

大阪工業大学・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-プロイテレス計画-

田原弘一（大阪工業大学）

1．衛星プロジェクト概要

電気推進ロケットエンジンを搭載した小型人工衛星の打ち上げを目指し、「大阪工業大学・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（Project of OIT Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES:プロイテレス)）」がスタートした。本学学部学科の教員・学生の横断的な参加による、広範な工学技術の開発・実践を通して、高度な研究・教育活動を目指す。

具体的なミッションとして、以下を検討している。

- 1) 電気推進ロケットエンジンによる小型衛星では初の動力飛行（軌道上昇をロケット連続噴射により達成（宇宙動力飛行の実現））
- 2) 高解像度カメラによる地球と宇宙の観測
関西地区、淀川域の観測（大工大・現代 GP「淀川学（環境教育）の構築と実践」の支援）
- 3) 機械系、電気・情報系、化学系、理学系の教員による各種提案実験

人工衛星のスペックは、質量：10kg（大きさ：一辺 30cm 程度の立方体）電力：10W、高度：500～800km（極軌道）開発期間：3年、衛星寿命：1年以上、打ち上げロケット：ロシア固体燃料ロケットもしくは JAXA H-IIA を想定している。

姿勢制御には、アクチュエータとして 3 軸磁気トルカ、ブームによる重力安定機構、センサとして 3 軸ジャイロ、3 軸磁気センサ、太陽センサ、地球センサを利用する予定である。軌道変更用に電気推進機の 1 種であるパルスプラズマスラスト（Pulsed Plasma Thruster: PPT）を 1 軸前後に 2 機ずつ装備させる。

3 年後の打ち上げを目指して、現在各グループが BBM の製作をスタートした。なお、本プロジェクト WG グループは、工学部：西川出、小林裕之、熊本和夫、吉村勉、木村紀之、加瀬 渡、上田整、上辻靖智、奥 宏史、長谷川忠大、羽賀敏雄、田原弘一、情報科学部：小松信雄で構成されている。

図 1 にプラズマロケットエンジンの噴射による軌道変更のイラストを示す。

2．パルスプラズマスラストシステム

2.1 地上実験・数値計算による性能評価

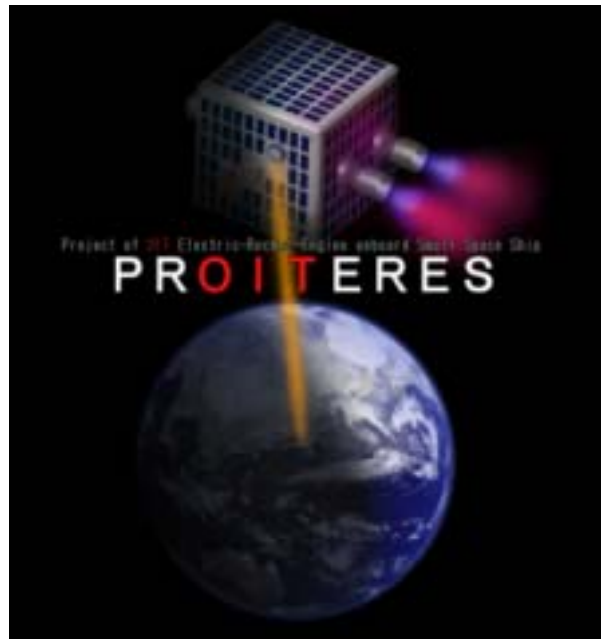


図 1 大阪工業大学・電気推進ロケットエンジン搭載小型スペースシッププロジェクト（プラズマロケットエンジンの噴射による軌道変更）

プロジェクトグループでは、電熱加速型 PPT の性能改善と共に長時間作動特性を調べるために、テフロン製円筒状キャビティ（放電室）内にテフロン供給装置を有する連続試験用の同軸型 PPT を試作し、その基本性能を評価した。結果はシステム全体としての性能を表す推進効率、主放電回路の性能を表す輸送効率、PPT 本体の性能を表す加速効率の 3 種類のエネルギー効率により説明された。基本性能を取得後、1 万ショットの連続作動試験を行い、性能特性の変化を調べた。さらに、PPT 内部の非定常流れ場を数値計算し、物理過程を考察した。

連続作動用 PPT 本体の概略図と放電写真を図 2 に示す。テフロンチューブ内にアノードを配置し、カソードはノズル形状とした。イグナイタはノズル内にマウントされる。キャビティは 2 本のテフロンバーより挟み込むように構成され（端は扇形状）それらテフロンバーが連続作動により減っていくので、スプリングにより左右から押し出されるようになっている。テフロンバーは上下からパイレックスガラス板により押さえられ、発生ガ

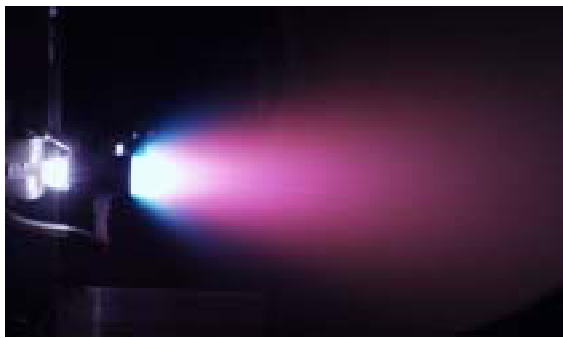
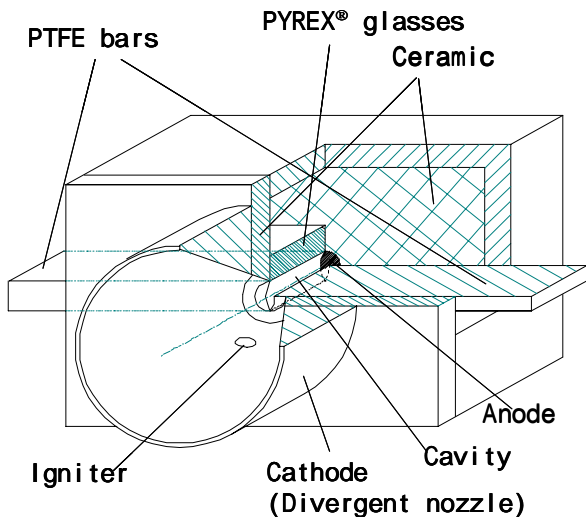


図2 連続作動用電熱加速型PPT本体の概略図と放電写真

表1 初期推進性能と数値計算結果

	Experiment	Calculation
Impulse bit	419 μ Ns	560 μ Ns
Mass loss per shot	86.3 μ g	78.1 μ g
Transfer eff.	76.2%	72.7%
Acceleration eff.	15.2%	31.3%
Thrust eff.	11.6%	22.8%
Specific impulse	496s	732s

スのリークを抑えている。

推進効率はキャパシタ内の初期エネルギーが推進エネルギーになる割合、輸送効率はキャパシタ内の初期エネルギーがプラズマに投入される割合、加速効率はプラズマに投入されたエネルギーが推進エネルギーになる割合である。これらのエネルギー効率は、順に、システム全体、主放電回路、加速機本体の性能を表すと考えられるが、互いに影響される関係にある。測定された初期性能測定と後述の数値計算の結果を表1に示す。測定されたインパルスビットは420 μ Nsと通常の平行平板型電磁加速PPTより格段と大きい。これは1ショット当たりのマスロスが大きく、電熱加速型の特

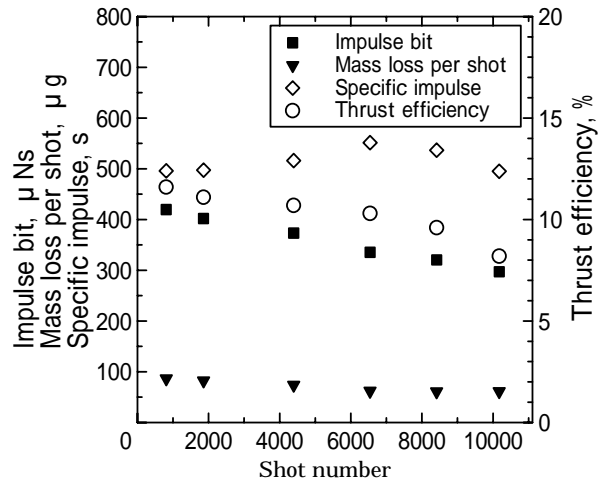


図3 1万ショット連続作動試験の結果

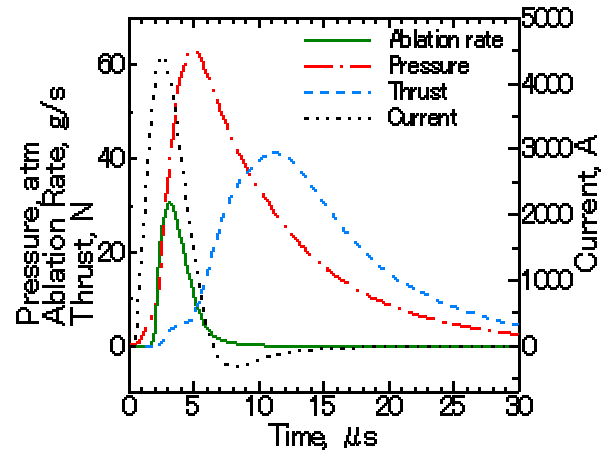


図4 PPT内部の物理量の時間変化

性である。しかしながら、比推力は500secと小さくなっている。輸送効率はPPT電気回路の改良により大きく上昇し75%程度になったが、加速効率は15%と小さく本体の更なる改良が必要である。

最終的な推進効率は12%程度となり、これまで報告されているPPTの性能としては大きいものである。数値計算結果との比較では、インパルスビット、マスロス、輸送効率は比較的良好に合っているが、計算された加速効率は実験結果の2倍、比推力も1.5倍程度と大きく、計算モデルの改良が必要である。

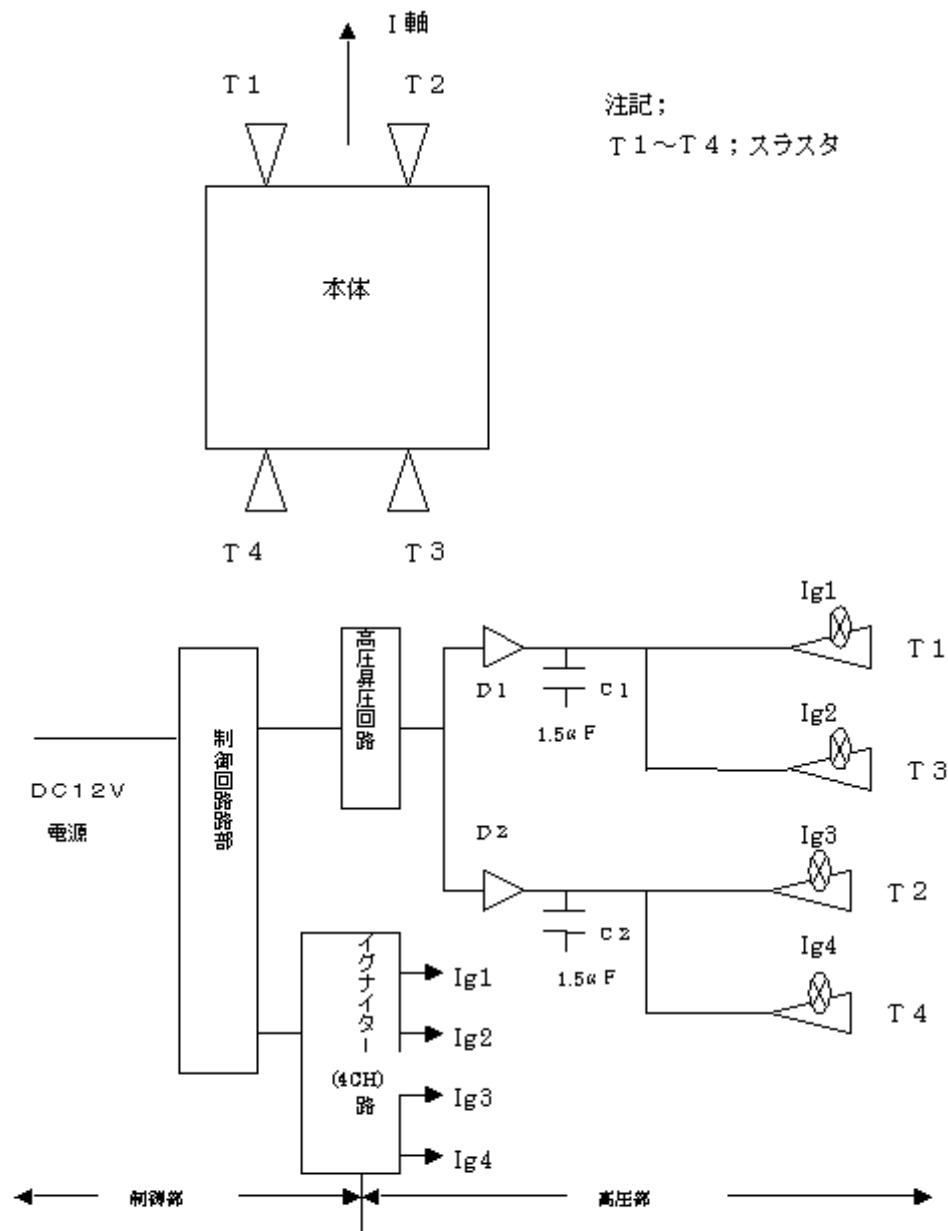
1万ショットの連続作動試験の結果を図3に示す。インパルスビットは初期値420 μ Nsからショット数とともに徐々に低下し、1万ショット時には300 μ Nsになった。マスロス(テフロンと少量のピアレックスガラスの損耗量の合計)もゆっくりであるが低下し、結果的に推進効率は8%程度になった。マスロスが小さくなるので比推力は大きくなるが、他の性能は悪くなっていく。今後、テフロン供給方法の改良などが必要であるが、テフロンの供給を行わなくても(本供給方法を使ってでも)比較的大きな合計インパルスが得られることが確認で

きた。1万ショットの合計インパルスは 3.2Ns となっている。

PPT の推進性能は放電回路の特性の影響を強く受けるため、放電回路も含めたモデルで計算を行う必要がある。本計算モデルは、放電回路、プラズマの流れ及び固定燃料内部の熱伝導計算で構成される。放電回路はプラズマの抵抗値を含む LCR 直列回路とし、回路パラメータには実験値を用いた。固体燃料への熱供給には制動放射と熱伝達を考慮した。プラズマ流の計算領域はアノード（上流壁）からノズル出口までとし、ノズル内の断面積変化を含む一流体の基礎方程式を用いた。流れの計算には TVD-マコーマック法、LCR 回路の計

算にはルンゲクッタ法を用いた。

物理量の時間変化は図 4 に示すように放電電流のピークと同期して溶融率がピークになり、十分の溶融の後圧力が上昇、ピークを迎える。その後圧力のピーク時刻当たりから推力が発生し始め、それはピークをとった後ゆっくりと低下していく。キャビティ内の圧力は最上流部（アノード位置）で最大になり（テフロンの不均一溶融を模擬できている）70 atm にも達する。テフロンへのエネルギー供給量に関しては、熱伝達が支配的であり、放射はその 1/100 程度であった。



記事：

- (1) C1, C2；コンデンサ (2) D1, D2；ダイオード
(3) T1～T4；スラスタ (4) Ig1～Ig4；イグナイター

図 5 衛星のスラスタ構成と推進系電源装置の系統図



図6 推進系電源 EM モデル (上図左右) と地上支援コントローラ (左図)

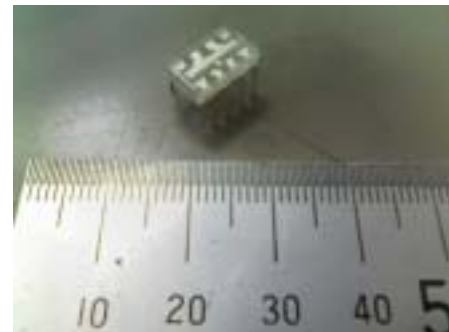


図7 試作磁気トルカの作動実験 (左図) と太陽センサ用リニア CCD (上図)

2.2 システム概要

衛星のスラスタ構成と推進系電源装置の系統図を図5示す。その電源 EM モデルを図6に示す。

- (1) スラスタ (前進: T1, T2) および (後退: T3, T4) はそれぞれグループで同時噴射させる機能を有し、前進と後進を同時に作動させる運用はない。
- (2) スラスタ (T1, T3) およびスラスタ (T2, T4) にそれぞれにコンデンサーブロック ($1.5 \mu\text{F} \times 1$) を装備させる。

- (3) (2)項のコンデンサーへの充電はスラスタ (T1, T3) と (T2, T4) のブロックに同時に充電し、イグナイタにより選択点火しスラスタを作動させるシステムとする。

- (4) スラスタ電圧とイグナイタ電圧、および作動サイクルは可変。

- (5) パス電圧、および消費電力: 電圧 12VDC、消費電力 5W 以下。

また、衛星制御用の磁気トルカ試作器と実験状況、太陽センサ用リニア CCD 素子を図7に示す。