

大阪工業大学プロイテレス衛星

1、2号機搭載用電熱加速型パルスプラズマスラスタの性能特性

Performance Characteristics of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for the 1st and 2nd Osaka Institute of Technology PROITERES Satellites

○村岡 力夫 (大阪工大・工・学) , チン カンシュン (大阪工大・工・学) ,
木咲 秀彌 (大阪工大・工・院) , 田中 慎人 (大阪工大・工・院)
田原 弘一 (大阪工業大学・工) , 脇園 堯 (ハイサーブ)

1 緒 言

大阪工業大学では、電気推進ロケットエンジンを搭載した小型人工衛星実用機の打ち上げを目標とし、「大阪工業大学・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 (Project of OIT Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES:プロイテレス))」を行っている。2012年9月9日にインド宇宙研究機関 (ISRO) の PSLV ロケットにより、プロイテレス衛星 1 号機が打ち上げられた。そのイメージ図を Fig.1 に、衛星のスペックを Table 1 に示す。電気推進ロケットエンジンには電熱加速型パルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) を使用し、1km の軌道変更を行う。また、プロイテレス衛星 2 号機の開発が 2010 年 11 月にスタートした。Fig.2 にそのイメージ図を示す。同じく電熱加速型 PPT を使用し 400Km の長距離軌道変更を行う。本研究では、長時間作動可能なプロイテレス 2 号機搭載用大電力電熱加速型 PPT の概念設計と放電室の形状の変化が推進性能にどのような影響を及ぼすか初期推進性能を調べた。

Table 1 Spec. of 1st PROITERES Satellite

Specifications	Value
Mass	14.5kg
Dimensions	Cube,300mm on a side
Electrical power	10W
Altitude	670km
Development period	4year
Life time	More than one year
Orbit	Sun-synchronous orbit
Launch vehicle	PSLV



Fig.1 1st PROITERES Satellite

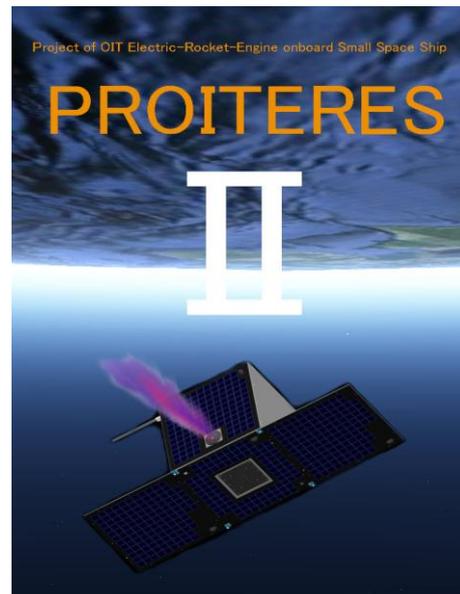


Fig.2 2nd PROITERES Satellite

2 電熱加速型パルスプラズマスラスタ

電熱加速型 PPT の概略図を Fig.3 に示す。充電回路によりキャパシタが充電され、イグナイタによるイグニッション放電によりアノード-カソード間に主放電が誘発される。放電は、ピークで数 kA、幅 $10\mu s$ 程度のパルス状電流であり、10J 程度の充電エネルギーにおいても、プラズマへのエネルギー供給は瞬間では MW のオー

ダーとなる。主放電により昇華した固体推進剤 PTFE は放電電流によりジュール加熱を受け、放電室内の圧力が上昇し、下流へ加速され、推力を得る。

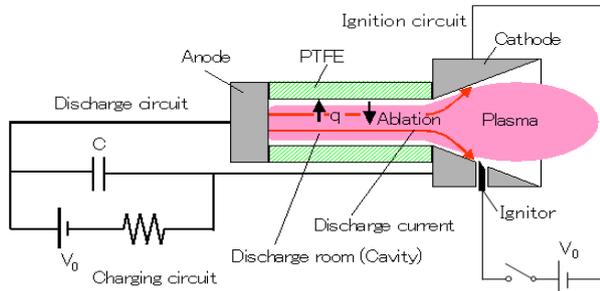


Fig.3 Schematic of electrothermal pulsed plasma thruster.

3 プロイテレス 1号機搭載用 PPT システム

プロイテレス 1号機には電熱加速型 PPT を搭載している。その FM を Fig.4 に分解図を Fig.5 にスペックを Table 2 に示す。この電熱加速型 PPT を 2機搭載し、その搭載位置は、Fig.6 で示すように前面上部中央と側面上部右端である。2機の PPT は、それぞれ動力飛行及び耐久試験用と推力試験用である。

1号機に搭載した電熱加速型 PPT は Fig.7 で示すようにトータルインパルス (総力積) が 5Ns である。これは 1km の軌道変更に必要なトータルインパルスとなっている。



Fig.4 PPT-FM

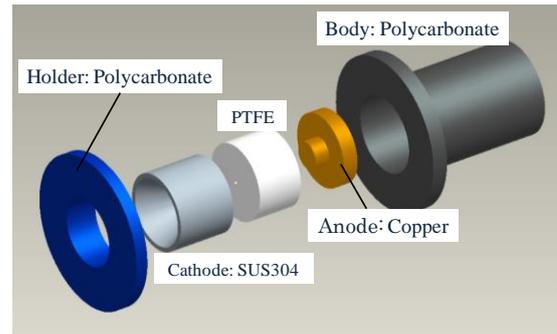


Fig.5 Exploded view of PPT

Table 2 Spec. of PPT

Requirement	Value
Mass	142 g
Size	30×50×40 mm
Material propellant	PTFE
Material anode	Cu
Material cathode	SUS304
Material body	PC
Total Impulse	5.0 Ns
Stored energy	2.43 J

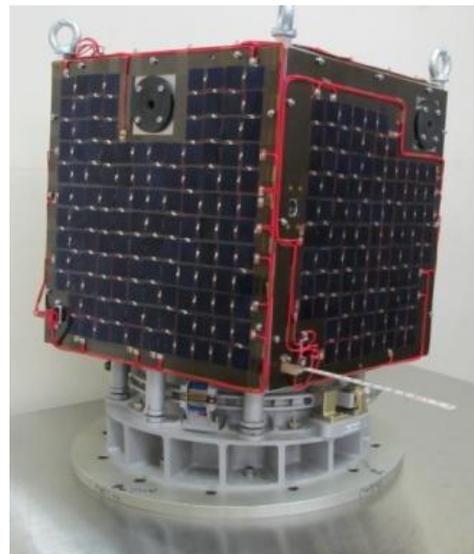


Fig.6 FM of 2nd PROITERES Satellite

4 プロイテレス 2号機搭載用 PPT システム

プロイテレス 2号機では 400km の長距離軌道変更を行う。400km 軌道変更には 10000Ns のトータルインパルスが必要であり、そのため、1号機に搭載した PPT システムは搭載できない。そこで、主放電時に投入するエネルギーを 2.43J から 32.4J に変更した。しかし、一つの PPT から得られるトータルインパルスは 124.2Ns 程度であり、400Km の軌道変更を行うことが出来ない。そこで、長期作動可能な PPT システムが必要となる。

長期作動を可能とする為に、Fig.7 で示す燃料供給型 PPT を試作した。これは、2 枚のテフロンバー (PTFE) により放電室を構成し、主放電により昇華減少すると、両サイドより推進剤が供給される仕組みである。しかし、放電室内部の推進剤が不均一に昇華することにより、放電室内の気密性が崩れ、プラズマの逆流が発生した。それにより、早期に作動が停止した。そのため、プロイテレス 2 号機の搭載には不向きと判断した。

そこで、気密性を重視した多放電室型 PPT を考案した。概略図を Fig.8, 分解図を Fig.9 に示す。これは、一つの PPT に複数の放電室とイグナイタを保持したものである。主放電は一つの放電室を選択し行う。この放電室が作動停止すると、新しい放電室を選択し引き続き作動を行う。

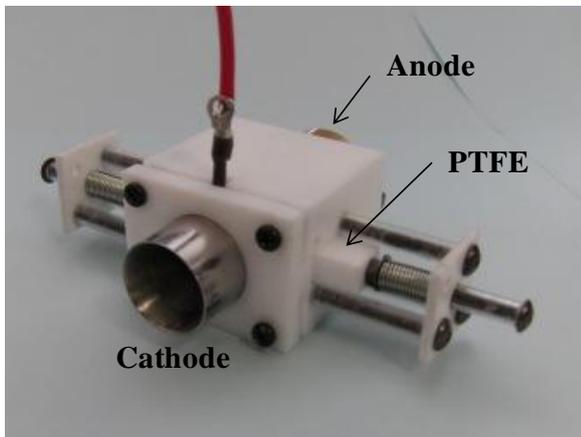


Fig.7 Fueling type PPT

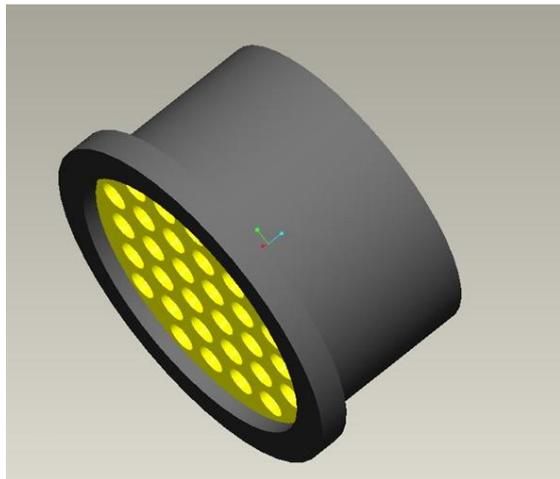


Fig.8 PPT of Multi-discharge chamber

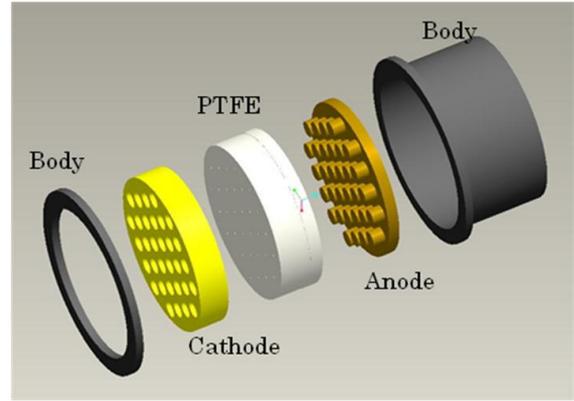


Fig.9 Exploded view of Multi-discharge chamber PPT

5 初期推進性能の調査

多放電室型 PPT を制作するには、一つあたりの放電室を最適設計にする必要がある。そのため、放電室形状を変化させ初期推進性能を調べた。その結果を Fig.10 にインパルスビット、Fig.11 に比推力を示す。

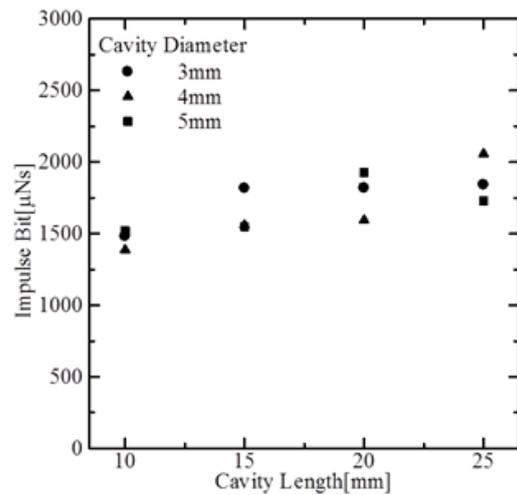


Fig.10 Impulse bit vs cavity length

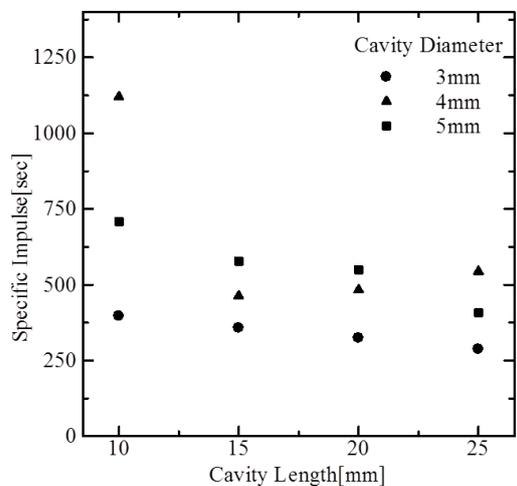


Fig.11 Specific Impulse vs cavity length.

4 結果と考察

プロイテレス衛星2号機のPPTシステムを検討し、多放電室電熱加速型PPTの採用を決定した。

放電室形状を最適化にするため、初期推進性能試験を行った。放電室直径は1.0~5.0mm、放電室長さは10~25mmでその中から計20種類の条件で350ショットの初期推進性能を測定した。放電室直径が2mm以下で、350ショットの連続作動は確認されなかった。350ショット作動しなかった理由として排出しきれなかった煤が放電室を塞いだことにより主放電が誘発されなかったと考えられる。350ショット作動した条件の中で一番初期性能が高かったものは、放電室直径4.0mm、放電室長さ25mmであった。その時のインパルスビット(1shotあたりの力積)は1912 μ Ns、比推力は385secであった。

参考文献

- 1) Masamichi Naka, Ryuta Hosotani, Hirokazu Tahara and Yosuke Watanab 「Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster System Flight-Model for the PROITERES Satellite」 32nd International Electric Propulsion Conference (32nd IEPC),2011,9 Kurhaus, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-034.
- 2) Masamichi Naka, Masato Tanaka, Hirokazu Tahara, Yosuke Watanabe and Takashi Wakizo 「Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster System Flight-Model onboard Nano-Satellite PROITERES」 28th International Symposium on Space Technology and Science (28th ISTS), 2011,6, Okinawa Convention Center (Ginowan City, Okinawa, Japan) ISTS 2011-b-03.
- 3) Masato Tanaka, Masamichi Naka, Hirokazu Tahara and Yosuke Watanabe 「Flowfield Calculation of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Nano-Satellite PROITERES」 28th International Symposium on Space Technology and Science (28th ISTS) 2011,6, Okinawa Convention Center (Ginowan City, Okinawa, Japan), ISTS2011-b-61p.
- 4) 中 雅理, 細谷竜太, 石井悠介, 田原弘一, 脇園 堯 「大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス搭載用パルスプラズマスラスタシステム フライトモデルの開発」 第54回宇宙科学技術連合講演会, 2010年11月, 静岡県コンベンションアーツセンター「グランシップ」(静岡市駿河区), 1B09.
- 5) 細谷竜太, 田中慎人, 中 雅理, 石井悠介, 田原弘一 「大阪工業大学・超小型人工衛星搭載用電熱加速型パルスプラズマスラスタシステムFMの開発状況」 第47回日本航空宇宙学会 中部・関西支部合同秋期大会, 2010年11月, 名城大学 タワー75(名古屋市天白区), A8.
- 6) 田中慎人, 石井悠介, 中 雅理, 細谷竜太, 田原弘一 「パルスプラズマロケットエンジンの流れ場の数値計算」 高温学会平成22年度秋季総合学術講演会, 2010年12月, 大阪大学荒田記念館(大阪府吹田市), 講演概要, pp. 20-21.
- 7) 中 雅理, 石井悠介, 細谷竜太, 田中慎人, 田原弘一 「大阪工業大学・超小型衛星プロイテレス搭載用パルスプラズマスラスタシステムFMの開発」 平成22年度宇宙輸送シンポジウム, 2010年1月, JAXA宇宙科学研究所(神奈川県相模原市), STEP-2010-012.
- 8) 田原弘一, 中 雅理, 細谷竜太, 石井悠介, 田中慎人, 渡辺陽介 「超小型衛星搭載用電熱加速型パルスプラズマスラスタシステムの開発研究」 第51回航空原動機・宇宙推進講演会, 2011年3月, 広島YMCAホール(広島県広島市).
- 9) 細谷竜太, 中 雅理, 田中慎人, 田原弘一, 渡辺陽介 「大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス1号機搭載用パルスプラズマエンジンシステムの開発研究」 日本機械学会関西支部 関西学生会 平成22年度学生員卒業研究発表講演会, 2011年3月, 京都工芸繊維大学(京都府京都市), 1909.
- 10) 木咲秀彌, 上西一樹, 中雅理, 田中慎人, 田原弘一 「大阪工業大学プロイテレス衛星1号機搭載用パルスプラズマロケットエンジンシステムのフライトモデルの最終開発状況」 高温学会平成23年度春季総合学術講演会, 2011年5月, 大阪大学荒田記念館(大阪府吹田市)
- 11) 上西一樹, 木咲秀彌, 田中慎人, 中 雅理, 田原弘一, 渡辺陽介 「超小型人工衛星搭載用パルスプラズマロケットエンジンの開発」 電気学会 プラズマ研究会, 2011年8月大阪工業大学大宮キャンパス(大阪府大阪市)
- 12) 木咲秀彌, 上西一樹, 中 雅理, 田中慎人, 田原弘一, 渡辺陽介, 脇園 堯 「超小型衛星搭載用パルスプラズマスラスタシステムの開発研究」 第55回宇宙科学技術連合講演会, 1K10, 2011年11, 12月, 愛媛県 県民文化会館(ひめぎんホール)(愛媛県愛媛市).
- 13) 木咲秀彌, 中 雅理, 田中慎人, 上西一樹, 田原弘一 「大阪工業大学・超小型衛星プロイテレス1号機・2号機搭載用パルスプラズマス

ラスタシステムの開発研究」平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2011-056, 2012 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所(神奈川県相模原市).