

# 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システムの研究開発

## Research and Development of High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES satellite

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

○Kohei Ono・Naoki Morikawa・Koki Ryuho・Keita Kanaoka・Ryota Fujita・Kosuke Enomoto  
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) was started in 2007. The 2nd PROITERES nano-satellite has been developed since 2010. The main mission of the 2nd PROITERES is to change orbital altitude of longer distance with electrothermal Pulsed Plasma Thrusters (PPTs). In order to obtain higher total impulse for achieving the main mission, enlarging electric power and development of new longtime operation system with Multi-Discharge-Room type electrothermal PPT (MDR-PPT) have been carried out. The high-power PPT was achieved a maximum impulse bit of 2.47 mNs, and led to a total impulse of 90 Ns with 72,000 shots. The performance characteristics of the PPT system were a mass shot of 738  $\mu\text{g}$ , a specific impulse of 342 s and a thrust efficiency of 13.1%. In addition, EM-PPT system including MDR-PPT head, PPU and capacitor was successfully completed.

### 1. はじめに

近年、ピギーバック方式などの試みにより、小型人工衛星の打ち上げが身近なものになってきている。また小型化によって人工衛星の開発・製造期間の短縮、打ち上げコストの削減、小型人工衛星によるミッションの設定などの観点から、企業や大学などの研究機関で小型人工衛星の研究開発が盛んに行われている。大阪工業大学でも、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年には超小型人工衛星プロイテレス衛星1号機の打ち上げに成功した。現在はプロイテレス衛星2号機的设计・開発を行っている。プロイテレス衛星2号機はプロイテレス衛星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ト(Pulsed Plasma Thruster:PPT)を搭載し、軌道投入位置からの高度の変更をメインミッションとしている。しかし、1号機に搭載したPPTでは2号機のメインミッション達成に必要な推力を得ることができない。そこで、本研究ではプロイテレス衛星2号機に搭載するPPTシステムの大電力化と長時

間作動を可能とするために開発した多放電室型PPT(Multi-Discharge-Room type 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

プロイテレス衛星2号機のメインミッションはPPTを用いた軌道高度変更を行うことである。プロイテレス衛星2号機のイメージ図を図1、諸元を表1に示す。

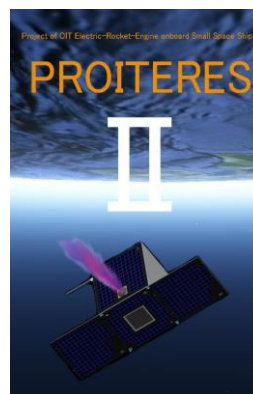


図1 プロイテレス衛星2号機のイメージ図

表1 プロイテレス衛星2号機の諸元

Mass, kg	50
Dimensions, mm	500 x 500 x 500
Electrical power, W	60
Altitude, km	600-800

### 3. PPT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) 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  $\mu\text{s}$  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ことも特徴である。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がある。

- 1) 推進剤タンク、バルブ等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、衝撃や振動に強い。
  - 3) パルス推進であるためデジタル制御が容易である。
- 以上のことから、PPTは超小型人工衛星への搭載に適している。

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。電熱加速型PPTは電磁加速型PPTよりも比推力が劣るが電磁加速型PPTよりも高いインパルスビットが期待できる。これらを考慮すると搭載できる電力が限られている小型人工衛星に主推進機として搭載する場合には電熱加速型PPTは適していると考えられる。よって本研究では電熱加速型PPTを研究対象としている。図2に電熱加速型PPTの概略図を示す。

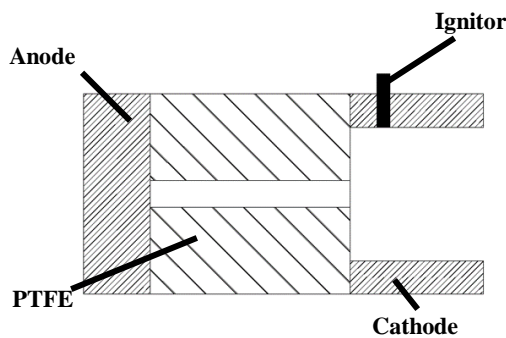


図2 電熱加速型PPTの概略図

### 4. 実験装置

本研究で使用した実験装置の概略図を図3に示す。真空設備は真空チャンバと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から構成されている。実験時の真空度は0.03 Pa以下である。インパルスビットの測定には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<sup>2)</sup>。

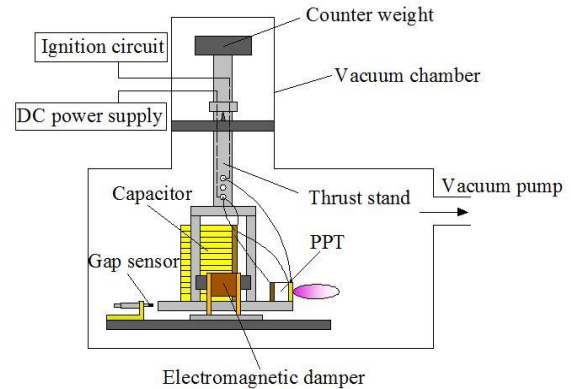


図3 実験装置の概略図

### 5. 大電力化PPTを用いた実験

#### 5.1. 大電力化の概要

プロイテレス衛星2号機は1号機より衛星本体のサイズが大きくなったことで、太陽光パネルの面積が増え、発電量が増加したことからPPTに電力30 Wを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では1号機で使用した静電容量1.5  $\mu\text{F}$ のマイカペーパーコンデンサを13枚並列接続した。そしてキャパシタに電圧1.8 kVを印加することで、投入エネルギーを2.53 Jから31.59 Jに増加させた。この条件で、初期性能測定実験を行い、大電力化による初期性能を調査した<sup>3)</sup>。

#### 5.2. 初期性能測定実験

放電室直径は4 mmで、放電室長さを10-50 mmまで5 mm刻みに変化させ実験を行った。各放電室長さにおいて350 shot作動させ、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とした。実験条件を表2に、実験用PPTヘッドの概略図を図4に示す。

表2 実験条件

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

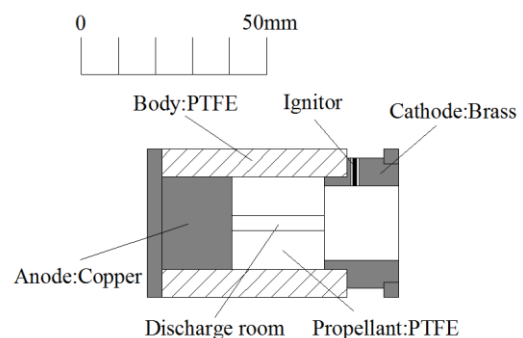


図4 実験用PPTヘッドの概略図

各放電室長さにおいて3回ずつ測定を行い、最大値・最小値・平均値を算出した。その放電室長さと、インパルスビットの関係を図5、マスショット(1 shotで消費される推進剤の質量)との関係を図6、比推力との関係を図7、推進効率との関係を図8に示す。

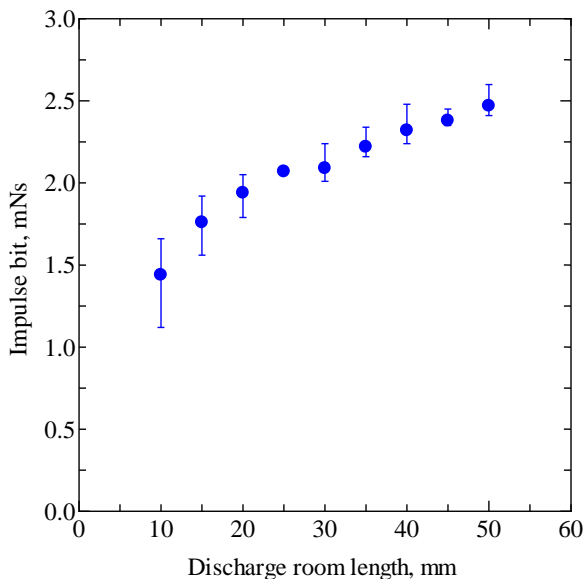


図5 放電室長さとインパルスビットの関係

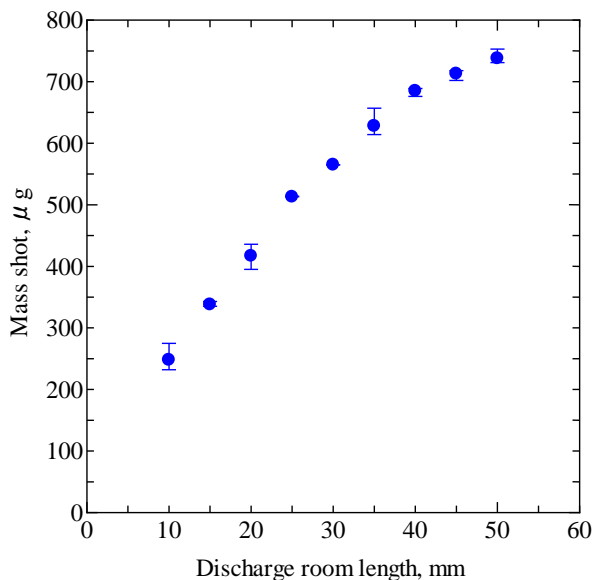


図6 放電室長さとマスショットの関係

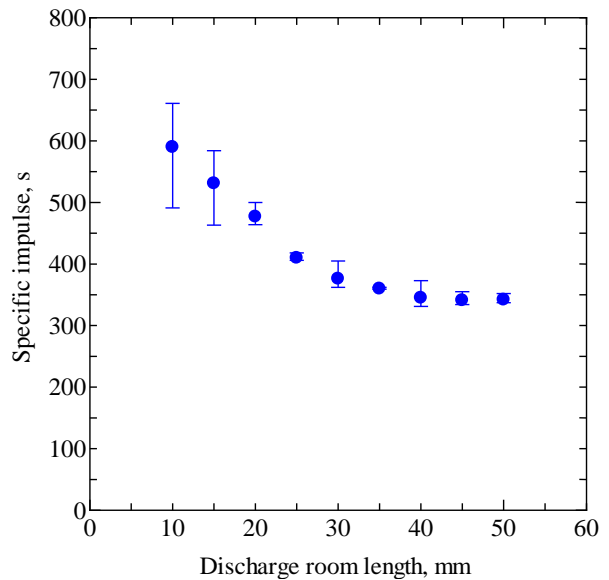


図7 放電室長さと比推力の関係

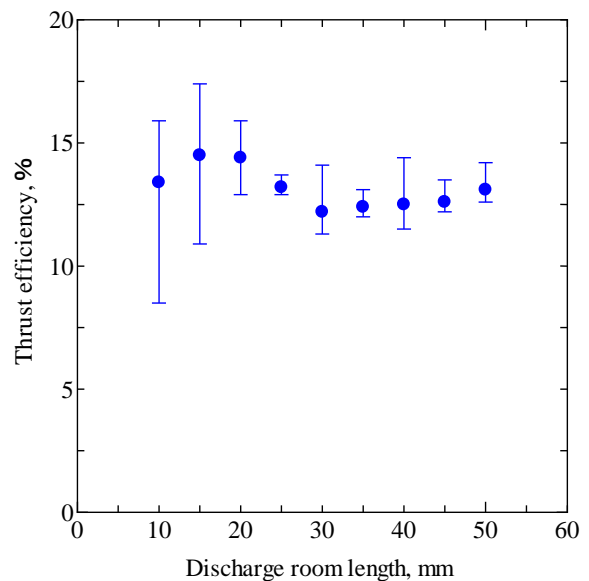


図8 放電室長さと推進効率の関係

放電室長さが伸びるほどインパルスビットおよびマスショットの値は増加する傾向が確認できた。一方、比推力の値は減少する傾向であることが確認できた。また放電室長さ 50 mm の条件でインパルスビットは 2.47 mNs、マスショットは 738 μg、比推力は 342 s、推進効率は 13.1%であった。プロイテレス衛星 1 号機搭載用 PPT のインパルスビットは約 0.15 mNs であったため、約 16 倍の性能向上を確認できた。

### 5.3 トータルインパルス測定実験

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 の推進剤を用いて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 9 に示す。図からわかるように、shot 数を重ねるごとにインパルスビ

ットが穏やかに低下していることを確認した。72,000 shotの時点でインパルスビットが初期値よりも約65%低下していた。これは推進剤の昇華により放電室直径が広がり、放電室内の圧力が低下したためだと考えられる。このグラフより得られた近似式を積分することで約90 Nsを算出した。プロイテレス衛星2号機の質量は50 kgであるため約3.6 kmの軌道高度の変更が可能である。

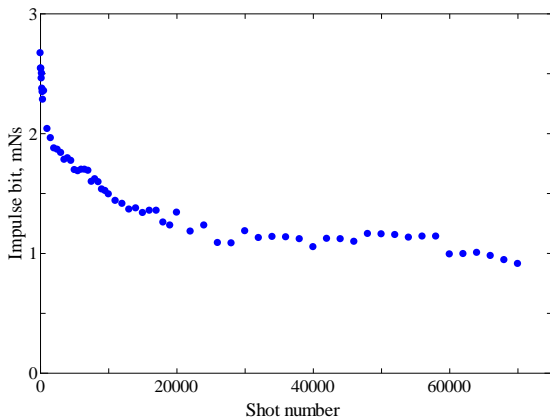


図9 インパルスビットの履歴

## 6. 長時間作動システム

プロイテレス2号機のメインミッションである長距離の軌道高度変更を達成するためには、PPTの大電力化による性能向上だけでなく、長時間作動システムの開発が必要であると考えた。そこで、MDR-PPTの開発を行った。

### 6.1 1st MDR-PPT

MDR-PPTは、各放電室に点火装置であるイグナイタを装備し、各放電室のイグナイタを選択することによって噴射させる放電室を自由に選択できる。この設計により、1つのスラストでより多くの推進剤を使用することができ長時間作動が可能である。製作した1st MDR-PPTの写真を図10に示す。この1st MDR-PPTを用いて1,000 shotの作動実験を行った。実験条件を表3に、実験後の1st MDR-PPTヘッドの写真を図11に示す<sup>4,5)</sup>。

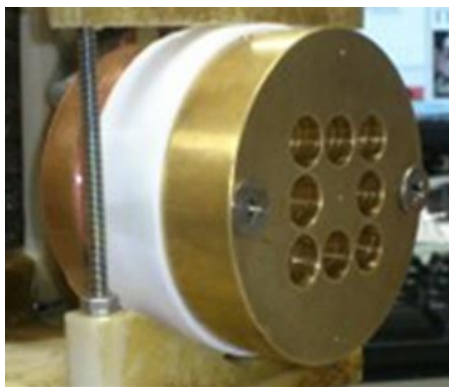


図10 1st MDR-PPTヘッド

表3 実験条件

Discharge room diameter, mm	5
Discharge room length, mm	10
Nozzle(Cathode)diameter, mm	7
Nozzle(Cathode)length, mm	19
Operation number, shot	1,000
Operation frequency, Hz	0.5

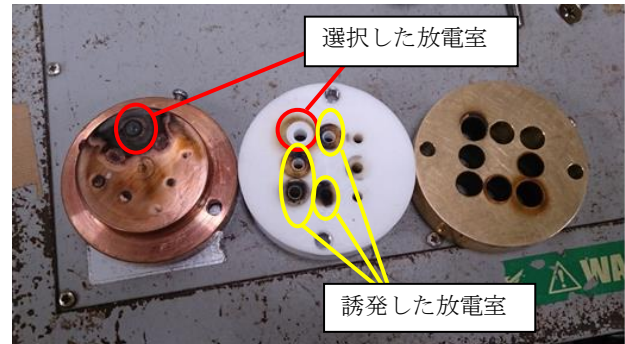


図11 実験後の1st MDR-PPT

実験の結果、噴射を選択した放電室だけでなく、周りの放電室でもPTFEが昇華したような跡が見られた。この現象の要因として考えられることを以下に示す。

- 1) 放電室の気密性不足によりブリューム漏れ。
- 2) 連続作動によるカソードおよびアノードに蓄積された熱の影響。

### 6.2 2nd MDR-PPT

1st MDR-PPTで発生した誘発の原因を考慮し2nd MDR-PPTの設計・製作を行った。その特徴は、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。また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。製作した2nd MDR-PPTヘッドの写真を図12に、分解図を図13に示す。

この2nd MDR-PPTを用いて同じく1,000 shotの作動実験を行った。実験条件を表4に、実験後の2nd MDR-PPTヘッドの写真を図14に示す。

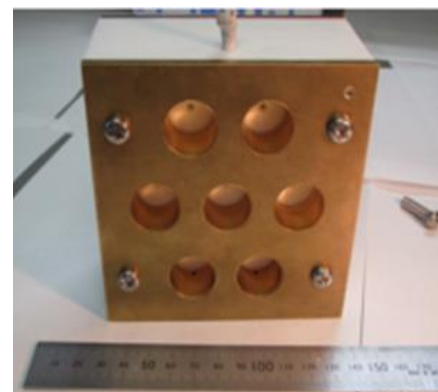


図12 2nd MDR-PPTヘッド

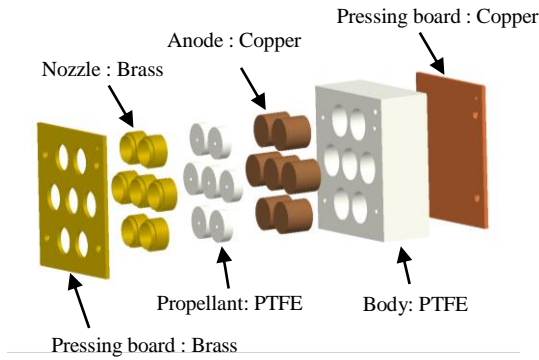
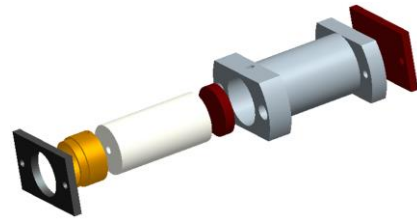


図 13 2nd MDR-PPT ヘッドの分解図

表 4 実験条件

Discharge room diameter, mm	3
Discharge room length, mm	10
Nozzle(Cathode)diameter, mm	20
Nozzle(Cathode)length, mm	18
Operation number, shot	1,000
Operation frequency, Hz	0.5



(a) S\_PPT ヘッドの 3D モデル



(b) モックアップ

図 15 3rd MDR-PPT ヘッド

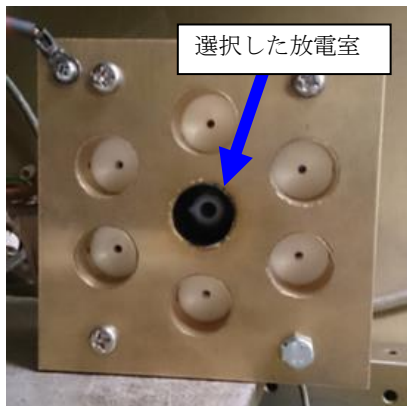


図 14 実験後の 2nd MDR-PPT ヘッド

実験の結果、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。2nd MDR-PPT の設計により誘発問題は解決できたが、欠点があった。それを以下に示す。

- 1) ボディに余分なものが多く重い。
- 2) プレッシュャーボードによる各放電室の締め付けが不均一。プレッシュャーボードの締め付けによるノズル固定位置の変化やイグナイタの破損。
- 3) 各放電室のイグナイタの長さが異なる。

### 6.3 3rd MDR-PPT

2nd MDR-PPT の欠点を考慮して 3rd MDR-PPT の設計、今後の設計見直しを容易とするため、モックアップの製作を行った。単放電室型 PPT (Single discharge room PPT:S\_PPT) ヘッドの 3D モデルと 3rd MDR-PPT ヘッドのモックアップの写真を図 15 に示す。

3rd MDR-PPT は単放電室型の PPT を複数組み合わせる構造である。これにより、放電室ごとに締め付けが可能であり、気密性の均一化を実現した。この構造により 2nd MDR-PPT に比べ 33%の軽量化を行うことができた。またボディを放電室ごとに個別にすることでイグナイタの長さを統一できた。表 5 に 2nd MDR-PPT と 3rd MDR-PPT の比較を示す。

表 5 MDR-PPT の比較

MDR-PPT	2nd	3rd
Mass, kg	2.75	1.85
Size, mm	110 x 110 x 60	112 x 112 x 73
Discharge room length, mm	10	50

## 7. PPU

### 7.1 PPU の概要

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および制御を行うことが可能な装置、PPU (Power Processing Unit) が必要である。本研究では有限会社ハイサー社と共同で MDR-PPT ヘッド専用の PPU の開発を行っている。PPU の諸元を表 6 に、写真を図 16 に示す。

表 6 PPU 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

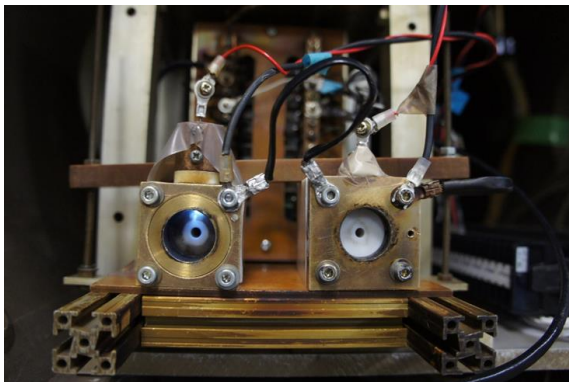


図 16 PPU

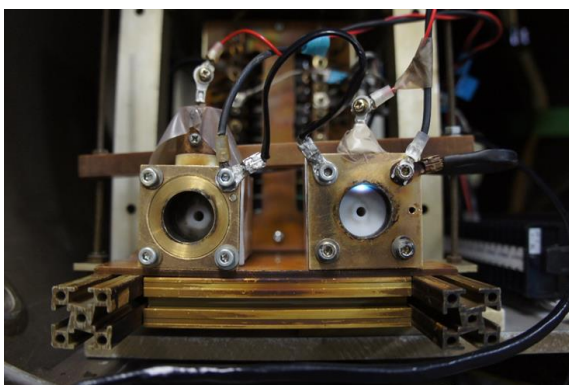
## 7.2 放電室切り替え実験

MDR-PPT は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させる放電室を自由に選択することが可能となっている。また、本研究で使用した PPU は MDR-PPT に対応しており、最大 7 つのイグナイタを自由に選択することが可能となっている。

本実験では PPU と 2 台の PPT を用いて MDR-PPT ヘッドを模擬した放電室の切り替えを行った。実験の結果、大気中および真空環境においてそれぞれイグニッション放電を確認することができた。大気中にてイグニッション放電を行った様子を図 17 に示す。



(a) 左の放電室を選択



(b) 右の放電室を選択

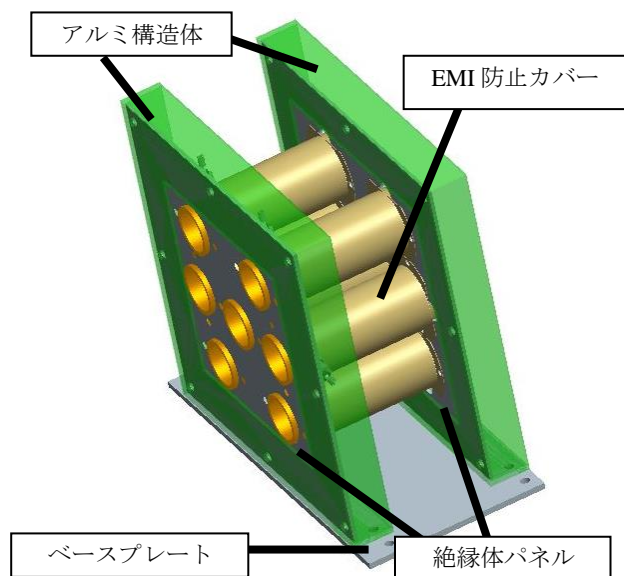
図 17 大気中でのイグニッション放電の様子

## 7.3 耐久実験

PPU と大電力化を行った PPT の作動確認実験を行った。本実験では本学で作動が確認されている最長の放電室長さ 50 mm の推進剤を用いて行った。実験の結果、PPU を用いて大電力化を行った PPT の作動を確認することができた。作動回数は 100,000 shot 以上を達成した。また、本実験では推力の測定を行っていないが、第 5.3 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 作動したと仮定し 1 つの放電室あたり約 100 Ns を得ることができる。つまり、放電室数 7 つの MDR-PPT を用いた場合、約 700 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 28 km 変更することができるトータルインパルスである。

## 8. EM-PPT システム

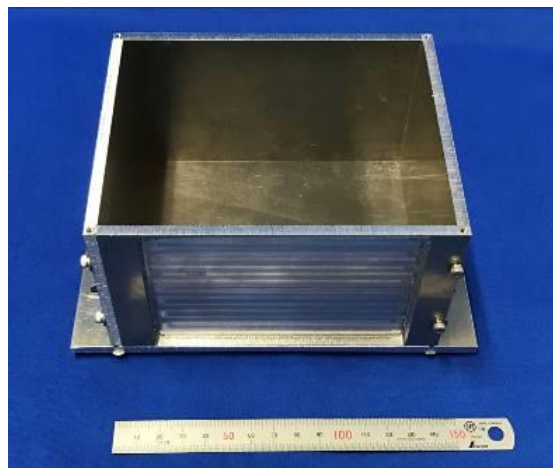
EM-PPT システムとして設計を行うにあたり 3rd MDR-PPT の設計変更を行った。アノードおよびカソードを電極板ではなく、ケーブルで接続することでヘッドにかかる重量を大幅に削減することが可能であり、打ち上げ等の振動にも柔軟に対応が可能になる。またアノードパネル・カソードパネルを絶縁体に変更することで二点接地を防ぐ。さらに、強度を確保するために板金加工を行ったアルミ構造体を取り付けベースプレートに前後のパネルを取り付けた。設計変更した MDR-PPT ヘッド、S-PPT ヘッドを図 18 に示す<sup>9)</sup>。



(a) EM-MDR-PPT ヘッド



(b) S-PPT ヘッド  
図 18 EM-PPT ヘッド



(b) キャパシタ筐体  
図 19 筐体

EM-PPT システムは MDR-PPT ヘッドとキャパシタ（マイカペーパーコンデンサ 13 枚並列接続）、PPU から構成されている。人工衛星に搭載するためにはそれぞれ筐体に収納される必要がある。筐体は A5052 材を用いており、重量を軽減させるため壁面を肉薄している。キャパシタと MDR-PPT ヘッドは回路ケーブルの抵抗によるエネルギーの損失を少なくするため可能な限り近くに配置し、各機器の配置は衛星本体に搭載したときの衛星の重心位置なども考慮して決定した。設計・製作した PPU、キャパシタの筐体を図 19 に、設計した PPT システムを図 20 に、各機器のサイズを表 7 に示す。



図 20 EM-PPT システム

(a) PPU 筐体

表 7 PPT システムのサイズ

PPT system, mm	195(W) x220(D) x155(H)
MDR-PPT head, mm	159 x89 x162
PPU-BOX, mm	195 x130 x45
Capacitor-BOX, mm	150 x120 x85

## 9. まとめ

- 1) 初期性能測定実験においてインパルスビットおよびマスショットの値は放電室長さが伸びるほど増加する傾向が確認できた。また比推力の値は放電室長さが伸びるほど減少する傾向が確認できた。
- 2) 大電力化によりプロイテレス衛星 1 号機搭載用 PPT に比べ約 16 倍の性能向上が確認できた。インパルスビットが 2.47 mNs, またそのときのマスショットは 738 $\mu$ g, 比推力は 342 s, 推進効率は 13.1%であった。
- 3) 放電室長さ 50 mm の推進剤を用いて行ったトータルインパルス測定実験で 72,000 shot の作動で約 90 Ns を算出した。
- 4) 1st MDR-PPT で発生した誘発問題を 2nd MDR-PPT の設計により解決した。

- 5) 2nd MDR-PPT の欠点を考慮した 3rd MDR-PPT の設計およびモックアップの製作を行った。
- 6) PPU と大電力を行った PPT を用いて耐久実験を行い、100,000 shot の噴射を確認した。
- 7) 2 台の PPT と PPU を用いた放電室切り替え実験を行い、それぞれ選択した放電室で大気中および真空環境においてイグニッション放電を確認した。
- 8) EM-PPT システムとして設計を行うにあたり 3rd MDR-PPT の設計変更を行った。
- 9) PPU, キャパシタの筐体の試作を行い、MDR-PPT ヘッドを含めて EM-MDR-PPT システムとして成立することが確認できた。

### 参 考 文 献

- 1) 栗林恭一, 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) Fujita, R., Muraoka, R., Ikeda, I., Tahara, H. and Wakizono, T. : Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster System for Powered Flight of Micro-Satellites, Frontier of Applied Plasma Technology, 2015, Vol.8, No.1, pp19-24.
- 3) 森川直樹, 藤田亮太, 金岡啓太, 隆法洗貴, 小野航平, 田原弘一, 高田恭子, 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スラスト BBM/FM システムの研究開発」, 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, 神奈川県相模原市, 2016, STEP-2015-028.
- 4) Kanaoka, K., Fujita, R., Ryuho, K., Ono, K., Morikawa, N., Enomoto, K., Tahara, H., Takada, K. and Wakizono, T. : Development of 30 J-class Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Powered Flight onboard the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Toyama, Japan, 2016, R1-2.
- 5) Kanaoka, K. and Tahara, H. : Research and Development of a High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thruster System onboard Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite, AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition, Salt Lake City, 2016, AIAA-2016-4844.
- 6) 森川直樹, 隆法洗貴, 小野航平, 金岡啓太, 藤田亮太, 榎本光佑, 田原弘一, 高田恭子, Haase Tobias, 脇園堯, 「大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス 2 号機搭載用大電力電熱加速型パルスプラズマスラストシステムの研究開発」, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 北海道函館市, 2016, Paper No. 3107.