

大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス 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 BBM/FM システムの研究開発

Research and Development of High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems BBM/FM for the Osaka Institute of Technology Nano-Satellite PROITERES-2

○森川 直樹・藤田 亮太・金岡 啓太・小野 航平・隆宝 洸貴
田原 弘一・高田 恭子 (大阪工業大学)・脇園 堯 (ハイ・サーブ)

○Naoki Morikawa・Ryota Fujita・Keita Kanaoka・Kohei Ono・Koki Ryuho
Hirokazu Tahara・Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology)・Takashi Wakizono (High-Serve Ltd.)

Abstract

In the Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES), the 2nd PROITERES nano-satellite has been developed since 2010. The purpose of 2nd PROITERES is to change long-distance orbital altitude by electrothermal Pulsed Plasma Thrusters (PPT). The PPT was performed increasing the electric power, and a Multi-Discharge-Room PPT (MDR-PPT) was designed for achieving the main mission. The high-power single PPT head achieved the maximum impulse bit of 2,415 μNs with the mass shot of 731 $\mu\text{g}/\text{shot}$ at an initial charging energy of 31.59 J. Furthermore, the PPT achieved successful operation of 100,000 shots using Power Processing Unit Engineering Model (PPU-EM). Ignition discharge experiments were also carried out using two PPT heads with PPU-EM in the atmosphere. The PPT Flight Model (FM) for the 2nd PROITERES was designed. The structure was based on the result of experimental MDR-PPTs.

1. はじめに

大阪工業大学では、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2007年に立ち上げ、2012年に超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、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号機と同様に電気推進機の一つであるパルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) を搭載し、投入位置からの軌道高度の変更をメインミッションとしている。1号機のメインミッションは1 kmの軌道高度の変更を行うことであり、必要な総力積は5 Nsであった。それに対して、2号機のメインミッションは数十から数百 kmの長距離の軌道高度の変更を行うことである。しかし、1号機に搭載されたPPTではメインミッションを達成することは不可能である。そこで、本研究ではプロイテレス衛星2号機のメインミッションを達成するため、PPTの大電力化及び、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の初期性能の測定結果と長時間作動システムとして開発中の多放電室型PPT (Multi-Discharge-Room PPT: MDR-PPT)の開発状況及び、2号機搭載用PPTのフライトモデル (Flight Model: FM)案について報告する。

2. プロイテレス衛星2号機の概要

プロイテレス衛星1号機の次世代機であるプロイテレス衛星2号機について説明する。2号機のメインミッションは初期投入された軌道から搭載されたPPTを用いて、衛星の軌道を数十から数百 km変更させることである。プロイテレス衛星2号機の諸元を表1、イメージ図を図1に示す。

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

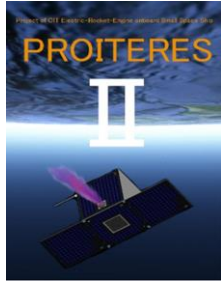


図1 プロイテレス衛星2号機のイメージ図

3. PPTの概要

パルスプラズマスラスタは主に固体の四フッ化エチレン (Polytetrafluoroethylene : PTFE) を推進剤に用いる電気推進機である。

近年、超小型衛星の開発が活発化しており、それらに搭載する推進機としてPPTが注目されている。PPTが注目されている理由を以下に示す。

- 1) 部品点数が少ないため信頼性が高く、振動や衝撃に弱い。
- 2) 推進剤が固体のためタンク、メカニカルバルブ等が不要であるため、小型かつ軽量化が可能。
- 3) パルス推進であるため、ON・OFF回路でのデジタル制御が容易。

PPTには、電熱加速型PPTと電磁加速型PPTの2種類が存在する。小型衛星用推進機として電磁加速型PPTが多く開発されてきた。しかし、電磁加速型PPTは、他の推進機において推力にあたるインパルスビット (1 shotあたりに発生する力積) が微小であるため、衛星の姿勢制御、位置制御には適しているが、軌道高度の変更には大幅なインパルスビットの向上が必要となる。そこで本学では電磁加速型PPTよりも高インパルスビットが期待できる電熱加速型PPTの開発を行っている。一般的な電熱加速型PPTの概略図を図2に示す。

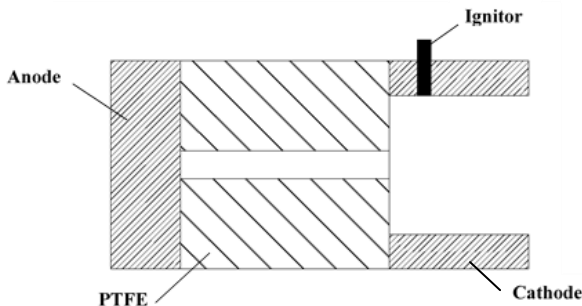


図2 一般的な電熱加速型PPTの概略図

電熱加速型PPTはキャパシタに主放電のエネルギー源が充電されており、イグナイタによるイグニッション放電により少量の推進剤を昇華・プラズマ化し主放電を誘発する。主放電のジュール加熱及び輻射により放電室壁面の推進剤が昇華・プラズマ化される。昇華・プラズマ化された推進

剤は、高エンタルピー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。この加速されたプラズマの反作用を利用して推力を得ている。

4. 実験装置

本研究では真空チャンバと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る真空設備を使用している。また、推力測定のために微小インパルス測定用垂直振り子型スラストスタンドを使用している。図3に概略図を示す。

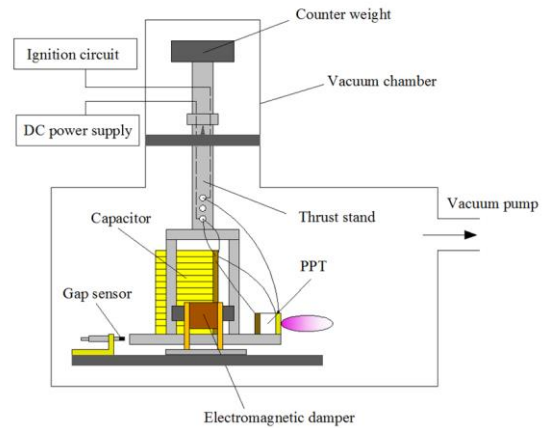


図3 垂直振り子型スラストスタンドの概略図

5. 大電力化

プロイテレス衛星1号機搭載用PPTは、キャパシタに静電容量1.5 μF、定格電圧2 kVの双信電機株式会社製のマイカペーパーコンデンサを1枚使用し、投入エネルギーは2.43 Jであった。2号機は1号機に比べ、衛星本体のサイズが大きくなったことから太陽電池による発電量が増加しPPTに供給できる電力が増加した。そのため投入エネルギーがそれと同等になるようにマイカペーパーコンデンサを13枚並列接続した。それにより静電容量は19.5 μF、投入エネルギーは31.59 Jとなった。

5.1 初期性能測定実験

先行研究より、安定作動が可能な最小の放電室直径4 mmに固定し、放電室長さを10から50 mmまで5 mmずつ変化させ、それぞれ350 shotの作動を行い、50 shotおきにインパルスビットを測定し、その平均を初期性能値とした。実験条件を表2に、実験用PPTの概略図を図4に示す。

表2 実験条件

Charging Voltage, V	1,800
Capacitance, μF	19.5
Discharge room diameter, mm	4
Discharge room length, mm	10/15/20/25/30/35 /40/45 /50
Nozzle(Cathode)diameter, mm	20
Nozzle(Cathode)length, mm	18

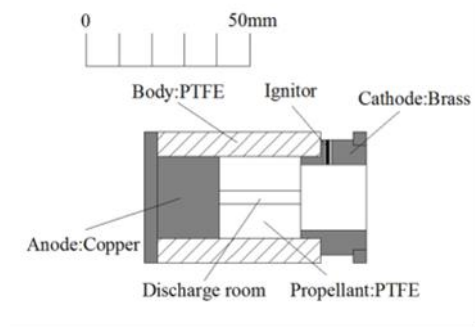


図4 実験用PPTの概略図

350 shot を達成した放電室長さとインパルスビットの関係を図5、放電室長さとマスショット(1 shot で消費される推進剤の質量) の関係を図6に示す。

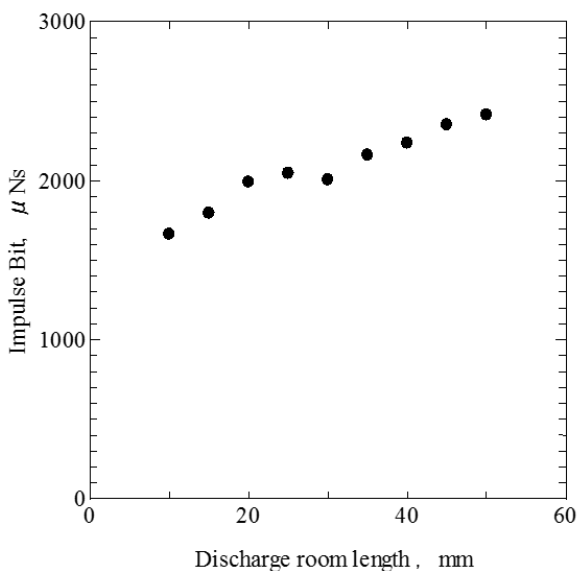


図5 放電室長さとインパルスビットの関係

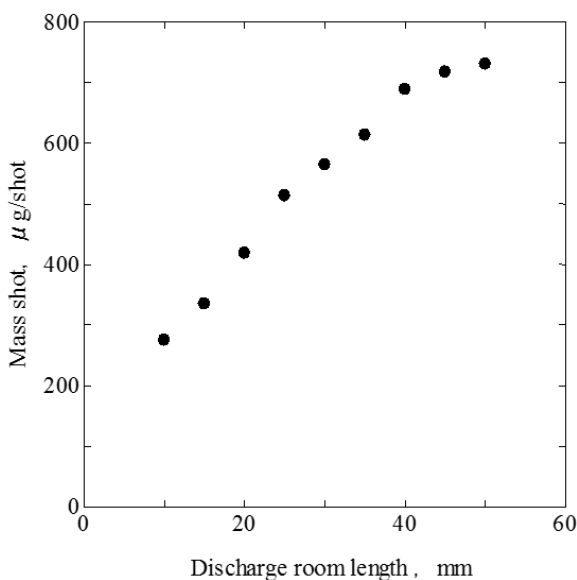


図6 放電室長さとマスショットの関係

実験の結果、放電室長さ 50 mm のとき、インパルスビットは最大で 2,415 μNs 、マスショットは最大で 731 $\mu\text{g}/\text{shot}$ であった。1号機搭載用 PPT のインパルスビットは約 150 μNs であったため、約 16 倍のインパルスビットの向上を確認できた。放電室が長いほど昇華する推進剤が増加するため、インパルスビットとマスショットが大きくなる傾向が確認できた。

5.2 トータルインパルス測定実験

前項でインパルスビットが最も高い値を示した放電室長さ 50 mm の推進剤について 10,000 shot のトータルインパルス(インパルスビットの積算値)測定実験を行った。実験結果を図7に示す。

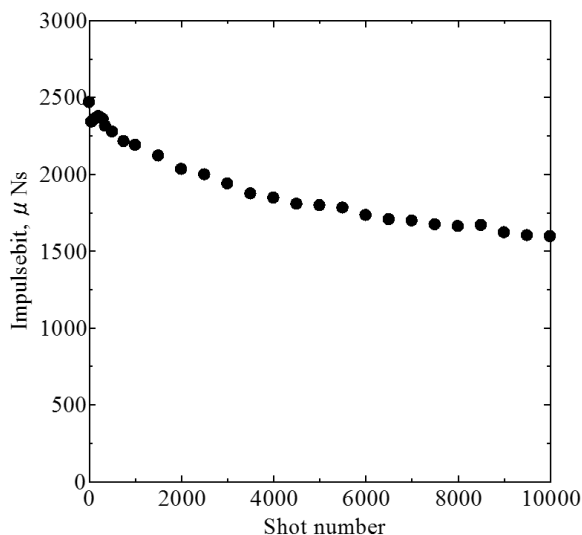


図7 トータルインパルス

図7からわかるように、shot 数を重ねるごとにインパルスビットが緩やかに低下している様子を確認した。10,000 shot の時点で初期値からインパルスビットが約 35% 低下していた。これは、推進剤の昇華によって放電室径が広がり、圧力が下がった為だと考えられる。このグラフより得られた近似式を積分することで 19.4 Ns のトータルインパルスを算出した。

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である数十から数百 km の長距離の軌道高度の変更を達成するためには、PPT の大電力化だけでなく長時間作動システムの開発が求められる。そこで多放電室型 PPT の開発を行った。

6.1 多放電室型 PPT

多放電室型 PPT は、1つの推進機に複数の放電室を設けた PPT である。各放電室ごとにイグナイタを保持していることからイグナイタを選択することで噴射する放電室を自由に選択することが可能となっている。この設計により、従来の PPT を複数搭載するよりも部品数が少なく、小型か

つ軽量という点で有利である。製作した多放電室型 PPT の写真を図 8 に示す。

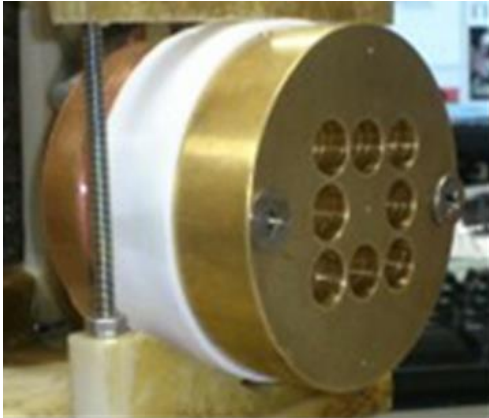


図 8 多放電室型 PPT

製作した多放電室型 PPT を用いて 1,000 shot の作動実験を行った。実験後の多放電室型 PPT の写真を図 9 に示す。

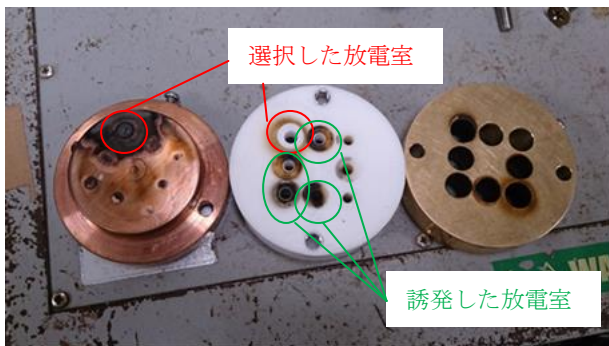


図 9 実験後の多放電室型 PPT

噴射を選択した放電室以外の放電室から噴射したような跡が図 9 より見られる。この誘発問題として以下に示すことが考えられる。

- 1) 放電室の気密性不足。電極（アノードまたはカソード）と推進剤の間からプレュームが漏れ出し放電を誘発してしまった。
- 2) 積熱。連続作動によって電極が高温になり推進剤の昇華を促し放電を誘発してしまった。

6.2 新型多放電室型 PPT

多放電室型 PPT で発生した誘発の原因を考慮し、新型多放電室型 PPT を設計・製作を行った。新型の特徴は、アノード、推進剤、カソ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、放電室内の気密性の向上が期待できる。

実際に製作した新型多放電室型 PPT の写真を図 10 に、分解図を図 11 に示す。

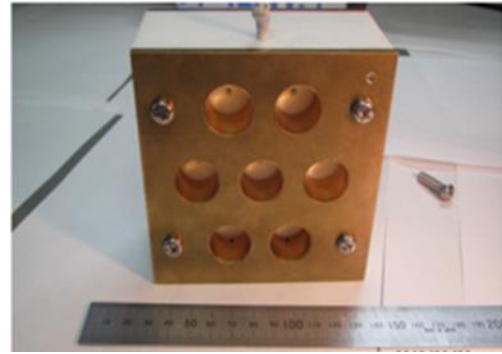


図 10 新型多放電室型 PPT

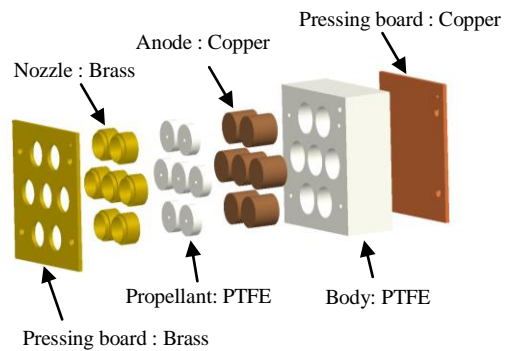


図 11 新型多放電室型 PPT の分解図

新型多放電室型 PPT でも同様に 1,000 shot の作動実験を行った。実験の結果、選択した放電室以外の放電室からの噴射は見られなかった。実験後の新型多放電室型 PPT の写真を図 12 に示す。



図 12 実験後の新型多放電室型 PPT

実験の結果、図 12 からわかるように、噴射を選択した放電室以外で噴射した様子は確認されなかった。新型の設計によって誘発問題は解決できたが、新型にはいくつかの欠点があった。新型の欠点を以下に示す。

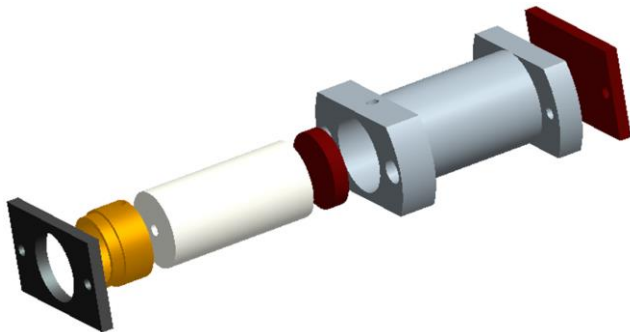
- 1) ボディに余分な部分が多く重たい。
- 2) プレッシャーボードによる各放電室の締め付けが、不均一。
- 3) イグナイタの長さが放電室ごとで異なる。

- 4) プレッシュャーボードの締め付けによって、ノズル固定位置の変化やイグナイタの破損が発生する。

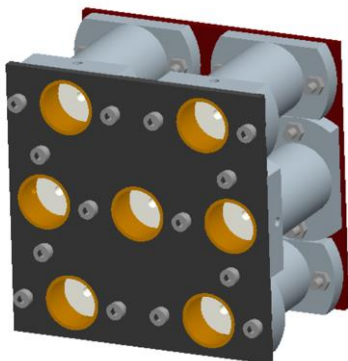
6.3 プロイテレス衛星2号機搭載用PPTのFM案

新型多放電室型の欠点を考慮してプロイテレス衛星2号機搭載用PPTのFM案の設計を行いました。

設計を行ったFM案の3Dモデルを図13に示す。



(a) 放電室形状



(b) 多放電室型PPT

図13 FM案の3Dモデル

図13(a)からもわかるようにテフロンボディにアノード、推進剤、カソードを埋め込む形状は維持したまま質量を軽くする形状にした。ボディを放電室ごとで個別にすることでイグナイタの長さを統一でき、プレッシュャーボードによる締め付けを均一にできる。

7. P P U

PPTを真空中で作動させるためには真空環境下で電力供給及び制御を行うことが可能な装置、パワープロセッシングユニット (Power Processing Unit : PPU) が必要である。本学ではPPUを、有限会社ハイ・サーブと共同開発を行っている。PPUのブレッドボードモデル (Bread Board Model : BBM) の写真を図14に、諸元を表3に示す。PPUのエンジニアリングモデル (Engineering Model : EM) の写真を図15に、諸元を表4に示す。

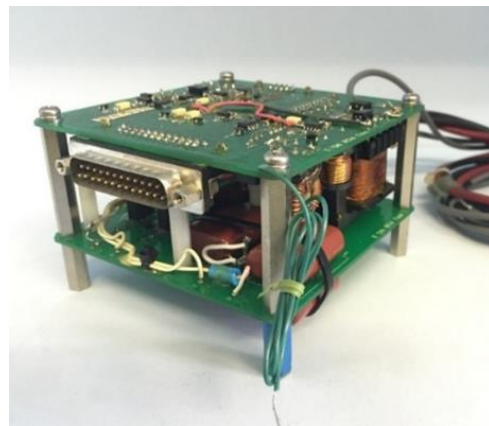


図14 PPU-BBM

表3 PPU-BBMの諸元

Mass, kg	0.71
Size, mm	100 x 100 x 50
Power Consumption, W	5
Input Voltage, V	DC12 ± 10 %
Charge time, sec	14.0
Output Voltage to Cap, V	1,800
Output Voltage to Ignitor, V	2,250/2,700



図15 PPU-EM

表4 PPU-EMの諸元

Mass, kg	1.3
Size, mm	185 x 120 x 40
Power Consumption, W	About 10
Input Voltage, V	DC28 ± 4
Charge time, sec	1.5
Output Voltage to Cap, V	1,800
Output Voltage to Ignitor, V	2,250/2,700

7.1 PPU-BBMとの噛み合わせ実験

PPU-BBMと放電室長さ25mmの推進剤を用いて大電力化を行ったPPTの噴射実験を行った。実験の結果、PPU-BBMを用いてPPTの噴射を確認することができた。shot数は10,000shotを達成し大電力化したPPTでもPPU-BBMが正常に作動することを確認した。

7.2 PPU-EM との噛み合わせ実験

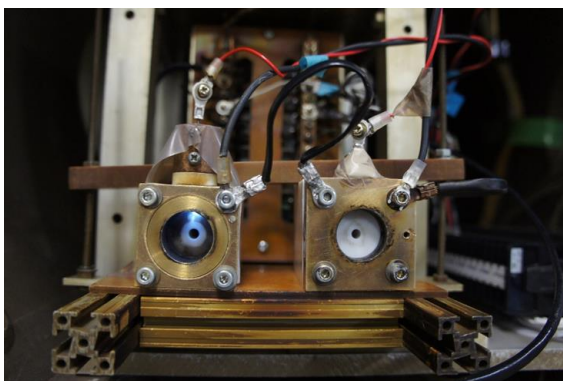
PPU-EM と放電室長さ 50 mm の推進剤を用いて大電力化を行った PPT の噴射実験を行った。実験の結果、PPU-EM を用いて PPT の噴射を確認することができた。shot 数は 100,000 shot を達成した。

本実験では PPT の推力測定は行っていないが、第 5.2 項で行ったトータルインパルス測定実験で得られた近似式を用いて 100,000 shot 作動したと仮定すると 1 つの放電室あたり約 150 Ns を得ることができる。つまり、放電室数 7 つの多放電室型 PPT を用いた場合、約 1,050 Ns のトータルインパルスが期待できる。これは質量約 50 kg のプロイテレス衛星 2 号機の軌道を約 50 km 変更することができるトータルインパルスである。

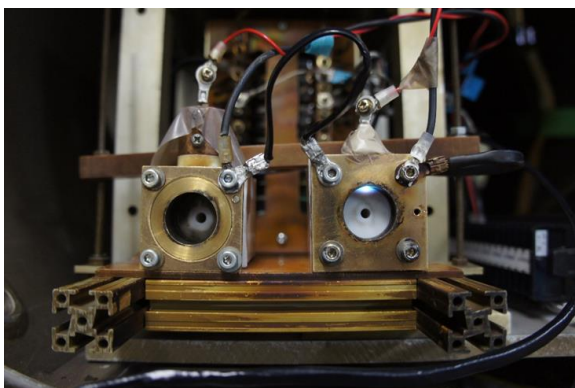
7.3 放電室の切替え実験

多放電室型 PPT は各放電室ごとにイグナイタを保持していることからイグナイタを選択することで噴射する放電室を自由に選ぶことが可能となっている。

PPU-EM と 2 台の PPT を用いて模擬的な放電室の切替え実験を行った。大気中にてイグニッション放電を行った様子を図 16 に示す。



(a) 左の放電室を選択



(b) 右の放電室を選択

図 16 大気中でのイグニッション放電の様子

実験の結果、図 16 からわかるように選択した放電室でのイグニッション放電を確認することができた。

8. まとめ

- 1) 大電力化により 1 号機用 PPT と比べ約 16 倍のインパルスビットの向上を確認できた。インパルスビットは最大 2,415 μ Ns, マスショットは最大 731 μ g/shot であった。
- 2) 多放電室型 PPT で発生した誘発問題を新型多放電室型 PPT の設計によって解決した。
- 3) 新型多放電室型 PPT の欠点を考慮し、2 号機搭載用 PPT-FM 案の設計を行った。
- 4) PPU-BBM, PPU-EM と大電力化を行った PPT の噛み合わせ実験を行い、それぞれ噴射を確認した。PPU-EM を用いた場合 100,000 shot の噴射を達成した。
- 5) PPU-EM と 2 台の PPT を用いた放電室の切替え実験を行い、それぞれの選択した放電室で大気中でのイグニッション放電を確認した。

9. 参考文献

- 1) 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.
- 2) 村岡力夫, 木崎秀彌, 藤原賢也, 上村健太: 「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研究開発」, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-058, 2014 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .
- 3) Ryota Fujita, Rikio Muraoka, Tomoyuki Ikeda, Keita Kanaoka, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono, “Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Powered Flight of Micro-Satellites”, Frontier of Applied Plasma Technology, Vol.8, No.1, pp.19-24, 2015.
- 4) Keita Kanaoka, Ryota Fujita, Rikio Muraoka, Hirokazu Tahara, Takashi Wakizono “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 (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), Hyogo-Kobe, Japan, IEPC-2015-22/ISTS-2015-b-22, 2015.
- 5) 隆宝洸貴, 藤田亮太, 金岡啓太, 森川直樹, 小野航平, 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 2 号機搭載大電力電熱加速型パルスプラズマロケットエンジンシステムの開発」, 電気学会 プラズマ/放電/パルスパワー合同研究会, PST-15-010, ED-15-028, PPT-15-010, 2015 年 6 月, 北海道大学 (北海道札幌市) .
- 6) 金岡啓太, 藤田亮太, 村岡力夫, 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タの開発研究」, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2014-015,

2015年1月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市)