

大阪工業大学PROITERES衛星2号機搭載 電熱加速型パルスプラズマスラストのプラズマ流数値解析

○藤田亮太, 村岡力夫, 金岡啓太, 陳カンシュン, 田中慎人,
田原弘一 (大阪工業大学), 脇園堯 (ハイ・サーブ)

Plasma Numerical Simulation of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters onboard 2nd PROITERES Satellite

Ryota Fujita, Rikio Muraoka, Keita Kanaoka, Huanjun Chen, Masato Tanaka,
Hirokazu Tahara(Osaka Institute of Technology), Takashi Wakizono(High Serve)

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

Abstract

The Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES) was started at Osaka Institute of Technology (OIT) in 2007. In the 1st PROITERES, a nano-satellite with electrothermal Pulsed Plasma Thrusters (PPTs) was successfully launched on September 9th, 2012. The main mission is to change altitude orbits of 1 km with powered-flight PPT systems. The PPT performance in the 1st PROITERES reached 5.0 Ns with no miss-firing. Furthermore, the project of the 2nd PROITERES was started in 2010. The 2nd PROITERES satellite aims at powered-flight with longer distance, i.e. changing 200-400 km in altitude on near-earth orbits, than that of the 1st PROITERES. In this paper, we introduced the plasma numerical simulation and ground experiment, and compared with them.

1. 緒言

近年、打ち上げコストの削減、開発や製造期間の短縮、小型衛星での特異ミッションなどの観点から大学・企業の研究機関等で小型人工衛星の開発研究が盛んに行われている。大型人工衛星を搭載したロケットの余剰能力を活用するピギーバック衛星も注目されている。しかし、小型人工衛星は投入される軌道高度を選択することができない。この解決案として電気推進機を用いて軌道を変更する方法が挙げられている。

本学、大阪工業大学では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)をキックオフした¹⁻¹²⁾。2012年に電気推進ロケットエンジンの一種であるPPT (Pulsed Plasma Thruster: パルスプラズマスラスト) を搭載した小型人工衛星PROITERES 1号機をピギーバック衛星として打上げに成功した。さらに、2010年からPROITERES 2号機の開発研究を行っている。

PROITERES 2号機は、PROITERES 1号機と同様にPPTを搭載し、軌道高度の変更をメインミッションとしている。1号機のメインミッションは、1 kmの軌道高度の変更のため、必要な総力積が5 Nsであった。それに対して2号機では、200-400 kmの軌道高度の変更

となり、必要な総力積は約5000-10000 Nsである。そのため、1号機搭載用PPTのままでは長距離の軌道高度変更を行うために必要な総力積を得ることができない。

そこで、本研究ではPROITERES 2号機のメインミッションを達成できるPPTの設計指針を得るため数値解析モデルの開発研究を行った。

2. PROITERES 2号機

PROITERES 1号機の次世代機であるPROITERES 2号機について説明する。

2号機は、一辺500 mmの立方体、質量50 kgで、メインミッションはPPTの作動により200-400 kmの軌道高度の変更を行うことである。

PROITERES 2号機の諸元を表1、飛行予想図を図1に示す。

表1 小型人工衛星PROITERES 2号機の諸元

Mass	50 kg
Dimensions	Cube, 500 mm on a side
Electrical power	60 W
Altitude	600-800 km
Development period	3 years
Lifetime	More than one year

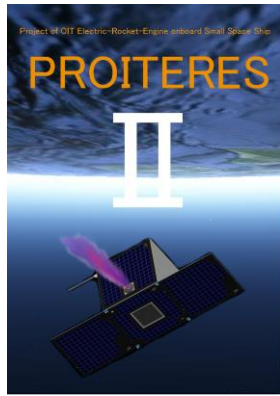


図1 小型人工衛星PROITERES 2号機の飛行予想図

3. PPT (Pulsed Plasma Thruster)

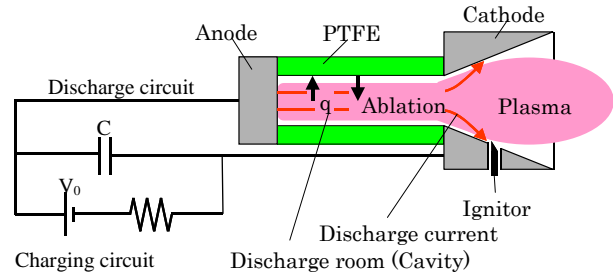
PPTは、固体のPTFE（四フッ化エチレン: Teflon®）を推進剤とするパルス作動型の電気推進機であり、2つの電極（アノード・カソード）、固体推進剤、供給機構、イグナイタ、キャパシタンス、イグナイタ用電源装置、主放電用電源装置により構成されている。また、PPTには固体推進剤を使用することから推進剤タンク、シール部品、メカニカルバルブ等が不要で、小型・軽量化の点で有利である。さらに、メカ可動部が燃料供給機構のみとなるため信頼性が高い。そして、パルス作動であるため、ON/OFF回路でのデジタル制御が容易であることから小型人工衛星PROITERESに搭載された。

PPTには、電熱加速型PPTと電磁加速型PPTが存在する。電熱加速型PPTは電極が同軸あるいはそれに類する構造であり、一般的に放電室と呼ばれる放電・昇圧領域とノズルを有する。電磁加速型PPTは電極が平行あるいはそれに類する構造である。

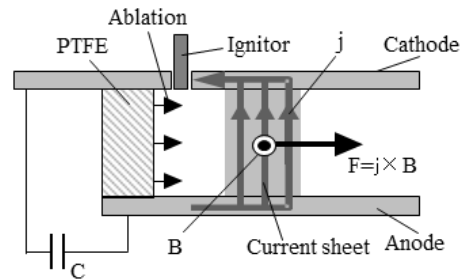
次に作動原理について説明する。主放電用電源装置によりキャパシタンスに高電圧を充電し、電極に接続する。イグナイタに印加されたパルス状の高電圧放電により推進剤表面を昇華・電離する。それにより両電極間に高導電性の領域をつくり、短絡させる。両電極に接続されたキャパシタンス内の電荷が一気に流れ、主放電を形成する。この主放電による電流がジュール加熱および輻射によって推進剤にエネルギーを与え、昇華・電離して高圧のプラズマを発生し、ノズルを通り、気体力学的に加速する。一方、電磁加速型PPTはイグニッション放電により平行電極間に主放電を誘発し、通常は上流端に配置された固体推進剤が昇華される。主放電とその自己誘起磁場によりローレンツ力が発生し主加速力となる¹³⁾。

両者にはそれぞれ長所と短所がある。電熱加速型PPTは電磁加速型PPTよりも比推力が劣る。しかし、電熱加速型PPTは電磁加速型PPTより高い推力-電力比を有する。これらを考慮すると搭載できる電力が

限られている小型人工衛星には電磁加速型PPTよりも電熱加速型PPTが適していると考えられる。また、PPTには推進剤タンク等が不要であるため推進剤が推進機システムに占める質量割合は小さく、比推力の低さを補うために推進剤質量を増加させても固体推進剤を用いる限り、他の推進機と比べて不利な要因とはならない。以上の理由から、本研究では電熱加速型PPTに着目し、研究対象とする。図2に電熱加速型PPTと電磁加速型PPTの概略図を示す。



(a) 電熱加速型PPT



(b) 電磁加速型PPT

図2 PPTの概略

4. 実験装置

実験用に開発した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図を図3に、実験で使用した真空チャンバを図4に示す。

垂直振り子は支持台に固定された2点のニードルで支えられ、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。事前に質量を測定しておいた鉄球をスラストスタンドに衝突させ、較正を取り、電磁ダンパにより揺れを制御してと繰り返し、較正データを取得する。スラストを噴射させることにより垂直振り子型スラストスタンドを動かし、その変位を計測する。計測した値を較正結果と比較し、インパルスビットを算出する。

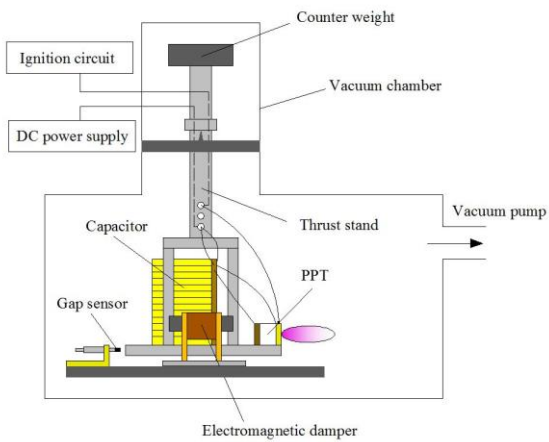


図3 垂直振り子型スラストスタンド



図4 真空チャンバ

5. 数値解析モデル

PROITERES 2号機用PPTを開発するには設計指針を得なければならない。そのためPPTの放電室内部の物理量を知る必要がある。しかし、PPTは数 $10\mu\text{s}$ 以下で放電が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。そのため本研究では、数値解析によりPPT放電室内部の2次元空間分布を解明し、設計指針を得ることを目標にした。

本研究で使用した解析モデルの概略図を図5に示す。

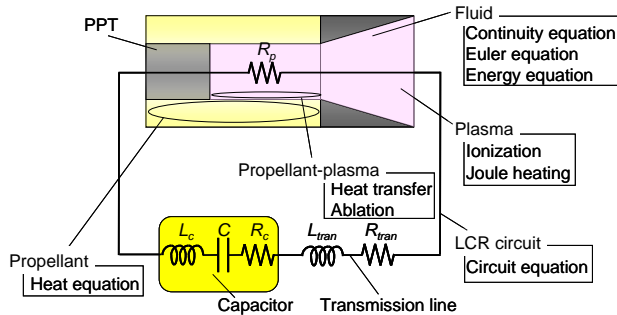


図5 解析モデルの概略

本解析モデルは、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、ノズル部の形状は作動条件に応じて適宜変更した¹⁴⁾。

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。
- 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。

6. PROITERES 1号機用PPTによる解析検証

1号機用PPTを用いて実験結果と解析結果を比較し、解析方法の妥当性を確認した。PROITERES 1号機のFMモデルを図6に、打上げ時の写真を図7に、諸元を表2に示す。そして実験で使用した1号機用PPTを図8に、実験と解析に用いた条件を表3に示す。

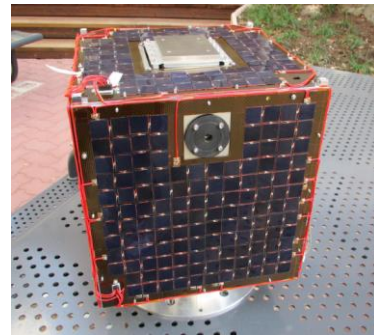


図6 PROITERES 1号機のFMモデル

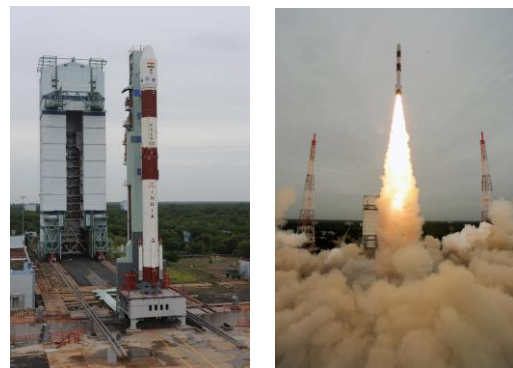


図7 打上げ時のロケット

表2 1号機の諸元

Mass	14.5 kg
Dimensions	290 × 290 × 290 mm (Without extension boom)
Orbit	Orbital inclination: 99.98 [deg], Eccentricity : 0
Altitude	670 km
Commencing time	April, 2007
Lifetime	1-2 years
Rocket	PSLV(India)
Launch	9.Sept.2012
Attitude control	Magnetic attitude control Gravity-gradient stabilization

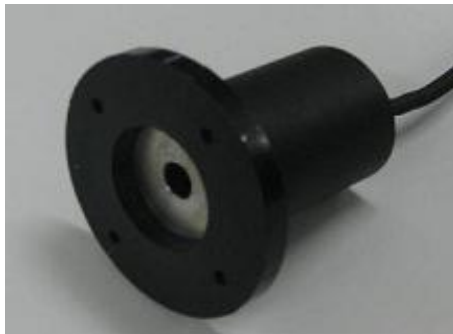


図8 1号機用PPT

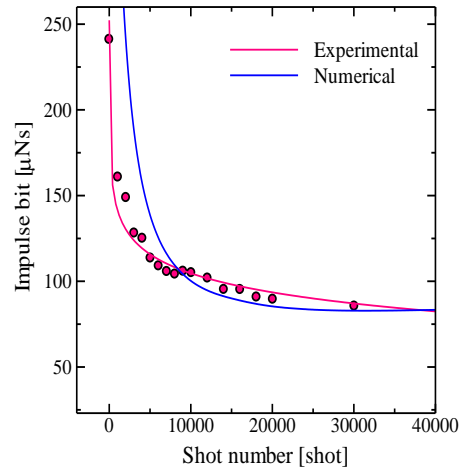
表3 1号機用PPTの実験・解析条件

Cavity room	Length	10.0 mm
	Diameter	1.0 mm
Nozzle	Length	23 mm
	Diameter	20 mm
Capacitance		1.5 μ F
Charging voltage		1800 V
Inductance		0.35 μ H
Resistance		0.05 Ω

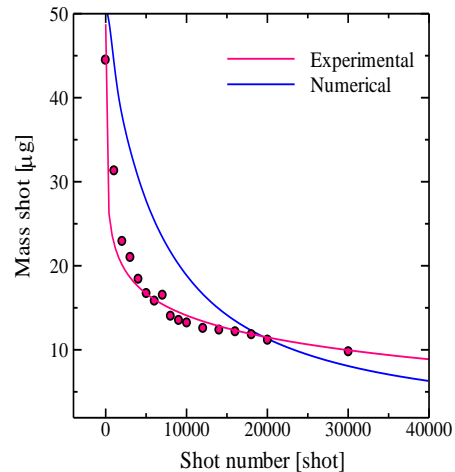
40000 shot連続作動におけるインパルスビットおよびマスショットの解析結果と実験結果との比較を図9に示す。インパルスビットおよびマスショット両方で10000-20000 shotを超えると解析結果は実験結果より低くなるが、双方とも同様の傾向を示している。また初期性能では同等の値を示していることがわかる。

PTFEが1 shotごとに軸方向に一定の割合で昇華消費すると仮定して計算を繰り返して行った。しかし、実験ではアノード付近に比べ、カソード付近は昇華量が少ない。これはノズル付近の流れが速いことで電子、イオン及び中性粒子数密度が小さくなるため熱伝達によるPTFEへの熱フラックスが

小さいことにより起こる。今後は軸方向に対する昇華量を考慮する必要がある。



(a) インパルスビット-shot数特性



(b) マスショット-shot数特性

図9 40000 shot連続作動における比較

7. PROITERES 2号機用PPTの解析

7.1. 初期性能による実験・解析

2号機用PPTは200-400 kmの軌道高度の変更を行うため1号機用PPTのトータルインパルスでは達成できない。そこで、PPTは初期エネルギーに依存する性質をもつため、コンデンサの枚数を増やし、静電容量を増加することにより初期エネルギーを増加させた。コンデンサの枚数は、1号機では1枚だったが、2号機では13枚搭載した。これにより静電容量が1.5 μ Fから19.5 μ Fに、初期エネルギーを2.43 Jから31.59 Jに変更した¹⁵⁻¹⁸。

実験・解析時の条件を表4に示す。

インパルスビットにおける実験結果と解析結果の比較を図10に示す。PPTは推力にあたるインパルスビットが非常に小さく性能取得が困難である。

そのため実験結果にばらつきが生じるため平均値を取り評価する。今回の実験では350 shotまでの平均値を取っている。実験結果では350 shotの平均インパルスビットが2080 μNs 、解析結果では最大インパルスビットが2050 μNs となった。比較した結果、誤差は1.46%であり、初期性能を評価する解析のモデルを確立することができた。



図11 1号機用PPU

表4 2号機用PPTの実験・解析条件

Cavity room	Length	25.0 mm
	Diameter	4.0 mm
Nozzle	Length	19.0 mm
	Diameter	20.0 mm
Capacitance		19.5 μF
Charging voltage		1800 V
Inductance		0.35 μH
Resistance		0.024 Ω

表5 1号機用PPUの概要

Mass	710 g	
Size	100 × 100 × 50 mm	
Power consumption	5 W	
Input voltage	DC 12 V ± 10 %	
Charge time	1.0 s	
Output voltage	to Capacitance	1.8 kV
	to Ignitor	2.25, 2.7 kV
Operating frequency	Optional	

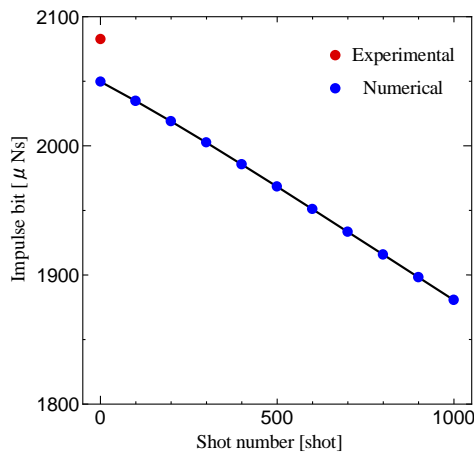
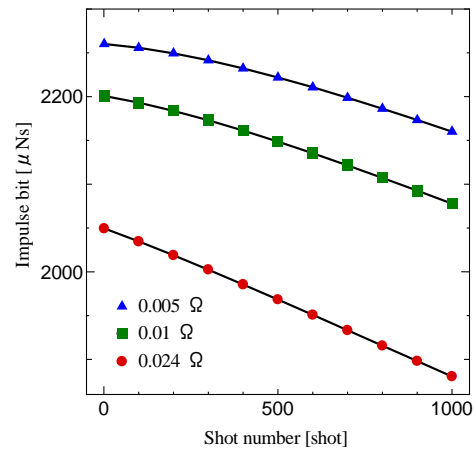


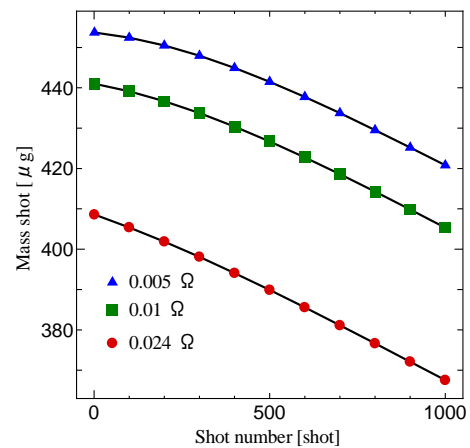
図10 実験結果と解析結果の比較



(a) インパルスビット-shot数特性

7.2. 回路抵抗値の変化による解析

PPTを衛星に搭載する場合、電源供給・制御装置 (Power Processing Unit : PPU) が必要になる。そのため本学ではPPTとPPUを合わせてPPTシステムと総称している。1号機用PPUの写真を図11に、1号機用PPUの概要を表5に示す。現在、2号機用PPUはPPTの後方に配置させる予定である。そのため回路による抵抗値が低減できる可能性がある。そのため回路抵抗値を3種類設定し、性能がどのように変化するか解析を行った。解析結果を図12に示す。解析条件は抵抗値以外7.1.の表4と同様である。



(b) マスショット-shot数特性

図12 回路抵抗値の変化による性能評価

結果から抵抗値が低い順にインパルスビットおよびマスショットが高いことがわかった。抵抗値0.005 Ωのとき、インパルスビットが2260 μNsと最大になった。

回路抵抗値が低くなったことでプラズマへの投入エネルギーが増加、電子温度及び圧力が上昇することによりプラズマの抵抗率が下がり、輸送効率が向上し、インパルスビットが増加した。また電子温度及び圧力が上昇したことで1 shot当たりの昇華量が増え、マスショットが増加した¹⁹⁾。

この結果によりPPUをPPTに近接させることで回路抵抗値を低減させ、性能の向上が行えるといえる。

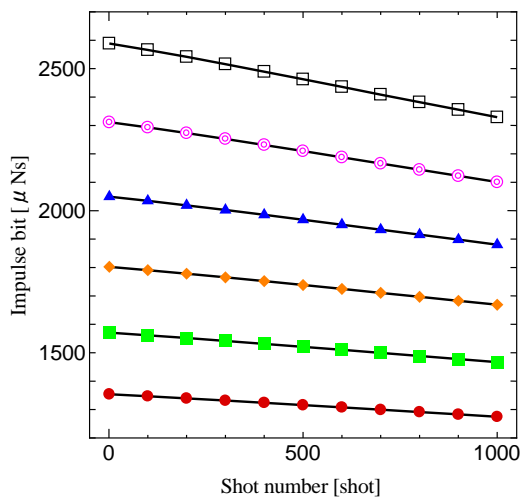
7.3. 充電電圧の変化による解析

衛星に搭載する際に、より性能を向上させなければならない。そこで初期エネルギーを増加させる要因の1つである充電電圧の変化について解析を行った。

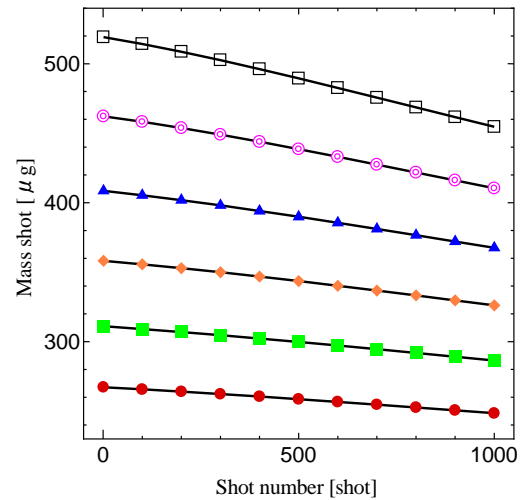
充電電圧を変化させたときのインパルスビットおよびマスショットの解析結果を図13に示す。

○が1500 V、■が1600 V、◇が1700 V、△が1800 V、◎が1900 V、□が2000 Vとなっている。結果から充電電圧が高い順にインパルスビット及びマスショットが増加することがわかった。充電電圧2000 Vのとき、インパルスビットが2589 μNsと最大になった。

またすべての結果で定量的にインパルスビットが変化していることがわかった。



(a) インパルスビット-shot数特性



(b) マスショット-shot数特性

図13 充電電圧の変化による性能評価

8. 結論

1号機用PPTの実験結果と解析結果を比較し解析方法の妥当性を確認した。

- 1) 実験結果と解析結果の1 shot目では同様の結果が算出された。
- 2) 10000-20000 shotを超えると解析結果は実験結果より低く計算された。

1号機用PPTに比べ約13倍初期エネルギーを増加させた2号機用PPTの解析を行った。

- 1) 放電室長さ25 mm、直径4 mmのPPTで実験値と解析値を比較した結果、ほぼ同様の値が算出された。
- 2) 回路抵抗値を変化させた結果、抵抗値が低い方がインパルスビット及びマスショットが増加した。
- 3) 充電電圧を変化させた結果、充電電圧が高い方がインパルスビット及びマスショットが増加した。

参考文献

- 1) T.Ikeda, M.Yamada, M.Shimizu, T.Fujiwara, H.Tahara and Satellite R&D Team of Students and Faculty Members of OIT, “Research and Development of an Attitude Control System for Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship”, *27th International Symposium on Space Technology and Science*, (2009), Paper No. ISTS 2009-s-02f.
- 2) H.Takagi, T.Yamamoto, Y.Ishii and H.Tahara, “Performance Enhancement of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Osaka Institute of

- Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship”, *31st International Electric Propulsion Conference*, (2009), Paper No. IEPC-2009-254.
- 3) J.Ozaki, T.Ikeda, T.Fujiwara, M.Nishizawa, S.Araki, H.Tahara and Y.Watanabe, “Development of Osaka Institute of Technology Nano-Satellite “PROITERES” with Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters”, *32nd International Electric Propulsion Conference*, (2011), Paper No. IEPC-2011-035.
 - 4) H.Tahara, Y.Ishii, M.Tanaka, M.Naka and Y.Watanabe, “Flowfield Calculation of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for the PROITERES Satellite”, *32nd International Electric Propulsion Conference*, (2011), Paper No. IEPC-2011-037.
 - 5) N.Egami, T.Matsuoka, M.Sakamoto, Y.Inoue, T.Ikeda and H.Tahara, “R&D, Launch and Initial Operation of the Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite and Development of the 2nd and 3rd Satellites”, *29th International Symposium on Space Technology and Science*, (2013), Paper No. ISTS 2013-f-12.
 - 6) T.Kamimura, K.Yamasaki, N.Egami, T.Matsuoka, M.Sakamoto, Y.Inoue, T.Ikeda, and H.Tahara, “Final Checking Process and Launch of the Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite Using Indian PSLV Rocket C-21”, *29th International Symposium on Space Technology and Science*, (2013), Paper No. ISTS 2013-f-48p.
 - 7) R.Fujita, Y.Uetsuji, H.Tahara, “Research and development of the Osaka Institute of Technology PROITERES small-satellite structure system”, *Asian Conference on Mechanics of Functional Materials and Structures*, (2014), Paper No. (923425)S.
 - 8) T.Kamimura, Y.Nishimura, T.Ikeda and H.Tahara, “R&D, environment tests and launch of the Osaka Institute of Technology 1st PROITERES small artificial with electrothermal pulsed plasma engines and development of the 2nd and 3rd satellites”, *Asian Conference on Mechanics of Functional Materials and Structures*, (2014), Paper No. (923414)S.
 - 9) M.Naka, M.Tanaka, H.Tahara, Y.Watanabe and T.Wakizono, “Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster System Flight-Model onboard Nano-Satellite PROITERES” *28th International Symposium on Space Technology and Science*, *28th International Symposium on Space Technology and Science*, (2011), Paper No. ISTS 2011-b-03.
 - 10) J.Ozaki, T.Ikeda, S.Araki, M.Nishizawa, Y.Inoue, T.Iguchi, H.Tahara and Y.Watanabe, “Development of Nano-Satellite PROITERES with Electric Rocket Engines at Osaka Institute of Technology”, *28th International Symposium on Space Technology and Science*, (2011), Paper No. ISTS 2011-b-13.
 - 11) M.Tanaka, M.Naka, H.Tahara and Y.Watanabe, “Flowfield Calculation of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Nano-Satellite PROITERES”, *28th International Symposium on Space Technology and Science*, (2011), Paper No. ISTS 2011-b-61p.
 - 12) T.Ikeda, J.Ozaki, S.Araki, M.Nishizawa, Y.Inoue, T.Iguchi, H.Tahara and Y.Watanabe, “Research and Development of Nano-Satellite PROITERES Series at Osaka Institute of Technology” *28th International Symposium on Space Technology and Science*, (2011), Paper No. ISTS 2011-j-21.
 - 13) 栗木 恭一・荒川 義博 編, 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 2003/05, pp. 157-181.
 - 14) 陳カンシュン, 田中慎人, 村岡力夫, 藤田亮太, 金岡啓太, 田原弘一, 脇園堯, “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評価”, 第58回宇宙科学技術連合講演会, (2014), 2J12.
 - 15) R.Fujita, R.Muraoka, C.Hunnjun, S.Kisaki, M.Tanaka and H.Tahara, T.Wakizono, “Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellites”, *AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition 2014*, (2014), Paper No. AIAA-2014-3610.
 - 16) S.Kisaki, T.Ikeda, Y.Inoue, N.Egami and H.Tahara, “Development of Highly-Functional Nano/Small Satellites with Pulsed Plasma Engines”, *Int. Conf. on Renewable Energy Research and Applications*, (2012).
 - 17) C.Hunnjun, S.Kisaki, R.Muraoka, M.Tanaka, H.Tahara and T.Wakizono, “Performance Prediction of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellite Series”, *33rd International Electric Propulsion Conference*, (2013), Paper No. IEPC-2013-102.
 - 18) R.Muraoka, S.Kisaki, M.Tanaka, H.Tahara and T.Wakizono, “Research and Development of Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellite Series with Electric Rocket Engines”, *33rd International Electric Propulsion Conference*, (2013), Paper No. IEPC-2013-103.
 - 19) 枝光敏章, 電熱加速型パルスプラズマ推進機の性能向上に関する研究, 2005.