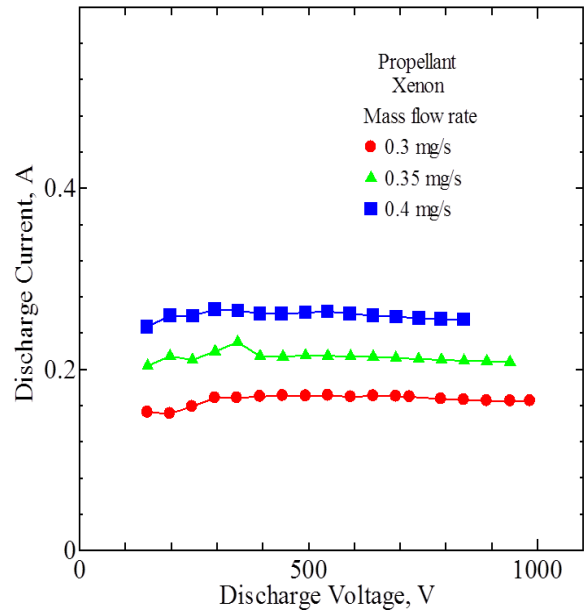
(b) Xm=22mm

図 15 投入電力-比推力の関係

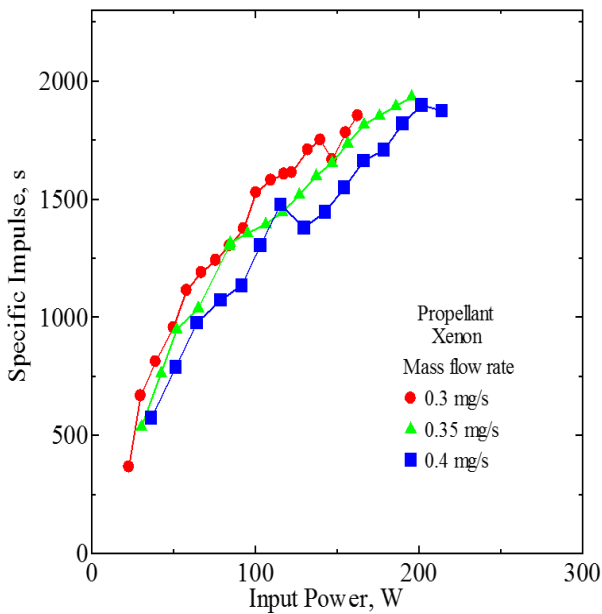
投入電力と推進効率の関係をそれぞれ図 16 に示す。投入電力と比推力の関係同様に同推進剤流量、同電力域で比較すると Xm=19mm においては投入電力 115 W で推進効率 21.2% となった。また、Xm=22mm においては投入電力 84W で推進効率 29.0% となり、Xm=22mm の方が 7.8% 向上した。



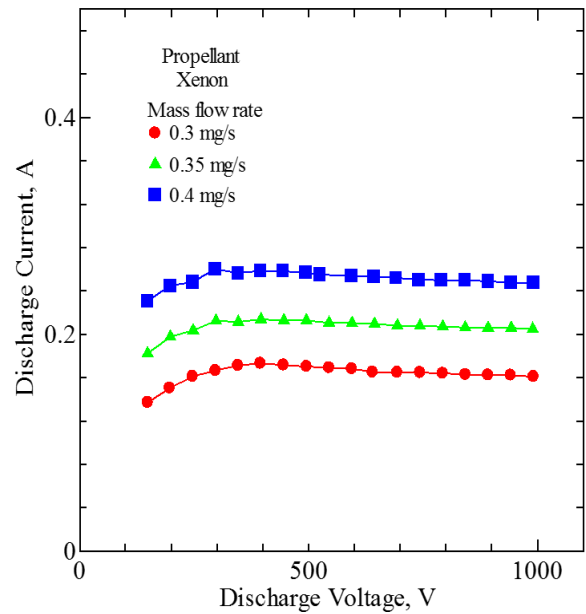
(a) $X_m=19\text{mm}$



(a) $X_d=12\text{mm}$



(b) $X_m=22\text{mm}$



(b) $X_d=15\text{mm}$

図 16 投入電力-比推力の関係

図 17 放電電圧-放電電流の関係

5.2 放電室長比較試験の実験結果 放電電圧と放電電流の関係をそれぞれ図 17 に示す。磁極位置の比較試験同様にどの推進剤流量とも 250-300V を境に、放電電流の減少を確認することが出来た。このことから、磁極位置の比較試験同様に、低電圧モードから高電圧モードに移行したことがわかる。

図 18 にそれぞれの放電電圧と推力の関係を示す。図 18 のグラフから、最大推力で比較を行うと、 $X_d=15\text{mm}$ の方が 7.0mN と、 $X_d=12\text{mm}$ よりも 0.4mN 低い結果となった。

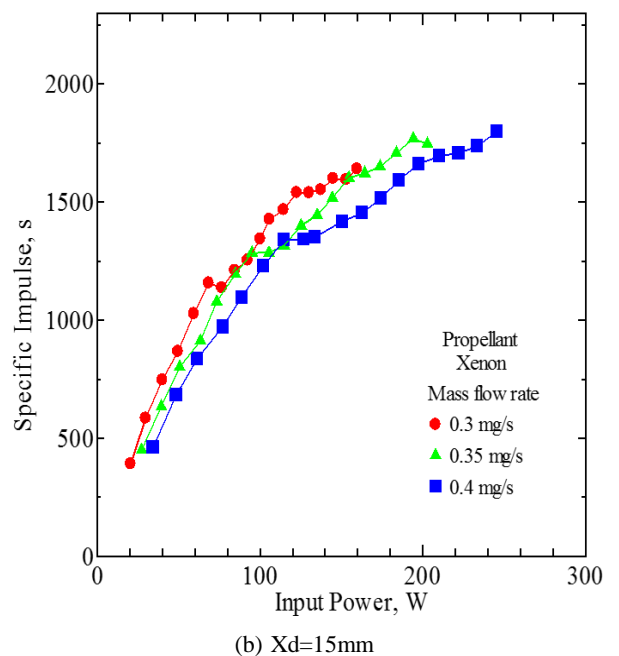
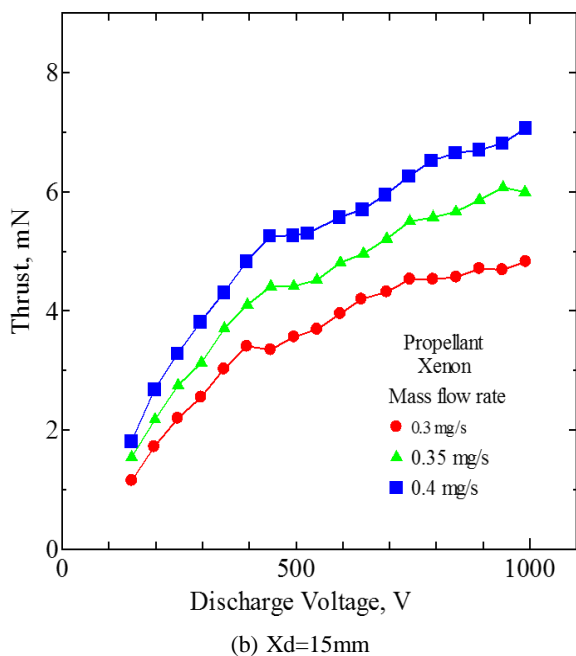
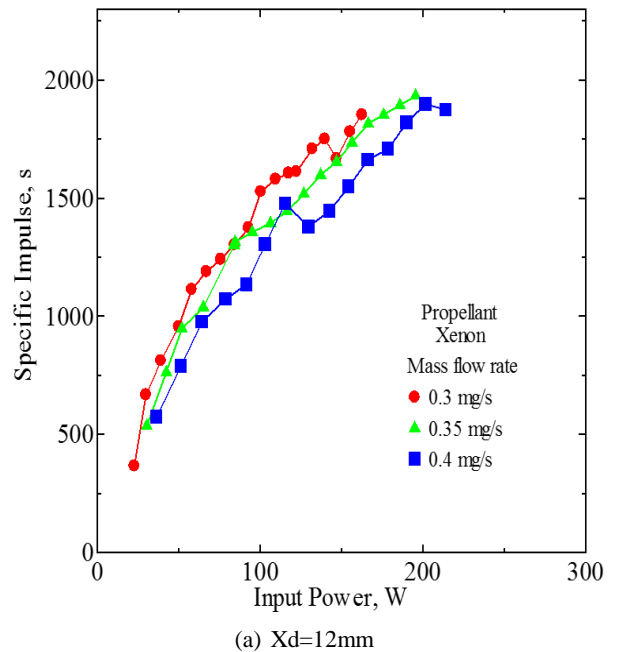
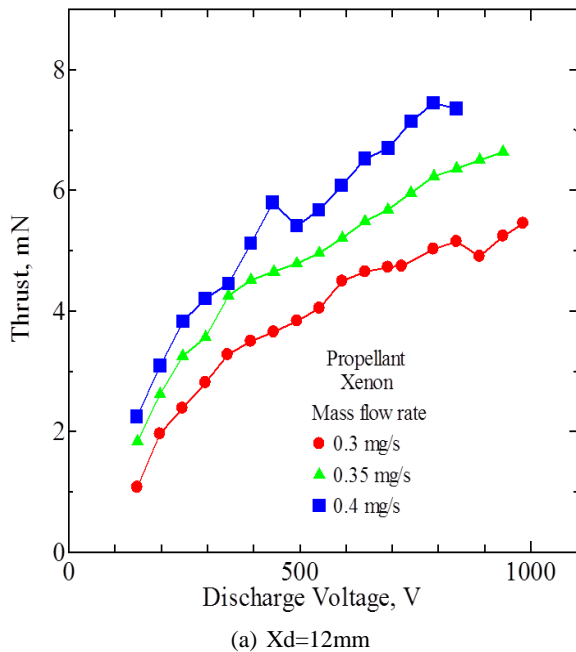
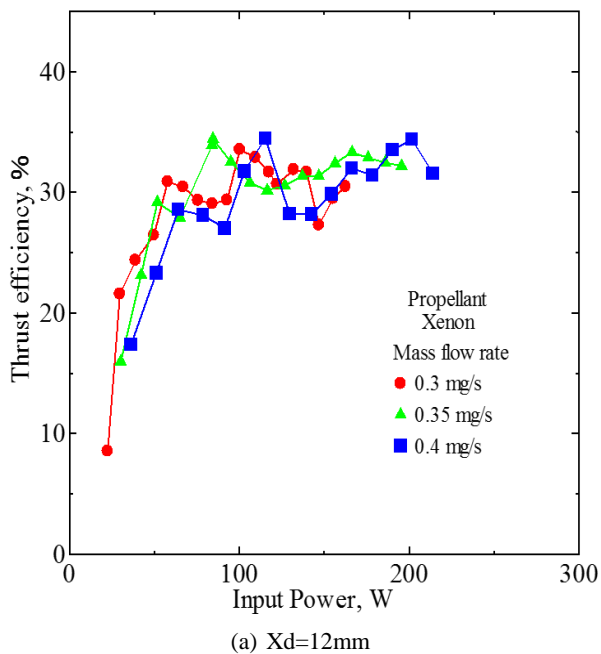


図 18 放電電圧-推力の関係

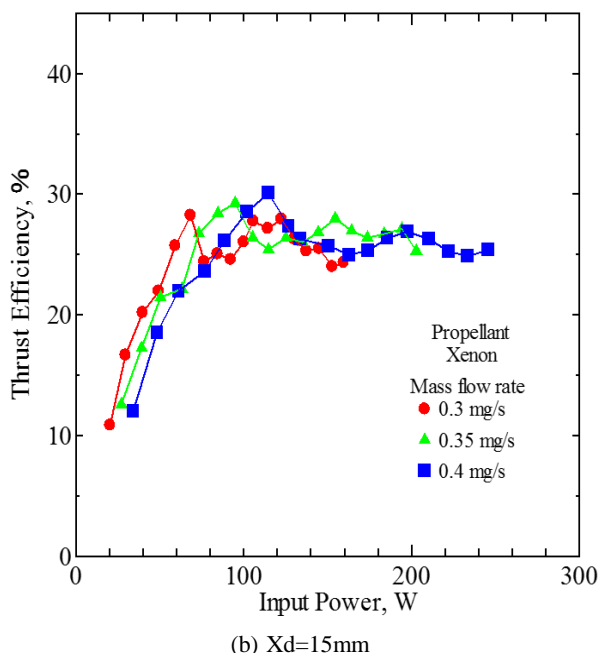
図 19 投入電力-比推力の関係

投入電力と比推力の関係をそれぞれ図 19 に示す。磁極位置の比較と同様に PROITERES 衛星 3 号機の目標性能である比推力 1300s 以上を低電力域で達成している領域は、Xd=15mm では推進剤流量 0.3mg/s、投入電力 100W にて比推力 1344s となった。そのため、同比推力域では Xd=15mm の方が 16W 上昇する結果となった。

投入電力と推進効率の関係をそれぞれ図 20 に示す。投入電力-比推力の関係同様に同推進剤流量・同電力域で比較すると、Xd=15mm においては投入電力 100W にて推進効率 26.0%となった。また、Xd=12mm では投入電力 84 W にて推進効率 29.0%となるため、同比推力域では Xd=15mm の方が 3.0%減少する結果となった。



(a) $X_d=12\text{mm}$



(b) $X_d=15\text{mm}$

図 20 投入電力-推進効率の関係

6. 結論・考察

磁極位置の性能比較試験および放電室長の比較試験を行った。その結果、磁極位置比較試験では磁極位置が長い方が、放電室長比較試験においては放電室長が短い方が良好な性能となった。その条件は $X_m=22\text{mm} \cdot X_d=12\text{mm}$ である。この条件で得ることができた推進性能は、目標性能である比推力 1300s のとき、投入電力 84W、推進効率 29.0% を達成することができた。しかし、PROITERES3 号機搭載用 CHT の要求性能は投入電力 50W であるため、より低電力にする必要がある。

それぞれの比較実験において性能が向上した原因は、磁極位置が長くなることで、磁気ミラー効果により捕捉された電子が、プラズマの生成を促進させたためと考えられる。また、加速領域（放電室長）が短くなることで、加速されたイオンの放電室壁面による損失が小さくなったため性能が向上したと考えられる。

参考文献

- 1) Kamimura, and T., Tahara, H. : R&D, Launch and Initial Operation of the Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite with Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters and Development of the 2nd and 3rd Satellites, AIAA Propulsion and Energy 2014, AIAA-2014-3609, 2014.
- 2) Kanaoka, K., Fujita, R., Muraoka, R., Tahara, H., and Wakizono, T. : Research and Development of High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference, 6th Nano-Satellite Symposium, IEPC-2015-22/ISTS-2015-b-22, 2015.
- 3) Ikeda, T., Ozaki, J., Araki, S., Nishizawa, Y., Inoue, Y., Iguchi, T., Tahara, H., and Watanabe, Y. : Research and Development of Nano-Satellite PROITERES Series at Osaka Institute of Technology, 28th International Symposium on Space Technology and Science, Japan, Paper No. ISTS 2011-j-21, 2011.
- 4) Nishida, M., Ikeda, T., and Tahara, H. : Research and Development of Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellite Series with Electric Rocket Engines, Fourth Asian Conference on Mechanics of Functional Materials and Structures, PS-21, 2014.
- 5) Kagota, T., Kawamura, T., Mito, Y., Nishida, M., Ikeda, T., and Tahara, H. : Performance Characteristics of High-Specific-Impulse Hall Thrusters for In-space Propulsion, AIAA Propulsion and Energy 2014, AIAA-2014-3817 2014.
- 6) Takahata, Y., Ikeda, T., Nishida, M., Kagota, T., Kakuma, T., and Tahara, H. : Research and Development of High-Power, High-Specific-Impulse Magnetic-Layer-Type Hall Thrusters for Manned Mars Exploration, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium, IEPC-2015-302/ISTS-b-302, 2015.
- 7) Kagota, T., Takahata, Y., Kakuma, T., Nishida, M., Ikeda, T., and Tahara, H. : Performance Characteristics of High-Power, High-Specific-Impulse Anode-Layer-Type Hall Thrusters for In-Space Propulsion, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium, IEPC-2015-153/ISTS-b-153, 2015.
- 8) Kakuma, T., Ikeda, T., Nishida, M., Kagota, T., Takahata, Y., and Tahara, H. : Research and Development of Low-Power Cylindrical-Type Hall Thrusters for Nano/Micro-Satellites, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium, IEPC-2015-151/ISTS-b-151, 2015.