

# 数値シミュレーションによる電熱加速型パルスプラズマスラスタの 性能特性予測

## Performance Characteristics Prediction of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters by Numerical Simulation

○隆宝 洗貴・森川 直樹・小野 航平・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 (ハイ・サーブ)

○Koki Ryuho・Naoki Morikawa・Kohei Ono・Keita Kanaoka・Ryota Fujita・Kosuke Enomoto・  
Hirokazu Tahara・Kyoko Takada(Osaka Institute of Technology)・Takashi Wakizono(Hish-Serve)

### Abstract

The pulsed plasma thrusters (PPTs) have some features superior to other electric propulsions. It is no necessary sealing parts and valves. As a result, PPTs have simple structure and high reliability using solid propellants, mainly PTFE (polytetrafluoroethylene: Teflon®). The PPT is operated repetitively-pulsed. We used an electrothermal PPT as a more suitable thruster for micro/nano-satellites. However, it is difficult to analyse time-dependent phenomena by experiment because the electric discharge is terminated in a few time like 10-20  $\mu$ s. Furthermore, we numerically predict their performances by calculation for mission planning. Thus, an unsteady numerical simulation code has been developed for electrothermal PPT system. In the present paper, we examine the performance characteristics by numerical simulation. As an experimental result, the PPT generated total impulse of 90 Ns with 72,000 shots at 31.59 J. As a numerical simulation results, the present numerical simulation calculated total impulse of 81 Ns with same condition of experimental.

### 記号の説明

$L$ : インダクタンス  
 $L_c$ : キャパシタの内部インダクタンス  
 $L_{tran}$ : ケーブルのインダクタンス  
 $R$ : 抵抗  
 $R_c$ : キャパシタの等価直流抵抗  
 $R_{tran}$ : ケーブルの直流抵抗  
 $C$ : キャパシタンス  
 $e$ : 単位体積当たりの全エネルギー, または電荷素量  
 $\rho$ : 密度  
 $\rho_{PTFE}$ : 固体 PTFE の密度  
 $\rho_p$ : プラズマの電気抵抗率  
 $p$ : 圧力  
 $p_{vap}$ : PTFE の蒸気圧  
 $p_c$ : 特性圧力  
 $T$ : プラズマ流の温度  
 $T_s$ : PTFE 表面温度  
 $T_{h,w}$ : 重粒子の PTFE 表面近傍温度  
 $T_c$ : 特性温度  
 $\Theta$ : PTFE 内部の温度  
 $M_r$ : 半径方向の推進剤プラズマ流の質量フラックス

$M_z$ : 軸方向の推進剤プラズマ流の質量フラックス  
 $\phi$ : PTFE 表面に入射するイオンのフラックス  
 $\phi_n$ : PTFE 表面に入射する中性粒子のフラックス  
 $\Gamma$ : PTFE の昇華質量フラックス  
 $q_{ab}$ : PTFE 表面から昇華した気体のプラズマに投入される熱エネルギー  
 $Q$ : キャパシタ内の電荷  
 $Q_j$ : 単位体積・単位時間当たりのジュール加熱量  
 $\alpha$ : 電離度  
 $E_i$ : 電離電圧  
 $m_e$ : 電子の質量  
 $n_e$ : 電子の数密度  
 $n_n$ : 中性粒子の数密度  
 $\sigma_{e-n}$ : 電子-中性粒子間の衝突断面積  
 $h$ : プランク定数  
 $k$ : ボルツマン定数  
 $\epsilon_0$ : 真空の誘電率  
 $\kappa$ : 熱伝導率  
 $J$ : 放電電流  
 $j$ : 放電電流の面密度  
 $C_p$ : 固体 PTFE の比熱

## 1. はじめに

近年、人工衛星の開発期間の短縮、打ち上げコストの削減、超小型人工衛星での特異ミッションの設定などの観点から、企業や大学等の研究機関で超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)を立ち上げ、2012年にプロイテレス衛星1号機の打ち上げに成功した。現在は、次世代機である2号機の研究開発を行っている。表1にプロイテレス衛星2号機の諸元、図1にプロイテレス衛星2号機のイメージを示す。

プロイテレス衛星は、1号機、2号機共に電気推進機であるパルスプラズマスラスタ(Pulsed Plasma Thrusters : PPTs)を搭載し、人工衛星の軌道投入位置からの軌道高度変更をメインミッションとしている。プロイテレス1号機では、軌道高度変更距離を1 kmとしていたが、2号機では数十kmという長距離の軌道高度変更を目標としている。そのため、1号機搭載用PPTでは推力の総力積であるトータルインパルスが不足し、2号機の目標を達成することはできない。そこで、プロイテレス衛星2号機搭載用PPTでは、1号機搭載用PPTよりも大電力化したPPTを搭載することで推力の向上を可能とした。また、長距離の軌道高度変更には高推力だけでなく高いトータルインパルスが必要であることから、PPTの長時間作動を可能とすることが重要となる。そこで、プロイテレス衛星2号機搭載用PPTとして、1つのPPTヘッドに複数の放電室を設けた多放電室型PPT(Multi-Discharge-Room PPT: MDR-PPT)を開発した。放電室を複数持つことにより、従来の単放電室のPPTより多くの推進剤を仕様することができ、長時間作動が可能である。図2にMDR-PPTの3Dモデルを示す。<sup>1,2)</sup>

本研究では、プロイテレス衛星2号機搭載用PPTを想定して数値シミュレーションを構築し、2号機搭載用PPTの性能予測を行った。また、実験により得た性能と比較することで、開発した数値シミュレーションの信頼性の検証を行った。

表1 プロイテレス衛星2号機の諸元

Dimensions	Cube, 500 mm on a side
Mass, kg	50
Electricity, W	60
Altitude	Low Earth Orbiter
Lifetime	More than one year

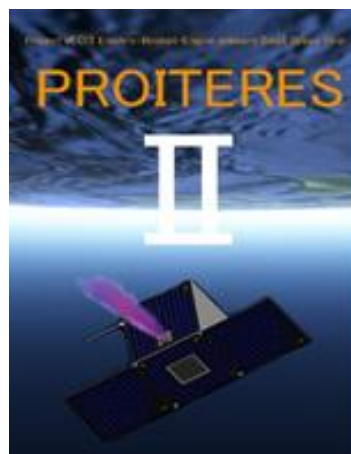


図1 プロイテレス衛星2号機のイメージ

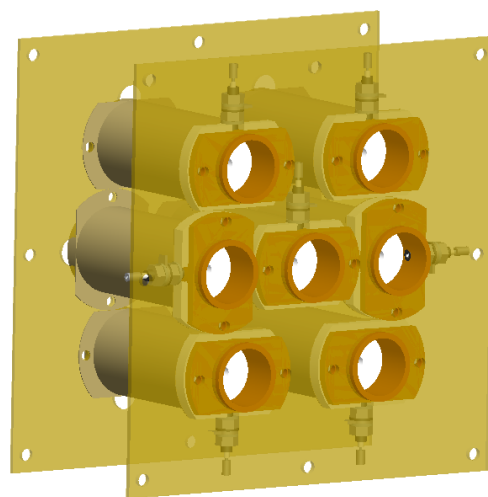


図2 MDR-PPTの3Dモデル

## 2. パルスプラズマスラスタ (PPT)

**2.1 PPTの概要** PPTはパルス作動型の電気推進機で、推進剤に固体のフッ素系樹脂を主に用いる。本研究ではフッ素系樹脂である四フッ化エチレン(Polytetrafluoroethylene: PTFE, 通称 Teflon®)を用いる。固体推進剤を使用することから、推進剤タンク、バルブ等が不要で構造を単純化できるため、小型化・軽量化の点で有利である。また、パルス作動のためON/OFF回路でのデジタル制御が容易であり、数Wから数十Wの低消費電力で作動可能であることから、プロイテレス衛星のような超小型人工衛星への搭載に適している。PPTには加速原理の違いから電磁加速型PPTと電熱加速型PPTの2種類が存在する。それぞれの概要を次項で述べる。

**2.2 電磁加速型PPT** 電極が平行平板で、主放電による誘起磁場と主放電電流によって発生するローレンツ力によって昇華・プラズマ化した推進剤を加速させるPPTである。後述する電熱加速型PPTと比べて1ショットあたりの力積

であるインパルスビットは劣るが、比推力（燃費を表す指標）に優れる。主に人工衛星や探査機の姿勢制御などに用いられている。電磁加速型 PPT の概略図を図 3 に示す。

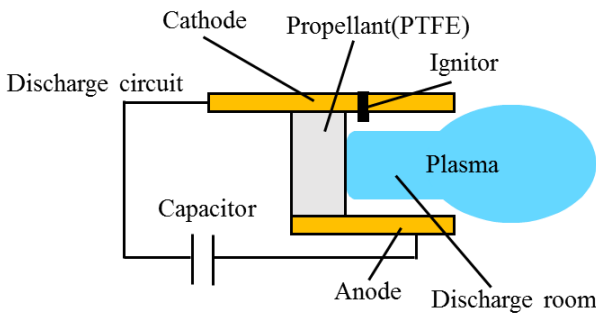


図 3 電磁加速型 PPT の概略図

**2.3 電熱加速型 PPT** 電極が同軸で、主放電によるジュール加熱および輻射により推進剤にエネルギーを投入し、そのエンタルピを気体力学的に運動エネルギーに変換することで昇華・プラズマ化した推進剤を加速させる PPT である。電磁加速型 PPT と比べて比推力は低いインパルスビットが高いため、推力電力比に優れる。電力に限られる超小型人工衛星に主推進機として搭載し軌道高度変更を行う場合は、短時間でより多くの推力を得ることができる電熱加速型 PPT が適していると考えられ、プロイテレス衛星 2 号機の主推進機として採用され、本研究対象とした。電熱加速型 PPT の概略図を図 4 に示す。

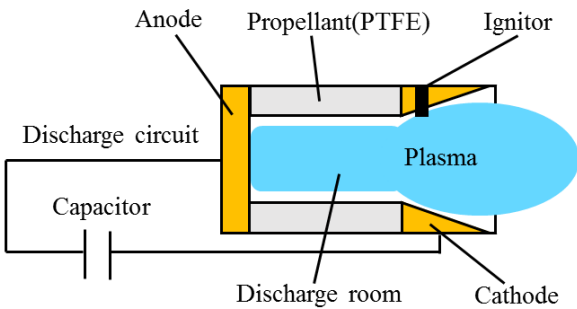


図 4 電熱加速型 PPT の概略図

**2.4 電熱加速型 PPT の作動原理** 電熱加速型 PPT の作動原理について説明する。キャパシタに高電圧を充電し、イグナイタに印加されたパルス状の高電圧放電により推進剤表面を昇華・電離する。それにより、両電極間に高導電性の領域を形成し短絡させる。両電極に接続されたキャパシタ内の電荷が一斉に流れ、主放電を形成する。この主放電による電流がジュール加熱および輻射によって推進剤にエネルギーを与え、昇華・電離して高圧のプラズマを放電室内に発生させる。この放電室内の高圧のプラズマがノズルを通して気体力学的に加速・排出され、その反力で推力を得る。<sup>3)</sup>

### 3. 数値シミュレーション

PPT は数十  $\mu\text{s}$  で放電を終了することから放電室内部の物理量は時間変化が激しく、実験による測定が困難である。プロイテレス衛星 2 号機搭載用 PPT である MDR-PPT は、単放電室である従来の PPT を複数組み合わせた構造であることから、性能評価は従来の単放電室型 PPT で行う。

本研究では、プロイテレス衛星 2 号機搭載用 MDR-PPT の一つの放電室を想定して数値シミュレーションによる性能評価を行い、放電室内部の 2 次元空間分布を解明する。本項では、本研究で用いた数値シミュレーションの概要を説明する。

**3.1 計算モデル** 図 5 に本研究の数値シミュレーションで用いた計算モデルを示す。

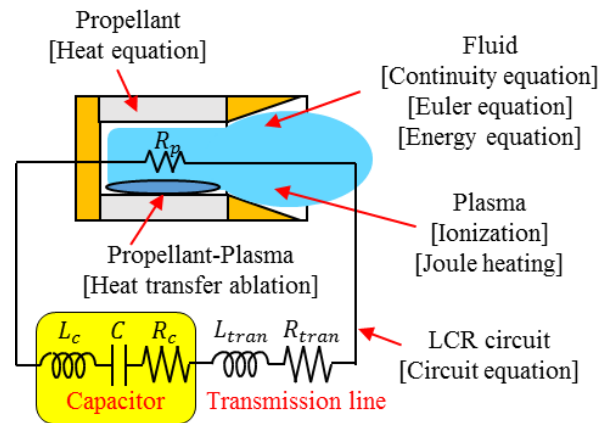


図 5 計算モデル

**3.2 計算仮定** 計算モデルは、1 次元プラズマ流、主放電回路(LCR 直列回路)、PTFE への熱供給、PTFE 内での熱伝導等で構成している。流体解析の計算領域はカソード、ノズル部と PTFE で囲まれた円筒状の放電室である。放電室、ノズル部の形状および長さは作動条件に応じて適宜変更した。

また、数値シミュレーションにおいて以下の 6 つを仮定した。

- 1) プラズマ中では局所熱平衡が成立する。しかし、固体推進剤表面近傍ではこれは成立しない。
- 2) 電離は 1 価の電離のみを考慮し、電離平衡状態にある。
- 3) プラズマは理想気体であり、プラズマ流は 1 流体とみなす。
- 4) 電場、磁場の影響は考慮しない。
- 5) プラズマのインピーダンスは直流抵抗成分のみとする。
- 6) 放電回路は非定常なプラズマの抵抗を含む LCR 直列回路とみなす。

**3.3 支配方程式および境界条件** プラズマ流について軸対称円柱座標系の質量，運動量，エネルギーの保存則は，それぞれ以下の式で表される。

質量保存則

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho + \frac{\partial}{\partial r} M_r + \frac{\partial}{\partial z} M_z = -\frac{1}{r} M_r \quad (1)$$

運動量保存則(オイラー方程式)

径方向

$$\frac{\partial}{\partial t} M_r + \frac{\partial}{\partial r} \left[ \frac{M_r^2}{\rho} + p \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \frac{M_r M_z}{\rho} \right] = -\frac{1}{r} \frac{M_r^2}{\rho} \quad (2)$$

軸方向

$$\frac{\partial}{\partial t} M_z + \frac{\partial}{\partial r} \left[ \frac{M_r M_z}{\rho} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \frac{M_z^2}{\rho} + p \right] = -\frac{1}{r} \frac{M_r M_z}{\rho} \quad (3)$$

エネルギー保存則

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} e + \frac{\partial}{\partial r} \left[ \frac{M_r}{\rho} (e+p) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \frac{M_z}{\rho} (e+p) \right] \\ = -\frac{1}{r} \frac{M_r}{\rho} (e+p) + Q_j \end{aligned} \quad (4)$$

ここで， $\rho$ は密度， $p$ は圧力， $e$ は単位体積当たりの全エネルギー， $M_r$ 及び $M_z$ はそれぞれ半径及び軸方向の推進剤プラズマ流の質量フラックス， $Q_j$ は単位体積・単位時間当たりのジュール加熱量である。

電離過程は以下のサハの電離平衡式を簡単化のために用いた。

$$\frac{\alpha^2}{1-\alpha^2} = 2.6 \frac{(kT)^{5/2} (2\pi m_e)^{3/2}}{p h^3} \exp\left(-\frac{qE_i}{kT}\right) \quad (5)$$

ここで， $\alpha$ は電離度， $h$ はプランク定数， $T$ はプラズマ流の温度， $E_i$ は電離電圧である。 $E_i$ はPTFEを完全分解し炭素原子イオンや水素原子イオン等に電離させるために使われる平均電離電圧で15.3666 eV， $m_e$ は電子の質量で $9.109 \times 10^{-31}$  kgである。

放電電流によるジュール加熱は以下のように表される。

$$Q_j = \rho_p j^2 \quad (6)$$

$$\rho_p = \frac{\ln A}{1.53 \times 10^{-2} T^{3/2}} + \frac{m_e}{n_e e^2} \sigma_{e-n} n_n \left( \frac{3kT}{m_e} \right)^{1/2}$$

$$\ln A = \ln \left[ 12 m_e \left( \frac{\varepsilon_0 k T}{e^2 n_e} \right)^{3/2} \right]$$

ここで， $\rho_p$ はプラズマの電気抵抗率で，電子のイオン及び中性粒子との衝突が考慮されている。また， $n_e$ 及び $n_n$ はそれぞれ電子及び中性粒子の数密度，電荷素量 $e$ は $1.602 \times 10^{-19}$  C， $\sigma_{e-n}$ は電子-中性粒子間の衝突断面積で $1.720 \times 10^{-20}$  m<sup>2</sup>，ボルツマン定数 $k$ は $1.38 \times 10^{-23}$  J/K，真空の誘電率 $\varepsilon_0$ は $8.854 \times 10^{-12}$  F/m， $j$ は放電電流の面密度を表してい

る。図6に放電室における半径方向の温度分布の概略図を示す。重粒子のPTFE表面近傍温度 $T_{h,w}$ は以下の熱伝達フラックスと熱伝導フラックスが等しいとにおいて計算される。

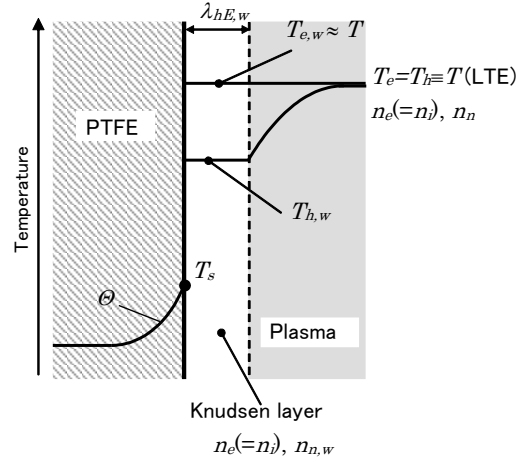


図6 放電室における半径方向の温度分布

熱伝達エネルギーフラックス

$$q_{h,conv} = a_i (\phi_i + \phi_n) \cdot 2k (T_{h,w} - T_s) \quad (7)$$

熱伝導エネルギーフラックス

$$q_{h,cond} = k \frac{\partial T_{h,w}}{\partial r} \quad (8)$$

ここで， $\phi_i$ 及び $\phi_n$ はPTFE表面に入射するイオン及び中性粒子のフラックスである。

推進剤PTFEの昇華量とその熱量は以下の式より求められる。

ラングミュアの法則

$$\Gamma = \left( \frac{m_n}{2\pi k T_s} \right)^{1/2} p_{vap} \quad (9)$$

$$p_{vap} = p_c \exp \left( -\frac{T_c}{T_s} \right)$$

$$(p_c = 1.84 \times 10^{15} \text{ Pa}, T_c = 20815 \text{ K})$$

昇華した気体の熱エネルギー

$$q_{ab} = \frac{2\Gamma}{m_n} k T_s \quad (10)$$

ここで， $\Gamma$ はPTFEの昇華質量フラックス， $q_{ab}$ はPTFE表面から昇華した気体のプラズマに投入される熱エネルギー， $p_{vap}$ はPTFEの蒸気圧， $T_s$ はPTFE表面温度である。 $p_c$ ， $T_c$ はそれぞれ特性圧力，特性温度と呼ばれる物性値である。

PTFE固体内部の温度場の支配方程式と表面における境界条件は，以下のように表される。

$$\frac{\partial \Theta}{\partial t} = \frac{\kappa}{\rho_{PTFE} C_p} \left( \frac{\partial^2 \Theta}{\partial r'^2} + \frac{1}{r'} \frac{\partial \Theta}{\partial r'} + \frac{\partial^2 \Theta}{\partial z^2} \right) \quad (11)$$

$$\kappa \frac{\partial \Theta}{\partial r} \Big|_{r=0} = (Q_{conv} - Q_{ab})$$

ここで、 $\Theta$ はPTFE内部の温度、 $\kappa$ は熱伝導率で0.25 W/m/K、 $\rho_{PTFE}$ は固体PTFEの密度で $2.174 \times 10^3$  kg/m<sup>3</sup>、 $C_p$ は固体PTFEの比熱で $1.0 \times 10^3$  J/kg/Kとした。

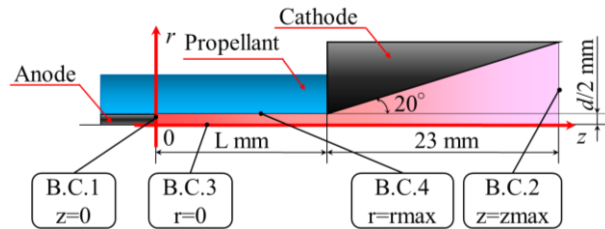
最後に、放電回路はプラズマの抵抗を含むLCR直列回路とし、次のように表される。

$$(L_{tran} + L_c) \ddot{Q} + (R_{tran} + R_c + R_p) \dot{Q} + \frac{Q}{C} = 0 \quad (12)$$

$$J = -\dot{Q}$$

ここで、 $Q$ はキャパシタ内の電荷、 $L_{tran}$ はケーブルのインダクタンス、 $L_c$ はキャパシタの内部インダクタンス、 $R_{tran}$ はケーブルの直流抵抗、 $R_c$ はキャパシタの等価直列抵抗、 $C$ はキャパシタの静電容量、 $J$ は放電電流である。 $(L_{tran} + L_c)$ と $(R_{tran} + R_c)$ には実験値を用いる。

本計算コードにおいて、プラズマ流の数値計算にはTVDマコーマック(Total Variation Diminishing MacCormack)法、回路方程式の数値計算にはルンゲ・クッタ(Runge-Kutta)法を用いた。式(7)、式(8)の連立の際にはニュートン法で解が求められた。図7に境界条件を示す。<sup>4,5)</sup>



	$\rho$	$M_r$	$M_z$	$e$
B.C 1	$\frac{\partial \rho}{\partial z} = 0$	$\frac{\partial M_r}{\partial z} = 0$	$M_z = 0$	$\frac{\partial e}{\partial z} = 0$
B.C 2	$\frac{\partial \rho}{\partial z} = 0$	$\frac{\partial M_r}{\partial z} = 0$	$\frac{\partial M_z}{\partial z} = 0$	$\frac{\partial e}{\partial z} = 0$
B.C 3	$\frac{\partial \rho}{\partial r} = 0$	$M_r = 0$	$\frac{\partial M_z}{\partial r} = 0$	$\frac{\partial e}{\partial r} = 0$
B.C 4	$\Delta \rho_r = \rho_{ab}$	$M_r = \Gamma$	$\frac{\partial M_z}{\partial r} = 0$	$\Delta e_r = Q_{ab} - Q_{conv}$

図7 境界条件

#### 4. 電熱加速型PPTの数値シミュレーション

ここでは、第3章に示した計算モデルを用いて、プロイテレス衛星2号機のような50 kg級超小型人工衛星への搭載を想定した電熱加速型PPTの推進性能のシミュレーションを行った。

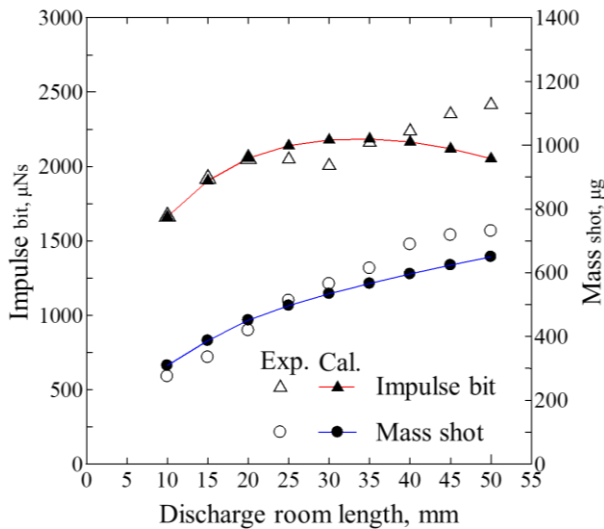
##### 4.1 実験値との比較・検証（初期性能）

50 kg級超小型人工衛星への搭載を想定した電熱加速型PPTによる軌道高度変更を実証するため、高推力が見込まれるPPTのパラメータを数値シミュレーションにより決定する。PPTのパラメータの中でもとくに推進性能を左右する放電室長さに注目し、放電室長さを10 mmから50 mmの5 mm刻みで実験およびシミュレーションを行うことで最適な放電室形状を決定する。また、実験結果と計算結果を比較することで数値シミュレーションの妥当性を検証した。表2に実験および計算条件を示す。図8(a)にインパルスビットとマスショット(1ショット当たりに消費する推進剤の質量)を、図8(b)に比推力と推進効率(キャパシタ内の初期エネルギーが推進エネルギーに変換する割合)の実験および計算結果を示す。

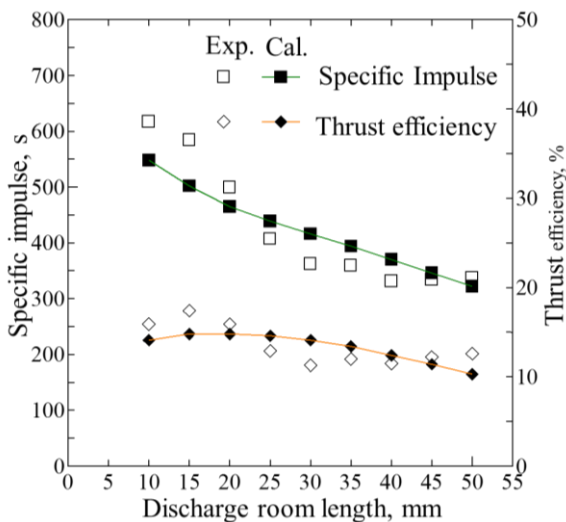
図8(a)からインパルスビットおよびマスショット共に実験結果と同じく放電室長さが増すにつれて増加する傾向を示した。これは、放電室長さが増すにつれて、放電室の体積が増加し昇華・排出させる推進剤質量が増加したことで、自ずとインパルスビットも増加したと考えられる。図8(b)から比推力が実験結果と同じく放電室長さが増すにつれて低下する傾向を示した。これは、発生するマスショットに比べ、インパルスビットが小さいため、比推力が低下したと考えられる。この原因として、放電室長さが増すことでエネルギー密度(推進剤昇華体積当たりの投入エネルギー)が減少し、放電室内部の圧力が低下したことが挙げられる。また、推進効率については、放電室長さによらず概ね10%以上と一定水準を保っていることがわかる。

表2 実験条件および計算条件

Discharge room length, mm	10, 15, 20, 25, 30, 35, 40, 45, 50
Discharge room diameter, mm	4.0
Nozzle length, mm	14
Nozzle half angle, deg	0
Charging voltage, kV	1.8
Capacitance, $\mu$ F	19.5
Input energy, J	31.59
Inductance, $\mu$ H	0.189
Resistance, m $\Omega$	9.84



(a) インパルスビットおよびマスショットと放電室長さの関係



(b) 比推力および推進効率と放電室長さの関係  
図8 実験および計算結果

**4.2 実験値との比較・検証（連続作動）** プロイテレス衛星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には高いトータルインパルスが必要となり、PPTの長時間作動が求められる。そこで、電熱加速型PPTの連続作動の実験および数値シミュレーションを行い、トータルインパルスを測定および計算した。実験および計算条件を表3に、実験および計算結果を図9に示す。実験および計算結果共に作動回数が増加するにつれてインパルスビットが低下する傾向を示し、インパルスビットの値は概ね一致した。72,000ショットにおけるトータルインパルスは実験結果は90Ns、計算結果は81Nsとなり、誤差は10%であった。

表3 実験条件および計算条件

Discharge room length, mm	50
Discharge room diameter, mm	4.0
Nozzle length, mm	14
Nozzle half angle, deg	0
Charging voltage, kV	1.8
Capacitance, $\mu\text{F}$	19.5
Input energy, J	31.59
Inductance, $\mu\text{H}$	0.189
Resistance, $\text{m}\Omega$	9.84

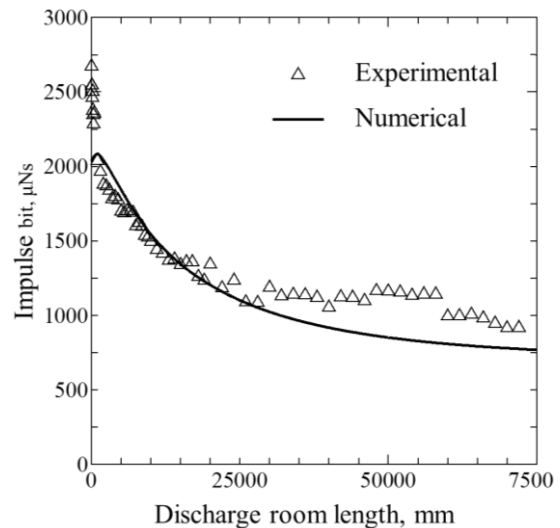


図9 インパルスビットと作動回数との関係

## 5. 投入エネルギー変更シミュレーション

電熱加速型PPTの放電室を想定して、投入エネルギーの変更に伴う推進性能への影響を調査するため表4の条件で計算を行った。キャパシタへの充電電圧を1.8kVとし、キャパシタンスを変更し投入エネルギーを10Jから100Jまで10J刻みでそれぞれ計算を行った。<sup>6,7)</sup> インパルスビットの計算結果を図10、マスショットの計算結果を図11、放電室直径の変化を図12に示す。図10、11より、投入エネルギーを増加させることによってインパルスビットおよびマスショットが共に増加する結果が得られた。インパルスビットは投入エネルギー100J、1,400ショットのときに6,765 $\mu\text{Ns}$ 、マスショットは投入エネルギー100J、700ショットのときに2,331 $\mu\text{g}$ が最大値であった。投入エネルギーが大きくなるにつれて、作動回数の増加によるインパルスビットおよびマスショットの減少率が大きくなる傾向を示した。投入エネルギー100Jでは100,000ショットでのインパルスビットが最大値から約72%、マスショットが最大値から約94%減少した。また、図12から、投入エネルギーを増加させることによって放電室直径の拡大率が大きくなる結果が得られた。投入エネルギー100Jのときに放電室直径が最も拡大し、作動回数100,000ショットで直径25.3mmとなった。初期状態から4倍以上拡大した。これは、マスショットの増加による推進剤消費量の増加が放電室直径の拡大を速めたと考えられる。

表 4 計算条件

Discharge room length, mm	50
Discharge room diameter, mm	4.0
Nozzle length, mm	14
Nozzle half angle, deg	0
Charging voltage, kV	1.8
Capacitance, $\mu\text{F}$	7.5, 13.5, 19.5, 25.5, 31.5, 37.5, 43.5, 49.5, 57.0, 63.0
Input energy, J	10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100
Inductance, $\mu\text{H}$	0.189
Resistance, $\text{m}\Omega$	9.84
Shot number, shot	100,000

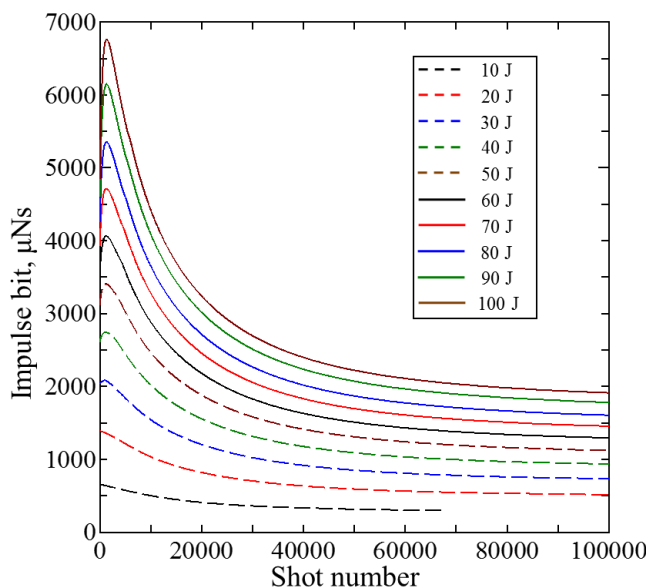


図 10 投入エネルギーとインパルスビットの関係

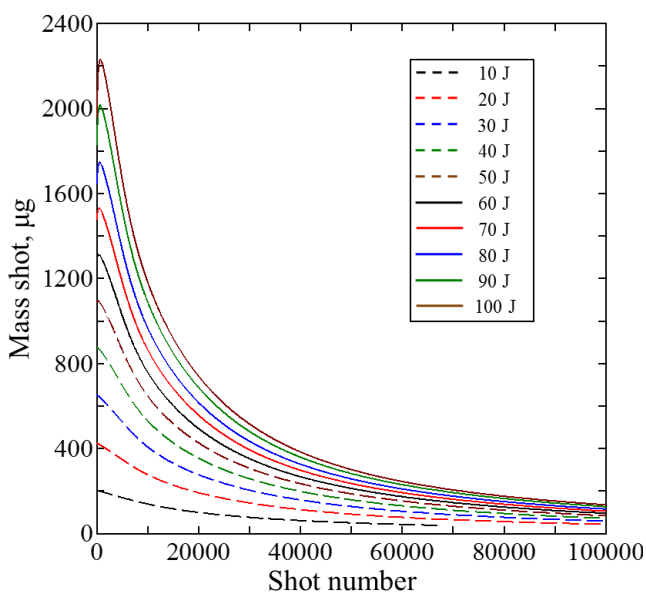


図 11 投入エネルギーとマスショットの関係

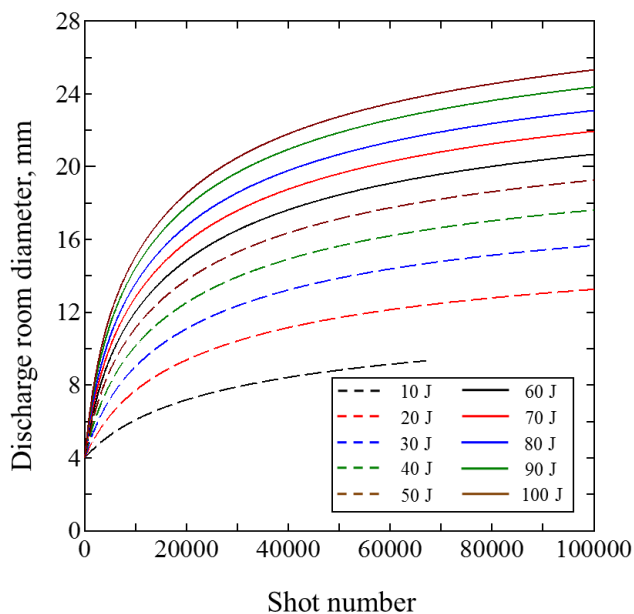


図 12 投入エネルギーと放電直径の関係

## 6. 結 論

本稿では電熱加速型 PPT を想定して、初期性能における実験結果との比較、連続作動シミュレーションにおける実験結果との比較および投入エネルギーの変更に伴う推進性能への影響を調査するために数値シミュレーションを行った。

- 1) 初期性能において、実験結果および計算結果のインパルスビットおよびマスショット共に放電室長さが増すにつれて増加する傾向を示した。インパルスビットの一致はプラズマ速度の計算、マスショットの一致は固体推進剤表面近傍の温度に依存する昇華フラックスの計算がそれぞれ妥当であると言える。また、比推力が実験結果と計算結果共に放電室長さが増すにつれて低下する傾向を示し、推進効率は放電室長さによらず概ね 10% 以上と一定水準を保っていることを示した。
- 2) 連続作動シミュレーションにおいて、実験および計算結果共に作動回数が増加するにつれてインパルスビットが低下する傾向を示し、インパルスビットの値が概ね一致した。作動回数が増加するにつれて放電室直径が広がり、圧力の低下によるインパルスビットの低下が数値シミュレーションで再現できていると言える。72,000 ショットにおけるトータルインパルスは実験結果は 90 Ns、計算結果は 81 Ns となり、誤差は 10% であった。
- 3) 投入エネルギー変更シミュレーションにおいて、インパルスビットとマスショットは投入エネルギー 100 J のときに最大値を記録し、それぞれ 6,765  $\mu\text{Ns}$ 、2,331  $\mu\text{g}$  であった。投入エネルギーが増加すれば推進性能が向上するが、その分推進剤の消費が激しく、100,000 ショット作動時の放電室直径は投入エネルギー 100 J のときに最も拡大し、直径 25.3 mm であった。プロイテレス衛星 2 号機搭載用 PPT は、推進剤直径 25 mm、ノズル直

径 20 mm であるため、仮に投入エネルギーを 100 J とした場合、PPT は 27,000 ショットで放電室直径がノズル直径に達してしまい作動が停止する。そのため、PPT への投入エネルギーを大きくした場合、PPT を長時間作動させるには推進剤直径やノズル直径の拡大、放電室長さを延長するなどの変更が必要になると考えられる。

## 参 考 文 献

- 1) 山内翼, 藤田浩貴, 八木隆太, 梶原快晴, 田原弘一, 高田恭子 (大阪工業大学), 池田知行 (東海大学), 「動力航行用大電力パルスプラズマエンジン搭載大阪工業大学超小型人工衛星プロイテレス 2 号機の開発研究」, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 北海道函館市, 2016, Paper No. 2G01.
- 2) 森川直樹, 隆宝洗貴, 小野航平, 金岡啓太, 藤田亮太, 榎本光佑 (大阪工業大学), Haase Tobias (ミュンヘン防衛大学), 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 号機搭載用大電力電熱加速型パルスプラズマスラスタ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. 3I07.
- 3) 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.
- 4) Edamitsu, T. and Tahara, H. : Performance Measurement and Flowfield Calculation of an Electrothermal Pulsed Plasma Thruster with a Propellant Feeding Mechanism, 29th International Electric Propulsion Conference (29th IEPC), Princeton, USA, 2005, Paper No. IEPC-2005-105.
- 5) Fujita, R., Muraoka, R., Kanaoka, K., Chen, H., Tanaka, M., Tahara, H. and Wakizono, T. : Flowfield Simulation and Performance Prediction of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters onboard Osaka Institute of Technology PRIOTERES Nano-Satellite Series, 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC) and 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), Hyogo-Kobe, Japan, 2015, Paper No. IEPC-2015-207 / ISTS-2015-b-207.
- 6) Haase Tobias, 隆宝洗貴, 藤田亮太, 小野航平, 森川直樹, 金岡啓太, 榎本光佑, 田原弘一, 高田恭子 (大阪工業大学), 脇園堯 (ハイ・サーブ), 「数値計算による電熱加速型パルスプラズマスラスタの性能予測」, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 北海道函館市, 2016, Paper No. 3I08.
- 7) 隆宝洗貴, 藤田亮太, 金岡啓太, 森川直樹, 小野航平, 榎本光佑, 田原弘一 (大阪工業大学), 脇園堯 (ハイ・サーブ), 「数値シミュレーションを用いた電熱加速型パルスプラズマスラスタの性能評価」, 第 53 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会, 愛知県名古屋市, 2016.
- 8) Kanaoka, K., Fujita, R., Muraoka, R., Tahara, H. and Wakizono, T. : Research and Development of High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite, 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC) and 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), Hyogo-Kobe, Japan, 2015, Paper No. IEPC-2015-22 / IEPC-2015-b-22.
- 9) Kanaoka, K., Fujita, R., Ryuho, K., Ono, K., Morikawa, Enomoto, K., Tahara, H., Takada, K., 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 (APISAT-2016), Toyama, Japan, 2016.
- 10) Edamitsu, T., Tahara, H., and Yoshikawa, T. : Effects of Cavity Length and Material on Performance Characteristics of Coaxial Pulsed Plasma Thruster, 24th International Symposium on Space Technology and Science (24th ISTS), Miyazaki, Japan, 2004, Paper No. ISTS 2004-b-6.
- 11) 村岡力夫, 木咲秀彌, チン カンシュン, 田中慎人, 藤原賢也, 上村健太, 田原弘一, 脇園 堯, 「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」, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所, 2014, Paper No. STEP-2013-058.