

月探査を目的とした超小型人工衛星搭載用低電力 シリンドリカル型ホールスラスタの開発研究

Research and Development of Low-Power Cylindrical Hall Thrusters onboard Small/Nano Satellites for Moon Exploration

○角間徹生, 池田知行, 西田万里, 籠田泰輔, 高畑侑弥, 田原弘一(大阪工業大学)

Tetsuo Kakuma, Tomoyuki Ikeda, Masato Nishida, Taisuke Kagota, Yuya Takahata
and Hirokazu Tahara (Osaka Institute of Technology)

At Osaka Institute of Technology (OIT), the development of nano-satellites “PROITERES (Project of Osaka Institute of Technology Electric Rocket Engine onboard Small Space Ship)” started since 2007. Now a day, OIT is planning to develop the 3rd PROITERES satellite with purpose of moon exploration. In this mission, low-power cylindrical Hall thrusters (CHT) will be mounted. In this study, a new CHT for named TCHT-5 was developed, and the performance was measured. As a result, TCHT-5 got performance of thrust 1.1-5.5 mN, specific impulse 366-1853 sec, and thrust efficiency 8.6-34.0% with 23-163 W.

Key Word: Electric Propulsion, Cylindrical Hall Thruster, Small/Nano Satellites, Moon Exploration, Powered flight

1. はじめに

近年, 大学等の研究機関では従来の人工衛星の 1/20 から 1/50 の費用で開発を行う超小型人工衛星の開発が活発に行われている¹. 2007年より大阪工業大学においても, 電気推進ロケットエンジン搭載小型スペースシッププロジェクト「プロイテレス」(PROITERES : Project of Osaka Institute of Technology Electric Rocket Engine onboard Small Space Ship)が立ち上げられた. 2012年9月に電気推進機の一つであるパルスプラズマスラスタ(PPT : Pulsed Plasma Thruster)を搭載したプロイテレス衛星 1号機の打ち上げが行われた. プロイテレス衛星 2号機は衛星 1号機同様 PPT を搭載し, 打ち上げを 2016年に予定している. また, 打ち上げ時期は未定であるが地球軌道から月軌道までの軌道上昇を目的とし, 電気推進機の一つであるシリンドリカル型ホールスラスタ(CHT : Cylindrical Hall Thruster)を搭載する 50 kg 級の超小型月探査機プロイテレス衛星 3号機の開発を進めている.

CHT は 2000年にプリンストン大学プラズマ物理研究所(PPPL : Princeton Plasma Physics Lab)で開発されたホールスラスタである². 従来の円環状の放電室を持つホールスラスタと違い, 円形上の放電室を持つ構造となっている. このことから, 同一口径のホールスラスタと比較すると, 放電室体積に対する表面積が小さく, プラズマの壁面損失を抑制することが可能であるため, 小型化および消費電力の低減が期待できる^{3,4}. そのため, 50 kg 級の超小型人工衛星となるプロイテレス衛星 3号機には CHT が適当である. 本研究では超小型月探査機搭載用試験機 CHT 「TCHT-5」を設計開発し, その性能特性を取得した.

2. 実験装置

2-1 TCHT-5

設計・製作した TCHT-5 の写真と断面図を図 1 に示す. TCHT-5 は低電力化を図るために磁気回路

形成に永久磁石を用いた。このとき、熱減磁による性能の低下を抑えるために永久磁石をスラスト外周部に配置できるように設計した。また、最適な磁場形状を得るため磁極位置 X_m を 11-22 mm、放電室長 X_d を 7-17 mm まで変更することが出来る可変機構を設けた。このときの磁極位置と放電室長の概要図を図 2 に示す。

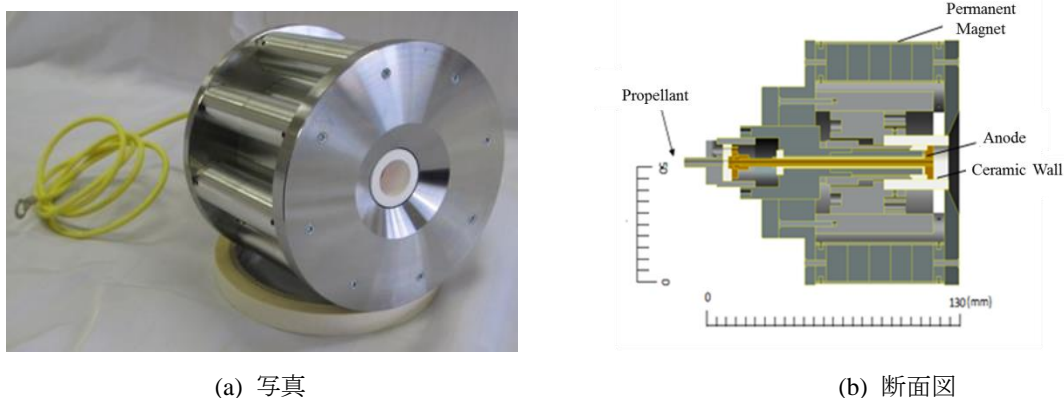


図 1 TCHT-5

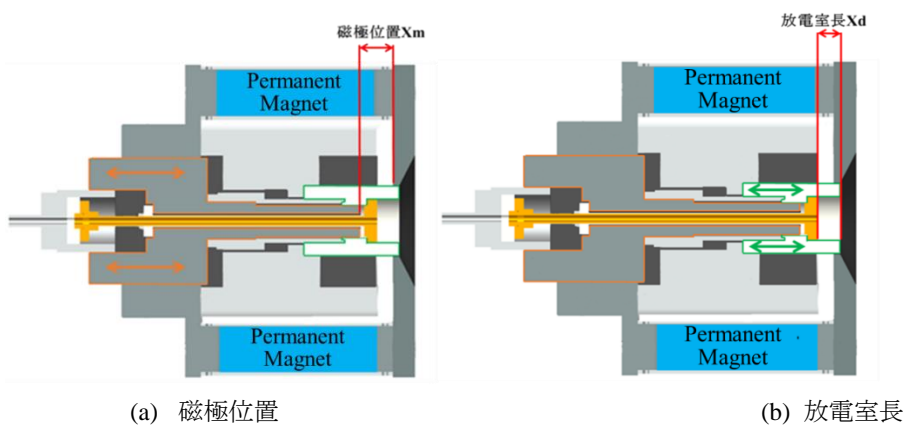


図 2 TCHT-5 の可変機構

Quick Field5.0 を用いて磁場解析をしたときの TCHT-5 の磁場形状と、径方向の磁束密度をそれぞれ図 3 に示す。その結果、放電室出口から放電室内側方向に 2 mm の位置において最大径方向磁束密度が 184 mT となった。

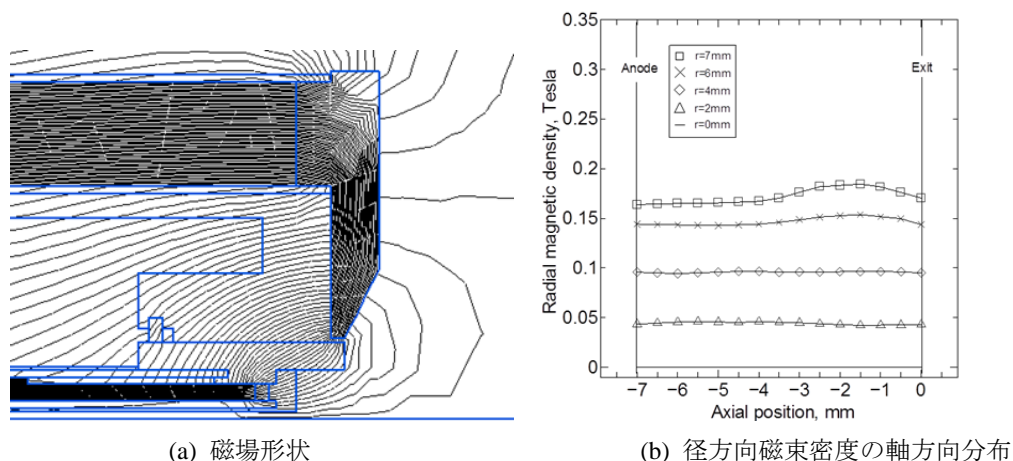


図3 TCHT-5の磁場解析結果

2-2 真空容器

実験で使用し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4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る。スラスタの作動中は約 3.0×10^{-2} Paに保つことができる。

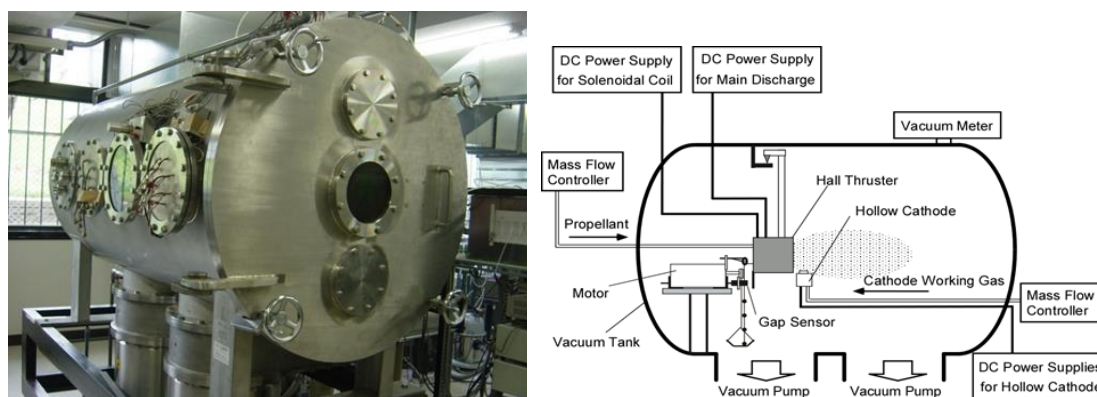


図4 実験装置

2-3 測定装置

スラスタの性能評価をするにあたって、推力の測定は極めて重要である。しかしCHTの推力は数mNオーダーと小さく、接触式のロードセル等による測定は困難である。そこで、本実験では渦電流方式の非接触式微小変位計を用いて推力を測定する方法を採用した。このときの測定装置の概略図を図5に示す。推力の測定は既知の水平方向荷重を変位計が読み取ることで、既知の荷重とその変位の関係を導く。そして、実験時に測定された変位をこの関係を用いることで推力を導出した。

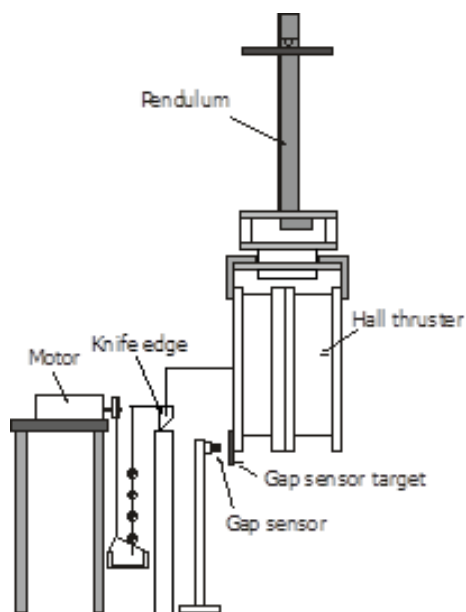


図5 推力測定装置の概略図

3. 月探査機搭載用スラストの目標性能

一般的な人工衛星の飛行軌道計画としてホーマン遷移が挙げられるが、CHT では推力が小さいためこの軌道をとることができない。そこで、CHT 搭載プロイテレス衛星3号機の軌道計画として螺旋軌道を採用した。プロイテレス衛星3号機の質量を 50 kg、搭載する推進剤質量を 15-20 kg と仮定したとき比推力が 1300-1900 sec 必要となる。このとき、月軌道に到達するための比推力と推進剤搭載質量の関係図を図6に示す。また、電力の供給源は太陽電池のみとすると、CHT に使用できる電力を 50 W 程度と想定した。したがって、電力 50 W 作動時における比推力 1300-1900 sec を達成することを開発目標とした。

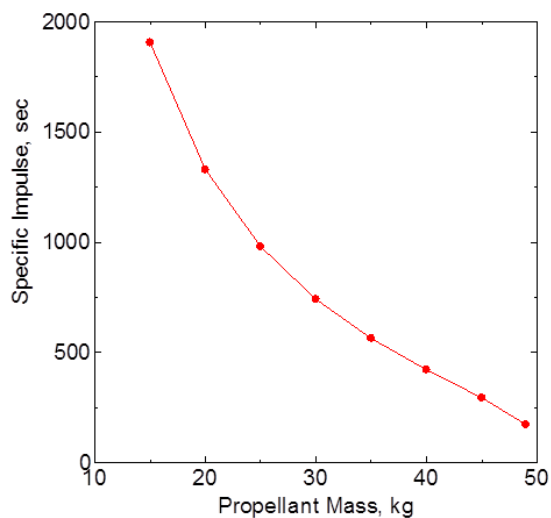


図6 比推力と推進剤搭載質量の関係

4. TCHT-5 の性能測定

本章では TCHT-5 の磁極位置を変更した場合、放電室長を変更した場合の推進性能をそれぞれ比較する。

4-1 磁極位置の違いによる性能比較

4-1-1 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⁵。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 $X_m=19, 22$ mm(放電室長 $X_d=12$ mm)として実験を行った^{6,7}。実験条件を表 1 に示す。このとき、 $X_m=22$ mm、推進剤流量が 0.3 mg/s においてのみ 150-1000 V となった。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。

表 1 磁極位置の違いによる実験条件

磁極位置 X_m	19 mm	22 mm
放電室長 X_d	12 mm	
放電電圧	150-1000 V	
推進剤	Xe	
質量流量	TCHT-5	0.3-0.4 mg/s
	ホローカソード	0.1 mg/s

4-2 実験結果

TCHT-5 の作動中の写真を図 7 に示す。



図 7 TCHT-5 作動写真

図 8 に放電電圧と放電電流の関係を示す。全推進剤流量ともに、磁極位置 $X_m=22$ mm において、放電電流が $X_m=19$ 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 250-300 V を境に $X_m=19$ mm では減少、 $X_m=22$ 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。

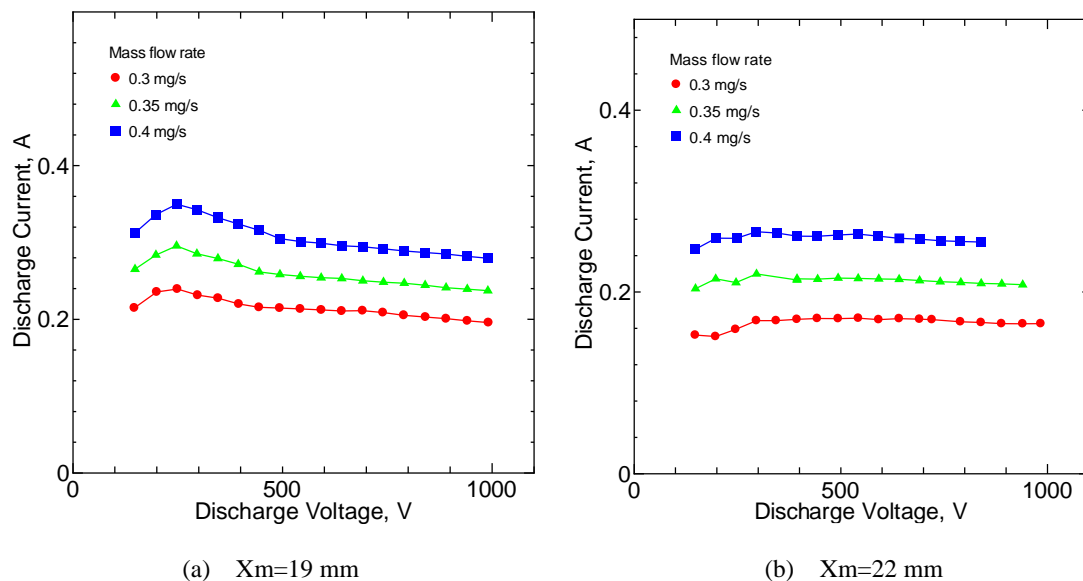


図 8 放電電圧-放電電流の関係

投入電力と比推力の関係を図 9 に示す。プロイテレス衛星 3 号機の開発目標である 1300-1900 sec を低電力域で達成しているのは、 $X_m=19$ mm において推進剤流量 0.3 mg/s、投入電力 115 W にて $I_{sp}=1303$ sec となった。 $X_m=22$ mm においては 84 W にて $I_{sp}=1302$ sec を達成した。 $X_m=22$ mm の方が電力を 30 W 程度減少させることができる結果となった。

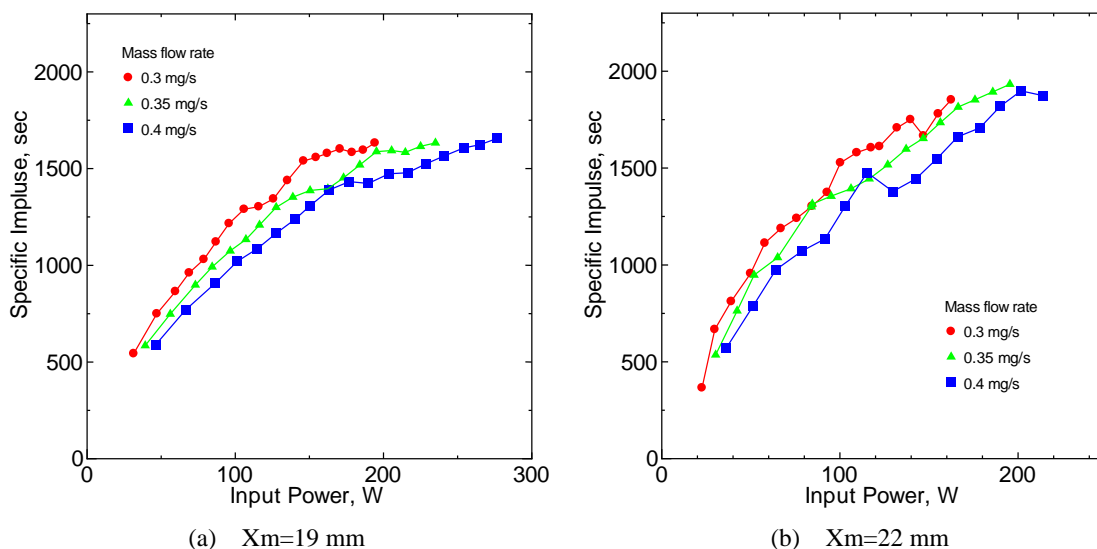


図9 投入電力-比推力の関係

図 10 に投入電力と推進効率の関係を示す。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 $X_m=19$ mm においては 115 W で 21.2% となった。 $X_m=22$ mm においては 84 W で推進効率 29.0% となった。 $X_m=22$ mm の方が 7.8% 向上する結果となった。

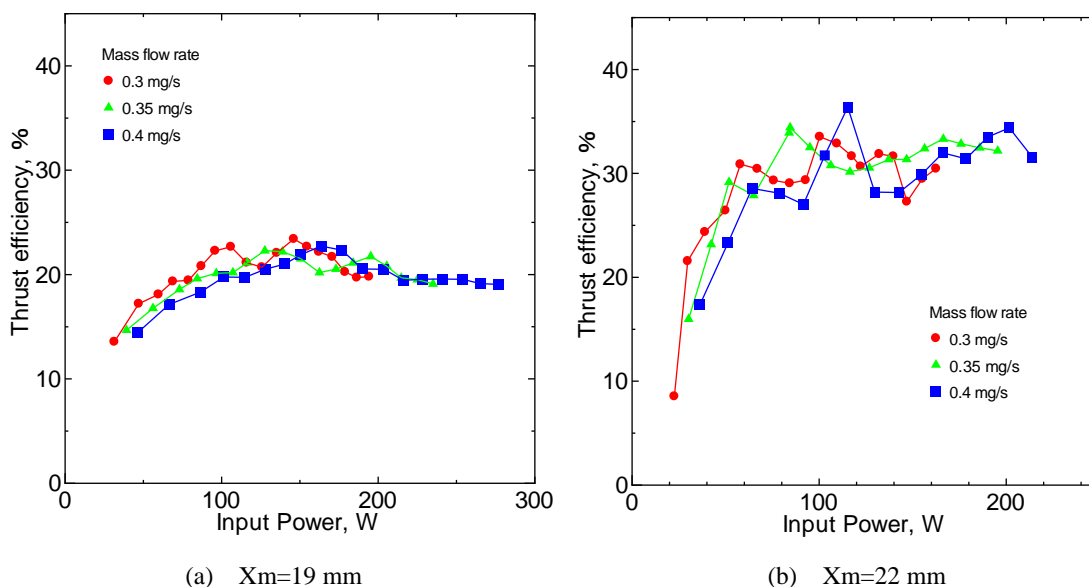


図 10 投入電力-比推力の関係

4-2 放電室長の違いによる性能比較

4-2-1 実験条件

磁極位置の比較実験にて性能が良好であった $X_m=22$ mm, $X_d=12$ mm と放電室長のみ長くした場合の性能を比較するため, $X_d=15$ mm で実験を行った。この時の実験条件を表 2 に示す。

表 2 放電室長の違いによる実験条件

磁極位置 X_m	22 mm	
放電室長 X_d	12 mm	15 mm
放電電圧	150-1000 V	
推進剤	Xe	
質量流量	TCHT-5	0.3-0.4 mg/s
	ホローカソード	0.1 mg/s

4-2-2 実験結果

放電電圧と放電電流の関係を図 11 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。

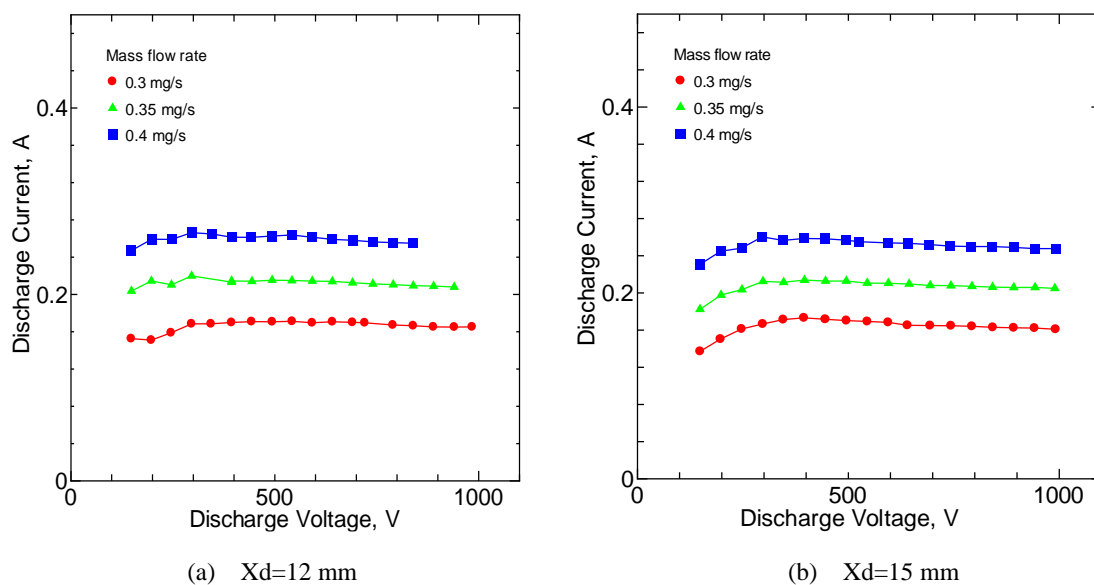


図 11 放電電圧-放電電流の関係

投入電力と比推力の関係を図 11 に示す。磁極位置の比較と同様にプロイテレス衛星 3 号機の目標性能を低電力域で達成している領域は、 $X_d=15$ mm では推進剤流量 0.3 mg/s、投入電力 100 W にて $I_{sp}=1344$ sec となった。そのため、同比推力域では $X_d=15$ mm の方が 16 W 上昇する結果となった。

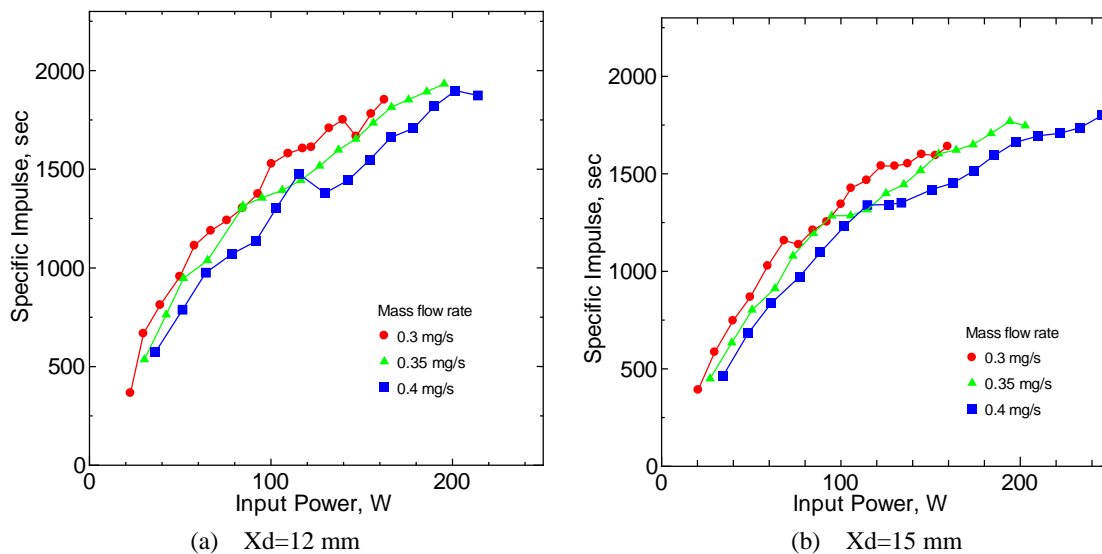


図 11 投入電力-比推力の関係

投入電力と推進効率の関係を図 12 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、 $X_d=15$ mm においては投入電力 100 W にて推進効率 26.0% となった。また、 $X_d=12$ mm 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 $X_d=15$ mm の方が 3.0% 減少する結果となった。

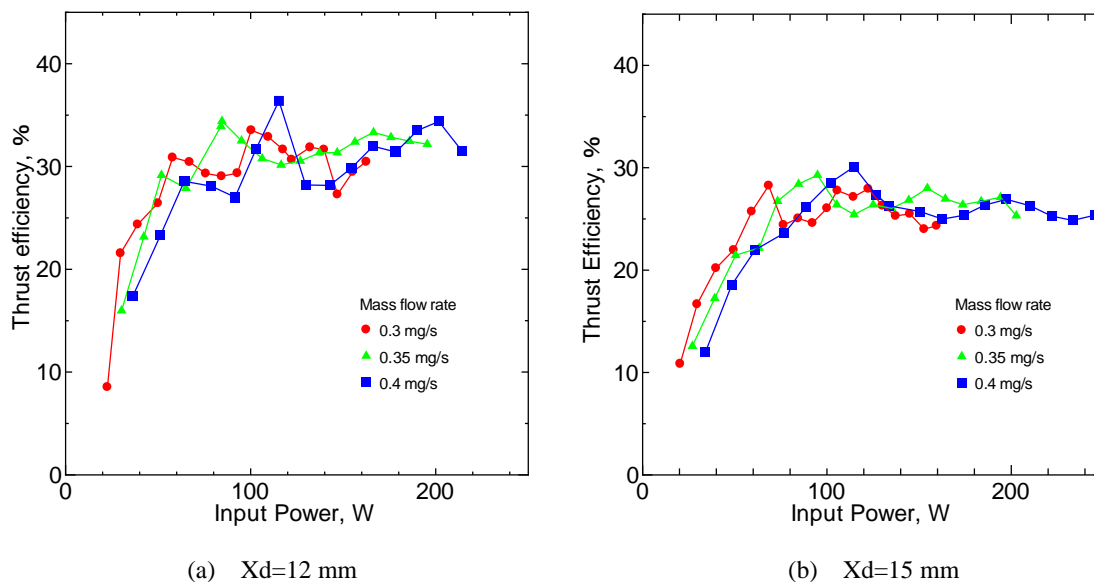


図 12 投入電力-推進効率の関係

5. 結論・考察

5-1 磁極位置の性能比較試験の結論・考察

磁極位置の比較試験において、磁極位置 $X_m=19\text{ mm}$ と $X_m=22\text{ mm}$ では、比推力・推進効率ともに磁極位置が奥となっている $X_m=22\text{ mm}$ の方が良好となった。磁極位置を奥にすることで、磁気ミラー効果による電子の補足が促進されたためと考えられる。その結果、目標性能である比推力 1300 sec 以上を $X_m=22\text{ mm}$ において 84 W 作動で推進効率 29.0% を達成した。 $X_m=19\text{ mm}$ と同比推力域で比較すると、電力 30 W の減少と推進効率 7.8% の向上となった。

5-2 放電室長の性能比較試験の結論・考察

磁極位置の比較試験で良好な性能であった放電室長 $X_d=12\text{ mm}$ と放電室のみを長くした場合の $X_m=15\text{ mm}$ で性能比較試験を行った。その結果、目標性能である 1300 sec 以上では $X_d=15\text{ mm}$ の方が電力は 16 W 上昇し、推進効率は 7.5% 低下する結果となった。放電室長を長くすることで噴出された陽イオンが放電室壁出口に触れることにより、 $X_d=12\text{ mm}$ よりも性能が低下したと考えられる。

6. 参考文献

- (1) 東北大学超小型衛星開発チーム著, 吉田和哉監修, 「マイクロサット開発入門」2011年4月, 東北大学出版会.
- (2) Y. Raitses, N. J. Fisch, K. Ermer and C. B. Burlingame: A Study of Cylindrical Hall Thruster for Low Power Space Application, Princeton Plasma Physics Laboratory, Princeton University, Princeton, NJ, USA, Paper PPPL-3479, 2000.
- (3) Tomoyuki Ikeda, Kazuya Togawa, Naru Sugimoto, Yohei Mito, Ryo Yamamoto, Yuki Kato and Hirokazu Tahara : 「Research and Development of Cylindrical Hall Thrusters for Small Spacecraft」, 29th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2013-b-20, 2013.
- (4) 川村剛史, 池田知行, 三藤陽平, 西田万里, 籠田泰輔, 田原弘一, 渡辺洋介: 「超小型人工衛星搭載用微小電力シリンドリカルホールスラスタの性能特性」第57回宇宙科学技術連合講演会, 1I01, 2013.
- (5) 池田知行, 三藤陽平, 西田万里, 籠田泰輔, 川村剛史, 田原弘一: 「低電力シリンドリカル型ホールスラスタの基礎作動試験と推進性能」JAXA, 宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-55, 2013.
- (6) 高畑侑弥, 池田知行, 西田万里, 籠田泰輔, 角間徹生, 田原弘一「大阪工業大学プロイテレス衛星3号機月探査動力飛行用シリンドリカル型ホールプラズマエンジンの開発研究」電気学会プラズマ研究会, PST-14-032, 2014.
- (7) 角間徹生, 高畑侑弥, 籠田泰輔, 西田万里, 池田知行, 田原弘一: 「大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス3号機搭載用シリンドリカル型ホールスラスタの開発研究」第51回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋季大会, A7, 2014.