

# 数値計算による大阪工業大学プロイテレス衛星1, 2号機搭載

## 電熱加速型パルスプラズマスラスタの性能予測

### Performance Prediction of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for the 1st and 2nd Osaka Institute of Technology PROITERES Satellites by Numerical Calculation

○陳煥俊, 村岡力夫, 田中慎人, 木咲秀彌, 田原弘一 (大阪工業大学)

脇園 堯 (ハイサーブ)

Chen Huanjun, Rikio Muraoka, Masato Tanaka, Shuya Kisaki, Hirokazu Tahara (Osaka Institute of Technology)  
Takashi Wakizono (High Serve)

**Abstract:** 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 PROITERES, a 14.5-kg nano satellite with electrothermal pulsed plasma thrusters (PPT) was launched on September 9<sup>th</sup> 2012. The main mission is powered flight of nano satellite by electric thruster itself. Now, we will be trying to establish a contact to satellite. After establishing satellite ignitions by command the thruster will be operated from the ground. In this paper, the performance is predicted by numerical simulation and ground experiment. Furthermore, the 2nd PROITERES satellite with high-power PPT systems was introduced.

**Key Words:** Electric Propulsion, Pulsed Plasma Thruster, Nano Satellite, Powered Flight

#### 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 (PROITERES) の概要

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) では, 図1, 表1に示すよう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を2012年9月9日, インドのPSLVロケットC-21号機によって打ち上げた. 現在は衛星との通信を確立すべく衛星からの通信の受信と地上からの指令の送信を試みている<sup>1, 2)</sup>.

電気推進ロケットエンジンによる超小型衛星では初の動力飛行 (地球低軌道から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)) と高解像度カメラによる地球と宇宙の観測, 関西地区, 淀川域の観察 (現代GP「淀川学 (環境教育) の構築と実践」の支援) がメインミッションである. 姿勢制御には, アクチュエータとして3軸磁気トルカ (MTQ), 伸展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, 太陽センサを利用する予定である. 軌道変更用に電気推進機の一つであ

るパルスプラズマスラスタを1軸前後に2機ずつ装備させる. プロジェクトの中で搭載の電熱加速型PPTの性能向上に向けたスラスタ構造の変更と性能測定を行ってきた<sup>3)</sup>.

また, 1号機に続き衛星2号機の開発にも着手しており, スラスタとしてPPTの搭載を予定している. 1号機に比べ約13倍のエネルギーで運用を予定しており, シミュレーションと実機の実験の両面からの開発を進めている.

表1 人工衛星のスペック

質量	14.5kg
サイズ	一辺290mmの立方体
電力	10W
高度	660km
開発期間	4年
衛星寿命	1年以上
打ち上げロケット	インドのPSLV C-21

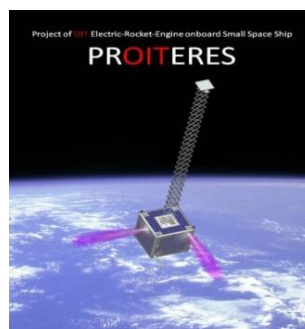


図1 プロイテレス概略図

## 2. 性能評価装置

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に示す。垂直振り子部は支持台に固定された2点のナイフエッジで支えられ、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。

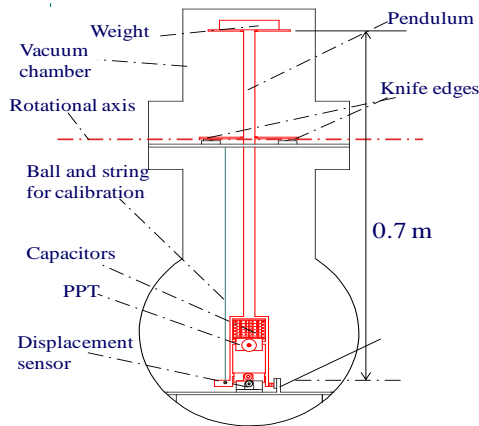


図2 スラストスタンドと真空チャンバ

## 3. 電熱加速型 PPT

電熱加速型 PPT の概略を図3に示す。充電回路によりキャパシタが充電され、イグナイタにおけるイグニッション放電により主放電が誘発される。放電は、ピークで数 kA、幅 $10\mu\text{s}$ 程度のパルス状電流であり、 $10\text{ J}$ 程度の充電エネルギーにおいても、プラズマへのエネルギー供給は瞬間では MW のオーダーとなる。昇華（アブレーション）した固体推進剤は放電電流によりジュール加熱を受け、放電室（キャビティ）内の圧力が上昇し、下流に加速され、推進力を得る。

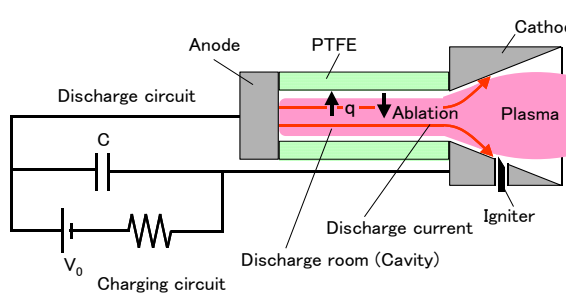


図3 電熱加速型 PPT の概略

## 4. 数値計算の計算モデル

本研究における非定常数値シミュレーションでは、プラズマ流や放電回路を含めた放電システム全体をシミュレーションできる計算モデルを設定した。計算モデルの概略図を図4に示す。本計算モデルは、主に、放電回路、プラズマ流、PTFE への熱供給、PTFE 内部の熱伝導、PTFE 表面からの昇華現象で構成される。流体解析の計算領域は陰極ノズル部と PTFE で囲まれた円筒状の放電室で構成される。放電室の形状は、作動条件に応じて適宜変更した。

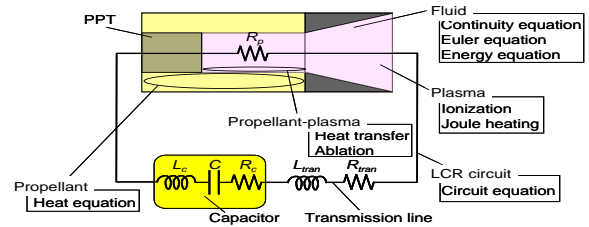


図4 計算モデル概略図

## 5. 連続作動シミュレーション

### 5.1 計算スキームと計算条件

前節で述べた軸対称2次元の数値計算モデルをベースに、流れ場の断面積変化を考慮した1次元の数値計算コードを作成し、プロイテレス衛星搭載条件における連続作動（繰り返しパルス放電モード）シミュレーションを行った。2次元モデルと同様、流れ場は TVD マコーマック法、放電回路はルンゲ・クッタ法により計算された。実験及び計算条件を表2に示す<sup>4)</sup>。

表2 連続作動シミュレーション( $E_0=2.4\text{ J/s}$ , 40000shot)の条件

Discharge chamber	Length, mm	10
	Diameter, mm	1.0
Nozzle	Length, mm	23
	Half angle, degree	20
Charging voltage, V		1800
Capacitance, $\mu\text{F}$		1.5

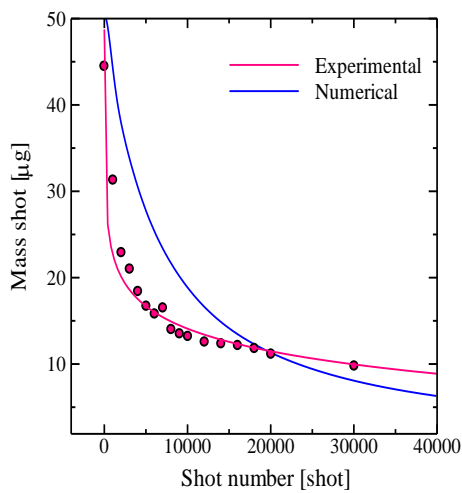
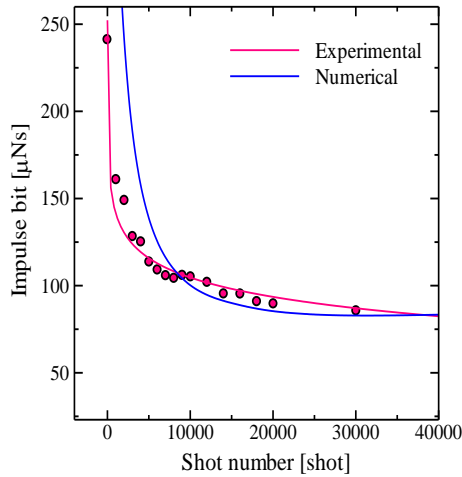


図5 連続作動シミュレーション

## 5.2 実験値との比較・検討

図5に40000ショット連続作動におけるインパルスビット及びマスショットの計算値と実験値との比較を示す。インパルスビット及びマスショット共に、最大で約25%以上の誤差が定量的に生じ、10000~20000ショットを超えると計算値は実験値より低く計算される傾向にあった。しかし連続作動に伴う計算値の経年変化の傾向は共に実験値に沿う形となり、定性的な傾向は共に良い一致を示した。

本計算コードでは、PTFEが1ショット毎に軸方向に一定の割合で昇華消費されると仮定して計算を繰り返し行った。実験値との誤差の要因として、このような過度な近似が考えられ、PTFEが削れる過程をより正確に表せるよう改

善する必要がある。

## 6. 衛星2号機用PPTの性能予測

### 6.1 推進性能のキャビティ長さ依存性

本数値計算では400ショット作動の性能測定でキャビティの直径を5mm、長さを10mm~25mmまで5mm刻みで変化させる。図6~図8に示すようにインパルスビットとマスショットはキャビティ長さが増すにつれて大きくなっている。比推力はキャビティが短いほど高い値が得られた。

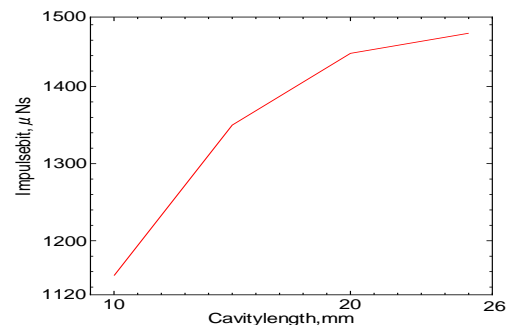


図6 インパルスビットのキャビティ長さ依存性

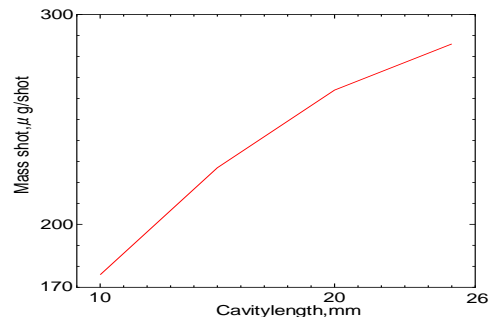


図7 マスショットのキャビティ長さ依存性

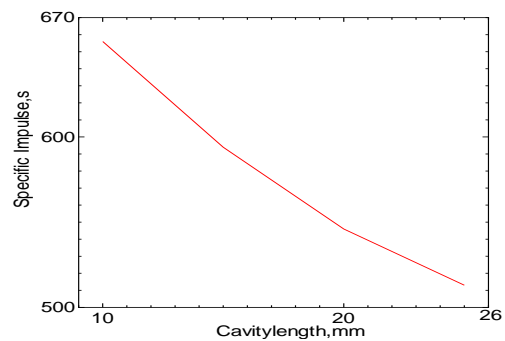


図8 比推力のキャビティ長さ依存性

### 6.2 推進性能のキャビティ直径依存性

本数値計算ではキャビティの長さを 10mm とし、キャビティ直径 2.4mm~5mm を変化させ、400 ショット作動性能の測定を行った。図 9~図 11 示すようにインパルスビットは直径が小さくなるにつれ増加している。これはキャビティ内圧が高くなっているためと考えられる。キャビティ直径が小さいとマスショットが増すのはキャビティ直径が小さいほど単位断面あたりでの推進剤昇華量が大きくなるためと考えられる。ゆえに、キャビティ直径が小さくなるにつれて比推力は低下していく。

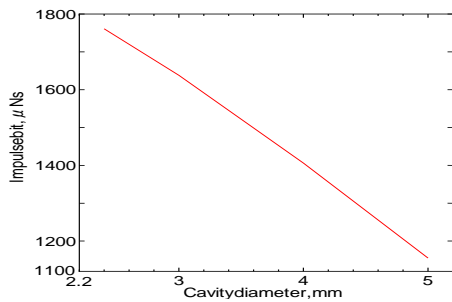


図 9 インパルスビットのキャビティ直径依存性

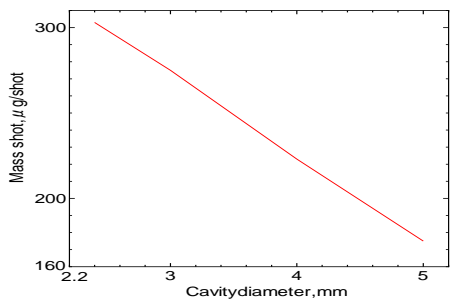


図 10 マスショットのキャビティ直径依存性

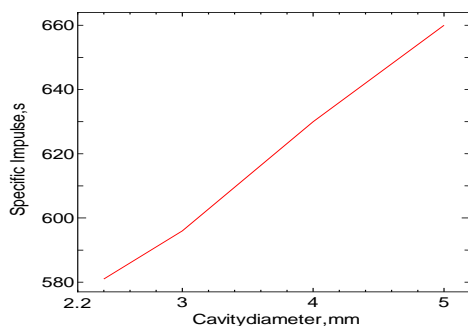


図 11 比推力のキャビティ直径依存性

### 6.3 10000shot 連続作動試験における性能変化

性能の変化と推進剤供給量の動作試験のため

に、キャビティ長さが 25mm でキャビティ直径が 5mm のものを使用し、10000 ショットの連続作動シミュレーションを行った。1 ショット毎のエネルギーは 31.59 J/S とし、インパルスビットの計算を行った。連続作動計算結果を図 12 に示す。インパルスビットはショット数が増すと急速に減少した。ショット数が増すにつれてキャビティ直径が大きくなりキャビティ内の圧力が低下したため、インパルスビットが減少したと考えられる。

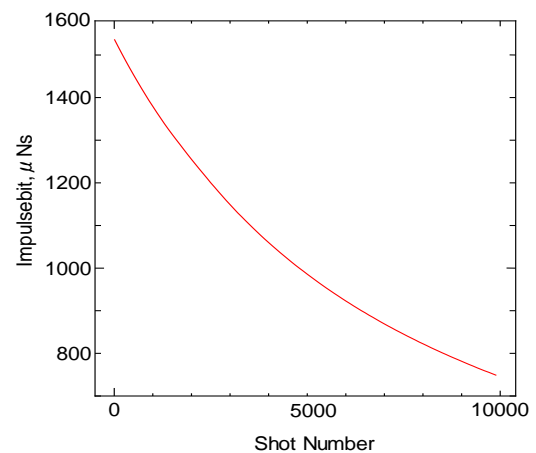


図 12 10000shot 連続作動試験計算における性能の変化

## 7. まとめ

- 1) 着手している衛星 2 号機 (約 50kg) のエンジン (PPT) の計算は 1 号機に比べ約 13 倍のエネルギー (1 ショット毎のエネルギーは 31.59 J/S) の想定で、キャビティ直径の大きさとキャビティの長さによる PPT の性能変化を解析した。
- 2) 2 号機のエネルギー (31.59J/S) から得られたインパルスビットは 1 号機のエネルギー (2.4J/S) から得られたインパルスビットより大きかった。
- 3) キャビティ長さが長く、キャビティ直径が小さいときに高インパルスビット・大マスショット・低比推力 PPT の性能を示した。
- 4) キャビティが短く、キャビティ直径が大き

くときに低インパルスビット・小マスショット・高比推力の PPT の性能を示した。

- 5) 本計算では2号機のインパルスビットの減少は1号機のインパルスビットの減少より激しかった。小型人工衛星搭載のためには、インパルスビットの安定、比推力の向上もので再度連続作動試験を行う必要がある。

## 参 考 文 献

- 1) Yamada, M., Ikeda, T., Fujiwara, T., and Tahara, H., "Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship", *31<sup>st</sup> International Electric Propulsion Conference*, University of Michigan, USA, Paper No. IEPC-2009-51, 2009.
- 2) Takagi, H., Ishi, Y., and Tahara, H., "Performance Enhancement of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Osaka Institute of Technology Small Satellite", *31<sup>st</sup> International Electric Propulsion Conference*, University of Michigan, USA, Paper No. IEPC-2009-252, 2009.
- 3) 竹ヶ原春貴, 荒川義博, 都木恭一郎, 橘武史, 田原弘一, 枝光敏章, " マイクロパルスプラズマスラスタ", *日本航空宇宙学会誌*, Vol.52, No.610, 2004, pp.291-296.
- 4) Ishii, Y., Takagi, H., and Tahara, H., "Flowfield Calculation of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Osaka Institute of Technology Small Satellite", *31<sup>st</sup> International Electric Propulsion Conference*, University of Michigan, USA, Paper No. IEPC-2009-253, 2009.