

# 数値シミュレーションによる 大電力電熱加速型パルスプラズマスラスタの性能評価

## Performance Evaluation of High Power Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters by Using Numerical Simulation

○田原 弘一・中西 隆史・隆宝 洗貴・藤田 亮太・田中 慎人・金岡 啓太  
小野 航平・森川 直樹 (大阪工業大学)・高田 恭子 (大阪工業大学・知財)  
脇園 堯 (ハイ・サーブ)

○Hirokazu Tahara・Takashi Nakanishi・Koki Ryuho・Ryota Fujita・Masato Tanaka・Keita Kanaoka・Kohei Ono  
Naoki Morikawa・Kyoko Takada(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 the 1st PROITERES, a nano-satellite with pulsed plasma thrusters (PPT) was launched in 2012. Furthermore, we started development of the 2nd PROITERES satellite in 2010. The purpose of the 2nd PROITERES satellite is to perform long-distance change in altitude on near-earth orbits with powered-flight by a high-power electrothermal PPT. In this study, we numerically simulated electrothermal PPT system and evaluated their performance. As a result, the PPT achieved a total impulse of 65.6 Ns with a repetitive 50,000 shots operation.

### 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

$\phi_i$ : 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. 序 論

近年、人工衛星の開発・製造期間の短縮、打ち上げコストの削減、小型人工衛星での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号機的设计・開発を行っている。

プロイテレス衛星は、1号機、2号機共に電気推進ロケットエンジンであるパルスプラズマスラスタ(Pulsed Plasma Thrusters : PPTs)を搭載し、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。プロイテレス衛星1号機では、軌道高度変更距離を1 kmとしていたが、2号機では数十から数百 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号機搭載用のPPTでは2号機の目標を達成することができない。そこで、2号機搭載用の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。これにより、従来のPPTよりも多くの推進剤を利用することができ、長時間作動が可能である。しかし、MDR-PPTの各放電室の形状等は決定しておらず、現在は実験等で放電室形状等の最適化を行っている。また、PPTはパルス作動型の電気推進ロケットエンジンであるため、放電時間が非常に短く、放電室内部の物理現象の解明は未だ成されていない。

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。

## 2. プロイテレス衛星2号機の概要

プロイテレス衛星2号機のメインミッションは、大電力化した30 W級電熱加速型PPTを用いて数十から数百 km という長距離の軌道高度変更を行うことである。プロイテレス衛星2号機の諸元を表1、飛行予想図を図1に示す。

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

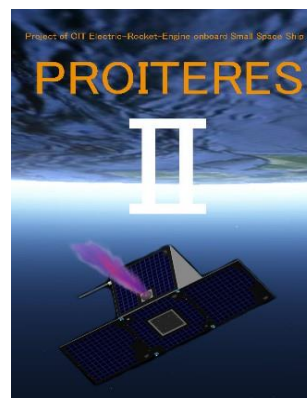


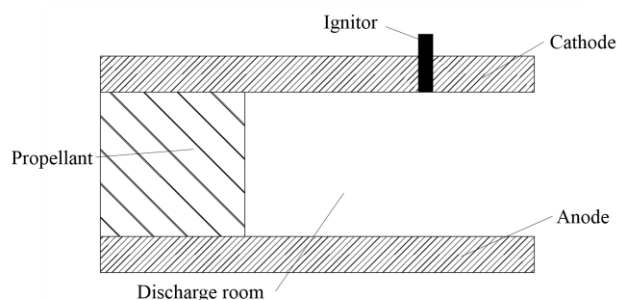
図1 プロイテレス衛星2号機の飛行予想図

## 3. パルスプラズマスラスタ (PPT)

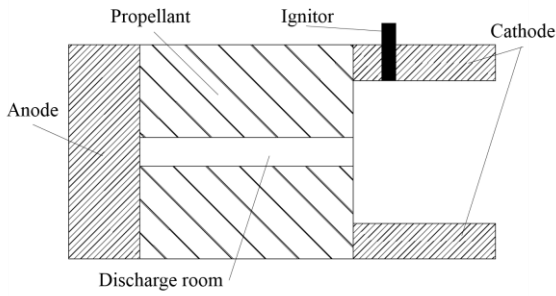
### 3.1 PPTの概要

PPTは、主に推進剤に固体である四フッ化エチレン(Polytetrafluoroethylene : PTFE)を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。固体の推進剤を用いることから、推進剤タンク、バルブ等が不要で小型・軽量化の点で有利であり、部品点数が少ないため信頼性が高い。また、パルス作動であるため、ON/OFF回路でのデジタル制御が容易である。そして、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小型人工衛星に適している。

PPTには、電磁加速型PPTと電熱加速型PPTの2種類が存在する。電磁加速型PPTは、電極が平行平板型で、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推進剤を加速させるPPTである。電熱加速型PPTは、電極が同軸型で、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更することで推進剤を加速させるPPTである。電磁加速型PPTと電熱加速型PPTには、それぞれ長所と短所が存在する。一般的に、比推力に関しては電磁加速型、推力電力比に関しては電熱加速型がそれぞれ有利である。これまでは、小型人工衛星用PPTとして電磁加速型PPTが広く研究されてきたが、電力の限られる小型人工衛星で軌道高度変更を行う推進機として搭載する場合は、推力電力比に優れた電熱加速型PPTが適していると考えられる。図2に電熱加速型PPTと電磁加速型PPTの概略図を示す。



(a) 電磁加速型PPT



(b) 電熱加速型 PPT  
図 2 PPT の概略図

### 3.2 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つくり短絡させる。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。

## 4. 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 である多放電室型 PPT は、単放電室である従来の PPT を複数設けている構造であることから、性能評価は従来の PPT で行う。図 3 に実験で使用している多放電室型 PPT を示す。

本研究では、プロイテレス衛星 2 号機搭載用多放電室型 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り性能評価を行い、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。



図 3 多放電室型 PPT

## 4.1 計算モデル

図 4 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。

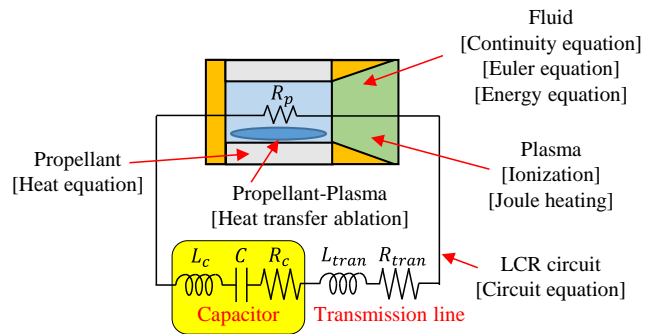


図 4 計算モデル

## 4.2 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、解析において以下の 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。

## 4.3 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:

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

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。

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

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。

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

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

$$\ln A = \ln \left[ 12\pi m_e \left(\frac{\epsilon_0 kT}{e^2 n_e}\right)^{3/2} \right]$$

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 $\epsilon_0$ 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5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。

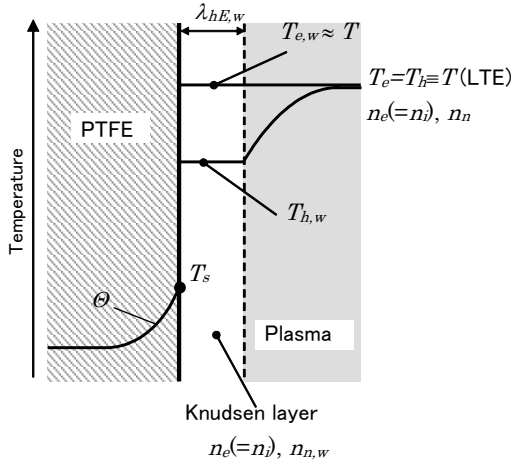


図5 放電室における半径方向の温度分布

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:

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

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

( $p_c = 1.84 \times 10^{15}$  Pa,  $T_c = 20815$  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( $L_{tran} + L_c = 0.35 \times 10^{-6}$  H,  $R_{tran} + R_c = 0.05 \Omega$ )。

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 6 に境界条件を示す。

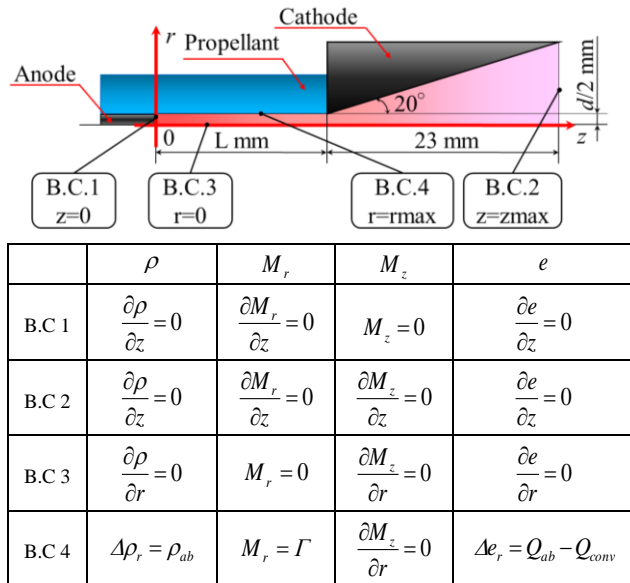


図 6 境界条件

## 5. 2号機搭載用 PPT における数値シミュレーション

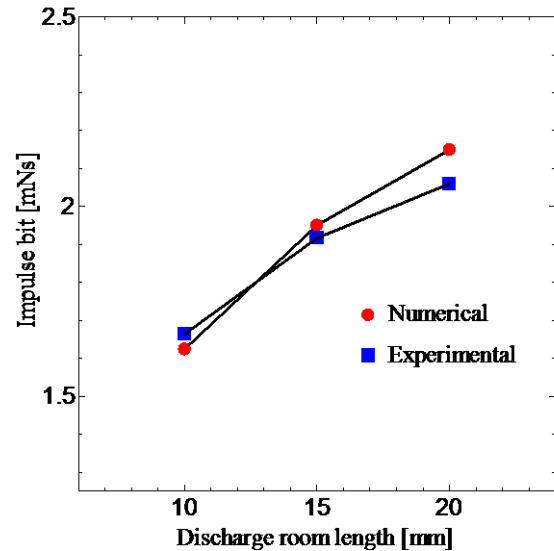
ここでは、第 4 章に示した計算モデル等を用いてプロイテレス衛星 2 号機用 PPT における数値シミュレーションを行う。

### 5.1 実験値との比較と検証

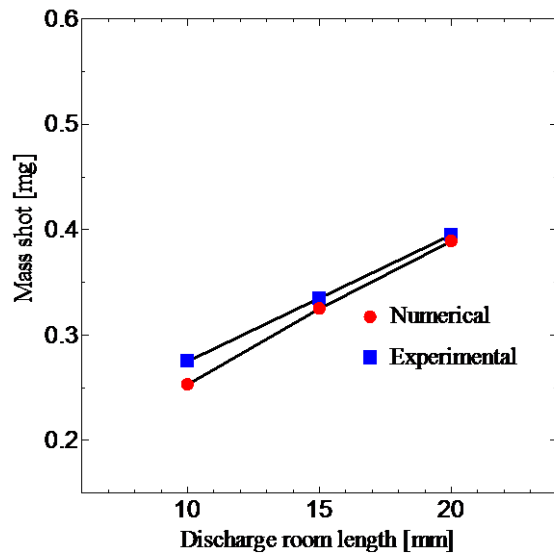
数値シミュレーションの方程式および条件等に誤りがなく、計算値が実験値と合致するか比較・検証を行う。表 2 に 2 号機搭載用 PPT の実験および数値計算の条件を、図 7 に実験および数値計算の結果を示す。数値シミュレーションの結果、インパルスビットおよびマスショット共に実験結果と同じく放電室長さが長くなるにつれて増加する傾向を示した。これは、放電室長さが長くなるにつれて推進剤の昇華量が増加して噴射する推進剤質量が増加したため、インパルスビットも増加したと考えられる。

表 2 実験および数値計算の条件

Discharge room length, mm	10, 15, 20
Discharge room diameter, mm	4.0
Nozzle length, mm	18.0
Nozzle diameter, mm	20.0
Capacitance, $\mu\text{F}$	19.5
Charging voltage, V	1,800
Inductance, $\mu\text{H}$	0.35
Resistance, $\Omega$	0.024



(a) インパルスビットと放電室長さの関係



(b) マスショットと放電室長さの関係

図 7 実験および数値計算の結果

### 5.2 実験値との比較と検証

5.1 節で述べた各放電室長さで 50,000 回の連続噴射実験を行い、総力積を求めた。図 8 に各放電室長さの連続作動実験の結果を示す。また、その結果を表 3 にまとめる。

表3 連続作動シミュレーションの結果

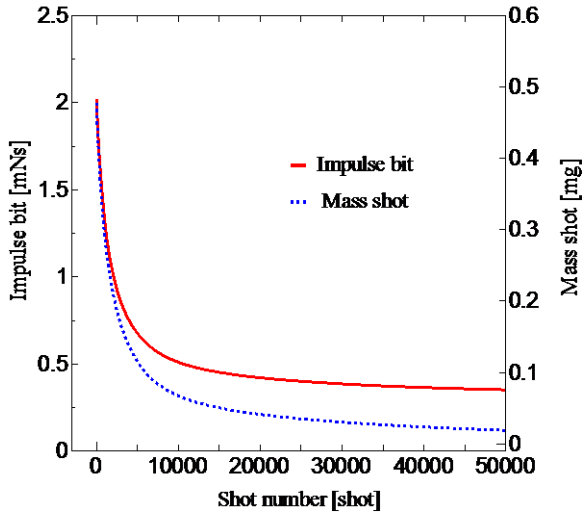
Discharge room length, mm	Total impulse, Ns	Flight distance, km
10	40.5	1.62
15	53.8	2.15
20	65.6	2.64

## 6. 結 論

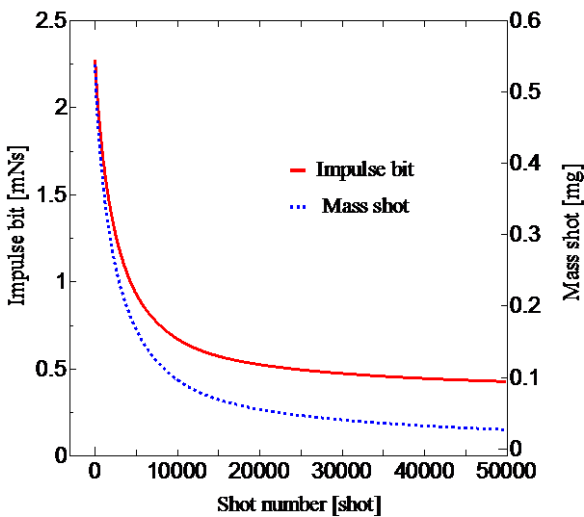
数値シミュレーションにより、プロイテレス衛星2号機搭載用PPTを想定して性能評価を行った。放電室長さを10, 15, 20 mmにより数値計算を行い、実験結果との比較・検証を行った。その結果、実験および数値計算が概ね一致した。インパルスビットの一致はプラズマ速度の計算、マッシュショットの一致は固体推進剤表面近傍の温度に依存する昇華フラックスの計算がそれぞれ妥当であると言える。次に、連続作動シミュレーションを行い、トータルインパルスを算出した。トータルインパルスが最大となったのは放電室長さ20 mmの時で、トータルインパルスは65.6 Nsであった。

## 参 考 文 献

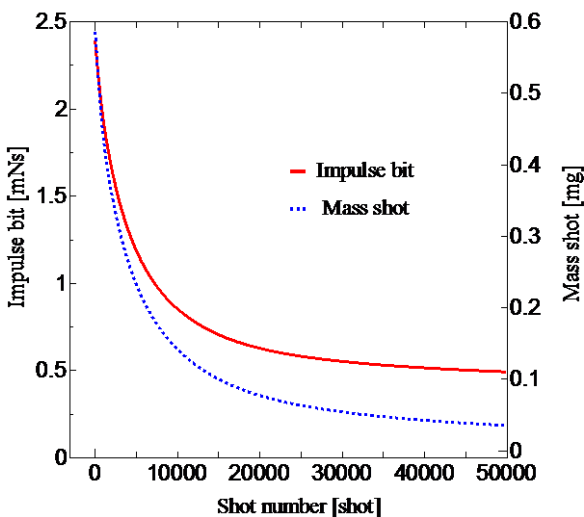
- 1) Kamimura T., Nishimura Y., Ikeda T. and Tahara H. : R&D and Final Operation of Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite with Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters and Development of 2nd and 3rd Satellites, 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC) and 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), Hyogo-Kobe, Japan, 2015, Paper No. IEPC-2015-209 / ISTS-2015-b-209.
- 2) 藤田亮太, 田中慎人, 陳カンシュン, 金岡啓太, 小野航平, 森川直樹, 隆宝洗貴, 田原弘一, 高田恭子 (大阪工業大学), 脇園堯 (ハイ・サーブ), 「電熱加速型パルスプラズマスラスタのプラズマ流診断・性能評価」, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 鹿児島県鹿児島市, 2015, Paper No. 2C05.
- 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) 隆宝洗貴, 藤田亮太, 金岡啓太, 森川直樹, 小野航平, 田原弘一 (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号機搭載大電力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・放電・パルスパワー合同研究会, 北海道札幌市, 2015, Paper No. PST-15-010 / ED-15-028 / PPT-15-010.
- 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



(a) 放電室長さ 10 mm のトータルインパルス



(b) 放電室長さ 15 mm のトータルインパルス



(c) 放電室長さ 20 mm のトータルインパルス

図8 各放電室長さの連続作動シミュレーション

IEPC) and 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), Hyogo-Kobe, Japan, 2015, Paper No. IEPC-2015-207 / ISTS-2015-b-207.

- 6) 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.