

1U キューブサット 大阪産業大学 OSU-1 搭載用 1 ジュール PPT システムの開発研究

Research and Development of 1J-PPT Systems for Osaka Sangyo University 1U Cubesat OSU-1

○水出 蒼真・三村 篤史・宇根川 琢磨・上田平 まいか・田原 弘一(大阪産大)・
鷹尾 良行(西日本工大)・池田 知行(東海大)・脇園 堯(ハイサーブ)

○Soma Mizuide・Atsushi Mimura・Takuma Unegawa・Maika Uedahira・
Hirokazu Tahara (Osaka Sangyo University)・Yoshiyuki Takao (Nishinippon Institute of Technology)・
Tomoyuki Ikeda (Tokai University)・Takashi Wakizono (High-Serve)

Abstract (概要)

In April 2020, nano-satellite/probe R&D project was started in Osaka Sangyo University (OSU) after PROITERES project was terminated at Osaka Institute of Technology (OIT). In PROITERES, a nano-satellite with electrothermal pulsed plasma thrusters (PPTs), the 1st PROITERES satellite, was successfully launched by the Indian PSLV C-21 launcher on September 9th, 2012. Currently, the 2nd PROITERES nano-satellite has been developed, and then the OSU-2 nano-satellite is being developed instead of the 2nd PROITERES satellite. The main mission is to achieve long-distance powered flight of changing 50-100 km in altitude on near-earth orbit by high-power electrothermal PPTs. In this study, a high-power and long-operation PPT system with a multi-discharge room (MDR) of seven single discharge rooms, called the MDR-PPT, was developed. The single-discharge-room PPT head achieved a maximum impulse bit of 2.47 mNs and a total impulse of 92.0 Ns with a repetitive 110,000 shots at an input energy of 31.59 J. The total impulse means that a 50 kg nano-satellite with the MDR-PPT can be changed in altitude of approximately 25 km on LEO, although more improvement of thruster system is needed up to 50-100 km. The MPD-PPT system consists of MDR-PPT head, Power Processing Unit (PPU) and capacitors. Accordingly, the PPT-system test was successfully performed. Furthermore, a special onboard micro/nano PPT system was designed for orbital transfer and attitude control of 1-3U cubesats (OSU nano-satellite series). The PPT system for 1U cubesats (specially OSU-1 cubesat) is successfully under test. Our OSU PPT systems can provide a total impulse of $5.0 \cdot 10^5$ Ns according to various main missions by changing the number of single PPT head and charging electric energy. The PPT systems are going to be marketed for micro/nano-satellites all over the world.

1. まえがき

田原弘一 教授を中心とする関西の電気推進研究開発グループは、大阪工業大学にて 2007 年 4 月より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 (Project of OIT Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship: PROITERES)」を遂行し、現在、2020 年 4 月に大阪産業大学に移った後も「大阪産業大学 (Osaka Sangyo University: OSU)・太陽系宇宙開発プロジェクト」を立ち上げ積極的に電気推進、超小型衛星の開発研究を行っている。これらプロジェクトでは、学生が主体になり、電気推進機を搭載した小型人工衛星を開発・製作し、宇宙空間で実証試験を行うことである。最終的には大学独自の実用衛星、宇宙探査機の開発・打ち上げを目指している。

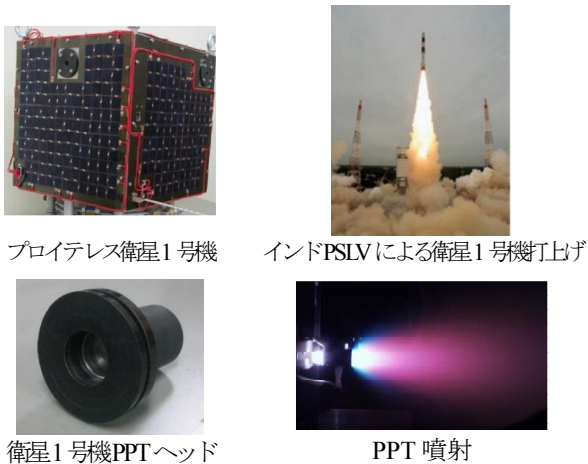
2012 年にインドで打ち上げられたプロイテレス衛星 1 号機 (質量 14.5kg) のメインミッションは、電熱加速型パルスプラズマスラスタ (PPT) の宇宙作動実証試験とそれによる 1km の軌道高度の変更であった。現在開発中の OSU 衛星 2 号機 (Modified-PROITERES-2) (質量約 50kg) は衛星 1 号機よりも長距離の軌道高度 50-100km の変更を達成するために、複数の放電室を有する PPT (Multi Discharge Room type PPT: MDR-PPT) が搭載される。

本稿では、超小型衛星では最大級の 0.5m 立方体クラス (50kg) 衛星から最小のキューブサット 1U クラス (1kg) の軌道遷移、姿勢制御用 PPT システムの設計、開発について報告する¹⁻⁵⁾。

2. 超小型衛星 PROITERES-1 号機と OSU-2 号機

2012年にインドで打ち上げられたプロイテレス衛星 1号機の写真と仕様を図1, 表1に示す. 搭載された PPT システムの仕様を表2に示す. この衛星 1号機の打ち上げには成功したが, 運用は不完全で, 1kmの動力飛行を実証するデータの取得には至らなかった.

現在は衛星 1号機の経験を活かし OSU 衛星 2号機 (OSU-2 (Modified-PROITERES-2)) ではより長距離の動力飛行 (数十 km) を予定している. 衛星 2号機の写真とその仕様を図2と表3に示す.



プロイテレス衛星 1号機 インドPSLVによる衛星 1号機打ち上げ

衛星 1号機 PPT ヘッド

PPT 噴射

図1 プロイテレス衛星 1号機と搭載 PPT ヘッド

表1 プロイテレス衛星 1号機の仕様

質量	14.5 kg
寸法	290 x 290 x 290 mm
軌道高度	660 km
電力	10 W

表2 衛星 1号機搭載 PPT の仕様

質量	142 g
寸法	30 x 50 x 40 mm
放電室長	10 mm
放電室直径	1 mm
投入電力	2.43 J
トータルインパルス	5.4 Ns
推進剤	PTFE

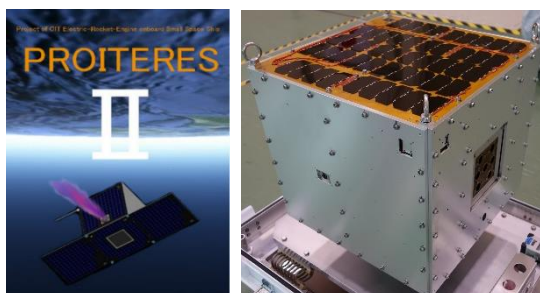


図2 PROITERES-2 (OSU-2 原型) 衛星の飛行と衛星 PFM

表3 PROITERES-2 (OSU-2 原型) 衛星の仕様

質量	約 48 kg
寸法	492 x 492 x 447 mm
軌道高度	613 km
電力	60 W

3. パルスプラズマスラスタ

パルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT は, 固体の PTFE (Polytetrafluoroethylene; 通称テフロン Teflon) を推進剤として用いることやパルス作動という点から以下の特徴を持つ.

- 1) 固体推進剤 PTFE を用いることで推進剤タンク, 供給配管などが不要で小型・軽量化が見込める.
- 2) 部品点数が少ないため信頼性が高く, 衝撃や振動に強い.
- 3) 任意の時間間隔で微小推力を発生するため, 衛星の精密な姿勢・位置制御が可能である.

以上のことから, PPT は他の電気推進機よりも小型・低電力化が可能である.

PPT は推進剤の加速方法により電磁加速型 PPT (図3左) と電熱加速型 PPT (図3右) の2種類に分類される. 電磁加速型 PPT ではローレンツ力によってプラズマが加速される. 一方, 電熱加速型 PPT では生成された高温高压プラズマが気体力学的に加速される. 本学では推力-電力比が高く, 衛星の軌道変更 (動力航行) に望ましい電熱加速型 PPT を採用した.

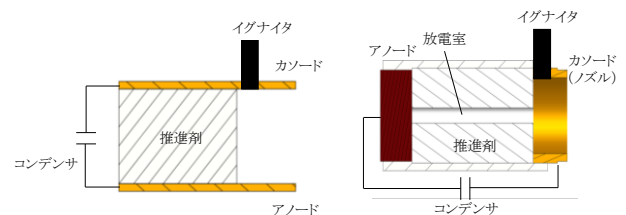


図3 電磁加速型 (左) と電熱加速型 (右) の PPT

4. 実験装置

本研究で使用した実験装置の概略を図4に示す. 直径 0.6m, 長さ 1.25m の真空チャンバには2台のロータリーポンプ, 1台のターボ分子ポンプが接続されており, 実験中はチャンバ内圧力を 0.03Pa に保つことができる. インパルスビットの測定には振り子型スラストスタンドを採用し, 変位計を用いてその変位を計測した. 本スラストスタンドの校正は釣り糸を取り付けた重さの異なる4つの鉄球を一定の距離から, スラストスタンドに取り付けられたターゲットに衝突させることで行った. また, PPT の作動間隔はファンクションジェネレータを用いて 0.5-2.0 Hz に設定した.

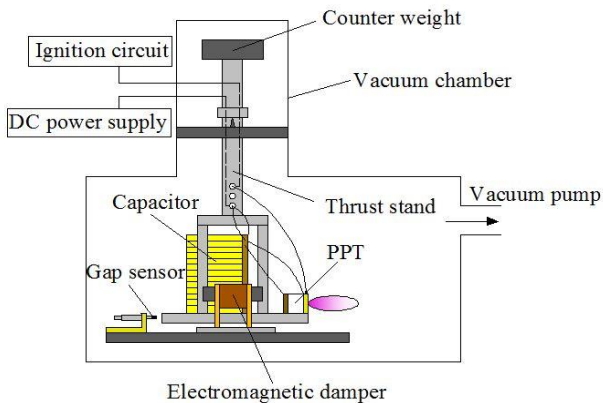


図4 実験装置の概略図

図5に示す 30 ジュール PPT の電源である、キャパシタの充放電、イグナイタの作動・制御を行う 30W Power Processing Unit (PPU) を有限会社ハイ・サーブと共同で開発した。



図5 30W クラス PPU (左) とキャパシタ (右)

5. OSU-2 衛星用 PPT の最適設計

5.1. 大電力化

プロイテレス衛星 1 号機よりも長距離の軌道高度変更を達成するために、衛星 1 号機で使用していたマイカペーパーコンデンサを 1 枚 (2.43 J, 図5右) から 13 枚に増やし投入電力 31.59 J とした。

5.2. 初期性能の測定

軌道高度変更(長距離動力飛行)を実現させるために、インパルスビット(1 ショット(1 パルス作動))で発生する力積)及びトータルインパルス(PPT ヘッド 1 機当たり(全パルス))に発生させることができる総力積)を増加させなければならない。最適な放電室長さや直径を調べた。

先行研究で安定作動が確認できている放電室径を 4 mm に固定し、放電室長を 10 mm から 5 mm 間隔で 50 mm まで変更した。スラストスタンドの振幅測定は 50 shots 毎に 5 回測定し、これを 350 shots まで行った。また、マスショットを算出するために電子天秤を用いて試験前後の推進剤質量を測定した。本試験で用いた PPT ヘッドを図6に、試験条件を表4にまとめる。

各放電室長さにおける 350 shots の平均インパルスビットを図7に、350 shots で消費した推進剤質量の変化を図8に示す。

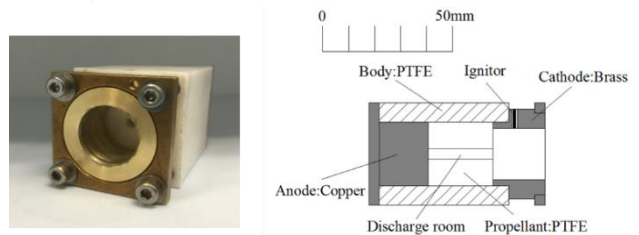


図6 初期性能測定用 PPT ヘッドの概略図

表4 初期性能の測定条件

放電室直径	4 mm
放電室長さ	10/15/20/25/30/35/40/45/50 mm
ノズル径	20 mm
ノズル長	18 mm
投入電力	31.59 J
作動間隔	0.6 Hz
作動回数	350 shots

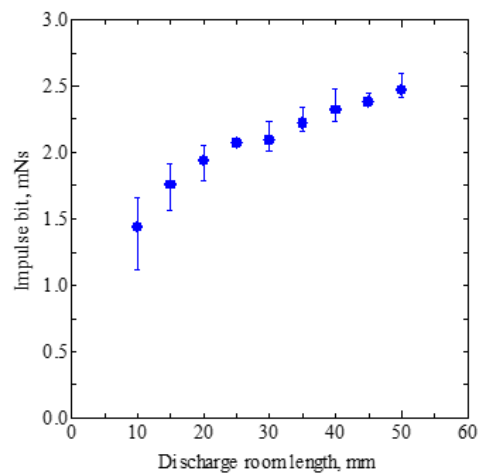


図7 異なる放電室長における 350 shots の平均インパルスビット

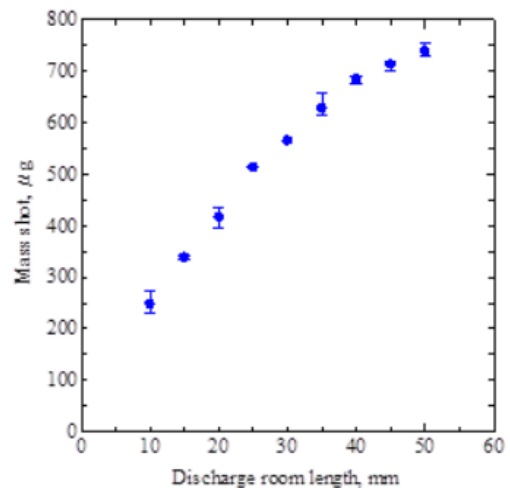


図8 異なる放電室長における 350 shots の平均推進剤消費質量

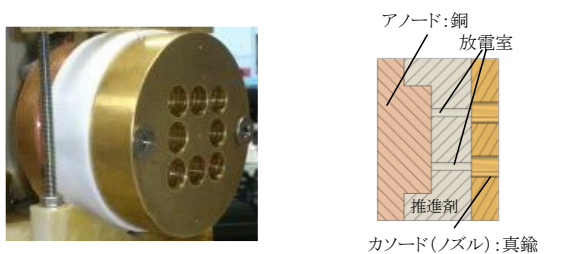
図7より、放電室長が長くなるにつれて平均インパルスビットが増え、放電室長さ 50 mm で最大インパルスビット約 2.4 mNs を得た（これ以上の長さでは放電が不安定）。これは図8より 1 shot に使用される推進剤が増加したためと考えられる。この結果から衛星 2 号機に用いる推進剤の長さを 50 mm に決定した（最適放電室直径は多くの実験により 4 mm に決定済み）。

6. 長時間作動 PPT システム

長距離の軌道高度変更を実現させるために、PPT を衛星 1 号機よりも長時間作動させトータルインパルスを増加させる必要がある。そこで複数の放電室を有する多放電室型 PPT (Multi Discharge Room PPT: MDR-PPT) を開発した。

6.1. MDR-PPT I

MDR-PPT の作動確認のために図9に示す MDR-PPT I ヘッドを試作し、左上の放電室のみを選択し 1,000 shots の作動試験を行った。実験条件を表5に示す。構造としては放電室上流側に銅製アノードを密着させ、プリームが他の放電室に流れにくい構造となっている。



(a) MDR-PPT I (b) MDR-PPT I の概略図
図9 試作した MDR-PPT I ヘッド

表5 MDR-PPT I 実験条件

放電室長	15 mm
ノズル長	18 mm
投入電力	31.59 J
作動間隔	0.6 Hz
作動回数	1,000 shots

実験後の MDR-PPT I の分解図を図 10 に示す。実験の結果、選択した放電室以外からの噴射を確認した。選択した放電室周辺に黒い煤のような痕が確認できることから、選択した放電室とアノード間の締め付け不足により隙間が生じ、プリームが漏れ誘発が生じたと考えられる。

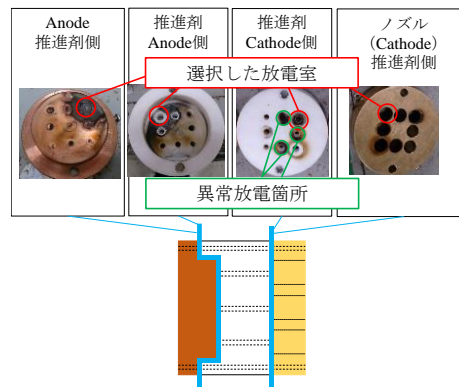
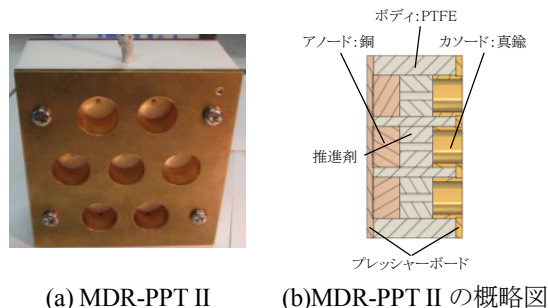


図 10 MDR-PPT I 分解図

6.2. MDR-PPT II

MDR-PPT I の気密性不足を解決するために図 11 に示す MDR-PPT II を製作した。改良点としては、MDR-PPT I では 2 つのねじのみで固定していたため締め付ける力が均一にかかっていなかったと考えられる。しかし、MDR-PPT II ではアノード及びカソード側にプレッシャーボードを設け、更にアノード、推進剤、カソード（ノズル）をボディに挿入することで気密性の向上を図った。中心の放電室のみを選択し MDR-PPT I と同条件で作動試験を行った。



(a) MDR-PPT II (b) MDR-PPT II の概略図
図 11 MDR-PPT II

試験の結果を図 12 に示す。試験中及び試験後の MDR-PPT II には選択した放電室以外からの噴射は確認されず、誘発問題は解決できた。

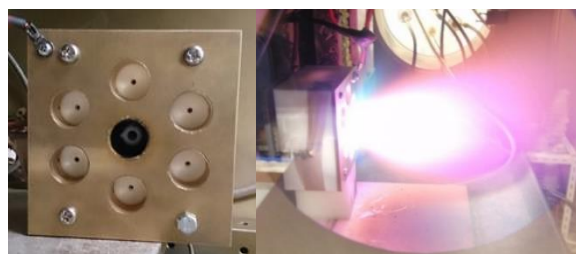


図 12 実験後の MDR-PPT II と噴射放電

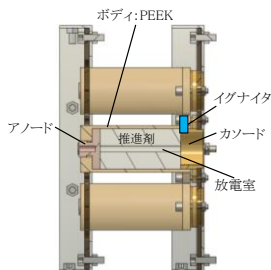
7. MDR-PPT システム FM の開発

7.1. MDR-PPT ヘッド FM

これまでの結果を考慮し、軽量化を目指した MDR-PPT ヘッド FM を設計・製作した。製作した MDR-PPT FM とその概略図を図 13、その仕様を表 6 に示す。



(a) FM 全面



(b) FM の概略図

図 1.3 MDR-PPT ヘッド FM

表 6 MDR-PPT ヘッド FM の仕様

重さ	1.33 kg
放電室長	50 mm
ノズル径	20 mm
ノズル長さ	14 mm

MDR-PPT II までは 1 つのボディに複数の部品 (アノード, カソード, 推進剤) を持つ構造となっていた. MDR-PPT ヘッド FM では 1 つのボディに 1 つの部品を設けた Single-PPT ヘッド (S-PPT) を 7 つ持つ構造となっているため, より軽量であり, 機密性を均一化でき信頼性も向上できた.

このモデルは同じ S-PPT を複数持つため 1 つの S-PPT の性能を測定することで MDR-PPT FM の性能を評価することができる. そこで, S-PPT の性能及び連続作動試験を行った. 作動間隔, 投入電力はこれまでと同様の条件下で行った. 今回の試験で使用した S-PPT を図 1.4 に示す.

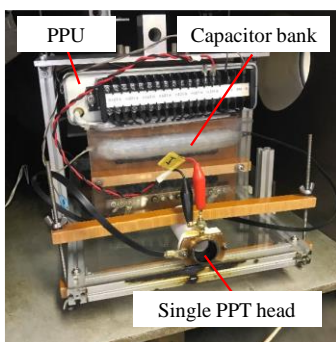
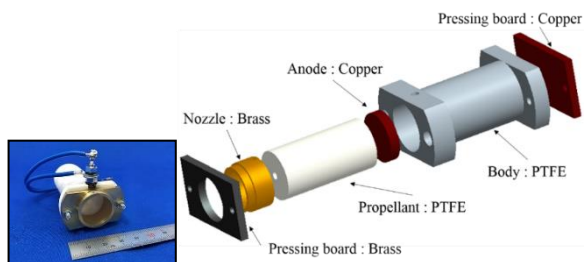


図 1.4 S-PPT ヘッドと実験セッティング

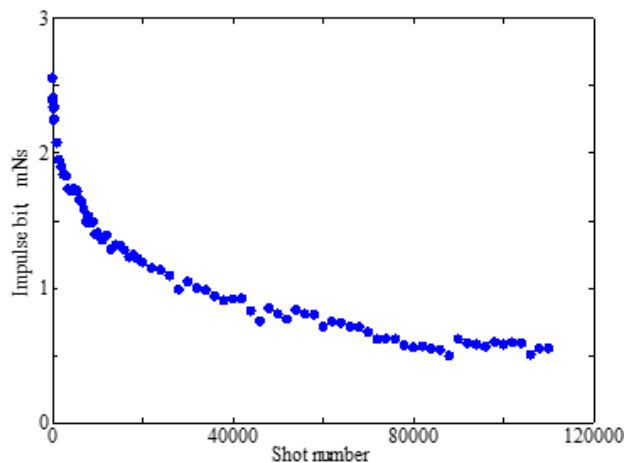
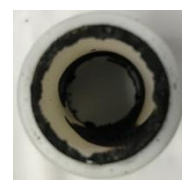


図 1.5 S-PPT のインパルスビットの履歴

測定したインパルスビットの履歴を図 1.5, 実験前後の推進剤を図 1.6 に示す. 実験結果から作動回数が増加するにつれてインパルスビットが低下していく. 作動回数が増加するにつれて放電室径が 4 mm から 20 mm に拡大したためと考えられる.



(a) 実験前 (4 mm)



(b) 実験後 (20 mm)

図 1.6 実験前後の推進剤

今回の試験では作動回数 114,000 shots で作動が停止した. 実験終了後イグニッションを確認したところ, イグナイタが作動しなかったことから S-PPT の作動停止の原因はイグナイタ寿命であったといえる. 使用した総推進剤約 32 g, 比推力約 300 s, 図 1.5 よりトータルインパルス約 99.8 Ns であった. 以上よりプロイテレス衛星 2 号機ではこの S-PPT を 7 つ搭載しているためトータルインパルス 698.6 Ns, 軌道降下距離約 27 km が期待できる.

7.2. CAP (Capacitor) & PPU-BOX

コンデンサ及び PPU を OSU 衛星 2 号機に搭載するために図 1.7 に示すように CAP-BOX と PPU-BOX を製作した. それぞれの仕様を表 7 に示す. 材料はそれぞれ A5052 材を用いた.

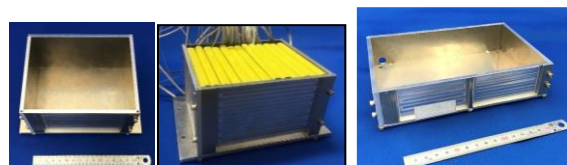


図 1.7 CAP-BOX と PPU-BOX

表7 CAP-BOX と PPU-BOX の仕様

CAP-BOX	
寸法	226 x 142 x 86 mm
質量	710 g
PPU-BOX	
寸法	202 x 159 x 42 mm
質量	482 g

また、MDR-PPT システム FM の全体の写真を図18、19に示す。

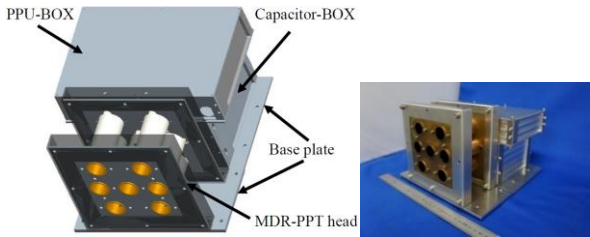


図18 MDR-PPT システム FM

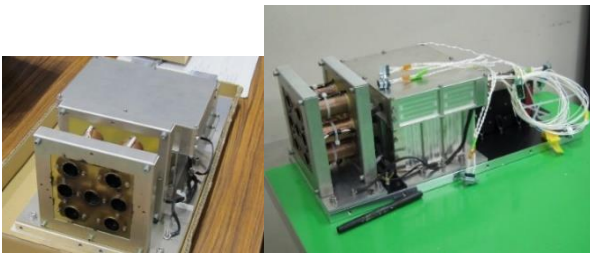


図19 OSU-2 衛星搭載

30 W (30 J) MDR-PPT システム FM (ケーブル付き)

7.3. OSU-2 衛星の運用

7.1.項における S-PPT 作動試験では約 110,000 shots 作動させることができた。しかし、図16(b)では放電室内に黒い煤が溜まっていることがわかる。今回の試験ではイグナイタの寿命により作動が終了したが、PPT が作動停止する原因の1つとしてこの煤が放電室内に蓄積し、アノードとカソードを導通させることが挙げられる。これを避けるために OSU-2 衛星では一つの放電室の最大作動回数を 70,000 shots としている。作動させる順番としては、図20中①を 70,000 shots 作動させた後、モーメントを打ち消すように②と③を 1 shots 毎に交互に作動させそれぞれ 70,000 shots まで作動させた後、④と⑤、⑥と⑦を同様に作動させる予定である。

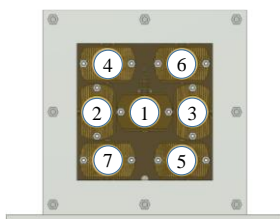


図20 MDR-PPT の S-PPT ヘッド放電室番号

8. OSU-1 (キューブサット 1U) 衛星用 PPT

8.1. OSU-1 衛星 (キューブサット) の概要

キューブサット 1U (1 kg) の軌道変更・姿勢制御用の PPT システムの開発が大いに望まれている。

大阪産業大学では、OSU-1 衛星 (2022 年打ち上げ予定) への搭載を目指し、次のように設計指針を立て研究開発を行っている。

超小型衛星 OSU-1 号機イメージ図を図21に示す。一辺 100mm の立方体であり、1 ユニット (Unit: U) と言う。オレンジ色の部分が図22の PPT システムボードになる。PPT システムとして、一枚の基板 (縦・横 100mm, 高さを 10-15mm) 上に、PPT スラスタヘッド、イグニッション放電回路、主放電回路など、作動に必要な全ての機器が配置される。

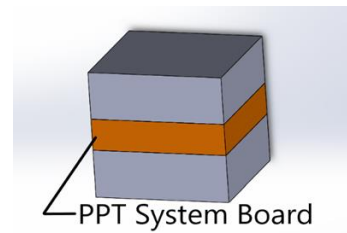


図21 大阪産業大学・

1U キューブサット OSU-1 イメージ

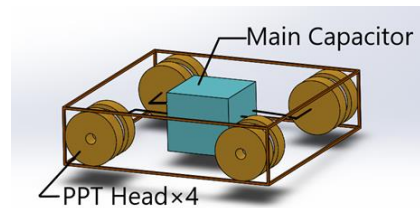


図22 PPT システムボードのイメージ

8.2. PPT システムの仕様

キューブサット (1U, 1kg) OSU-1 用 PPT システムの設計指針は次の通りである。

- 1) 衛星のサイズと質量: 0.1m 立方体 (1U) , 1kg
- 2) 衛星の総電力とバス電圧: 最大 5W, 5V (PPT システム電力 1W, 5V)
- 3) PPT システムの要求性能: 速度増分 5m/s (軌道高度変更ならば衛星高度を 10km 変更可能), 衛星姿勢制御も行う。
- 4) PPT 用キャパシタの容量・電圧・充電エネルギー・個数・サイズ: 2 μ F, 1kV, 1J, 1 個, 一例 30mmx20mmx15mm
- 5) PPT ヘッドの個数・作動周波数: 4 個 (1 個のみ常に作動), 1Hz
- 6) PPT ヘッド 1 機の性能 (図23 参照): インパルスビット 50 μ Ns/J, 比推力 300sec, 最大ショット数 10 万回。

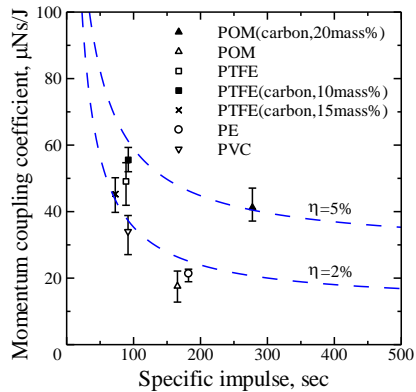


図 2.3 固体推進剤パルス放電型スラスタの一般的な性能 (過去の実験結果より)

8.3. 1J PPT 作動実験

主放電回路のキャパシタには、実機使用を想定した、市販の小型軽量のフィルムコンデンサ (KEMET 社、型番: C4BSNBX4200ZBLJ, 2 μ F, 1kV, 1J) を使用した。本研究では、主放電エネルギーは 1J 一定であり、イグニッション放電エネルギーは 0.025J 以下である。

本研究で設計試作したスラスタヘッドは、図 2.4 に示すように陽極(銅)、推進剤 (PTFE)、および陰極 (ノズル (真鍮)) で構成されている。放電室 (テフロンチューブ) は内径 1mm, 長さ 5mm, 陰極ノズルは直径 5mm, 長さ 7mm である。スラスタヘッド全体は直径 25mm, 長さ 20mm, 質量 49.75 g である。

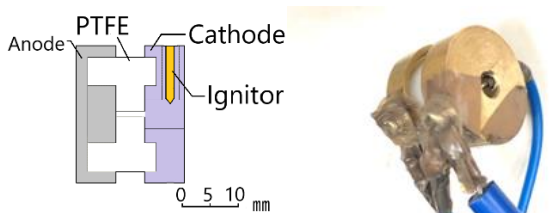


図 2.4 キューブサット OSU-1 搭載用 1-J PPT ヘッド

8.3.1. イグニッション放電実験

試作したスラスタヘッドを用いて大気圧中で点火可能かどうかを調べた。キャパシタに通電しイグニッションコイルに瞬間的に大電流を流し、高電圧パルスを発生させた。充電エネルギーは 0.025J 以下であり、主放電エネルギー 1J に比べて十分小さい。

大気中での放電写真を図 2.5 に示す。100 発以上の作動において不点火は全く起こらず、安定した点火特性が得られた。次に、真空中でも点火可能かどうか確認した。真空中での放電写真を図 2.6 に示す。真空中でも十分輝度の高い閃光を確認することができた。



図 2.5 大気圧下におけるイグニッション放電 (イグニッションエネルギー 0.025 J 以下)



図 2.6 真空中におけるイグニッション放電 (イグニッションエネルギー 0.025 J 以下)

8.3.2 主放電実験

真空中での主放電写真を図 2.7 に示す。イグナイタにおけるイグニッション放電により主放電が誘発され、高温高圧プラズマが気体力学的に加速され、スラスタ外へ排出されているのが確認できる。



図 2.7 主放電によるプラズマ噴射 (主放電エネルギー 1J)

9. まとめ

本研究で得られた結果を以下に示す。

- (1) 投入電力 31.59 J, 放電室長 50 mm において最大インパルスビット 2.4 mNs を得た。
- (2) 長時間作動が可能な OSU-2 衛星用 MDR-PPT を開発した。
- (3) MDR-PPTFM の S-PPT ヘッドによって、作動回数約 11 万回、トータルインパルス 99.8 Ns, 比推力約 300s を達成した。

- (4) OSU-1 (キューブサット 1U) 衛星用 PPT システムの設計を行い、性能予測し、基礎作動実験に成功した。今後のシステム開発の目途が立った。

大阪産業大学では、超小型衛星、最大級 0.5m 立方体 (50 kg) からキューブサット 1U (1 kg) までの衛星の開発研究を積極的に行っているが、並行してそれらの軌道高度変更、姿勢制御用 PPT システムの開発、ラインアップ化、商業化を大いに目指す。

参考文献

- 1) 枝光敏昭, 田原弘一: 高インパルス発生用電熱加速型パルスプラズマスラスタの性能特性と連続作動試験, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.54, No.625, pp.55-62, 2006.
- 2) 小野航平, 森川直樹, 榎本光佑, 藤田亮太, 田原弘一, 高田恭子, 脇園堯: 大阪工業大学プロイテレス衛星 2 号機動力航行用多放電室型電熱加速型パルスプラズマスラスタシステムの研究開発, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 1E13, 2017.
- 3) Hayato Okahara, Ryota Fujita, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada, Takashi Wakizono and Tomoyuki Ikeda, "Research and Development of Commercially-Available Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Powered Flight for Micro/Nano-Satellites at Osaka Institute of Technology," 32nd ISTS, b-007, 2019.
- 4) 水出蒼真, 三村篤史, 宇根川琢磨, 上田平まいか, 田原弘一: 1U キューブサット 大阪産業大学 OSU-1 搭載用 1 ジュール PPT システムの開発研究, 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-2020-042, 2021 年 1 月.
- 5) 三村篤史, 山本拓海, 島田貴久, 水出蒼真, 田原弘一: 高総力積発生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—超小型衛星 1U(1kg)から 50cm 立方体(50kg)まで—, 第 64 回宇宙科学技術連合講演会, オンライン開催, 4J06, 2020 年 10 月.