

大阪工業大学プロイテレス衛星 2 号機搭載用 大電力電熱加速型パルスプラズマスラスタの開発研究

Research and Development of High-Powered Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Satellite

○金岡啓太, 藤田亮太, 村岡力夫, 田原弘一 (大阪工業大学)
脇園堯 (ハイ・サーブ)

Keita Kanaoka, Ryota Fujita, Rikio Muraoka, Hirokazu Tahara (Osaka Institute of Technology)
Takashi Wakizono (High-Sarve)

Abstract

The Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES) was started at Osaka Institute of Technology in 2007. In the 1st PROITERES, a nano-satellite with electrothermal pulsed plasma thrusters (PPT) was launched in 2012. Furthermore, we have been developing the 2nd PROITERES since 2010. The purpose of 2nd PROITERES is to perform long-distance powered-flight by electrothermal pulsed plasma thrusters (PPT). The PPT needs to generate high total impulse for this purpose. Therefore, a high-power PPT and longtime operation system with Multi-Discharge-Room PPT (MDR-PPT) were developed. In this paper, we introduce performance measurement of a high-power PPT and development status of MDR-PPT.

Key words: Space Propulsion, Electric Rocket Engine, Pulsed Plasma Thruster, High Total Impulse, Powered Flight

1. 緒言

大阪工業大学では、2007年に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 Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship: PROITERES)を立ち上げ、2012年には小型衛星では世界初となる電気推進ロケットエンジンを搭載したプロイテレス衛星 1 号機の打ち上げに成功した。現在は、2016年の打ち上げを目指し、プロイテレス衛星 2 号機の開発を進めている。

プロイテレス衛星 2 号機は、1 号機同様に電気推進ロケットエンジンの一種であるパルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) を搭載する。1 号機は、PPT を用いて 1 km の動力飛行 (地球低軌道から軌道上昇をロケット連続噴射により達成) を行うことをメインミッションとしていたのに対して、2 号機では 200-400 km の動力飛行をメインミッションとしている。そのため、1 号機用 PPT のままでは 2 号機のメインミッションを達成するために必要な力積を得ることができない。本研究では、2 号機のメインミッション達成のために PPT の大電力化と長時間作動が可能なシステムの開発を行った。

本論文では、大電力化した PPT の初期性能測定の結果と長時間システムとして開発中の多放電室型 PPT (Multi Discharge Room PPT: MDR-PPT) の開発状況について報告する。

2. プロイテレス衛星 2 号機の概要

現在、プロイテレスではプロイテレス衛星 2 号機の打ち上げを目指しその開発を行っている。メインミッションは、大電力化した PPT を用いて 200-400 km の動力飛行を行うことである。プロイテレス衛星 2 号機の飛行予想図を図 1 に示す。また、プロイテレス衛星 2 号機の諸元を表 1 に示す。

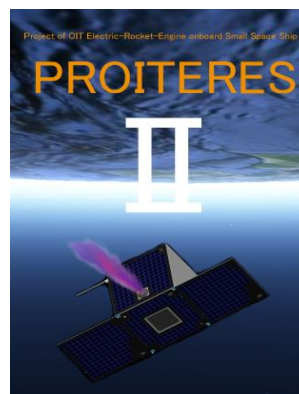


図 1 プロイテレス衛星 2 号機の飛行予想図

表 1 プロイテレス衛星 2 号機の諸元

Mass [kg]	50
Dimensions	Cube, 500 mm on a side
Electrical power [W]	60
Altitude [km]	600-800
Lifetime	More than one year

3. パルスプラズマスラスタの概要

PPT の最大の特徴は、推進剤に固体の四フッ化エチレン (Polytetrafluoroethylene : PTFE, Teflon® の一種) を用いることである。また、キャパシタに一旦充電されたエネルギーを数 μs でパルス放電することで、PTFE を昇華させパルス推力を発生させるパルス作動型の電気推進ロケットエンジンであることが特徴として挙げられる。これらの特徴から、PPT は他の電気推進ロケットエンジンにはない以下のような利点を有する。

- (1) 推進剤のタンク、バルブ等の駆動部や制御機器が不要でコンパクトかつ軽量である。
- (2) 部品点数が少ないため信頼性が高く、打ち上げ時などの衝撃や振動に強い。
- (3) パルス推力であるためデジタル制御が容易である。
- (4) 充電電圧と作動間隔の調節により推力の調整が容易にできる。

以上のことから、PPT はプロイテレス衛星のような超小型人工衛星への搭載に適している。

PPT には、主となる加速原理の違いから電磁加速型 PPT と電熱加速型 PPT の 2 種類の PPT が存在する。図 2 に電磁加速型 PPT の概略図、図 3 に電熱加速型 PPT の概略図を示す。

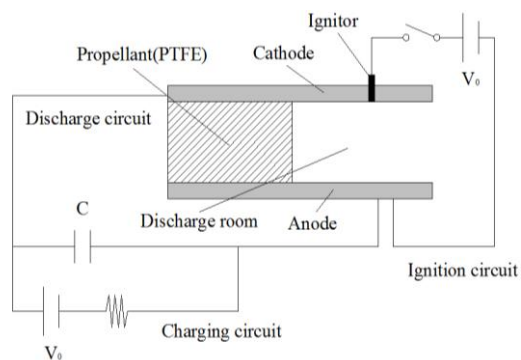


図 2 電磁加速型 PPT の概略図

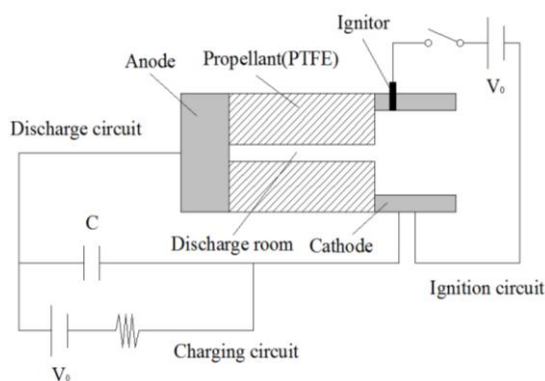


図 3 電熱加速型 PPT の概略図

電磁加速型 PPT と電熱加速型 PPT には、それぞれ長所・短所が存在する。一般的に、比推力に関しては電磁加速型、推力電力比に関しては電熱加速型が有利である。今までは、小型人工衛星用 PPT には電磁加速型 PPT が広く研究されてきたが、電力の限られる小型人工衛星で動力飛行を行う主推進機として搭載する場合は、推力電力比の高い電熱加速型 PPT が適していると考えられる。以上のことから、超小型人工衛星であるプロイテレス衛星には電熱加速型 PPT を採用し、本研究の研究対象としている。

電熱加速型 PPT は、主パルス放電のエネルギー源がキャパシタに充電されており、イグニッション放電により少量の PTFE が昇華・プラズマ化し主放電を誘発する。放電室壁面は固体推進剤であり、主放電のジュール加熱および輻射によって昇華・電離される。昇華・電離された推進剤は、高エンタルピ気体の膨張による気体力学的加速を受け、ノズルを通して加速される。この加速された推進剤の反作用を利用して推力を得ている。

4. 実験装置

本研究で使用した実験装置の概略図を図 4 に示す。真空チャンバは直径 0.6 m × 長さ 1.25 m の円筒形であり、真空排気系はこの真空チャンバと 2 台のロータリーポンプとその内の 1 台に直列接続されたターボ分子ポンプから構成されている。PPT 作動中の真空度は 0.006 Pa 以下であった。キャパシタには、静電容量 1.5 μF 、定格電圧 2 kV の双信電機株式会社製マイカペーパーコンデンサ CMP91B202155K-02 を使用した。本研究では、大電力化のためにこのキャパシタを 13 枚並列接続 (静電容量 19.5 μF) して使用した。キャパシタは、インダクタンスおよび抵抗を低減させるために真空チャンバ内に設置した。キャパシタ以外の電源系は真空チャンバ外に設置されており、これらは電流導入端子により真空チャンバ内の PPT に接続されている。また、性能測定には微小インパルス測定用垂直振り子型スラスタスタンドを使用した。PPT を搭載した垂直振り子部が支持台に固定された 2 点のニードルで支えられ、それらを結ぶ軸周りに回転する。PPT の作動による垂直振り子部の振幅を変位計で測定しインパルスビット (1 shot 当りに発生する力積) を計測した。

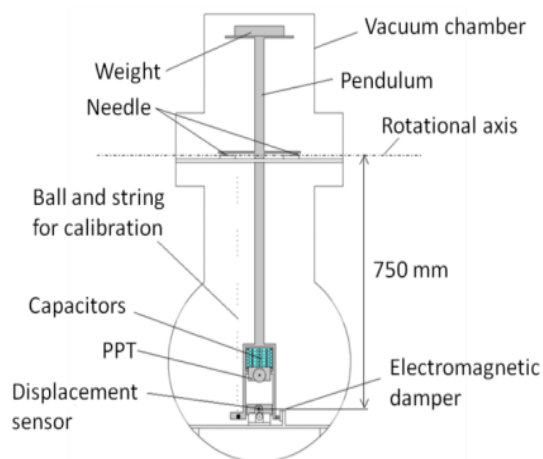


図4 実験装置概略図

5. 大電力 PPT を用いた実験

5.1 緒言および実験条件

プロイテレス衛星 2 号機は 1 号機より体積が増加したことで太陽パネルの面積が増え PPT に電力 30 W 供給することが可能になった。そこで、プロイテレス衛星 2 号機用 PPT は静電容量 19.5 μF のキャパシタに電圧 1.8 kV 印加させ、投入エネルギー 31.59 J とした。これらの条件で、初期性能測定実験を行い大電力化による性能の変化を調査した。

実験に使用した PPT 本体の概略図を図 5 に示す。また、PPT 本体の写真を図 6 に示す。比較のためノズル（カソード）およびアノード形状は 1 号機搭載用 PPT と同形状である。

実験条件を表 2 に示す。放電室長さは 10-25mm の 5mm 刻み、放電室直径は 1.0-5.0 mm の 1 mm 刻みに変化させ測定を行った。

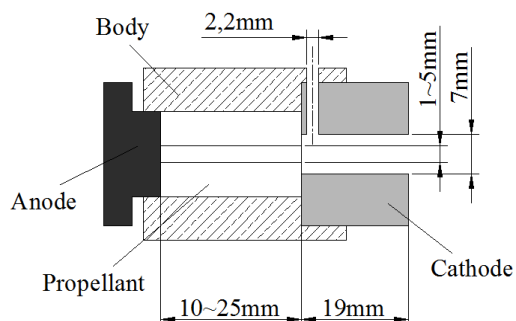


図5 初期性能測定用 PPT の概略図

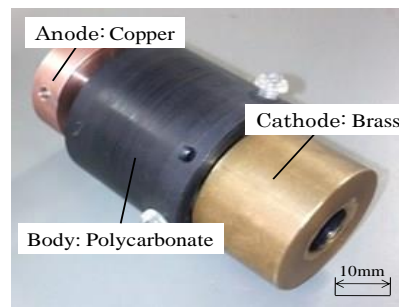


図6 初期性能測定用 PPT

表2 実験条件

Discharge room diameter [mm]	1/2/3/4/5
Discharge room length [mm]	10/15/20/25
Nozzle(Cathode) diameter [mm]	7
Nozzle(Cathode) length [mm]	19
Capacitance [μF]	19.5
Charging voltage [V]	1800
Input energy [J]	31.59

5.2 実験結果

大電力 PPT の作動時の様子を図 7 に示す。また、各放電室形状の作動回数を表 3 に示す。



図7 大電力 PPT の作動時の様子

表3 作動回数

Discharge room diameter [mm]	Discharge room length [mm]			
	10	15	20	25
1.0	1	1	1	1
2.0	1	1	3	1
3.0	350	350	350	350
4.0	350	350	350	350
5.0	350	350	350	350

表 3 で示した通り、放電室直径 1.0 mm と放電室直径 2.0 mm の条件では 350 shot の作動を確認することはできなかった。350 shot の作動を確認できた放電室条件のインパルスビットおよび比推力の実験結果を図 8、図 9 に示す。

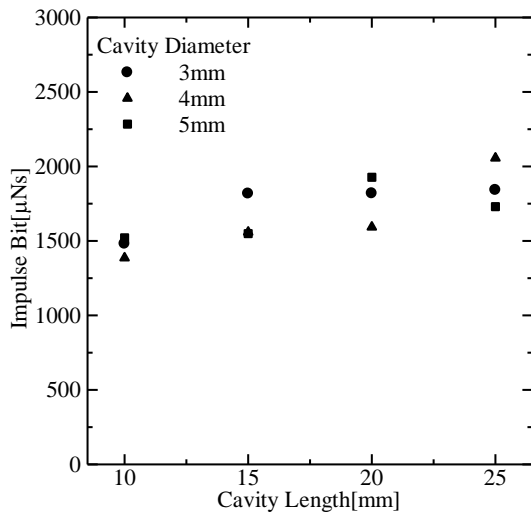


図8 インパルスビットと放電室形状の関係

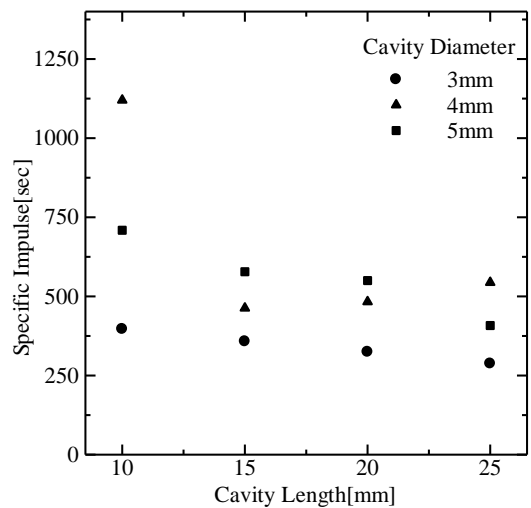


図9 比推力と放電室形状の関係

インパルスビットは放電室長さが長いほど穏やかに上昇した。一方、比推力は放電室長さが長いほど穏やかに減少した。インパルスビットの上昇は、放電室長さが長くなることでマスショット（1 shot 当たりに昇華される推進剤質量）が増加したことが原因として考えられる。比推力の減少に関しては、放電室長さが長くなることでエネルギー密度（昇華面積当たりの投入エネルギー）が減少し放電室内部の圧力が低下したことが原因として考えられる。

最も高いインパルスビットを記録したのは、放電室長さ 4 mm、放電室直径 25 mm の条件で 2056 μNs であった。1 号機搭載用 PPT のインパルスビットが平均 150 μNs であるため大電力化により 10-13 倍の性能向上が確認でき、投入エネルギーにほぼ比例すると考えられる。

6. 長時間作動システム

プロイテレス衛星 2 号機のメインミッションを達成するためには、PPT の性能向上だけでなく、長時間作動することが求められる。しかし、電熱加速型 PPT は固体推進剤を使用することや放電室内部の気密性が性能に大きく影響することから推進剤の供給が困難であり未だに長時間作動システムの確立はなされていない。そこで、本研究では長時間作動システムとして多放電室型 PPT（Multi Discharge Room PPT : MDR-PPT）の開発を進めている。MDR-PPT は、1 つのスラスタに複数の放電室を有する PPT である。また、各放電室に点火装置であるイグナイタを持ち、イグナイタを選択することで自由に噴射させる放電室を変更できる。これらの設計から放電室部の気密性を保ったまま従来の PPT より多くの推進剤を利用することができ、長時間作動が可能である。また、従来の PPT を複数台搭載するよりも部品点数が少なくなるため、小型・軽量化の点で有利である。

7. 旧型 MDR-PPT を用いた実験

7.1 緒言および実験条件

製作した旧型 MDR-PPT を図 10 に示す。ノズル（カソード）形状は 1 号機搭載用 PPT と同様である。この旧型 MDR-PPT を用いて 1000 shot の作動確認実験を行った。実験条件を表 4 に示す。

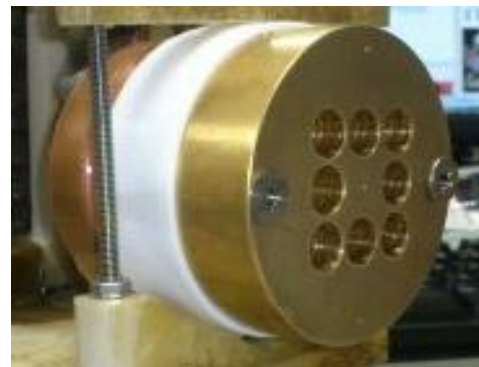


図 10 旧型 MDR-PPT

表 4 実験条件

Discharge room diameter [mm]	5
Discharge room length [mm]	10
Nozzle(Cathode) diameter [mm]	7
Nozzle(Cathode) length [mm]	19
Capacitance [μF]	19.5
Charging voltage [V]	1800
Input energy [J]	31.59

7.2 実験結果

1000 shot 作動後の旧型 MDR-PPT の様子を図 11 に示す。



図 10 実験後の旧型 MDR-PPT

イグニッション放電を選択した放電室だけでなく、周りの放電室でも推進剤である PTFE が昇華したような誘発現象の跡が見られる。この現象の原因には、以下のようなことが考えられる。

- 1) 放電室の気密性不足によるプリュームの漏れ
- 2) 排出されたプラズマの吹き戻りによる誘発
- 3) カソードおよびアノードに蓄積された熱

8. 新型 MDR-PPT を用いた実験

8.1 作動確認実験

旧型 MDR-PPT の作動確認実験で発生した誘発の原因を考慮し製作した新型 MDR-PPT の 3D 分解図を図 11 に示す。また、新型 MDR-PPT の写真を図 12 に示す。新型 MDR-PPT の最大の特徴は、カソード、推進剤、アノードがそれぞれ独立し、テフロンボディに包まれていることである。この構造により放電室部の気密性の向上が期待できる。さらに、固定用のプレッシャーボードが放熱板の役割を果たし、冷却性の向上も期待できる。この新型 MDR-PPT を用いて 1000 shot の作動確認実験を行った。実験条件を表 5 に示す。

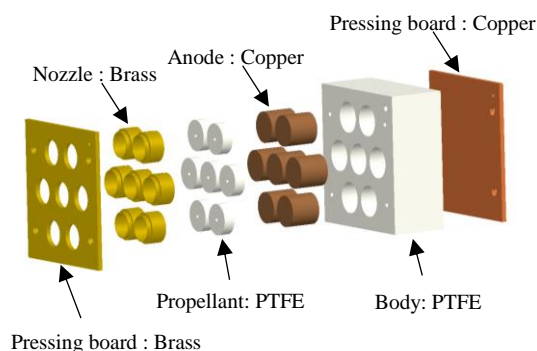


図 11 新型 MDR-PPT の 3D 分解図

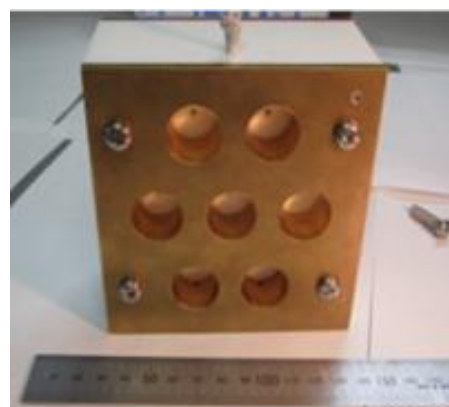


図 12 新型 MDR-PPT

表 5 実験条件

Discharge room diameter [mm]	3
Discharge room length [mm]	10
Nozzle(Cathode) diameter [mm]	20
Nozzle(Cathode) length [mm]	18
Capacitance [μ F]	19.5
Charging voltage [V]	1800
Input energy [J]	31.59

1000 shot 作動後の新型 MDR-PPT の様子を図 13 に示す。噴射を選択した放電室以外では PTFE が昇華したような誘発現象の跡は見られなかった。



図 13 実験後の新型 MDR-PPT

8.2 最小誘発距離確認実験

多放電室型 PPT の小型化と誘発原因の追究のために誘発しない最小の放電室間距離を調べる実験を行った。最小誘発距離確認のために製作した MDR-PPT の Body 部を図 14 に示す。この MDR-PPT は、放電室間距離が 0.0-5.0 mm の 1 mm 刻みとなるように放電室が設けられている。実験条件は 8.1 で述べた作動確認実験の条件と同様である。

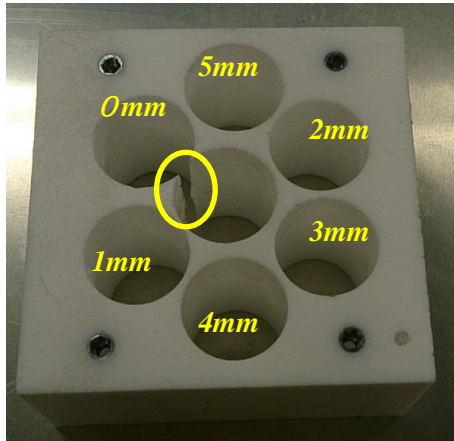


図 14 最小誘発距離確認実験用 PPT の Body 部

実験後の MDR-PPT の様子を図 15 に示す。噴射を選択した放電室以外では PTFE が昇華したような誘発現象の跡は見られなかった。この結果から、新型 MDR-PPT の小型・軽量化が可能であると判断できる結果が得られた。また、旧型 MDR-PPT の誘発問題に放電室同士の間隔が寄与していたとは考えづらいと判断できる。

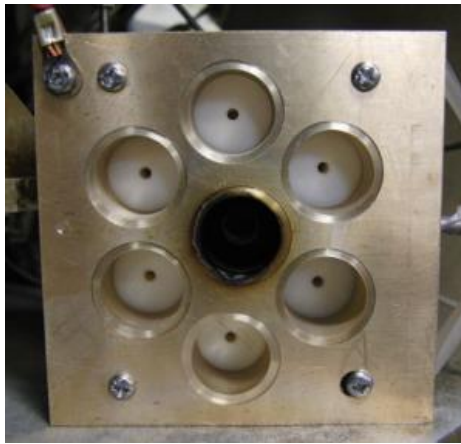


図 15 実験後の最小誘発距離確認実験用 PPT

8.3 アノード温度測定実験

プロイテレス衛星 2 号機に搭載するにあたって、PPT の作動による PPT 本体の発熱量を把握し周辺電子機器への影響についての対策を行う必要がある。一般的な衛星搭載電子機器の温度作動条件は、 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ である。このことから、PPT の温度は作動時において $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ を超えないこと、また非作動時においては $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ を下回らないことを目標とした。本実験では、最も周辺電子機器と近い PPT 後面のアノードの温度測定を行った。温度測定には、SEMITEC 株式会社製のサーミスタ 104JT-025

を使用した。実験は 5.1 で説明した初期性能測定用 PPT と新型 MDR-PPT の 2 種類の PPT を用いて行った。実験条件を表 6 に示す。作動回数 0~10000 shot の範囲で 100shot 毎に温度測定を行った。

表 6 実験条件

Discharge room diameter [mm]	4
Discharge room length [mm]	25
Nozzle(Cathode) diameter [mm]	20
Nozzle(Cathode) length [mm]	18
Capacitance [μF]	19.5
Charging voltage [V]	1800
Input energy [J]	31.59

実験結果を図 16 に示す。アノードの最終温度は、初期性能測定用 PPT で $95\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、新型 MDR-PPT で $61\text{ }^{\circ}\text{C}$ であった。この結果から、新型 MDR-PPT の方が冷却性に優れていることが分かった。新型 MDR-PPT が初期性能測定用 PPT よりアノードの体積が大きいと熱が分散したと考えられる。しかし、新型 MDR-PPT においても目標の温度を超えてしまった。実際軌道上で PPT を運用する場合は電力供給の問題から日照時間のみの作動が望ましい。つまり、PPT を連続的に作動させ続けることはない。軌道高度 1000 km では日照時間は 4248 s で日没時間は 2092 s である。PPT の作動間隔が $0.6\text{ Hz}\approx 1.67\text{ s}$ であるから、4248 s では 2543 shot 作動させることが可能である。図 16 より 2543shot の温度は約 $40\text{ }^{\circ}\text{C}$ である。しかし、この考察は日没時間である 2092 s の非作動時間において温度が基準温度まで下がることを前提としている。以上のことから今後、作動時間 4248 s、非作動時間 2092 s の時間サイクルで実験を行い考察の裏付けを行う。

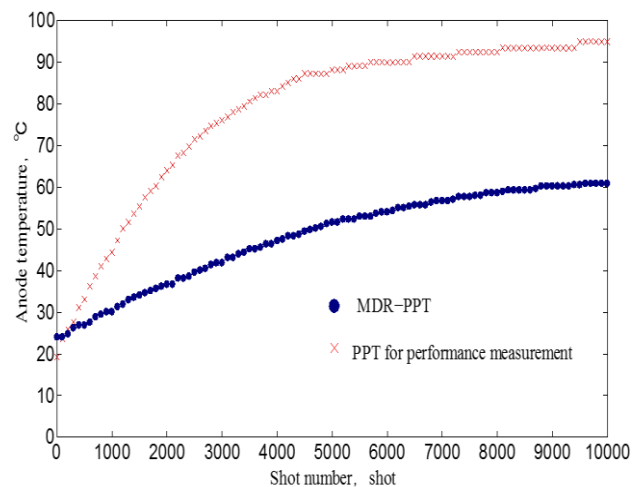


図 16 アノード温度とショット数の関係

9. 結論

本研究によって得られた結果を以下に述べる。

- 1) PPT の大電力を行うことで、放電室直径 4 mm、放電室長さ 25 mm の条件で最大 2056 μNs のインパルスビットが得られた。
 - 2) 旧型 MDR-PPT では、噴射を選択した放電室以外の放電室にも PTFE が昇華したような誘発現象が起きる。
 - 3) 新型 MDR-PPT の構造により誘発現象という問題の解決に成功した。
 - 4) 最小誘発距離確認実験により新型 MDR-PPT では放電室間距離 0 mm でも誘発現象は起こらないことを確認した。
 - 5) アノードの温度測定実験より 10000 shot 作動後には初期性能測定用 PPT は 95 $^{\circ}\text{C}$ 、新型 MDR-PPT は 61 $^{\circ}\text{C}$ までアノード温度が上昇することを確認した。
- 7) Shuya Kisaki, Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Masato Tanaka, Naoki Egami, Tomoyuki Ikeda, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono: "Research and Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellites", 33rd International Electric Propulsion Conference (33rd IEPC), George Washington University, Washington, D.C., USA, IEPC-2013-103.

参考文献

- 1) 藤田亮太, 村岡力夫, 金岡啓太, 田原弘一, 脇園堯 「大阪工業大学 PROITERES 衛星 2 号機搭載用電熱加速型パルスプラズマスラストの研究開発」 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2J11, 2014 年 11 月, 長崎ブリックホール (長崎県長崎市) .
- 2) 金岡啓太, 藤田亮太, 村岡力夫, 陳 煥俊, 田中慎人, 田原 弘一, 脇園堯 「大阪工業大学プロイテレス衛星 2 号機搭載用大電力電熱加速型パルスプラズマスラストの開発研究」 第 51 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会, A6, 2014 年 11 月, 名城大学 (愛知県名古屋市) .
- 3) 枝光敏章:「電熱加速型パルスプラズマ推進機の性能向上に関する研究」, 大阪大学博士学位論文, (2005).
- 4) 栗木恭一, 荒川義博:「電気推進ロケット入門」, 東京大学出版会, (2003), pp.157-180.
- 5) Ryota Fujita, Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Shuya Kisaki, Masato Tanaka, and Hirokazu Tahara, Takashi Wakizono 「Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellites」 AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition 2014, Cleveland Convention Center, Ohio, 2014, AIAA-2014-.
- 6) Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Shuya Kisaki, Masato Tanaka, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono : Research and Development of Osaka Institute of Technology PROITERES