

# 大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス 2号機長距離動力飛効用 電熱加速型パルスプラズマスラストシステムの最終開発

## Development of electrothermal pulsed plasma thruster system for long distance powered flight of the Osaka Institute of Technology Nano-satellite PROITERES-2

○岡原 勇人・藤田 亮太・森川 直樹・小野 航平・隆宝 洸貴・榎本 光佑・松本 優希  
田原 弘一・高田 恭子 (大阪工業大学) ・脇園 堯 (ハイ・サーブ)

○Hayato Okahara・Ryota Fujita・Naoki Morikawa・Kohei Ono・Koki Ryuho・Kosuke Enomoto・Yuki Matsumoto  
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), Nano-satellite PROITERES-2 has been developed since 2010. The purpose of PROITERES-2 is to change long distance powered flight by electrothermal Pulsed Plasma Thrusters (PPTs) system. In this study, a PPT system was operated with an input energy of 31.59 J. The high-power PPT achieved the maximum impulse bit 2.47 mNs. The impulse bit was measured with one PPT head, and the PPT head could achieve 100,000 shots. As a result, the total impulse was approximately 92 Ns. The total impulse means, PROITERES-2 which is equipped with the MDR-PPT, PROITERES-2 is able to achieve the powered flight of approximately 28.7 km.

### 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になってきている。また、小型化による人工衛星の開発・製造期間の短縮、打ち上げコストの削減、複数の衛星を用いたフォーメーションフライトなどの特異ミッションなどの観点から、企業や大学等の研究機関で100 kg以下の小型人工衛星の研究開発が盛んに行われている。また、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)を立ち上げた。2012年に電気推進ロケットエンジンのパルスプラズマスラスト(Pulsed Plasma Thruster: PPT)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。1号機のメインミッションは、PPTの宇宙作動実証、1 kmの軌道高度の変更(動力飛行)であり、必要な総力積は5 Nsであった。現在は1号機同様、PPTを搭載したプロイテレス衛星2号機の研究開発を行っている。このプロイテレス衛星2号機は宇宙航空研究開発機構(JAXA)によりGOSAT-2/Khalifasatとの相乗り超小型人工衛星として決定され、2018年度に種子島宇宙センターよ

りH-IIAロケットで打ち上げ予定である。2号機のメインミッションは、1号機と同様にPPTによる動力飛行を行うことであるが、50-100 kmと長距離に設定されており、必要な総力積は1125 Nsである。そのため、1号機搭載用PPTでは2号機の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の大電力化および、長時間作動が可能なシステムの開発を行っている。本稿では、大電力化したPPTの初期性能測定結果と、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)および、超小型人工衛星搭載用PPTシステムとして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、50-100 kmの動力飛行を行うことである。この動力飛行はPPTの作動により、衛星進行方向にプラズマを噴射することで、軌道を周回する衛星の速度を減速させ、高度を降下させる軌道遷移である。軌道遷移のイメージを図1に示す。プロ

イテレス衛星 2 号機のイメージを図 2, 諸元を表 1 に示す。

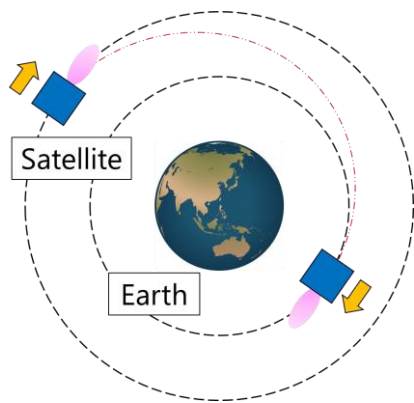


図 1 軌道遷移のイメージ

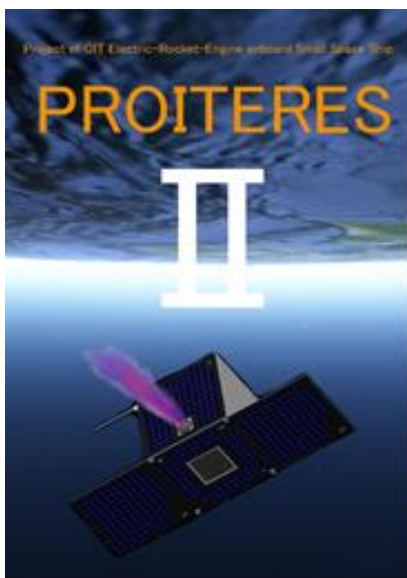


図 2 プロイテレス衛星 2 号機のイメージ

表 1 プロイテレス衛星 2 号機の諸元

Mass, kg	45
Dimensions, mm	470 x 470 x 450
Electrical power, W	60
Altitude, km	613

### 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) を推進剤に用いるパルス作動型の電気推進ロケットエンジンである。

近年, 超小型人工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, 打ち上げ時などの振動や衝撃に強い。

- 2) 固体推進剤を用いるためタンク, バルブ等の駆動部, 制御機器が不要であるため, 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, 加速原理の違いから電熱加速型 PPT と電磁加速型 PPT の 2 種類が存在する。これまでに小型人工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。電熱加速型 PPT と電磁加速型 PPT を比較すると, 電熱加速型 PPT は電磁加速型 PPT よりも比推力は劣るが, 高い推力・電力比を有する。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。電熱加速型 PPT の概略図を図 3 に示す。

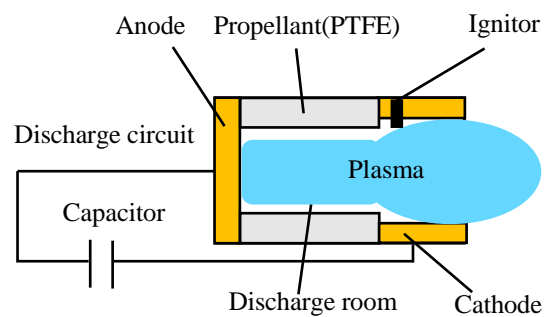


図 3 電熱加速型 PPT の概略図

電熱加速型 PPT はコンデンサに主放電のエネルギーが充電されており, 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およ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<sup>1)</sup>。

### 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。真空排気系は, 真空チャンバと 2 台のロータリーポンプ, 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 が作動中の真空度は 0.03 Pa 以下である。真空チャンバ内には, 微小インパルス測定用垂直振り子型スラストスタンドがあり, それは支持台に固定された 2 本のニードルで支えられ, それらを結ぶ軸周りに回転する。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<sup>2)</sup>。

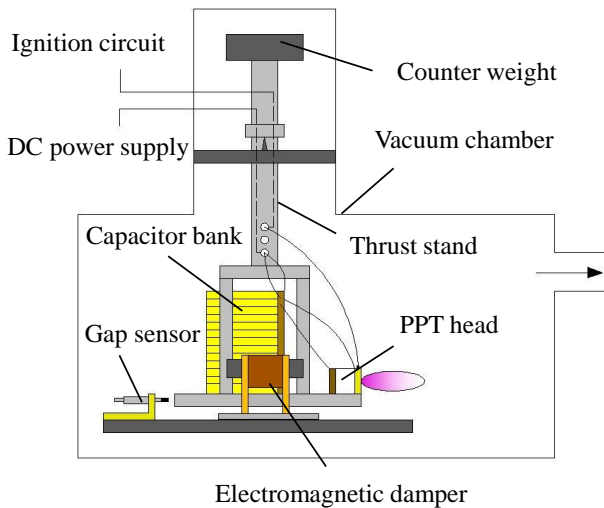


図4 垂直振り子型スラストスタンドの概略図

## 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  $\mu\text{F}$ 、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  $\mu\text{F}$ 、投入エネルギーは31.59 Jとなった<sup>3)</sup>。

### 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ショットの作動を行い、50ショット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。実験用PPTの概略図を図5に、実験条件を表2に示す。

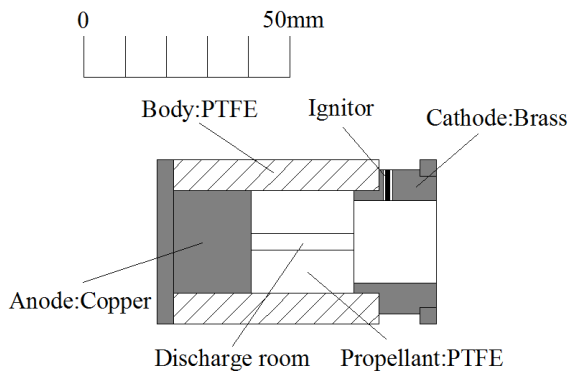


図5 実験用PPTの概略図

表2 実験条件

Charging Voltage, V	1,800
Capacitance, $\mu\text{F}$	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

350 ショットを達成した放電室長さとしインパルスビットの関係を図6に、放電室長さとしマスショット(1 shotで消費される推進剤の質量)の関係を図7に、放電室長さとし比推力の関係を図8に、放電室長さとし推進効率の関係を図9に示す。

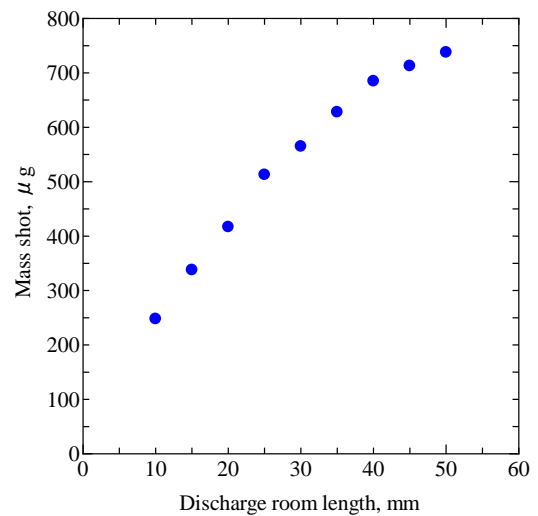


図6 放電室長さとしインパルスビットの関係

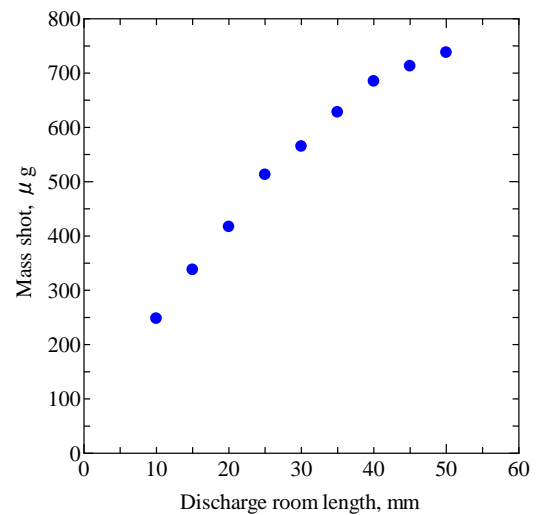


図7 放電室長さとしマスショットの関係

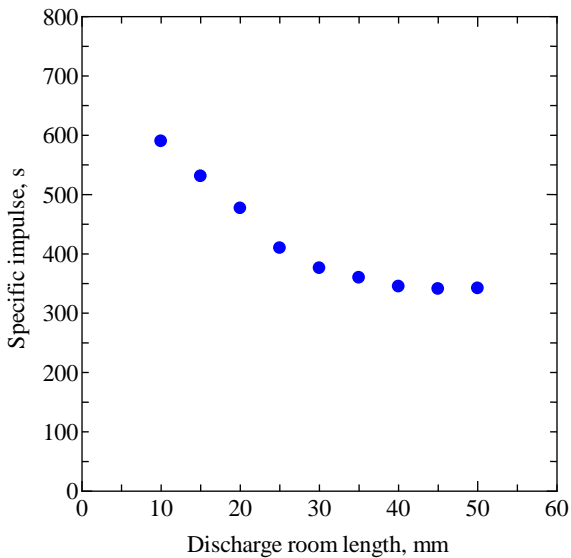


図8 放電室長さと比推力の関係

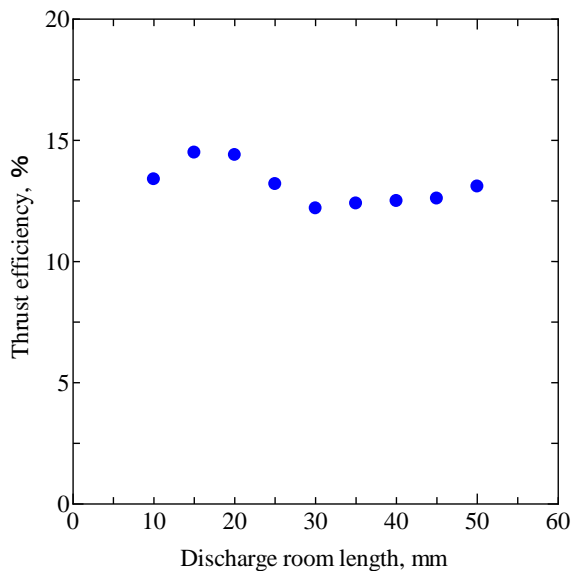


図9 放電室長さと推進効率の関係

実験の結果、放電室長さ 50 mm のとき、インパルスビットは 2.47 mNs、マスショットは 738  $\mu\text{g}/\text{shot}$ 、比推力は 342 s、推進効率は 13.1%であった。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。

## 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 50 -100 km の長距離の動力飛行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。そこで多放電室型 PPT

(Multi-Discharge-Room type PPT : MDR-PPT) の開発を行った。MDR-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、多くの推進剤を使用することができ長時間作動が可能になる<sup>4)</sup>。

### 6.1 1st MDR-PPT

製作した 1st MDR-PPT の写真を図 10 に示す。製作した 1st MDR-PPT を用いて 1,000 ショットの作動実験を行った。実験後の 1st MDR-PPT の写真を図 11 に示す。

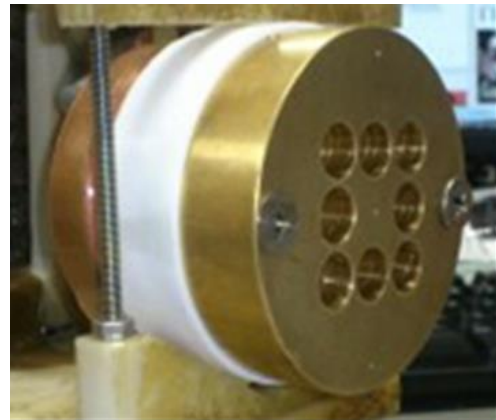


図 10 1st MDR-PPT

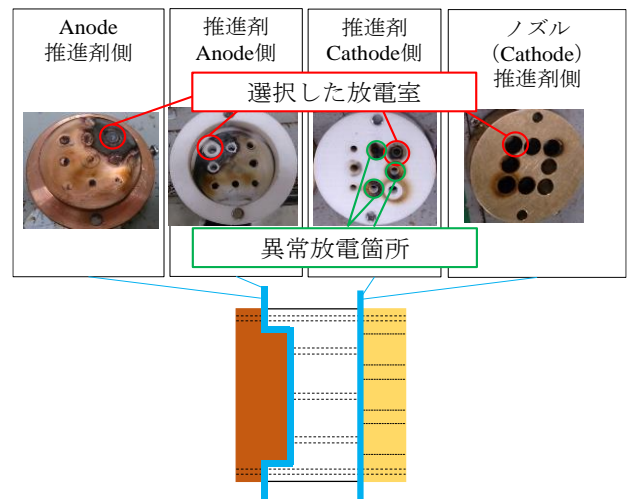


図 11 実験後の 1st MDR-PPT

図 11 より、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見られる。この誘発問題の原因として次のようなことが考えられる。

- 1) 放電室の気密性不足により電極（アノードまたはカソード）と推進剤の間からプリュームが漏れ出し放電を誘発した。
- 2) 長時間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た。

## 6.2 2nd MDR-PPT

1st MDR-PPT で発生した誘発の原因を考慮し、新たに製作を行った 2nd MDR-PPT の写真を図 12 に、分解図を図 13 に示す。2nd MDR-PPT の特徴は、アノード、推進剤、カソードがそれぞれ独立し、PTFE の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。

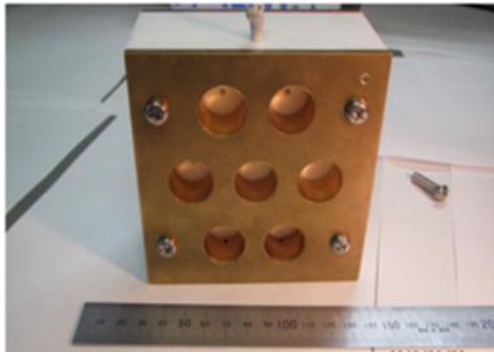


図 12 2nd MDR-PPT

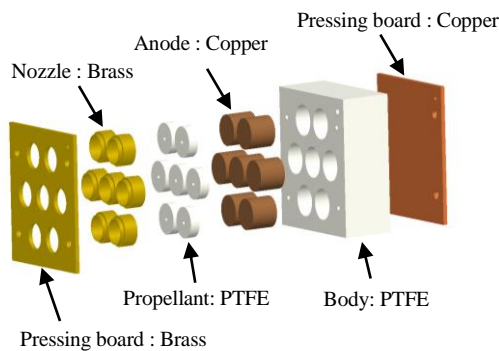


図 13 2nd MDR-PPT の分解図

この 2nd MDR-PPT を用いて 1,000 ショットの作動実験を行った。実験後の 2nd MDR-PPT の写真を図 14 に示す。

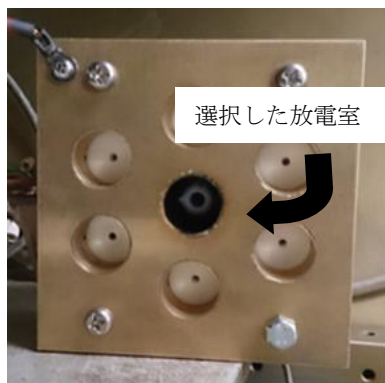


図 14 実験後の 2nd MDR-PPT

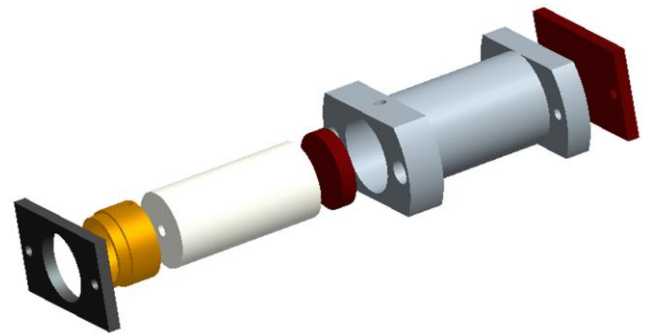
実験の結果、図 14 からわかるように、選択した放電室

以外で噴射した様子は確認されなかった。2nd MDR-PPT の設計によって誘発問題は解決できたが、いくつかの欠点があった。2nd MDR-PPT の欠点を以下に示す。

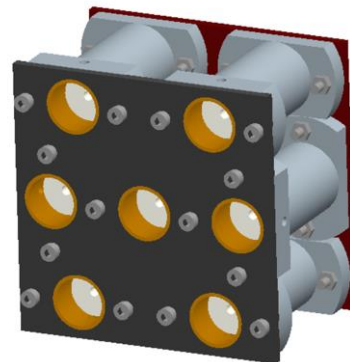
- 1) ボディに余分な部分が多く重い。
- 2) 固定用のプレッシャーボードによる各放電室の締め付けが不均一。
- 3) イグナイタの長さが放電室ごとに異なる。
- 4) プレッシャーボードの締め付けによって、ノズル固定位置の変化やイグナイタの破損が発生する。

## 6.3 3rd MDR-PPT

2nd MDR-PPT の欠点を考慮して 3rd MDR-PPT の設計を行った。設計を行った 3rd MDR-PPT の 3D モデルを図 15 に示す。



(a) 放電室形状



(b) 3rd MDR-PPT

図 15 3rd MDR-PPT の 3D モデル

図 15 (a) より、PTFE のボディにアノード、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。これにより、2nd MDR-PPT に比べ、33%の軽量化に成功した。また、ボディを放電室ごとで独立させることでイグナイタの長さを統一でき、プレッシャーボードによる締め付けを均一にできる。2nd MDR-PPT と 3rd MDR-PPT の比較を表 3 に示す



表3 MDR-PPTの比較

MDR-PPT	2nd	3rd
Mass, kg	2.75	1.85
Size, mm	110 x110 x60	112 x112 x73
Discharge room length, mm	10	50

## 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およ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。本研究では，PPU を有限会社ハイ・サーブと共同開発を行っている。PPU の仕様を表 4 に，PPU の写真を図 16 に示す。

表 4 PPU の仕様

Mass, kg	1.3
Size, mm	185 x120 x40
Power consumption, W	About 10
Input voltage, V	DC28 ±4
Charge time, sec	1.5
Output voltage to Cap, kV	1.8
Output voltage to Ignitor, kV	3.0

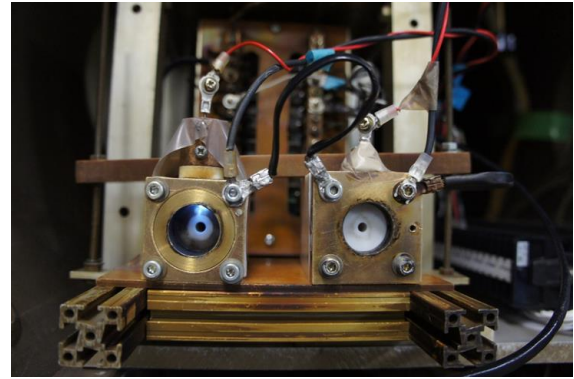


図 16 PPU

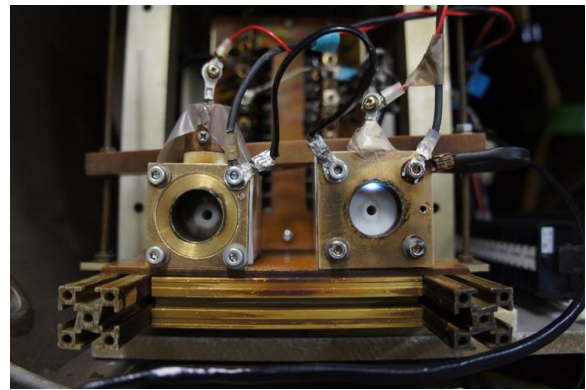
### 7.1 放電室の切替え実験

MDR-PPT は各放電室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。

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。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。実験の結果，図 17 から分かるように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。



(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

### 7.2 トータルインパルス測定実験

初期性能実験より，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。実験用 PPT の写真を図 18 に，実験条件を表 5 に，インパルスビットとショット数の関係を図 19 に示す。



図 18 実験用 PPT

表5 実験条件

Charging Voltage, kV	1.8
Discharge room diameter, mm	4
Discharge room length, mm	50
Nozzle(Cathode) diameter, mm	20
Nozzle(Cathode) length, mm	14
Capacitance, $\mu\text{F}$	19.5
Input energy, J	31.59

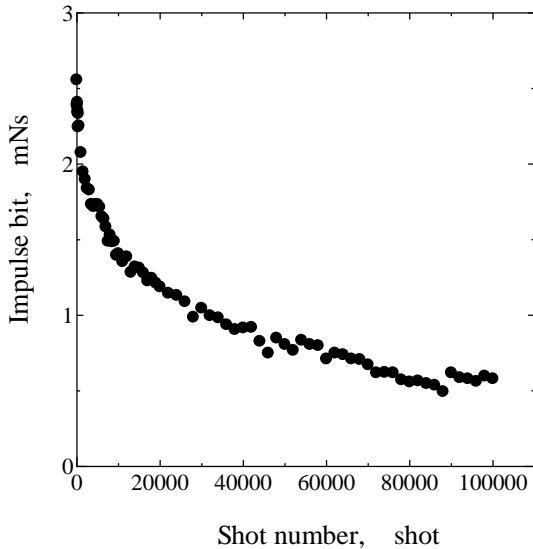


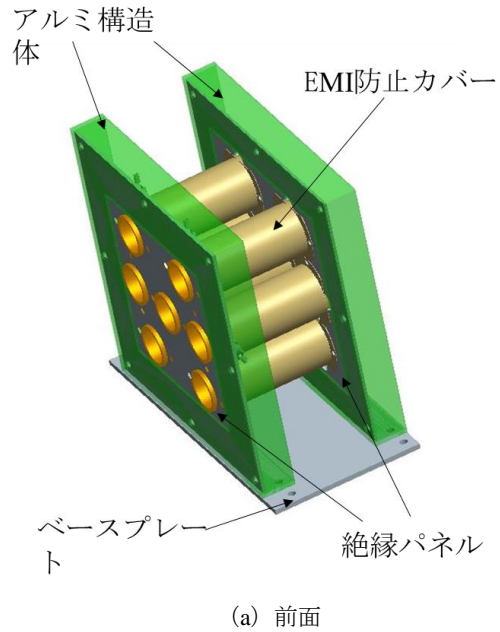
図19 インパルスビットとショット数の関係

実験の結果、PPUを用いて大電力化を行ったPPTの作動を確認し、ショット数は100,000ショットを達成した。図19から分かるように、ショット数が大きくなるごとにインパルスビットが緩やかに低下していることを確認した。100,000ショットの時点でインパルスビットが初期値よりも約77%低下した。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。このグラフから得られた近似式を作動回数で積分することによって、トータルインパルス約92Nsを算出した。よって、放電室を7つ設けたMDR-PPTではトータルインパルスが約644Nsとなる。これはプロイテレス衛星2号機が約28.7kmの動力飛行を行えるトータルインパルスである。

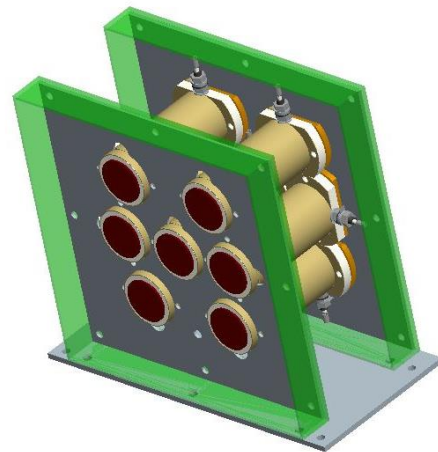
### 8. プロイテレス衛星2号機搭載用PPTシステム

プロイテレス衛星2号機搭載用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。3rd MDR-PPTは、アノードパネルとカソードパネルを構造体かつ回路として使用していた。この設計ではキャパシタとカソードの二点接地となってしまう。そこでアノードパネルとカソードパネルを耐熱性、耐放射能性に優れた絶縁体のポリエーテルイミド (Poly Ether Imide :PEI) に変更し、アノードとカソードに直接配線を行う。また、強度を補うために板金加工を行ったアルミフレームを取り付けベース

プレートに固定する。さらに、PPTの主放電によって発生するノイズ (Electro Magnetic Interference : EMI) を防止するため各ボディに銅製のEMI防止用カバーを取り付けた。設計変更したプロイテレス衛星2号機搭載用MDR-PPTを図20に示す。



(a) 前面



(b) 後面

図20 プロイテレス衛星2号機搭載用MDR-PPT

プロイテレス衛星2号機搭載用PPTシステムは、MDR-PPTヘッドとマイカペーパーコンデンサを13枚並列接続したキャパシタ、PPUから構成されている。各機器はそれぞれ筐体に収納されており、キャパシタとMDR-PPTヘッドは回路のケーブルの抵抗によるエネルギーの損失を低減するため可能な限り近くに配置した。プロイテレス衛星2号機搭載用PPTシステムの写真を図21に、各機器のサイズを表6に示す。

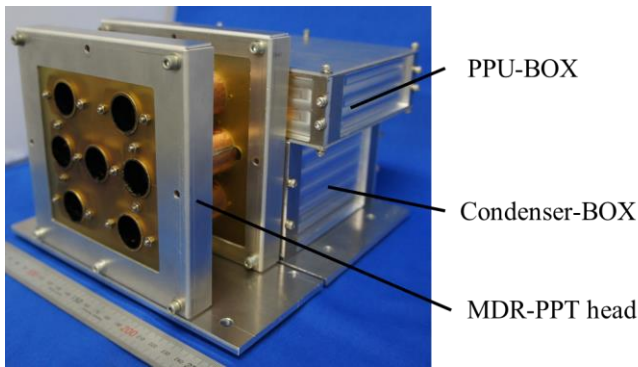


図 21 プロイテレス衛星 2 号機搭載用 PPT システム

表 6 各機器のサイズ

PPT system, mm	235(W) x 244(D) x 153(H)
MDR-PPT head, mm	244 x 93 x 153
PPU-BOX, mm	244 x 142 x 46
Condenser-BOX, mm	202 x 142 x 89

この PPT システムでプロイテレス衛星 2 号機の動力飛行を達成できれば、他の小型人工衛星への転用も期待でき、将来 PPT を用いてデブリ対策など、超小型人工衛星におけるミッションの高性能化に結びつくと考えられる。また、MDR-PPT ヘッドの放電室の数やマイカペーパーコンデンサの枚数を変更することでミッションの幅も広がる<sup>5)</sup>。

## 9. ま と め

- 1) 放電室長さ 50 mm の大電力 PPT を用いてインパルスビット 2.47 mNs, マスショット 738  $\mu\text{g}$ , 比推力 342 s, 推進効率 13.1% の初期性能を確認した。
- 2) 長時間作動達成のために 1st MDR-PPT の開発を行ったが、予期せぬ放電を確認した。
- 3) 1st MDR-PPT の問題は 2nd MDR-PPT の設計によって解決した。
- 4) 2nd MDR-PPT の欠点を考慮して 3rd MDR-PPT を設計した。
- 5) PPU と大電力 PPT を用いて放電室切り替え実験を行い、大気中で選択した放電室のイグニッション放電を確認した。
- 6) トータルインパルス測定実験では 100,000 ショット以上の作動を確認し、92 Ns を達成した。MDR-PPT の場合約 644 Ns となり、約 28.7 km の軌道高度の変更が可能であるということが分かった。
- 7) 3rd MDR-PPT をプロイテレス衛星 2 号機搭載用の PPT システムにするために設計変更を行った。

## 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) 岡原勇人, 榎本光佑, 隆宝洗貴, 小野航平, 森川直樹, 藤田亮太, 田原弘一, 高田恭子 (大阪工業大学), 脇園堯 (ハイ・サーブ): 「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/パルスパワー/放電合同研究会, PST-17-039, PPT-17-039, ED-17-059, 2017 年 5 月, 京都工芸繊維大学 (京都府京都市) .
- 3) 小野航平, 森川直樹, 榎本光佑, 藤田亮太, 田原弘一, 高田恭子 (大阪工業大学), 脇園堯 (ハイサーブ): 「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パルスプラズマ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 年 9 月, 朱鷺メッセ (新潟県新潟市) .
- 4) Keita Kanaoka, Ryota Fujita, Koki Ryuho, Kohei Ono, Naoki Morikawa, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada and Takashi Wakizono “Research and Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters with High Total Impulse for the 2nd PROITERES Nano-Satellite” 8th Asian Joint Conference on Propulsion and Power (AJSPP 2016), AJCPP2016-115, Sunport Hall Takamatsu, Kagawa, Japan, 2016.
- 5) 森川 直樹, 隆宝 洗貴, 小野 航平, 榎本 光佑, 金岡啓太, 藤田 亮太, 田原 弘一, 高田 恭子 (大阪工業大学), 脇園 堯 (ハイサーブ): 「超小型人工衛星搭載用大電力電熱加速型パルスプラズマシステムの研究開発」, 第 57 回航空原動機・宇宙推進講演会, 1A09, 2017 年 3 月, 沖縄県市町村自治会館 (沖縄県那覇市) .