

数値計算による大阪工業大学プロイテレス衛星 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

○田中 慎人, チン カンシュン, 村岡力也, 木咲 秀彌 (大阪工業大学大学院工学研究科)
藤井 賢也, 上村 健太 (大阪工業大学工学部), 田原 弘一 (大阪工業大学),
脇園 堯 (ハイ・サーブ)

The performance prediction of electrothermal PPT for the 2nd PROITERES (The Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship) satellite by the numerical calculation.

Masato Tanaka, Chen Huanjun, Rikio Muraoka, Shuya Kasaki (Graduate School of Engineering, Osaka Institute of Technology)

Kenya Fujii, Uemura Kenta and Hirokazu Tahara
(Faculty of Engineering, Osaka Institute of Technology)

Takashi Wakizono

Key Words: Electric Propulsion, Pulsed Plasma Thruster, Unsteady Compressible Flow, Numerical Calculation

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 nano-satellite with electrothermal pulsed plasma thrusters (PPTs) was launched on September 9th, 2012 by Indian PSLV launcher C-21. The main mission is powered flight of small/nano satellite by electric thruster. The PPT performance in 1st PROITERES reached 5.0 Ns with no miss-firing. An unsteady numerical simulation was carried out to investigate physical phenomena in the PPT discharge system including plasma and discharge electric circuit and to predict performance characteristics for small/nano satellites like PROITERES satellites. The calculated Mach number intensively increased downstream from the discharge cavity exit; that is, the supersonic flow was established in the nozzle cathode. The calculated results of 40,000-shot endurance test also agreed with the measured ones in conditions of 1st PROITERES satellite. Furthermore, the research and development of the 2nd PROITERES satellite with high-power and large-total-impulse PPT system are introduced. And, we compared the calculated results and the experimented results in conditions of 2nd PROITERES satellite.

1. 緒言

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 に示すように電気推進ロケットエンジンを搭載した小型人工衛星の 2012 年の打ち上げを目指し, 設計・開発を行っている¹⁾. 電気推進ロケットエンジンには電熱加速型パルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) を使用することが決定されており, 軌道変更用に 1 軸前後に 1 機ずつ搭載される予定である.

PPT の特徴としては, 固体の推進剤, 主に Teflon[®] (Poly-tetrafluoroethylene: PTFE) を用いることで構造

を単純化できると同時に, 高い信頼性を得ることができる. その反面, 他の電気推進機と比較して一般的に推進性能が低いとされている¹⁻³⁾.

大阪工業大学では 2003 年より実験及び数値シミュレーションの観点から PPT 放電室内部の物理現象の解明と推進性能の改善を目指している. PPT には加速方法により電熱加速型と電磁加速型の 2 種類に分類されるが, 比較的高推力が得られる前者を研究対象とした.

そこで, 本研究では小型衛星搭載条件における推進性能の改善をはかるため, プラズマ流, 放電回路および推進剤内部の温度場を含めた PPT 放電室内部の物理現象に関して圧縮性流体に基づく数値シミュレーションを行い, 実験結果と比較した.

また、本プロジェクトは現在小型人工衛星 2 号機の研究を開始している。2 号機にも PPT の採用を予定しており、本研究では 1 号機同様数値シミュレーションを行い、性能予測から最適形状の指針を示す。

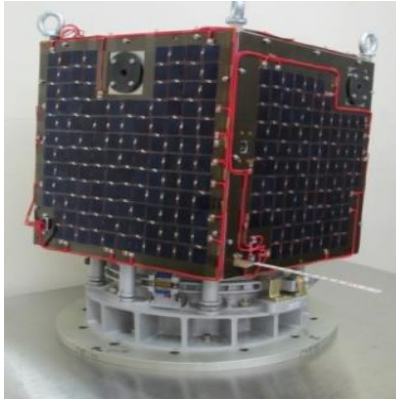


図 1 プロイテレス衛星 1 号機写真

2. 1 号機数値計算

2.1. 計算モデル

本研究における非定常計算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⁴⁻⁸⁾。計算モデルの概略図を図 2 に示す。本計算モデルでは、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図 3 に示すように、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。

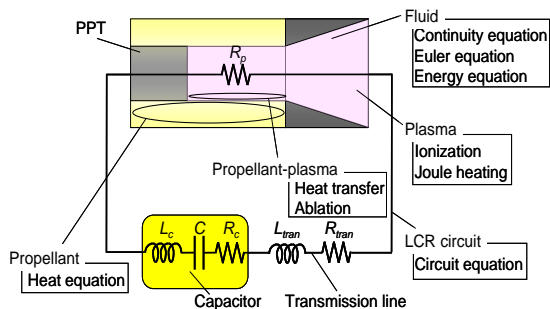


図 2 計算モデルの概略図

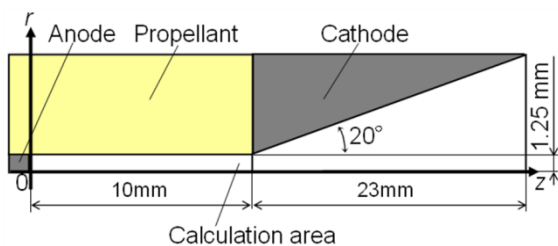


図 3 計算領域

2.2. 流体の支配方程式

プラズマ流について 2 次元円柱座標系の質量、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、 ρ 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 はそれぞれ径及び軸方向の単位面積・単位時間当たりの昇華質量、 Q_j は単位体積・単位時間当たりのジュール加熱である。

電離平衡は以下のように仮定した。

サハの電離平衡式:

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

ここで、 α は電離度、 T はプラズマ流の温度、 E_i は電離電圧、つまり PTFE を炭素原子や水素原子等に分離させるために使われる平均電離電圧である。

放電電流によるジュール加熱は以下のように表される。

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

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

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

ここで、 ρ_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、 j は放電電流の電流密度を表している。

図4に放電室における半径方向の温度分布の概略を示す。重粒子の PTFE 表面近傍温度 $T_{h,w}$ は以下の式より計算される。

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:

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

相互関係式:

$$q_{h,conv} = q_{h,cond} \quad (9)$$

ここで、 ϕ_i 及び ϕ_n は PTFE 表面に入射するイオン及び中性粒子の数である。

昇華量は以下の式より求められる。

ラングミュアの法則:

$$\Gamma = \left(\frac{m_n}{2\pi k T_s} \right)^{1/2} p_{vap} \quad (10)$$

$$p_{vap} = p_c \exp(-T_c / T_s)$$

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

昇華した気体の熱エネルギー:

$$q_{ab} = \frac{\Gamma}{m_n} \cdot 2kT_s \quad (11)$$

ここで、 Γ は PTFE 昇華質量、 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。

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

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} = \frac{\kappa}{\rho_{PTFE} C_p} \left(\frac{\partial^2 \theta}{\partial r'^2} + \frac{1}{r'} \frac{\partial \theta}{\partial r'} + \frac{\partial^2 \theta}{\partial z^2} \right) \quad (12)$$

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

ここで、 θ は PTFE 内部の温度である。

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、次のように表わされる。

図2より:

$$(L_{tran} + L_c) \ddot{Q} + (R_{tran} + R_c + R_p) \dot{Q} + \frac{Q}{C} = 0 \quad (13)$$

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

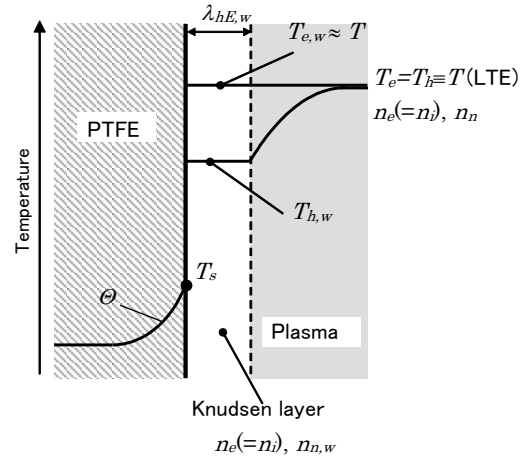
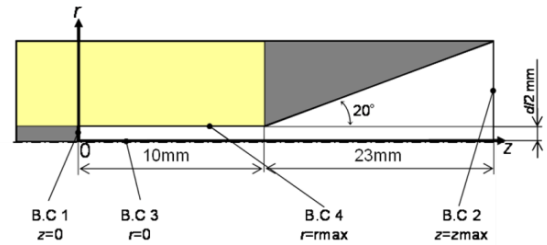


図4 放電室における半径方向の温度分布

2.3. 計算方法と条件

本計算コードにおいて、プラズマ流の数値計算には TVD-MacCormack 法を、回路方程式の数値計算には Runge-Kutta を用いた。具体的な境界条件は図5に示す。径方向の格子幅は 0.025 mm、軸方向の格子幅は 0.5 mm、時間刻みは 10^{-9} s とした。

実験及び数値計算条件を表1に示す。表1の条件に従い 40000 ショットの連続作動試験の数値計算を行った。



	ρ	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	$\Delta \rho_r = \rho_{ab}$	$M_r = \Gamma$	$\frac{\partial M_z}{\partial r} = 0$	$\Delta e_r = Q_{ab} - Q_{conv}$

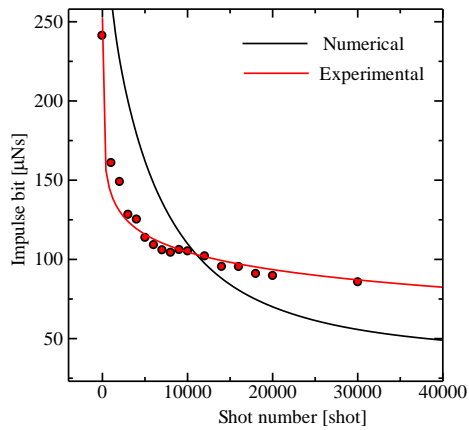
図5 境界条件

表 1 連続作動試験の計算条件

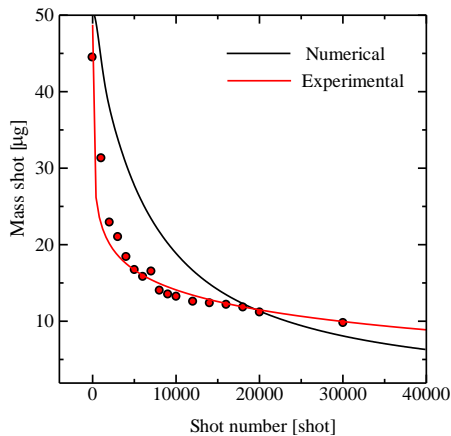
Discharge chamber	Length, mm	10
	Diameter, mm	1.0
Nozzle	Length, mm	23
	Half angle, degree	20
Charging voltage, V		1800
Capacitance, μF		1.5

3. 1号機数値計算結果および考察

図 6 に 1 ショット当たりの充電エネルギーを 2.4 J、放電室長さを 10 mm で固定した場合における 40000 ショットの連続作動試験におけるインパルスビット及びマスショットの実験値との比較を示す。



(a)



(b)

図 6 連続作動試験の実験及び計算結果:

a)インパルスビット, b)マスショット

インパルスビット及びマスショットともに、最大で約 25%以上の誤差が 20000 ショットまでの範囲で生じたが、20000 ショットを超えると各値の経年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。

4. 2号機数値計算

本研究におけるプロイテレス 2 号機用非定常計算シミュレーションでは、計算法、境界条件は 1 号機と同様に設定した。放電室やキャビティの寸法形状を数パターン設定して計算結果から最適形状を模索した。2 号機搭載用 PPT では、初期充電エネルギー 31.6 J/s での運用を予定している。

表 2 プロイテレス衛星 2 号機搭載条件 ($E_0=31.6 \text{ J/s}$)

Discharge chamber	Length, mm	10-25
	Diameter, mm	2.4-5.0
Nozzle	Length, mm	23
	Half angle, degree	20
Charging voltage, V		1800
Capacitance, μF		19.5

5. プロイテレス衛星 2 号機

図 7 にプロイテレス衛星 2 号機概念図を示す⁹⁾。プロイテレス衛星 2 号機は重量 50kg 程度の地球観測衛星を予定しており、1 号機と比べハイパワーかつ高総インパルスビットで、より実用的な仕様となる。2 号機には 4 つの PPT 推進器の搭載が予定されている。PPT のシステム全体の重量は 10-15kg 程度を想定している。

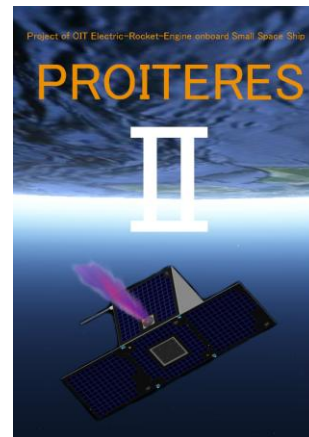
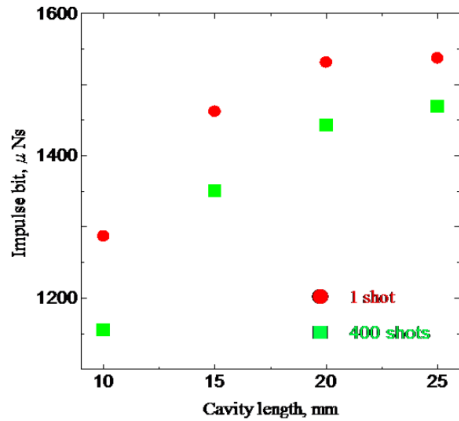


図 7 プロイテレス衛星 2 号機概念図

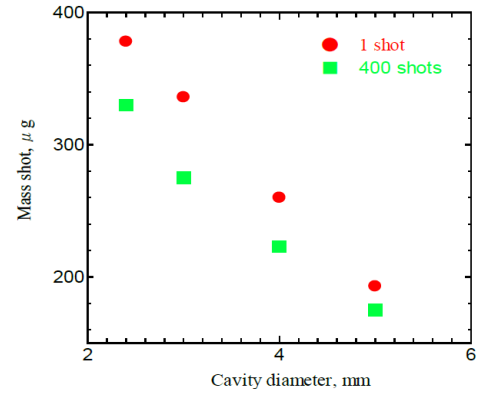
6. 2号機数値計算結果および考察

表 2 の条件で放電質直径を 5.0mm で固定し、放電室長さを 10mm から 25mm の範囲で変化させ、作動シミュレーションを行った。

図 8(a)にインパルスビットの放電室長さ依存性を、図 8(b)にマスショットの放電室長さ依存性を示す。

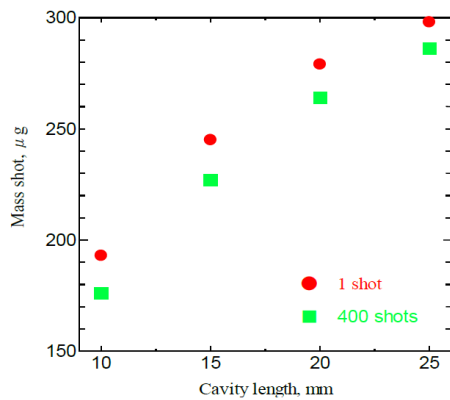


(a)



(b)

図 9 諸性能の放電室直径の依存性:
a)インパルスビット, b)マスショット

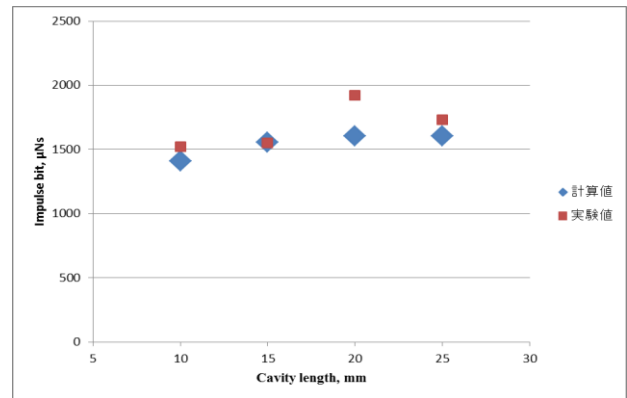


(b)

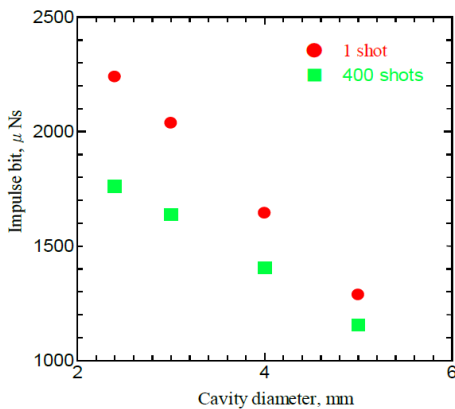
図 8 諸性能の放電室長さの依存性:
a)インパルスビット, b)マスショット

放電室長さを 10mm で固定し、放電室直径を 2.4mm から 5mm の範囲で変化させ、表 2 の条件で作動シミュレーションを行った。

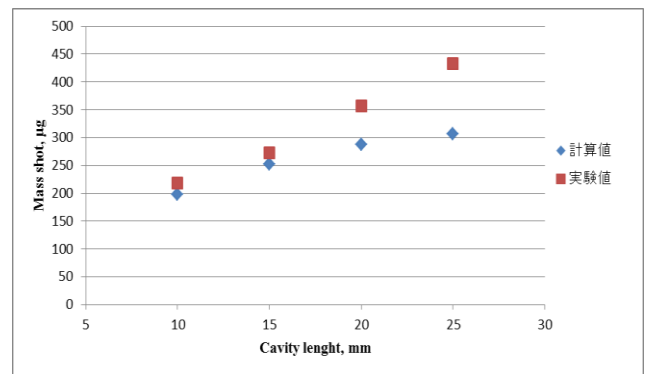
図 9(a)にインパルスビットの放電室長さ依存性を、図 9(b)にマスショットの放電室長さ依存性を示す。



(a)



(a)



(b)

図 10 計算結果と実験結果の比較

a)インパルスビット, b)マスショット

版会, 1994.

7. 結論

本研究では1号機搭載条件におけるPPT放電室内部における物理現象に関して圧縮性流体に基づく数値シミュレーションを行った。

本計算コードを用いて実験結果との比較を行ったところ, 40000ショットの連続作動試験においては定量的に一致していない箇所もあるが, 定性的な結果は良い一致を示した。

図8, 9より2号機搭載条件ではインパルスビットおよびマスショットは放電室を長くすると増加することが示された。これは, 放電室長さの増加に伴う固体推進剤昇華量の増加が原因と考えられる。

また, 放電室直径を長くするとインパルスビットおよびマスショットは減少することが示された。これは, 放電室直径の増加に伴うプラズマ密度の低下が原因と考えられる。

図10より, 計算結果と実験結果の比較はインパルスビットにおいてはよい一致を示した。しかし, マスショットにおいては放電室長さが長くなるにつれ, 計算値が実験値よりも低く計算される傾向を示した。これは, 推進剤の昇華をうまく計算できていないことが原因と考えられる。

参考文献

- 1) 石井悠介, 中 雅理, 田中慎人, 細谷竜太, 田原弘一「大阪工業大学・超小型衛星搭載用電熱加速型パルスプラズマ推進機の流れ場の数値計算と性能測定」電気学会 プラズマ研究会, 2010年5月, PST-10-012..
- 2) Masato Tanaka, Masamichi Naka, Hirokazu Tahara and Yosuke Watanabe 「Flowfield Calculation of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Nano-Satellite PROITERES」28th International Symposium on Space Technology and Science (28th ISTS), ISTS 2011-b-61p.
- 3) 田中慎人, 石井悠介, 中 雅理, 細川竜太, 田原弘一「パルスプラズマロケットエンジンの流れ場の数値計算」高温学会平成22年度秋季総合学術講演会, 2010年12月, 講演概要, pp.20-21.
- 4) 藤井孝蔵, 「流体力学の数値計算法」, 東京大学出

- 5) 廣瀬直喜, 池川昌弘, 登坂宣好, 久保田弘敏, 本間弘樹, 「圧縮性流体解析 数値流体力学シリーズ2」, 東京大学出版会, 5章, 1995, pp.169-223.
- 6) 中橋和博, 藤井孝蔵, 「格子形成とコンピュータグラフィックス 数値流体力学シリーズ6」, 東京大学出版会, 2章, 1996.
- 7) Keider, M., Boyd, I. D., and Beilis, I. I.: Model of an Electrothermal Pulsed Plasma Thruster, *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 28, No. 2, 2000, pp. 376-385.
- 8) Langmuir, I.: The Evaporation, Condensation and Reflection of Molecules and the Mechanism of Adsorption, *Physical Review*, Vol. VIII, No. 2, 1916.
- 9) Shuya Kisaki, Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Masato Tanaka, 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), IEPC-2013-97.