

# 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

○村岡力夫, 木咲秀彌, チン カンシュン, 田中慎人(大阪工大工・院)  
藤原賢也, 上村健太(大阪工大工・学), 田原弘一(大阪工大工), 脇園 堯(ハイサーブ)

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

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 (PPTs) was launched on September 9<sup>th</sup>, 2012. The project of the 2nd PROITERES was started at Osaka institute of Technology in 2010. The 2nd PROITERES satellite is a practical satellite with 50 kg and 500-mm cube; 60 W for earth observation. The 2nd PROITERES satellite has a special performance of powered flight with longer distance, i.e. changing 200-400 km in altitude on near-earth orbits, than that of the 1st PROITERES. High-power and high-total-impulse PPT systems for the 2nd PROITERES were developed. We develop PPT which become large electricity as of now. The shape of discharge chamber was changed to find the optimum one, and the initial performance was measured. As a result, after determination of the optimum discharge chamber, a multi-discharge-room type PPT was designed for the 2nd PROITERES.

**Key words:** Pulsed Plasma Thruster, powered flight, large electricity, Conceptual design

### 1 緒 言

現在, 世界各国の大学・研究機関で総質量が 1000 kg 以下の小型衛星と分類される人工衛星の開発研究が行われている<sup>1),2)</sup>. それは, 打ち上げのコスト削減, 開発・製造期間の短縮, 小型衛星による特異ミッションの設定などの小型化による利点が見込まれることによる<sup>3)</sup>.

大阪工業大学においても, 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)<sup>2)-5)</sup>を立ち上げ, 2012 年に電気推進ロケットエンジンを搭載した超小型人工衛星 PROITERES 1 号機の打ち上げに成功した. さらに, PROITERES 2 号機の 2015 年の打ち上げを目指し, 衛星設計・開発を行っている.

本論文は PROITERES 2 号機のエンジン系を研究対象としている. 本衛星はメインミッションとしてパルスプラズマ推進機(PPT)を用いて 200-400 km の軌道高度変更を行う. しかし, PROITERES 1 号機に搭載した電熱加速型 PPT では, 投入電力が低いため, さらに搭載できる固体燃料が少ないために長距離の軌道変更は不可能である. 本研究では, 投入電力 30 W で, 長距離の軌道高度変更が可能な電熱加速型 PPT の開発を目的としている. そのために投入電力 30 W で PPT の初期性能評価試験を行う. さらに長距離の軌道高度変更を実現するためには長時間作動が可能な PPT が必要なため長時間作動が可能な PPT の機構の開発を行う.

### 2 PROITERES 2 号機

PROITERES 2号機は2015年下半期の打ち上げを予定している. PROITERES 2号機の目的を以下に示す.

メインミッション

・パルスプラズマ推進機による200-400kmの長距離軌道高度変更.

表1に衛星のスペックを示す.

表1 PROITERES衛星2号機のスペック

Specifications	Value
Mass	50kg
Dimensions	Cube,500mm on a side
Electrical power	62W
Altitude	600~800km
Development period	3year
Life time	More than one year

### 3 パルスプラズマ推進機の概要

現在, 次世代小型衛星用推進機の候補として, 電気推進機の一つであるパルスプラズマ推進機 (Pulsed Plasma Thruster: PPT) が挙げられる. 1960 年代にアメリカ, 旧ソ連, ヨーロッパ諸国で PPT の研究開発が始まり, 近年では, 小型衛星への適用を目指して研究開発が盛んに行われている.

PPT は二種類あり, それは電熱加速型と電磁加速型である. それらの概略図を図 1 に示す.

PPT は, 固体推進剤 (主に四フッ化エチレン : PTFE) を用いているため以下のような利点がある.

- 1) 推進剤タンク、シール部品、メカニカルバルブ等が必要なくなるため小型・軽量かつ簡単な構造と高い信頼性を有する<sup>6)</sup>。
- 2) PPT はパルス駆動であるため、バルブの開閉度や電力の制御が必要なく、ウォームアップも不要である。その為、ON, OFF 回路でのデジタル制御が容易である。

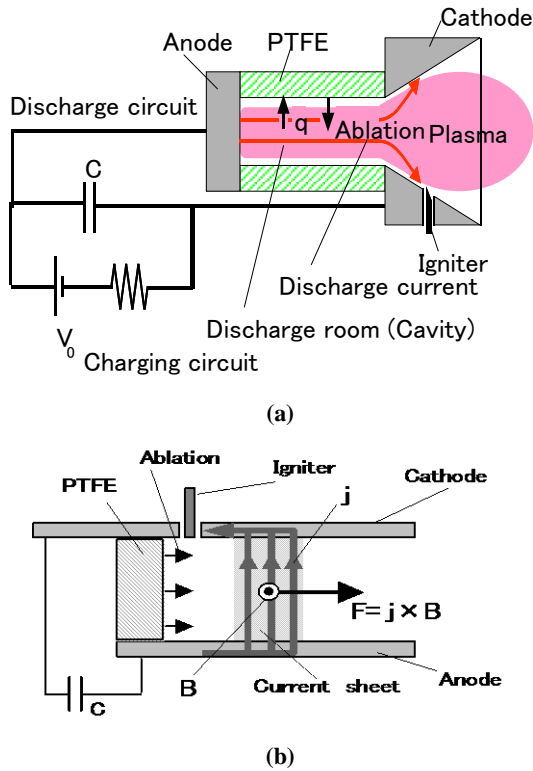


図1 一般的な PPT の概略図  
(a)電熱加速型 PPT, (b)電磁加速型 PPT

電熱加速型 PPT は同軸構造あるいはそれに類する構造であり、一般に放電室と呼ばれる放電・昇圧領域と発散ノズルを有する。イグナイタによるイグニッション放電により少量の固体推進剤が昇華・電離し、電極間に主放電を誘発する。放電室の壁面は固体推進剤であり、それが昇華（蒸発）、電離して高圧のプラズマとなり、ノズルを通して気体力学的に加速される。一方、電磁加速型 PPT はイグニッション放電により平行電極間に主放電を誘発し、通常は上流端に配置された固体推進剤が昇華、供給される。主放電とその自己誘起磁場によりローレンツ力が発生し、これが主加速力となる。両者にはそれぞれに長所と短所がある。電熱加速型 PPT は電磁加速型 PPT よりも比推力が劣る。しかし、大きな推力-電力比を有することを考慮すると、電磁加速型 PPT よりも電熱加速型空 PPT に優位性があると考えられる。PPT には推進剤タンク等が必要であるため推進剤の推進機システムに占める質量割合は小さく、比推力の低さを補うために推進剤質量を増加させても、固体推進剤を用いる限

り、他の推進機と比べて不利な要因とはならない。以上の理由から、本研究では電熱加速型 PPT に着目し、研究対象とする。

#### 4 実験装置

実験用に開発した微小インパルスビット測定用垂直振り子型スラストスタンドの概略を図2に真空チャンバを図3に示す。

垂直振り子部は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。アノード、カソードおよびイグナイタ用のケーブルの振り子部への取り付け位置は、振り子部への余分なモーメントを最小限に抑えるように、振り子部の支点とほぼ同一軸上に配置されている。

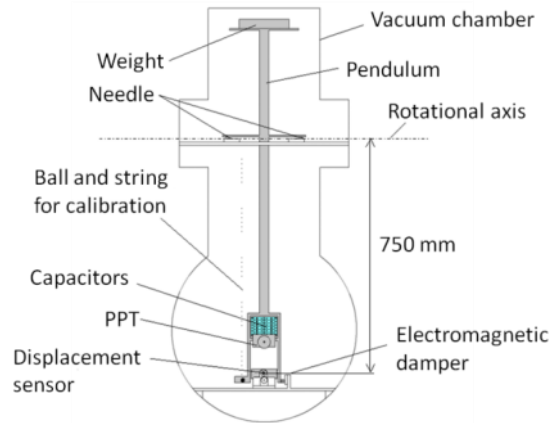


図2 スラストスタンドと真空チャンバ



図3 真空チャンバ

パルスプラズマ推進機システムについて記述する。出力電圧 0~+2 kV, 出力電流 100 mA のマクセック社製直流高圧電源 AMA-2K100PBX をタンク外に設置し、設置されたコンデンサを充電し、アノード-カソード間に電圧を印加する。主放電は、点火回路のタングステン電極のイグナイタ-カソード間の Gap に発生するイグニッション放電により誘発される。

イグニッション放電によりアノード-カソード間にプラズマが発生するとコンデンサに充電された初期エネルギーにより主放電が起こる。一旦、充電によりキャパシ

タに蓄えられたエネルギーを、パルス状の主放電により放出する。これにより、数百 A～数 kA の電流ピーク、数  $\mu$ s オーダーの放電時間のパルス放電を発生させることができるため、1 shot 当たり 10 J 程度の初期エネルギーにおいても、瞬間では MW レベルの電力供給を実現できる。キャパシタには、図 4 に示す静電容量 1.5  $\mu$ F、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 を用いた。このコンデンサは真空中で使用でき、1 個の質量は 180 g、ケーブルを除く外形寸法は 102×81×10 mm（実測値）である。

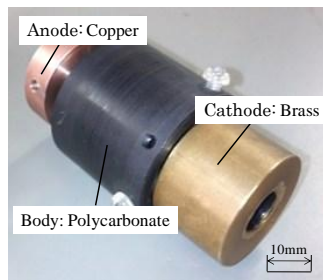


図 4 マイカペーパーコンデンサ

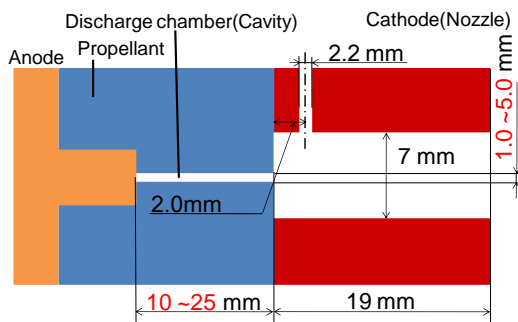
### 5 大電力化による初期性能評価実験

プロイテレス 1 号機は 10W で作動し、コンデンサ容量は 1.5 $\mu$ F、1shot あたりの投入エネルギーは 2.4J であった。プロイテレス衛星 2 号機用では大電力化を行った。変更点は電力 30 W、コンデンサ容量 19.5 $\mu$ F、1shot あたりの投入エネルギーは 31.6J である。これらの条件で初期推進性能の実験を行った。

実験用の電熱加速型 PPT 本体と断面図を図 5 に示す。



(a)



(b)

図 5 実験用 PPT(a)本体(b)断面図

固体推進剤となる PTFE チューブ後方にアノードを配

置し、カソードはストレートノズルとなっている。イグナイタはノズル内に取り付けられる。実験用 PPT のカソードは、プロイテレス衛星 1 号機搭載用 PPT 本体の条件を用いた。その条件とは、ノズル直径、ノズル長さ、イグナイタ差し込み口径、およびイグナイタ差し込み口位置をそれぞれ、7.0 mm、19 mm、2.2 mm、および 2.0 mm である。これにより安定連続作動が可能である。図 6 は作動時の写真である。



図 6 実験用電熱加速型 PPT の作動時の写真  
(放電室直径 1.0 mm、放電室長さ 10 mm、  
初期エネルギー 32.4 J)

放電室長さを 10～25mm、放電室直径を 1.0～5.0mm と変化させて 350shot の連続作動実験を行った。表 2 に実験条件を示す。実験においてキャパシタはマイカペーパーコンデンサを用い、充電電源には実験用電源装置を使用した。キャパシタは、真空チャンバ内に、実験用電源装置は真空チャンバ外に設置した。充電電圧を 1.8 kV に定し、初期エネルギー 31.6 J とし、プロイテレス衛星 2 号機搭載時にできるだけ近い作動条件で実験は行われた。インパルスビットはスラストスタンドで測定した。

表 2 実験条件

Charging Voltage	$V_0$	1.8 V
Capacitance	$C$	20.0 $\mu$ F
Stored Energy	$E_0$	31.6 J
Cavity Length	$L$	10-25 mm
Cavity Diameter	$D$	1.0-5.0 mm

### 5.1 実験結果

それぞれの放電室のショット数を表 3 に示す。

表 3 作動回数

Cavity Diameter [mm]	Cavity 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

初期性能測定において、規定回数である 350 shot を達成できたのは、放電室直径 3.0~5.0 mm、放電室長さ 10~25 mm の時である。推進剤の写真を図 7 に示す。

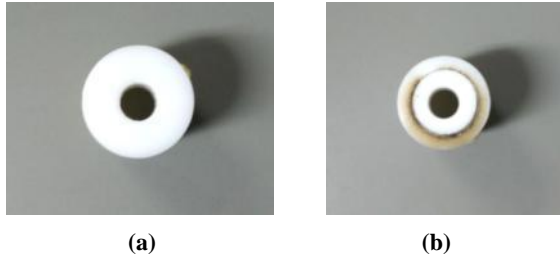


図 7 350 shot 作動試験の推進剤(D=5.0mm, L=15mm)  
(a)作動前, (b)作動後

350 ショットを達成した放電室条件のインパルスビットの放電室形状依存性を図 8 に、その時の比推力を図 9 に示す。

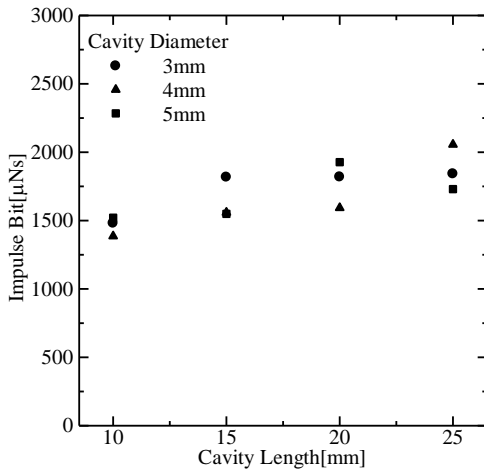


図 8 インパルスビットの放電室形状依存性

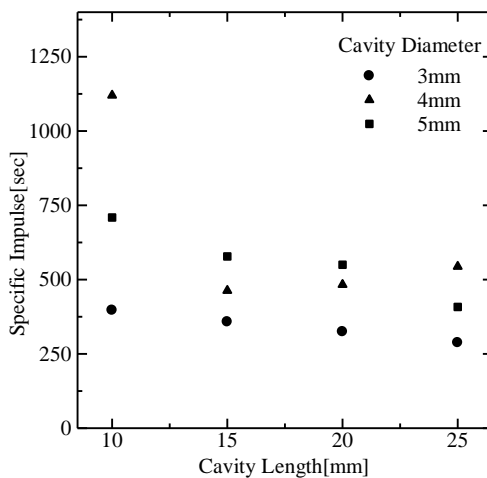


図 9 比推力の放電室形状依存性

すべての条件の中で一番良いインパルスビットを示したのは放電室直径が 4 mm、放電室長さが 25 mm で

2056  $\mu\text{Ns}$  であった。プロイテレス 1 号機に搭載された PPT のインパルスビットは 150 $\mu\text{Ns}$  程度なので、約 10 倍から 13 倍の推力向上が見られた。

比推力が最も良好な条件は放電室直径が 4 mm、放電室長さが 10 mm の 1120 sec であった。比推力は投入エネルギー  $E_{in}$  が大きいほど、或いは放電室が短いほど高い。大きい  $E_{in}$  或いは短い放電室において、高いエネルギー密度が得られるため、より高い放電室内圧力が達成されることによると考えられる。

## 6 長距離軌道変更用 PPT

PROITERES 2 号機搭載用 PPT のために固体推進剤供給機構を持つ電熱加速型 PPT と多放電室電熱加速型 PPT の概念設計を行った。

### 6.1 固体推進剤供給機構を持つ PPT

Side-fed タイプと呼ぶ固体推進剤供給型 PPT を開発した。それは、板状の 2 枚の推進剤で放電室を形成し両サイドをばねで押し込んでいくことにより推進剤を供給するものである。作動実験をした結果、ショット数を重ねていくにつれ、推進剤の不均一昇華により放電室の形状が保てなくなり、途中で作動が停止することが判明。これにより固体推進剤供給型 PPT の開発を断念。供給機構に代わる長期作動可能な機構を持つ PPT の開発が必要となる。

### 6.2 多放電室電熱加速型 PPT

推進剤供給機構を持つ電熱加速型 PPT の設計が困難なため、新しい長期作動の可能な PPT を開発する必要がある。しかしながら長期作動が可能でも、得られる力積は旧型と同等でなければならない。電熱加速型 PPT では固体推進剤で形成される放電室部の機密性が性能上重要である。そこで、この要素に重点を置いた長期作動可能な PPT を開発する。

放電室部の機密性を維持するためには、従来型のほうが良い。従って、放電室の数を増やすことで、作動回数を増やす。これを多放電室電熱加速型 PPT として提案する。概念図を図 10 に示す。

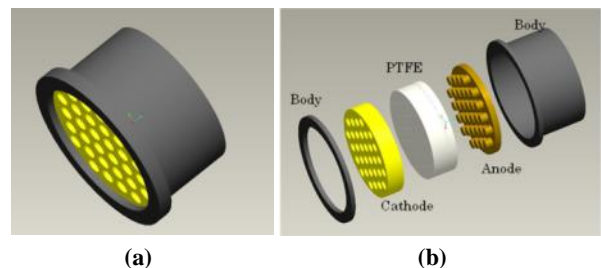


図 10 多放電室型 PPT の 3D モデル  
(a)組立図, (b)分解図

従来型の PPT を複数搭載することと同意である。しか

し、一つの推進機内に収めることで、無駄な重量になる放電室の外形の部分の減らすことが可能である。また、放電室毎にイグナイタを装着するため狙った放電室を作動させることが可能である。

### 6.2.1 作動実験および実験条件

使用する多放電室電熱加速型 PPT の試作機と断面概略図を図 11 に示す。多放電室電熱加速型 PPT 試作機のカソードは、プロイテレス衛星 1 号機搭載用 PPT 本体の条件を用いた。これにより安定連続作動が可能である。

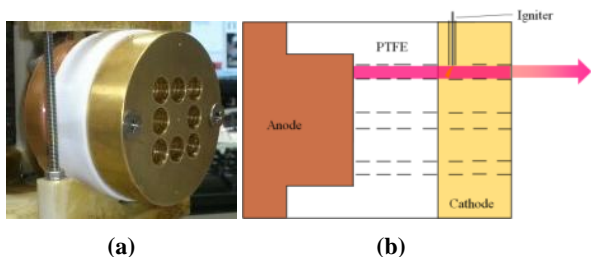


図 11 (a)多放電室電熱加速型 PPT 試作機、  
(b)断面概略図

キャパシタは双信電気社製マイカペーパーコンデンサを使用する。1.5  $\mu\text{F}$  のキャパシタを 13 個並列に繋ぎ真空中で実験を行う。電源は実験用電源装置を使用する。充電電圧を 1.8 kV に設定し、初期エネルギー 31.6 J とし、実験を行った。この実験は推力測定をせず 1000 shot の安定作動の実証を行う試験である。実験条件を表 4 に示す。

表 4 実験条件

Charging Voltage	$V_0$	1.8 kV
Capacitance	$C$	19.5 $\mu\text{F}$
Stored Energy	$E_0$	31.6 J
Cavity Length	$L$	15 mm
Cavity Diameter	$D$	5.0 mm

### 6.2.2 実験結果

実験後の多放電室電熱加速型 PPT を図 12 に示す。



図 12 実験後の多放電室電熱加速型 PPT 試作機

選択をした放電室の周りにある放電室が誘発を起す現象が見られた。これには、以下の原因が考えられる。

- 1) 放電室間の機密性不足によるもの
- 2) ノズルより排出されたプラズマによるもの
- 3) ノズルに蓄積された熱によるもの

1) については、放電室間の距離が近すぎ、アノード PTFE 間、もしくはカソード PTFE 間の隙間からイグニッション放電による昇華した PTFE が漏れ出したためと考えられる。

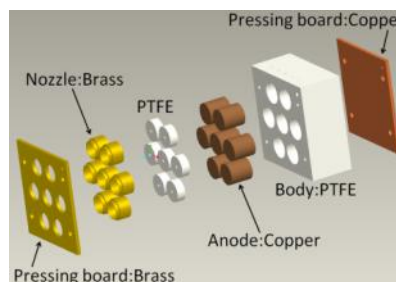
2) については、ノズルより排出されたプラズマが吹き戻り、イグニッション放電に近い現象が発生したためと考えられる。

3) については、ノズルに蓄積された熱により推進剤の一部が昇華し放電室内部に充満したためと考えられる。

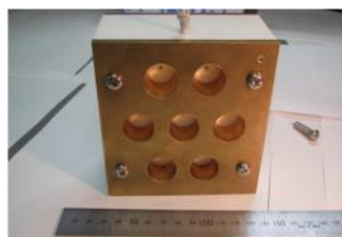
そこで、これらの原因の対策を行った多放電室型 PPT の設計が必要である..

### 6.2.3 放電室密閉式多放電室電熱加速型 PPT

放電室の気密性と冷却性を向上するため、改良した多放電室電熱加速型 PPT 試作機と概略図を図 13 に示す。



(a)



(b)

図 13 (a)放電室の気密性を向上した多放電室電熱加速型 PPT 試作機、(b)概略図

放電室の気密性を向上した機構とは、図 14 で示すようにノズル、PTFE、アノードをそれぞれ独立させ、その三つのパーツをボディで包み込むものである。つまり、昇華した PTFE が漏れ出したアノード PTFE 間、カソード PTFE 間をも独立させ、作動する放電室以外に昇華した PTFE が流れない機構である。また、フロントパネルを設置することで、放熱性を考慮している。この新たな試作機を上記した実験条件で作動実験を行う。



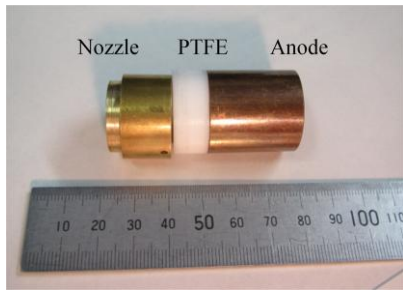


図 14 それぞれ独立した Anode, PTFE, Nozzle: Cathode

#### 6.2.4 実験結果

作動後の新たな試作機を図 15 に示す。

図 15 を見てもわかるように、中心部の作動した放電室は煤が付着し黒くなっているにもかかわらず、周りの放電室は煤の付着もなく実験前と変化がない。この機構により、多放電室電熱加速型 PPT における放電室の誘発が発生しない機構の開発に成功した。

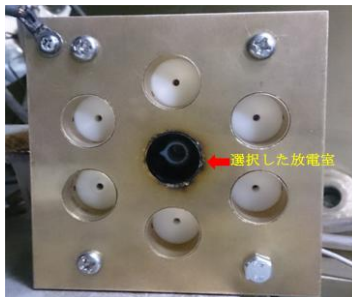


図 15 実験後の新たな試作機

#### 6.2.5 最小誘発距離試験

多放電室型 PPT の小型化を行う為には、誘発を起こさない最小の放電室間距離の選定が必要である。そこで、放電室間距離 0mm, 1mm, 2mm, 3mm, 4mm, 5mm の PPT を作成し 10000shot の作動実験を行った。図 16 に誘発距離試験用 PPT を示す。なお、放電室間距離 0mm においては、放電室間を密閉している壁を取り除いている。



図 16 最小誘発距離試験用 PPT のボディ部

#### 6.2.6 実験結果

作動後の最小誘発距離試験用 PPT を図 17 に示す。

図 17 を見てわかるように、中心部の作動した放電

室以外での放電はなく実験前と変化がない。これにより、放電室間距離は 0mm にする事が可能となった。

また、0mm においても誘発が見られなかった事から、初期の多放電室型 PPT の誘発は熱によるものが有力と考えられる。

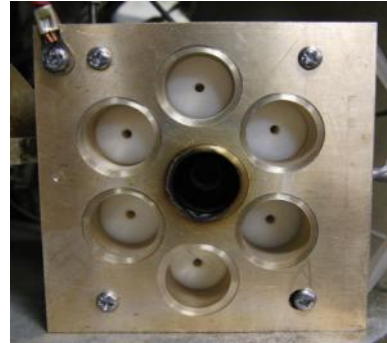
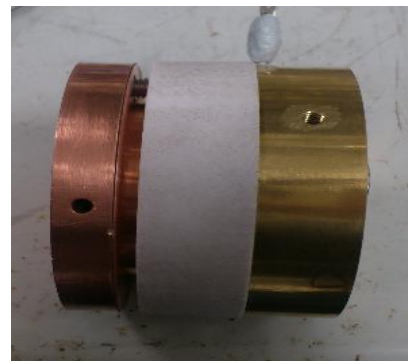


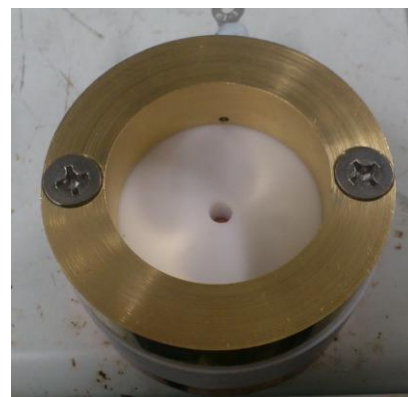
図 17 実験後の最小距離試験用 PPT

#### 6.2.7 一放電室あたりの最適設計

多放電室型 PPT を完成させる為には、一つあたりの放電室を最適設計にする必要がある。ここでは、ノズル直径依存性の実験及び、放電室長さ依存性の実験を行った。実験モデルを図 18 に示す。また、断面図は図 5 (b) に示す。



(a)



(b)

図 18 実験用 PPT (a)側面図 (b)正面図

#### 6.2.8 ノズル直径依存性の実験

ノズル直径を 15mm から 30mm を 5mm 刻みで変更し作動停止までの shot 数を調べた。その結果を表 5 に示

す。実験条件は、ノズル長さ 19mm, 放電室長さ 20mm, 放電室直径 5mm である。

表 5 ノズル直径依存性の実験 (Shot 数)

Nozzle diameter [mm]	15	20	25	30
Shot	20712	99028	2467	697

### 6.2.9 放電室長さ依存性の実験

続いて、ノズル直径依存性の実験結果からノズル直径を 20mm に固定して放電室長さ依存性の実験を行った。放電室長さを 10mm から 25mm を 5mm 刻みで変更して作動停止までの shot 数を調べた。その結果を表 6 に示す。実験条件は、ノズル直径 20mm, ノズル長さ 19mm, 放電室直径 5mm である。

表 6 放電室長さ依存性の実験 (shot 数)

Cavity Length [mm]	10	15	20	25
Shot	20917	75267	99028	84120

表 5 と表 6 を見て分かる通りノズル直径 20mm, 放電室長さ 20mm の時最大 shot 数 99028shot となった。

## 7 結 言

- 350 ショット達成した条件の中でインパルスビットが最も良い性能を示したのは、放電室直径 4.0 mm, 放電室長さ 25 mm で 2056  $\mu$ Ns であった。350 ショットを達成できなかった条件に関しては、昇華した PTFE が排出できず、イグナイタ-カソード間の隙間が塞がったためと考えられる。
- 放電室の表面積が大きくなるにつれインパルスビットが低下した。これは、単位体積あたりの推進剤昇華量が飽和および低下してしまい、放電室内の圧力が上がらなくなったためと考えられる。
- 比推力が一番高かった条件は放電室直径が 4 mm, 放電室長さが 10 mm の時であり 1120 sec であった。比推力は投入エネルギー  $E_{in}$  が大きいほど、或いは放電室が短いほど高い。大きい  $E_{in}$  或いは短い放電室において、高いエネルギー密度が得られるため、より高い放電室内圧力が達成されることによると考えられる。
- 推進剤供給機構を持つ Side-fed タイプ PPT は、従来型 PPT よりも長期作動ができない。原因は推進剤の不均一な昇華が原因で生じる上流側の隙間から昇華した PTFE が漏れ出してしまい主放電が放電できなくなったためである。従って、プロイテレス 2 号機用 PPT として、Side-fed タイプの推進剤供給機構を持つ電熱加速型 PPT は不向きであると判断した。
- 開発した多放電室電熱加速型 PPT は一つの推進機内に複数の放電室を持つため、従来型を同数載せた時

よりも、無駄になる放電室の外形の重量を減らすことができる。また、放電室毎にイグナイタを装着するため狙った放電室を作動させることが可能である。

- 試作機を作成し作動実験を行ったが選択した放電室とは別の放電室が誘発している事が判明した。
- 新たに、カソード(ノズル), PTFE, アノードを独立させ、三つのパーツをボディで包み込むことにより、放電室の気密性と放熱性を向上した試作機を開発した。つまり、アノード PTFE 間, カソード PTFE 間をも放電室毎に独立させ、作動する放電室以外に昇華した PTFE が漏れ出さない機構を持つ試作機を開発した。またフロントパネルを設置することで、放熱性を高めノズル部分の温度上昇を防ぐ設計とした。
- 誘発の対策を行った放電室密閉式多放電室型 PPT を作成し実験を行ったところ誘発は防ぐ事ができた。
- 気密性と放熱性を向上させた試作機で、選択されていない放電室の誘発を防ぐことに成功した。

### 参考文献

- 升本喜就, 「マイクロサットシステムとその実現手段」, 日本ロケット協会, 2002, p.4-12.
- 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,
- 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), 2013 年 10 月, George Washington University, Washington, D.C., USA, IEPC-2013-97.
- Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Shuya Kisaki, Masato Tanaka, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono “Research and Development of Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellite Series with Electric Rocket Engines33” rd International Electric Propulsion Conference (33rd IEPC), 2013年10月 George Washington University, Washington, D.C., USA, IEPC-2013-103.
- Masamichi Naka, Masato Tanaka, Hirokazu Tahara, Yosuke Watanabe and Takashi Wakizono T., “Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster System Flight-Model Onboard Nano-Satellite”, 28<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, (28th ISTS), 2011年 6 月, Okinawa Convention Center (Ginowan City, Okinawa, Japan, Paper No. ISTS 2011-b-03,
- 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,p.7-p.11.